



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR
Engenharia

Simulação Numérica de um Veículo Aéreo Determinação dos Coeficientes de Sustentação, Resistência Aerodinâmica e de Momento de Arfagem

Luís Guilherme Monteiro Mouquinho Trindade

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em
Engenharia Aeronáutica
(Ciclo de estudos integrado)

Orientador: Prof. Doutor Jorge Miguel dos Reis Silva
Coorientador: Prof. Doutor Francisco Miguel Ribeiro Proença Brójo

Covilhã, junho de 2017

“We are embarked as pioneers upon a new science and industry in which our problems are so new and unusual that it behooves no one to dismiss any novel idea with the statement that ‘it can’t be done!’”

William E. Boeing, founder, The Boeing Company

Dedicatória

Às minhas avós, Rosalina Palma Monteiro (1932-2015) e Joaquina Rosa Mouquinho (1932-2017).

Agradecimentos

Primeiramente, gostaria de agradecer ao meu orientador, Professor Jorge Miguel dos R. Silva, por todo o esforço evidenciado, no sentido de ter à minha disposição todos os recursos possíveis para o sucesso desta dissertação. Também um agradecimento especial, a todas as oportunidades que me concedeu durante a realização deste trabalho assim como a confiança depositada na minha pessoa e no meu trabalho.

Gostaria de agradecer ao meu co-orientador, Professor Francisco Miguel R. P. Brójo, pela sua valiosa orientação especialmente durante a fase de processamento das simulações em *ANSYS® Fluent®*, assim como a disponibilização do "cluster" *almourol*. O meu muito obrigado em tudo aquilo que me ajudou e ensinou.

Ao Professor Pedro Vieira Gamboa, que apesar de não ser orientador deste trabalho, nunca me negou a sua preciosa ajuda. O meu muito obrigado pelo seu tempo.

Ao Professor José C. P. Marques, pela disponibilização do ClusterDEM.

À Professora Maria do Rosário M. R. Macário, do Instituto Superior Técnico (IST) pela confiança depositada durante a realização do trabalho.

Ao Professor Vasco D. M. L. M. dos Reis, do IST, pelo entusiasmo, admiração e apoio concedido durante todo o trabalho.

Ao Professor James F. Whidborne, coordenador do grupo de Simulação e Controlo da Universidade de Cranfield, pelo interesse, ideias e sugestões apresentadas durante o curso de desenvolvimento profissional de curta-duração, "*Modelling and Simulation of Air Vehicles*". Sem a sua experiência, este trabalho não seria o mesmo, nem teria seguido o mesmo caminho.

Ao Professor Mudassir Lone, responsável pela unidade curricular de Dinâmica de Voo, da Universidade de Cranfield, por tudo aquilo que me ensinou, mas também pelas suas grandes capacidades pedagógicas.

À aluna de doutoramento, Eng. Emília Baltazar, por toda a ajuda, sugestões, correções e animo demonstrado durante a realização do trabalho.

Ao aluno de doutoramento, K. J. Benjamin Tan, da Universidade de Glasgow, pelo ombro amigo e esclarecedor que sempre demonstrou ser ao longo do trabalho.

Ao Eng. Carlos M. dos Reis Fonte, pela ajuda e disponibilidade demonstrada durante a realização da malha.

Ao Eng. Ricardo Salas, pela ajuda durante o processamento das simulações.

À Técnica Superior, Olga Maria F. C. M. Abrantes, responsável pelo Empréstimo Inter-bibliotecas da UBI, pelo esforço desempenhado no sentido de obter material bibliográfico indisponível na

Biblioteca da UBI.

Ao inventor João Alexandre J. I. do Nascimento Neves, pela confiança e apoio demonstrado ao longo do trabalho.

À amiga, Laura S. Nobre Martins, pela disponibilização do modelo visual do Sistema de Transporte Aéreo Multifuncional. Este trabalho é parte integrante de uma outra dissertação que está neste momento em progresso.

Ao Eng. Tiago M. R. Rosa, por toda a ajuda e apoio demonstrado durante a realização do trabalho.

Ao Eng. Peter Silva Jorge e ao Simão P. F. Afonso pela ajuda e companheirismo ao longo dos últimos anos do curso.

Aos amigos que me acompanharam durante os últimos seis anos da minha vida e que estiveram sempre lá para o que desse e viesse, Eng. João P. S. Santos, Eng. Pedro M. C. Carrola, Nuno F. C. Santos, Eng. Sofia R. da Silva Gaspar e Eng. Afonso Santos Rodrigues.

Por último mas não menos importante, gostaria de agradecer aos meus pais e à minha namorada, Joana Margarida, simplesmente por serem quem são.

Para todos aqueles que colocaram obstáculos, que direta ou indiretamente quiseram promover o sucesso/insucesso deste trabalho, deixo-vos uma pequena frase, com uma grande mensagem: "*A adversidade traz sabedoria.*", Provérbio Popular, Vietname.

Resumo

Tendo como intuito responder a problemas de mobilidade, nomeadamente aqueles que se relacionam com o transporte de mercadorias em meio urbano, nasceu em 2014, na cidade da Covilhã, na região da Beira Interior, em Portugal, o projeto *UrbLog* que viria a evoluir para um Sistema de Transporte Aéreo Multifuncional sujeito a pedido de patente nacional e internacional. Os dirigíveis foram amplamente utilizados entre 1920 e 1930, tendo cessado essa utilização generalizada, após o desastre de "*Hindenburg*", a 6 de maio de 1937. Nos últimos anos, resurgiu o interesse por este tipo de veículos, nomeadamente com o caso do P-791 da "*Lockheed Martin*" ou o "*Hybrid Air Vehicles*" (HAV) 304 "*Airlander*", a nível industrial. Estes dois projetos representam os chamados veículos dirigíveis híbridos, que obtêm a sua sustentação a partir do movimento do corpo pelo vento relativo, conjugado com a sustentação estática providenciada pelo hélio e ainda a sustentação direta obtida pelos rotores. Com o aumento exponencial da capacidade de processamento dos computadores, nomeadamente os pessoais, começou a ser possível simular diversos tipos de escoamento, inclusivamente escoamentos impossíveis de obter em túnel de vento. Este trabalho tem como objetivo obter as curvas de coeficiente de sustentação, de resistência aerodinâmica e de momento de arfagem para um veículo aéreo dirigível. É realizada uma revisão de literatura acerca da configuração de veículos dirigíveis, a fonte de todas as forças aerodinâmicas assim como as curvas típicas de cada um dos coeficientes avaliados. É também abordada a metodologia utilizada num estudo de Dinâmica de Fluidos Computacional, assim como os modelos de turbulência utilizados. No caso de estudo é referido o modo de implementação de uma estação de trabalho do zero, as definições aplicadas durante o processo de geração de malha e o modo como foram processadas as simulações em "*cluster*". Na discussão de resultados são apresentados os coeficientes de sustentação, de resistência aerodinâmica e de momento de arfagem para o veículo integrante do pedido de patente denominado Sistema de Transporte Aéreo Multifuncional. Estes coeficientes foram calculados utilizando três modelos de turbulência, "*Spalart-Allmaras*", $k - \epsilon$ "*Realizable*" e $k - \omega$ SST. Foi também determinada a Polar de Resistência Aerodinâmica para este veículo. Uma das conclusões deste trabalho é que as asas do veículo contribuem com praticamente metade da sustentação dinâmica, sendo a maior contribuição da parte do hélio. Quanto ao coeficiente de resistência aerodinâmica este aumenta para os casos calculados com asas, face aos casos sem asas. Para o coeficiente de momento de arfagem em torno do centro de gravidade, concluiu-se que para as deflexões de asa traseira estudadas, não temos uma situação de voo válida. No entanto, a presente dissertação reporta todas as etapas executadas na prossecução do trabalho, de modo a que no futuro seja possível verificar outras deflexões e posições das asas.

Palavras-chave

Dirigíveis Híbridos; Dinâmica de Fluidos Computacional; Coeficiente de Sustentação; Coeficiente de Resistência Aerodinâmica; Coeficiente de Momento de Arfagem.

Abstract

Having the intention to respond to mobility issues, particularly those relating to the transport of goods in urban areas, it was born in 2014 in the city of Covilha, in the region of Beira Interior in Portugal, the *UrbLog* project that would evolve into a *Multifunctional Air Transport System* subject to national and international patent application. Airships were widely used between 1920 and 1930, and this widespread use ceased after the Hindenburg disaster on May 6, 1937. In recent years, interest in this type of vehicle has risen, particularly in the case of the P-791 of *Lockheed Martin* or the *Hybrid Air Vehicles (HAV) 304 Airlander*. These two projects represent the so-called hybrid airships vehicles, which obtain their lift from the movement of the body by the relative wind, conjugated with the static lift provided by the helium and also direct lift obtained by the rotors. With the exponential increase in processing power of computers, including personal, it began to be possible to simulate various types of flows, including impossible flows to obtain in the wind tunnel. The goal of this work obtains the lift, drag and pitching moment coefficients for a hybrid airship vehicle. A literature review is carried out on the airships vehicle configuration, the source of all aerodynamic forces as well as the typical curves of each coefficient. It is also discussed the methodology used in the Computational Fluid Dynamics studies, as well as the turbulence models used. In the case study is show how to implement a workstation from scratch, the settings applied during the meshing process and how the simulations were processed in the cluster. The discussion of results shows the lift, drag and pitching moment coefficients for the vehicle patent application. These coefficients were calculated using three turbulence models, called "*Spalart-Allmaras*", $k-\varepsilon$ "*Realizable*" and $k-\omega$ SST. The Drag Polar was also determined for this vehicle. One of the conclusions of this work is that the wings of the vehicle contribute to almost half of the dynamic lift. The drag coefficient increases to the case calculated with wings face the cases without wings. For the pitching moment coefficient around the center of gravity, it was concluded that for the rear wing deflections studied, we do not have a valid flight situation. However, this dissertation reports all the steps performed in the continuation of the work, so that in the future it is possible to verify other deflections and positions of the wings.

Keywords

Hybrid Airships; Computational Fluid Dynamics; Lift Coefficient; Drag Coefficient; Pitching Moment Coefficient.

Conteúdo

1	Introdução	1
1.1	Motivação	2
1.2	Objeto e Objetivos	3
1.3	Limitações e Dependências	4
1.4	Estrutura da Dissertação	6
2	Revisão de Literatura	7
2.1	Introdução	8
2.2	Configurações de Dirigíveis	8
2.2.1	Dirigíveis Não Rígidos, <i>Blimps</i> ou Flexíveis	8
2.2.2	Dirigíveis Semi-Rígidos	9
2.2.3	Dirigíveis Rígidos	10
2.2.4	Dirigíveis Híbridos	11
2.2.4.1	LMH-1 da <i>Lockheed Martin</i>	12
2.2.4.2	Airlander 10 da <i>Hybrid Air Vehicles</i>	13
2.2.4.3	<i>UrbanLogistics (UrbLog)</i>	14
2.3	A Fonte de Todas as Forças Aerodinâmicas	15
2.4	Sustentação Estática	16
2.5	Sustentação Dinâmica, Resistência Aerodinâmica e Momento de Arfagem	18
2.6	Coefficientes de Sustentação, Resistência aerodinâmica e de Momento de Arfagem	21
2.6.1	Curva Típica de Coeficiente de Sustentação	22
2.6.2	Curva Típica de Coeficiente de Resistência Aerodinâmica	24
2.6.3	Polar de Resistência Aerodinâmica	25
2.7	Estabilidade	26
2.7.1	Estabilidade Estática	27
2.7.2	Estabilidade Dinâmica	27
2.7.3	Estabilidade Estática Longitudinal	28
2.7.3.1	Curvas do Coeficiente de Momento de Arfagem de Vários Compo- nentes	30
2.8	Controlo Longitudinal	30
2.9	Casos Semelhantes	32
2.10	Conclusão	42
3	Metodologia	43
3.1	Introdução	44
3.2	Metodologia de um Estudo CFD	44
3.2.1	Pré-Processamento	45
3.2.2	Processamento	47
3.2.3	Pós-Processamento	49
3.3	Equações Fundamentais da Dinâmica de Fluidos	49
3.3.1	Conservação de Massa (Equação da Continuidade)	50
3.3.2	Conservação da Quantidade de Movimento (Segunda Lei de Newton)	51
3.3.3	Conservação da Energia (Primeira Lei da Termodinâmica)	55
3.4	Regime Turbulento	58

3.5	Camada Limite	60
3.6	Modelos Numéricos para Escoamentos Turbulentos	63
3.6.1	Modelos de Turbulência para as Equações Médias de Reynolds	63
3.6.2	Modelo Spallart-Allmaras	65
3.6.3	Modelo $k - \varepsilon$ Realizable	67
3.6.4	Modelo $k - \omega$ "Shear Stress Transport" (SST)	69
3.7	Geração de Malha	71
3.8	Métodos de Discretização Espacial	73
3.9	Conclusão	74
4	Caso de Estudo	75
4.1	Introdução	76
4.2	Configurações Iniciais	76
4.3	Geometria	76
4.4	Configuração da Aplicação de Geração de Malha	81
4.5	Configuração da Fase de Processamento ANSYS® Fluent®	97
4.5.1	Modelos de Turbulência para o Caso de Estudo	100
4.5.2	Materiais	100
4.5.3	Condições de Fronteira	100
4.5.4	Valores de Referência	103
4.5.5	Métodos de Solução e de Controle	103
4.5.6	Monitores	105
4.5.7	Inicialização	105
4.6	Conclusão	106
5	Discussão de Resultados	107
5.1	Introdução	108
5.2	Verificação do Valor de y^+	108
5.3	Coeficiente de Sustentação C_L	110
5.4	Coeficiente de Resistência Aerodinâmica C_D	115
5.5	Coeficiente de Momento de Arfagem aerodinâmico C_{M_a}	119
5.6	Modelo Escolhido para os Restantes Coeficientes	123
5.6.1	Coeficiente de Sustentação C_L	124
5.6.2	Coeficiente de Sustentação Total $C_{L_{TOTAL}}$	125
5.6.3	Coeficiente de Resistência Aerodinâmica C_D	126
5.6.4	Coeficiente de Momento de Arfagem C_{M_a}	127
5.6.5	Coeficiente de Momento de Arfagem em torno do Centro de Gravidade $C_{M_{CG}}$	129
5.7	Polar de Resistência Aerodinâmica	136
5.8	Polar de Resistência Aerodinâmica Total	137
5.9	Conclusão	138
6	Conclusão	139
6.1	Síntese da Dissertação	140
6.2	Considerações Finais	141
6.3	Propostas para Trabalho Futuro	142
	Referências	143

Conteúdo

A	Especificações Técnicas das Máquinas Utilizadas	157
A.1	Especificações da Máquina <i>nit-simulator</i>	157
A.2	Especificações da Máquina Mestre, <i>almourol.local</i>	157
A.3	Especificações das Máquinas Escravas	158
A.3.1	<i>computer-0-0.local</i> , <i>computer-0-1.local</i> , <i>computer-0-2.local</i> e <i>computer-0-3.local</i>	158
A.3.2	<i>computer-0-4.local</i>	158
B	Configuração de <i>Hardware/Software</i> da Máquina <i>nit-simulator</i>	159
C	Resultado das Verificações das Malhas em ANSYS® <i>Fluent</i>®	163
C.1	Comando " <i>Check</i> " para a malha com o código 294	163
C.2	Comando " <i>Check</i> " para a malha com o código 295	163
C.3	Comando " <i>Check</i> " para a malha com o código 296	164
C.4	Comando " <i>Check</i> " para a malha com o código 297	164
C.5	Comando " <i>Report Quality</i> " para a malha com o código 294	164
C.6	Comando " <i>Report Quality</i> " para a malha com o código 295	165
C.7	Comando " <i>Report Quality</i> " para a malha com o código 296	165
C.8	Comando " <i>Report Quality</i> " para a malha com o código 297	165
C.9	Comando " <i>Orthogonal Quality</i> " para a malha 294	166
C.10	Comando " <i>Orthogonal Quality</i> " para a malha 294	166
C.11	Comando " <i>Cell Equiangle Skew</i> " para a malha 294	167
C.12	Comando " <i>Cell Equiangle Skew</i> " para a malha 294	167
C.13	Comando " <i>Poor Elements</i> " para a malha 294	168
C.14	Comando " <i>Orthogonal Quality</i> " para a malha 295	168
C.15	Comando " <i>Orthogonal Quality</i> " para a malha 295	169
C.16	Comando " <i>Cell Equiangle Skew</i> " para a malha 295	169
C.17	Comando " <i>Cell Equiangle Skew</i> " para a malha 295	170
C.18	Comando " <i>Poor Elements</i> " para a malha 295	170
C.19	Comando " <i>Orthogonal Quality</i> " para a malha 296	171
C.20	Comando " <i>Orthogonal Quality</i> " para a malha 296	171
C.21	Comando " <i>Cell Equiangle Skew</i> " para a malha 296	172
C.22	Comando " <i>Cell Equiangle Skew</i> " para a malha 296	172
C.23	Comando " <i>Poor Elements</i> " para a malha 296	173
C.24	Comando " <i>Orthogonal Quality</i> " para a malha 297	173
C.25	Comando " <i>Orthogonal Quality</i> " para a malha 297	174
C.26	Comando " <i>Cell Equiangle Skew</i> " para a malha 297	174
C.27	Comando " <i>Cell Equiangle Skew</i> " para a malha 297	175
C.28	Comando " <i>Poor Elements</i> " para a malha 297	175
D	Processamento da Simulação em "<i>cluster</i>"	177
D.1	Exemplo de Ficheiro " <i>.sh</i> " para um caso tridimensional em escoamento permanente	179
D.2	Exemplo de Ficheiro " <i>.jou</i> " para um caso tridimensional em escoamento permanente	180
E	Dados Genéricos Acerca das Malhas	181
F	Artigo Científico Apresentado na <i>International Conference on Engineering (ICEUBI2015)</i>	189

Lista de Figuras

Figura 2.1	Dirigível não rígido típico	9
Figura 2.2	Dirigível <i>Zeppelin</i> [®] NT 07	10
Figura 2.3	Dirigível Rígido típico	10
Figura 2.4	Conceito de Dirigível Híbrido	11
Figura 2.5	Primeiro Voo do P-791 da <i>Lockheed Martin</i> , a 31 de janeiro de 2006	12
Figura 2.6	Segundo Voo do <i>Airlander 10</i> da <i>Hybrid Air Vehicle</i> , a 24 de agosto de 2016	13
Figura 2.7	Modelo gráfico do veículo aéreo	14
Figura 2.8	Modelo gráfico do veículo aéreo em voo de cruzeiro	14
Figura 2.9	Distribuição da pressão ao longo de um corpo	15
Figura 2.10	Força de fricção em torno de um corpo	15
Figura 2.11	Vetores unitários	16
Figura 2.12	Balão português com fins publicitários	17
Figura 2.13	Veículo Aéreo com a força de sustentação estática a contrariar o peso	18
Figura 2.14	Decomposição de forças que atuam num perfil alar	19
Figura 2.15	Origem do momento num perfil alar, sendo que as setas exteriores estão exageradas	19
Figura 2.16	Diagrama com momento definido a $c/4$	20
Figura 2.17	Perfil alar com momento definido no bordo de ataque	20
Figura 2.18	Sistema de eixos para um dirigível genérico	20
Figura 2.19	Curvas típicas do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque, sendo que (a) corresponde a uma asa infinita e (b) corresponde a uma asa finita	23
Figura 2.20	Ângulo de ataque geométrico (α), efetivo (α_{eff}) e induzido (α_i)	23
Figura 2.21	Efeito do ângulo de ataque geométrico (α) e efetivo (α_{eff})	24
Figura 2.22	Curva típica de coeficiente de Resistência Aerodinâmica (C_D) em função do ângulo de ataque (α)	25
Figura 2.23	Polar de Arrasto	25
Figura 2.24	Sistema de eixos de um dirigível genérico	26
Figura 2.25	Estabilidade Estática positiva, neutra e negativa	27
Figura 2.26	Perturbação do ângulo de ataque de equilíbrio	27
Figura 2.27	Estabilidade dinâmica: Aperiódica (a) e Oscilações Amortecidas (b); Instabilidade dinâmica (c)	28
Figura 2.28	Coeficiente de momento de arfagem em função do ângulo de ataque para uma aeronave estável e instável	29
Figura 2.29	Coeficiente de momento de arfagem em função do ângulo de ataque para uma aeronave estável	29
Figura 2.30	Componentes que contribuem para o coeficiente de momento de arfagem em função do coeficiente de sustentação, exemplo ilustrativo	30
Figura 2.31	Convenção de sinais utilizada para a deflexão do profundor, assim como a posição utilizada para baixa velocidade (a) e para alta velocidade (b)	31
Figura 2.32	Curva típica do Coeficiente de momento de arfagem (C_M) em função de α para a deflexão do leme de profundidade	31

Figura 2.33	Efeito da deflexão do leme de profundidade na curva de coeficiente de sustentação (C_L) em função do ângulo de ataque (α)	31
Figura 2.34	Resultados experimentais dos coeficientes aerodinâmicos e de estabilidade (a) C_L em função de α ; (b) C_D em função de α ; (c) C_m em função de α ; (d) C_n em função de β	32
Figura 2.35	Gráfico da esquerda representa o tempo de CPU em função de α e o gráfico da direita representa C_D em função de α ; ambos os gráficos comparam os três modelos de turbulência já mencionados	33
Figura 2.36	A evolução do envelope do HAV, até cumprir o objectivo proposto com o design 4	34
Figura 2.37	A evolução do envelope do HAV, até cumprir o objectivo proposto com o design 4	34
Figura 2.38	Força de Sustentação em função da velocidade para 3 altitudes	34
Figura 2.39	Força de Resistência em função da velocidade para 3 altitudes	34
Figura 2.40	Dirigível Zhiyuan-1 (medidas em mm)	35
Figura 2.41	Coefficiente de Resistência em função do ângulo de arfagem	35
Figura 2.42	Coefficiente de Sustentação em função do ângulo de arfagem	35
Figura 2.43	Comparação de C_D entre o dirigível Zhiyuan-1 e o Lotte	36
Figura 2.44	Configurações testadas	36
Figura 2.45	Variação de Coeficientes em função do ângulo de ataque α	37
Figura 2.46	Modelo Testado (dimensões em mm)	37
Figura 2.47	Dirigível Skyship-600, à escala de 1:75	38
Figura 2.48	Variação de C_D em função de α	38
Figura 2.49	Variação de coeficientes aerodinâmicos em função do ângulo de ataque α	39
Figura 2.50	Dirigível YEZ-2A, à escala de 1:75	39
Figura 2.51	Dirigível YEZ-2A, referencial utilizado para as superfícies de controlo (" <i>Rud-dervators</i> ")	40
Figura 2.52	Variação de C_D em função de α para o dirigível YEZ-2A	40
Figura 2.53	Variação de C_L em função de α para o dirigível YEZ-2A	41
Figura 2.54	Variação de C_M em função de α para o dirigível YEZ-2A	42
Figura 3.1	Fase de pré-processamento, baseado em	46
Figura 3.2	Propriedades físicas de um escoamento	47
Figura 3.3	Fluxograma correspondente à fase de processamento	48
Figura 3.4	Volume de Controlo fixo no espaço e no tempo	50
Figura 3.5	Elemento de fluido infinitesimal em movimento. Apenas as forças na direção x são mostradas, sendo este o modelo usado para derivar a equação do momento na direção x	51
Figura 3.6	Tipos de tensão actuantes no elemento de fluido infinitesimal em movimento	52
Figura 3.7	Instalação experimental utilizada por Osborne Reynolds	58
Figura 3.8	Regime Laminar	58
Figura 3.9	Regime de Transição	58
Figura 3.10	Regime Turbulento	58
Figura 3.11	Cascata de Energia num escoamento Turbulento	59
Figura 3.12	Camada-limite sobre uma placa plana, estando a escada dos y ampliada	60

Lista de Figuras

Figura 3.13	Camada-limite, com a subcamada viscosa, zona de transição e subcamada turbulenta sobre uma placa plana	61
Figura 3.14	Perfil de Velocidade junto a uma superfície sólida	62
Figura 3.15	Evolução da Velocidade (representativa de outra qualquer variável) em regime turbulento, em função do tempo, segundo a decomposição de Reynolds	64
Figura 3.16	Malha computacional em 3D, retirado de	71
Figura 3.17	Malha estruturada em 2D, adaptado de	71
Figura 3.18	(a) Malha triangular não-estruturada em 2D, (b) Malha quadrangular não-estruturada em 2D adaptado de	72
Figura 3.19	Malha Híbrida com segmentos de malha estruturada e outras de malha não-estruturada	72
Figura 3.20	Representação de uma malha estruturada para o método dos volumes finitos	74
Figura 3.21	Representação de uma malha não-estruturada para o método dos volumes finitos	74
Figura 4.1	Modelo visual do veículo	77
Figura 4.2	Modelo adaptado do veículo ao estudo CFD	77
Figura 4.3	Asa dianteira do veículo, depois do comando "Subdivide" ser aplicado	77
Figura 4.4	Asa traseira do veículo, depois do comando "Subdivide" ser aplicado	78
Figura 4.5	Empenagem horizontal do veículo, depois do comando "Subdivide" ser aplicado	78
Figura 4.6	Envelope do veículo (área da asa dianteira), depois do comando "Subdivide" ser aplicado	79
Figura 4.7	Envelope do veículo (área da asa traseira e da empenagem horizontal), depois do comando "Subdivide" ser aplicado	79
Figura 4.8	Envelope do veículo (zona da gondola), depois do comando "Subdivide" ser aplicado	80
Figura 4.9	Gondola do veículo, depois do comando "Subdivide" ser aplicado	80
Figura 4.10	Deflexão positiva ($X = 10$) da asa traseira do veículo	81
Figura 4.11	Deflexão negativa ($X = -10$) da asa traseira do veículo	81
Figura 4.12	Create Case	82
Figura 4.13	Valores inseridos na "Bounding Box"	84
Figura 4.14	Nível de Refinamento de superfície aplicado nas asas e na empenagem horizontal	85
Figura 4.15	Nível de Refinamento de superfície aplicado no envelope e na gondola	85
Figura 4.16	Valores obtidos pela referência	86
Figura 4.17	Definição do separador "Layers" para as asas e a empenagem horizontal	87
Figura 4.18	Definição do separador "Layers" para o envelope e gondola	87
Figura 4.19	Configuração da linha de contorno para as asas e para a empenagem horizontal	88
Figura 4.20	Configuração da linha de contorno para o envelope e a gondola	88
Figura 4.21	Linhas extraídas	88
Figura 4.22	Configuração do nível de refinamento do "Feature Edge" aplicado em todas as superfícies	89
Figura 4.23	Refinamento volumétrico aplicado a todas as superfícies do veículo	89
Figura 4.24	Coordenadas do cilindro aplicado na malha	90

Figura 4.25	Refinamento volumétrico aplicado ao cilindro	90
Figura 4.26	Demonstração gráfica do cilindro aplicado à malha	90
Figura 4.27	Coordenadas da caixa inserida na malha	90
Figura 4.28	Nível de refinamento volumétrico da caixa	90
Figura 4.29	Imagem da caixa com vista da malha da parede de fronteira "Inlet" . . .	91
Figura 4.30	Definição do "Material Point"	91
Figura 4.31	Ponto arbitrário na malha	91
Figura 4.32	Visão panorâmica da malha na globalidade	92
Figura 4.33	Visão da malha criada na superfície do veículo	92
Figura 4.34	Camadas criadas à volta da superfície do veículo	93
Figura 4.35	Camadas colapsadas à volta da superfície do veículo	93
Figura 4.36	Refinamento realizado à volta da superfície do veículo	93
Figura 4.37	Ficheiro de registo emanado pelo <i>HelyX^{OS}</i> no final da iteração com o código 294	94
Figura 4.38	Ficheiro de registo emanado pelo <i>HelyX^{OS}</i> no final da iteração com o código 295	95
Figura 4.39	Ficheiro de registo emanado pelo <i>HelyX^{OS}</i> no final da iteração com o código 296	96
Figura 4.40	Ficheiro de registo emanado pelo <i>HelyX^{OS}</i> no final da iteração com o código 297	96
Figura 4.41	Configuração aplicada no <i>Fluent Launcher</i>	97
Figura 4.42	Verificar as dimensões da malha com o comando "Scale"	98
Figura 4.43	Fluxograma que representa o funcionamento do algoritmo SIMPLE	104
Figura 5.1	Valores de y^+ para a malha com o código 294, para $\alpha = 0^\circ$ e modelo de turbulência S-A	108
Figura 5.2	Valores de y^+ para a malha com o código 295, para $\alpha = 0^\circ$ e modelo de turbulência S-A	108
Figura 5.3	Valores de y^+ para a malha com o código 296, para $\alpha = 0^\circ$ e modelo de turbulência S-A	109
Figura 5.4	Valores de y^+ para a malha com o código 297, para $\alpha = 0^\circ$ e modelo de turbulência S-A	109
Figura 5.5	Deflexão positiva ($\theta_e = -10^\circ$) da asa traseira do veículo	110
Figura 5.6	Deflexão negativa ($\theta_e = 10^\circ$) da asa traseira do veículo	110
Figura 5.7	Curva de coeficiente de sustentação dinâmica (C_L) em função de (α) para $\theta_e = 0^\circ$	111
Figura 5.8	Curva de coeficiente de sustentação dinâmica (C_L) em função de (α) para $\theta_e = -10^\circ$	112
Figura 5.9	Curva de coeficiente de sustentação dinâmica (C_L) em função de (α) para $\theta_e = 10^\circ$	113
Figura 5.10	Curva de coeficiente de sustentação dinâmica (C_L) em função de (α) para o caso sem asas	114
Figura 5.11	Curva de coeficiente de resistência aerodinâmica (C_D) em função de (α) para $\theta_e = 0^\circ$	115
Figura 5.12	Curva de coeficiente de resistência aerodinâmica (C_D) em função de (α) para $\theta_e = -10^\circ$	116

Lista de Figuras

Figura 5.13	Curva de coeficiente de resistência aerodinâmica (C_D) em função de (α) para $\theta_e = 10^\circ$	117
Figura 5.14	Curva de coeficiente de resistência aerodinâmica (C_D) em função de (α) para o caso sem asas	118
Figura 5.15	Referencial utilizado para calcular os momentos do veículo	119
Figura 5.16	Curva de coeficiente de momento de arfagem aerodinâmico (C_{M_a}) em função do ângulo de ataque (α) para $\theta_e = 0^\circ$	120
Figura 5.17	Curva de coeficiente de momento de arfagem aerodinâmico (C_{M_a}) em função do ângulo de ataque (α) para $\theta_e = -10^\circ$	121
Figura 5.18	Curva de coeficiente de momento de arfagem aerodinâmico (C_{M_a}) em função do ângulo de ataque (α) para $\theta_e = 10^\circ$	122
Figura 5.19	Curva de coeficiente de momento de arfagem aerodinâmico (C_{M_a}) em função do ângulo de ataque (α) para o caso sem asas	123
Figura 5.20	Curvas de coeficiente de sustentação (C_L) em função do ângulo de ataque (α) para os casos de estudo, considerando o modelo de turbulência S-A	124
Figura 5.21	Curvas de coeficiente de sustentação total ($C_{L_{TOTAL}}$) em função do ângulo de ataque (α) para os casos de estudo, considerando o modelo de turbulência S-A	125
Figura 5.22	Curvas de coeficiente de resistência aerodinâmica (C_D) em função do ângulo de ataque (α) para os casos de estudo, considerando o modelo de turbulência S-A	126
Figura 5.23	Curvas de coeficiente de momento de arfagem (C_{M_a}) em função do ângulo de ataque (α) para os casos de estudo, considerando o modelo de turbulência S-A	127
Figura 5.24	Curvas de coeficiente de momento de arfagem (C_{M_a}) em função do ângulo de ataque (α) para os casos de estudo, considerando o modelo de turbulência $k - \varepsilon$	128
Figura 5.25	Curvas de coeficiente de momento de arfagem (C_{M_a}) em função do ângulo de ataque (α) para os casos de estudo, considerando o modelo de turbulência $k - \omega$	128
Figura 5.26	Diagrama utilizado para deduzir a expressão para o Coeficiente de momento de arfagem em torno do centro de gravidade $C_{M_{CG}}$	129
Figura 5.27	Curvas de coeficiente de momento de arfagem em torno do centro de gravidade ($C_{M_{CG}}$) em função do Coeficiente de Sustentação Total ($C_{L_{TOTAL}}$) para os casos de estudo, considerando o modelo de turbulência S-A e que $X_a = X_{CG}$	130
Figura 5.28	Curvas de coeficiente de momento de arfagem em torno do centro de gravidade ($C_{M_{CG}}$) em função do Coeficiente de Sustentação Total ($C_{L_{TOTAL}}$) para os casos de estudo, considerando o modelo de turbulência S-A e que $X_b = X_{CG}$	131
Figura 5.29	Curvas de coeficiente de momento de arfagem em torno do centro de gravidade ($C_{M_{CG}}$) em função do Coeficiente de Sustentação Total ($C_{L_{TOTAL}}$) para os casos de estudo, considerando o modelo de turbulência S-A e que $X_{CG_{medio}}$	132
Figura 5.30	Curvas de $C_{M_{CG}}$ em função de $C_{L_{TOTAL}}$ para os casos de estudo, considerando o modelo de turbulência $k - \varepsilon$ e que $X_a = X_{CG}$	133

Figura 5.31	Curvas de C_{MCG} em função de C_{LTOTAL} para os casos de estudo, considerando o modelo de turbulência $k - \varepsilon$ e que $X_b = X_{CG}$	133
Figura 5.32	Curvas de C_{MCG} em função do C_{LTOTAL} para os casos de estudo, considerando o modelo de turbulência $k - \varepsilon$ e que $X_{CG_{medio}}$	134
Figura 5.33	Curvas de C_{MCG} em função do C_{LTOTAL} para os casos de estudo, considerando o modelo de turbulência $k - \omega$ e que $X_a = X_{CG}$	134
Figura 5.34	Curvas de C_{MCG} em função do C_{LTOTAL} para os casos de estudo, considerando o modelo de turbulência $k - \omega$ e que $X_b = X_{CG}$	135
Figura 5.35	Curvas de C_{MCG} em função do C_{LTOTAL} para os casos de estudo, considerando o modelo de turbulência $k - \omega$ e que $X_{CG_{medio}}$	135
Figura 5.36	Curvas da Polar de Resistência Aerodinâmica, para os casos de estudo, considerando o modelo S-A	136
Figura 5.37	Curvas da Polar de Resistência Aerodinâmica, para C_{LTOTAL} , considerando o modelo S-A	137
Figura C.1	Resultado do comando "Check" para a malha com o código 294	163
Figura C.2	Resultado do comando "Check" para a malha com o código 295	163
Figura C.3	Resultado do comando "Check" para a malha com o código 296	164
Figura C.4	Resultado do comando "Check" para a malha com o código 297	164
Figura C.5	Resultado do comando "Report Quality" para a malha com o código 294	164
Figura C.6	Resultado do comando "Report Quality" para a malha com o código 295	165
Figura C.7	Resultado do comando "Report Quality" para a malha com o código 296	165
Figura C.8	Resultado do comando "Report Quality" para a malha com o código 297	165
Figura C.9	Resultado do comando "Orthogonal Quality" para a malha 294	166
Figura C.10	Resultado do comando "Orthogonal Quality" para a malha 294, veículo aproximado	166
Figura C.11	Resultado do comando "Cell Equiangle Skew" para a malha 294	167
Figura C.12	Resultado do comando "Cell Equiangle Skew" para a malha 294, veículo aproximado	167
Figura C.13	Resultado do comando "Mark Poor Elements" para a malha 294	168
Figura C.14	Resultado do comando "Orthogonal Quality" para a malha 295	168
Figura C.15	Resultado do comando "Orthogonal Quality" para a malha 295, veículo aproximado	169
Figura C.16	Resultado do comando "Cell Equiangle Skew" para a malha 295	169
Figura C.17	Resultado do comando "Cell Equiangle Skew" para a malha 295, veículo aproximado	170
Figura C.18	Resultado do comando "Mark Poor Elements" para a malha 295	170
Figura C.19	Resultado do comando "Orthogonal Quality" para a malha 296	171
Figura C.20	Resultado do comando "Orthogonal Quality" para a malha 296, veículo aproximado	171
Figura C.21	Resultado do comando "Cell Equiangle Skew" para a malha 296	172
Figura C.22	Resultado do comando "Cell Equiangle Skew" para a malha 296, veículo aproximado	172
Figura C.23	Resultado do comando "Mark Poor Elements" para a malha 296	173
Figura C.24	Resultado do comando "Orthogonal Quality" para a malha 297	173
Figura C.25	Resultado do comando "Orthogonal Quality" para a malha 297, veículo aproximado	174

Lista de Figuras

Figura C.26	Resultado do comando " <i>Cell Equiangle Skew</i> " para a malha 297	174
Figura C.27	Resultado do comando " <i>Cell Equiangle Skew</i> " para a malha 297, veículo aproximado	175
Figura C.28	Resultado do comando " <i>Mark Poor Elements</i> " para a malha 297	175
Figura D.1	Configuração do " <i>cluster</i> " <i>almourol</i>	177

Lista de Tabelas

Tabela 3.1	Constantes utilizadas no modelo de turbulência Spalart-Allmaras	67
Tabela 3.2	Constantes utilizadas no modelo $k - \varepsilon$ Realizable	69
Tabela 3.3	Constantes utilizadas no modelo de turbulência $k - \omega$ (SST)	70
Tabela 4.1	Nome das paredes de fronteira	83
Tabela 4.2	Cálculo da dimensão de base da malha	84
Tabela 4.3	Dados para calcular o valor de y^+	86
Tabela 4.4	Tabela resumo com os valores de volume mínimo para cada malha	98
Tabela 4.5	Resumo do comando "Quality Report" para todas as malhas	99
Tabela 4.6	Condições de Fronteira para ângulos de ataque negativos	101
Tabela 4.7	Condições de Fronteira para ângulos de ataque positivos	101
Tabela 4.8	Condições de Fronteira para ângulo de ataque igual a zero	101
Tabela 4.9	Decomposição do vetor Velocidade a ser aplicado nas condições de fronteira	102
Tabela 4.10	Valores de referência das simulações, utilizando o formato do ANSYS® <i>Fluent</i> ®	103
Tabela E.1	Dados genéricos acerca da iteração 294 para o modelo de turbulência S-A	181
Tabela E.2	Dados genéricos acerca da iteração 294 para o modelo de turbulência $k - \varepsilon$	182
Tabela E.3	Dados genéricos acerca da iteração 294 para o modelo de turbulência $k - \omega$	182
Tabela E.4	Dados genéricos acerca da iteração 295 para o modelo de turbulência S-A	183
Tabela E.5	Dados genéricos acerca da iteração 295 para o modelo de turbulência $k - \varepsilon$	183
Tabela E.6	Dados genéricos acerca da iteração 295 para o modelo de turbulência $k - \omega$	184
Tabela E.7	Dados genéricos acerca da iteração 296 para o modelo de turbulência S-A	184
Tabela E.8	Dados genéricos acerca da iteração 296 para o modelo de turbulência $k - \varepsilon$	185
Tabela E.9	Dados genéricos acerca da iteração 296 para o modelo de turbulência $k - \omega$	185
Tabela E.10	Dados genéricos acerca da iteração 297 para o modelo de turbulência S-A	186
Tabela E.11	Dados genéricos acerca da iteração 297 para o modelo de turbulência $k - \varepsilon$	186
Tabela E.12	Dados genéricos acerca da iteração 297 para o modelo de turbulência $k - \omega$	187

Nomenclatura

Lista de Siglas e Acrônimos

$k - \varepsilon$ *k-epsilon*

$k - \omega$ *k-omega*

3D Três Dimensões

a.C. *Antes de Cristo*

ASCII *American Standard Code for Information Interchange*

ATX *Advanced Technology Extended*

AURORA *Autonomous Unmanned Remote Monitoring Robotic Airship*

BIOS *Basic Input/Output System*

Bit *Binary digit*

CAD *Computer Aided Design*

CCM *Computational Continuum Mechanics*

CD-adapco *Computational Dynamics-Analysis & Design Application Company Ltd*

CFD *Computational Fluid Dynamics*

CG Centro de Gravidade

CPU *Central Processing Unit*

CV Centro de Volume

DATCOM *Data Compendium*

DCA Departamento de Ciências Aeroespaciais

DDR *Double Data Rate*

DEL *Delete*

DIVA Dirigível Instrumentado para Vigilância Aérea

DNS *Direct Numeric Simulation*

EUA Estados Unidos da América

FAA *Federal Aviation Administration*

FLT *Final Layer Thickness*

FMG *Full Multigrid*

GB *Gigabyte*

GDDR *Graphics Double Data Rate*

GPS	<i>Global Positioning System</i>
GUI	<i>Graphical User Interface</i>
HAV	<i>Hybrid Air Vehicles</i>
HD	<i>High Definition</i>
HDD	<i>Hard Disk Drive</i>
HTA	<i>Heavier-Than-Air</i>
ICAO	<i>International Civil Aviation Organization</i>
IP	<i>Internet Protocol</i>
IPS	<i>In-plane switching</i>
ISA	<i>International Standard Atmosphere</i>
ISO	<i>International Standardization Organization</i>
IST	<i>Instituto Superior Técnico</i>
KEAS	<i>Knots Equivalent Airspeed</i>
LAN	<i>Local Area Network</i>
LED	<i>Light Emitter Diode</i>
LEMV	<i>Long Endurance Multi-intelligence Vehicle</i>
LES	<i>Large Eddy Simulation</i>
LG	<i>Lucky Goldstar</i>
LTA	<i>Lighter-Than-Air</i>
LTS	<i>Long Term Support</i>
MAAT	<i>Multibody Advanced Airship for Transport</i>
MAC	<i>Mean Aerodynamic Chord</i>
MATE	<i>MATE Advanced Traditional Environment</i>
MB	<i>Megabyte</i>
MSL	<i>Mean Sea Level</i>
NACA	<i>National Advisory Committee for Aeronautics</i>
NIT	<i>Núcleo de Investigação em Transportes</i>
NT	<i>New Technology</i>
OpenFOAM	<i>Open source Field Operation And Manipulation</i>
PISO	<i>Pressure-Implicit with Splitting of Operators</i>
RAM	<i>Random Access Memory</i>

Nomenclatura

RANS	<i>Reynolds-Averaged Navier-Stokes</i>
RNG	<i>Re-Normalisation Group</i>
S-A	<i>Spalart-Allmaras</i>
SFTP	<i>SSH File Transfer Protocol</i>
SIMPLE	<i>Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equations</i>
SIMPLEC	<i>Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equations-Consistent</i>
SLA	<i>Straightline Aviation</i>
SO	Sistema Operativo
SSD	<i>Solid State Drive</i>
SSH	<i>Secure Shell</i>
SST	<i>Shear Stress Transport</i>
STAM	Sistema de Transporte Aéreo Multifuncional
STL	<i>STereoLithography</i>
TB	<i>Terabyte</i>
UBI	Universidade da Beira Interior
UEFI	<i>Unified Extensible Firmware Interface</i>
UrbLog	<i>Urban Logistics</i>
USB	<i>Universal Serial Bus</i>
v	<i>Version</i>
VC	Volume de Controlo
VTK	<i>Visualization Toolkit</i>
VTOL	<i>Vertical Take-Off and Landing</i>
ZLT	<i>Die Zeppelin Luftschifftechnik GmbH & Co KG</i>

Lista de letras latinas

$\frac{D}{Dt}$	Por definição, $\frac{D}{Dt} \equiv \frac{\partial}{\partial t} + u \frac{\partial}{\partial x} + v \frac{\partial}{\partial y} + w \frac{\partial}{\partial z}$	–
\dot{q}_x	Fluxo de calor na componente x	W/m^2
\dot{q}	Fluxo de calor	W/m^2
$\overline{U'_u}$	Flutuação da Velocidade média do escoamento na componente x	m/s
$\overline{U'_v}$	Flutuação da Velocidade média do escoamento na componente y	m/s
$\overline{U'_w}$	Flutuação da Velocidade média do escoamento na componente z	m/s
$\overline{U_u}$	Velocidade média do escoamento na componente x	m/s

Nomenclatura

\overline{U}_v	Velocidade média do escoamento na componente y	m/s
\overline{U}_w	Velocidade média do escoamento na componente z	m/s
$\rho_{He278.4K}$	Massa Volúmica do hélio para a Temperatura de 278.4K	kg/m^3
$\rho_{ar1500m}$	Massa volúmica do ar a 1500 m (atmosfera ISA)	kg/m^3
ΔE	<i>Final Layer Thickness</i>	m
\vec{n}	Vetor unitário normal	—
\vec{U}	Vector velocidade do fluido nas suas três componentes (x, y, z)	m/s
A	Área	m^2
a	Aceleração	m/s^2
a_0	Declive da reta característica do coeficiente de sustentação (C_L) em função do ângulo de ataque (α) de uma asa infinita	—
a_1	Declive da reta característica do coeficiente de sustentação (C_L) em função do ângulo de ataque (α) de uma asa finita	—
A_F	Força Axial	N
A_r	Área de referência	m^2
a_x	Aceleração na componente x	m/s^2
a_∞	Velocidade do som num escoamento uniforme, não-perturbado	m/s
A_{arb}	Ponto arbitrário num corpo sujeito a um escoamento	—
a_{Ma}	Velocidade do som	m/s
A_{Out}	Constante	1
A_t	Constante Aditiva	6.1×10^{-4}
AR	Razão de Aspeto	—
B	Sustentação devido ao gás dentro do envelope	N
B_{log}	Constante de adição	5.5
B_t	Constante Aditiva	1.43×10^{-3}
$BBCS$	<i>Bounding Box Cell Size</i>	m
c	Corda	m
$c/4$	Um quarto da corda	m
C^+	Constante de integração	5.0
C_D	Coeficiente de resistência aerodinâmica do veículo	—
C_L	Coeficiente de sustentação do veículo	—
C_l	Coeficiente de momento de rolamento do veículo	—

Nomenclatura

C_M	Coeficiente de momento de arfagem do veículo	–
C_m	Coeficiente de momento de arfagem	–
C_n	Coeficiente de momento de guinada do veículo	–
C_y	Coeficiente de Força Lateral do veículo	–
$C_{1\varepsilon}$	Constante utilizada no modelo de turbulência k- ε Realizable	1.44
C_2	Constante utilizada no modelo de turbulência k- ε Realizable	1.9
C_{ab30}	Número de células com um valor de y^+ abaixo de 30	–
C_{ac300}	Número de células com um valor de y^+ acima de 300	–
C_{b1}	Constante utilizada no modelo de turbulência S-A	0.1355
C_{b2}	Constante utilizada no modelo de turbulência S-A	0.622
C_{D0}	Coeficiente de resistência aerodinâmica quando o Coeficiente de Sustentação é nulo	–
C_{Di}	Coeficiente de resistência aerodinâmica induzido	–
$C_{L_{max}}$	Coeficiente de sustentação máximo	–
$C_{L_{TOTAL}}$	Coeficiente de sustentação Total	N
C_{m_0}	Coeficiente de momento para a condição de ângulo de ataque nulo	–
C_T	Número de células total numa malha	–
C_{v1}	Constante utilizada no modelo de turbulência S-A	7.1
c_v	Calor específico a volume constante	$J/(kg K)$
C_{w1}	Constante utilizada no modelo de turbulência S-A	2.7566
C_{w2}	Constante utilizada no modelo de turbulência S-A	0.3
C_{w3}	Constante utilizada no modelo de turbulência S-A	2.0
D	Força de Resistência Aerodinâmica	N
d_L	Diâmetro Característico	m
d_{SA}	Distância à parede, utilizado no modelo de turbulência S-A	m
dS	Segmento infinitesimal de área em torno do ponto A_{arb}	m^2
dS_1	Segmento infinitesimal de superfície	m^2
dV	Segmento infinitesimal de volume	m^3
dx	Comprimento da componente x do elemento de fluido infinitesimal em movimento	m
dy	Comprimento da componente y do elemento de fluido infinitesimal em movimento	m
dz	Comprimento da componente z do elemento de fluido infinitesimal em movimento	m
e	Fator de Oswald's	–

Nomenclatura

e_A	Energia Interna	J
F	Força	N
f	Forças de corpo por unidade de massa que atuam num elemento de fluido	N/kg
F_1	Força genérica aplicada no ponto 1	N
F_2	Força genérica aplicada no ponto 2	N
F_x	Força na componente x	N
F_y	Força na componente y	N
F_z	Força na componente z	N
f_{v1}	Função de amortecimento viscoso, utilizada no modelo de turbulência S-A	—
f_{v2}	Função de amortecimento viscoso, utilizada no modelo de turbulência S-A	—
f_w	Função de amortecimento viscoso, utilizada no modelo de turbulência S-A	—
f_x	Forças de corpo por unidade de massa que atuam num elemento de fluido na componente x	N/kg
g	Aceleração Gravítica	9.81 m/s^2
G_v	Termo de Produção de turbulência utilizado no modelo S-A	—
G_b	Produção de energia cinética turbulenta devido à flutuabilidade	—
g_i	Aceleração gravítica na componente x	m/s^2
G_k	Produção de energia cinética turbulenta devido aos gradientes de velocidade	—
I	Impulsão	N
I_{te}	Número de Iterações	—
I_{turb}	Intensidade de Turbulência	%
k	Vetor unitário tangente ao elemento de superfície A_{arb}	—
k_F	Condutividade térmica	$W/m \cdot K$
k_{tke}	Energia Cinética Turbulenta	m^2/s^2
L	Força de Sustentação	N
L_a	Força de sustentação dinâmica	N
L_b	Força de sustentação gerada pelo gás sustentador	N
L_d	Sustentação Disponível	N
l_m	Escala de Comprimento de Turbulência	m
l_r	Comprimento de Referência	m
M	Momento de Arfagem	$N.m$

Nomenclatura

m	Massa	kg
M_a	Momento aerodinâmico	$N.m$
$M_{c/4}$	Momento a um quarto da corda	$N.m$
M_{CG}	Momento em torno do centro de gravidade	$N.m$
M_{LE}	Momento no bordo de ataque	$N.m$
Ma	Número de Mach	–
$maxX$	Distância máxima do eixo X na geração de malha	m
$maxY$	Distância máxima do eixo Y na geração de malha	m
$maxZ$	Distância máxima do eixo Z na geração de malha	m
$minX$	Distância mínima do eixo X na geração de malha	m
$minY$	Distância mínima do eixo Y na geração de malha	m
$minZ$	Distância mínima do eixo Z na geração de malha	m
n	Vetor unitário perpendicular ao elemento de superfície A_{arb}	–
N_F	Força Normal	N
n_X	Número de elementos no eixo X na geração de malha	–
n_Y	Número de elementos no eixo Y na geração de malha	–
n_Z	Número de elementos no eixo Z na geração de malha	–
n_{layer}	<i>Number of Layers</i>	–
N_{proc}	Número de processadores	–
p	Pressão	Pa
p_{abs}	Pressão absoluta	Pa
p_{amb}	Pressão ambiente	Pa
p_c	Velocidade angular no Rolamento	rad/s
p_{op}	Pressão de operação	Pa
p_{rel}	Pressão relativa	Pa
Pr_t	Número de Prandtl turbulento para a energia	0.85
q_∞	Pressão dinâmica	N/m^2
q_c	Velocidade angular na Arfagem	rad/s
R	Resultante das forças aerodinâmicas	N
R_0	Constante do gás	$J/(kg K)$
r_c	Velocidade angular na Guinada	rad/s

Nomenclatura

Re	Número de Reynolds	—
Re_L	Número de Reynolds baseado no comprimento característico do corpo	—
Re_V	Número de Reynolds baseado no Volume característico do corpo	—
$RFLT$	<i>Final Layer Thickness</i>	m
RL	<i>Refinement Level</i>	—
S	Área da asa	m^2
S_ϵ	Termo de geração definido pelo utilizador	—
S_{SA}	Magnitude da Vorticidade, utilizado no modelo de turbulência S-A	s^{-1}
S_{tke}	Termo de geração definido pelo utilizador	—
SCS	<i>Surface Cell Size</i>	m
T	Temperatura	K
t	Tempo	s
<i>Tamanho da Célula para X</i>	Dimensão de cada cubo no eixo X na geração de malha	m
<i>Tamanho da Célula para Y</i>	Dimensão de cada cubo no eixo Y na geração de malha	m
<i>Tamanho da Célula para Z</i>	Dimensão de cada cubo no eixo Z na geração de malha	m
U	Velocidade do escoamento	m/s
U'_u	Flutuação da Velocidade do escoamento na componente x	m/s
U'_v	Flutuação da Velocidade do escoamento na componente y	m/s
U'_w	Flutuação da Velocidade do escoamento na componente z	m/s
u^+	Velocidade adimensional	—
U_∞	Velocidade de escoamento uniforme, não-perturbado	m/s
U_{cruzy}	Velocidade de cruzeiro do veículo na componente Y , considerando o referencial da malha	m/s
U_{cruzZ}	Velocidade de cruzeiro do veículo na componente Z , considerando o referencial da malha	m/s
U_{cruz}	Velocidade de cruzeiro do veículo	m/s
U_{emax}	Velocidade máxima do escoamento	m/s
U_{max}	Velocidade máxima do veículo	m/s
U_{perda}	Velocidade de perda do veículo	m/s
U_{um}	Velocidade fora da camada limite	m/s
U_{ut}	Velocidade de fricção	m/s
U_u	Velocidade na componente x	m/s

Nomenclatura

u_u	Velocidade linear ao longo do eixo longitudinal do veículo	m/s
U_v	Velocidade na componente y	m/s
U_w	Velocidade na componente z	m/s
V	Volume	m^3
V_g	Volume disponível para ser preenchido por gás sustentador	m^3
v_u	Velocidade linear ao longo do eixo transversal do veículo	m/s
W	Peso	N
W_0	Peso da aeronave vazia	N
W_{ap}	Peso aparente	N
w_u	Velocidade linear ao longo do eixo vertical do veículo	m/s
X	Variável que representa a deflexão das asas na aplicação <i>Blender</i>	$^\circ$
x	Coordenada	—
X_a	Distância entre o início do envelope e o momento aerodinâmico	m
X_b	Distância entre o início do envelope e o centro de fluatibilidade	m
x_L	Comprimento Característico	m
$X_{atrás}$	Fator para atrás da malha no eixo X	—
X_{CG}	Distância entre o início do envelope e o centro de gravidade	m
X_{frente}	Fator para a frente da malha no eixo X	—
X_{Max}	Dimensão máxima da malha no eixo X	m
X_{Min}	Dimensão mínima da malha no eixo X	m
y	Coordenada, distância à parede	m
y^+	Distância à parede em termos adimensionais	—
Y_v	Termo de Destrução de turbulência utilizada no modelo S-A	—
$Y_{atrás}$	Fator para atrás da malha no eixo Y	—
y_d	Distância à parede	m
Y_{frente}	Fator para a frente da malha no eixo Y	—
Y_{Max}	Dimensão máxima da malha no eixo Y	m
Y_{Min}	Dimensão mínima da malha no eixo Y	m
Y_M	Contribuição da dilatação turbulenta	—
$Z_{atrás}$	Fator para atrás da malha no eixo Z	—
Z_{frente}	Fator para a frente da malha no eixo Z	—

Z_{Max}	Dimensão máxima da malha no eixo Z	m
Z_{Min}	Dimensão mínima da malha no eixo Z	m

Lista de letras gregas

α	Ângulo de ataque	$^{\circ}$
α_e	Ângulo de ataque para o qual a aeronave se encontra trimada	$^{\circ}$
α_1	Constante utilizada no modelo de turbulência $k - \omega$ SST	5/9
α_2	Constante utilizada no modelo de turbulência $k - \omega$ SST	0.44
α_{cri}	Ângulo de ataque crítico	$^{\circ}$
α_{eff}	Ângulo de ataque efetivo	$^{\circ}$
α_i	Ângulo de ataque induzido	$^{\circ}$
$\alpha_{L=0}$	Ângulo de ataque para sustentação nula	$^{\circ}$
β	Ângulo de derrapagem	$^{\circ}$
β^*	Constante utilizada no modelo de turbulência $k - \omega$ SST	9/100
β_1	Constante utilizada no modelo de turbulência $k - \omega$ SST	3/40
β_2	Constante utilizada no modelo de turbulência $k - \omega$ SST	0.0828
χ	Rácio entre \tilde{v} e v	—
δ	Espessura nominal da camada-limite	m
δ_e	Deflexão do leme de profundidade	$^{\circ}$
$\delta_{1,2,3,4}$	Ângulo de deflexão de cada um dos <i>ruddervators</i> , referido no trabalho de Gomes	$^{\circ}$
$\delta_{K_{ij}}$	Delta de Kronecker ($\delta_{K_{ij}} = 1$ se $i = j$ e $\delta_{K_{ij}} = 0$ se $i \neq j$)	Pa
ε	Taxa de Dissipação de Turbulência	m^2/s^3
η	Ângulo de deflexão equivalente do leme de profundidade, referido no trabalho de Gomes	$^{\circ}$
κ	Constante de von Kármán	0.41
κ_{SA}	Constante utilizada no modelo de turbulência S-A	0.4187
Λ	Constante empírica	0.127
λ	Coeficiente de viscosidade segundo	$kg/(ms)$
μ	Viscosidade Dinâmica	$kg/(ms)$
μ_{∞}	Viscosidade Dinâmica num escoamento uniforme, não-perturbado	$kg/(ms)$
μ_t	Viscosidade Turbulenta	$kg/(ms)$
∇	Por definição, $\nabla \equiv i \frac{\partial}{\partial x} + j \frac{\partial}{\partial y} + k \frac{\partial}{\partial z}$	—

Nomenclatura

ω	Taxa de dissipação específica de energia	$1/s$
Ω_{ij}	Tensor médio de Vorticidade, utilizado no modelo de turbulência S-A	s^{-1}
ρ	Massa Volúmica	kg/m^3
ρ_0	Massa Volúmica padrão	kg/m^3
$\rho_{\text{água}}$	Massa Volúmica da água a 277.15 K	1000 kg/m^3
ρ_{H_2}	Massa Volúmica do hidrogénio	1.1854 kg/m^3
ρ_{He}	Massa Volúmica do hélio	0.16964 kg/m^3
ρ_∞	Massa Volúmica do ar num escoamento uniforme, não-perturbado	kg/m^3
ρ_{ar}	Massa Volúmica do ar ao nível médio das águas do mar	1.225 kg/m^3
ρ_g	Massa Volúmica do gás de sustentação	kg/m^3
σ	Densidade Relativa	—
σ_ε	Constante utilizada no modelo de turbulência k- ε Realizable	1.2
$\sigma_{\omega 1}$	Constante utilizada no modelo de turbulência k – ω SST	0.5
$\sigma_{\omega 2}$	Constante utilizada no modelo de turbulência k – ω SST	0.856
$\sigma_{\tilde{v}}$	Constante utilizada no modelo de turbulência S-A	2/3
σ_{k1}	Constante utilizada no modelo de turbulência k – ω SST	0.85
σ_{k2}	Constante utilizada no modelo de turbulência k – ω SST	1.0
$\sigma_{k_{kte}}$	Constante utilizada no modelo de turbulência k- ε Realizable	1.0
τ	Tensão tangencial (ou de corte)	Pa
τ_{ij}	Tensão exercida na direção j no plano perpendicular ao eixo i	Pa
τ_w	Tensão de fricção	Pa
θ_e	Deflexão da asa traseira	°
$\tilde{\nu}$	Idêntico à Viscosidade Cinemática Turbulenta, no modelo S-A	m^2/s
ν	Viscosidade Cinemática	m^2/s
ν_t	Viscosidade Cinemática Turbulenta	m^2/s
$\vec{\nabla}T$	Gradiente de Temperatura	K/m

Capítulo 1

Introdução

Conteúdo

1.1	Motivação	2
1.2	Objeto e Objetivos	3
1.3	Limitações e Dependências	4
1.4	Estrutura da Dissertação	6

1.1 Motivação

Apesar de desconhecidos do grande público, os veículos mais leves que o ar ou "*Lighter-than-Air*" (LTA), foram nos anos 20 e 30, utilizados em transporte de passageiros e carga entre os dois lados do oceano Atlântico [1]. Durante este tempo e tendo em conta o contexto mundial da altura (Primeira Grande Guerra), o hidrogénio (H_2) surgiu como o gás utilizado para efetuar a flutuabilidade dos dirigíveis, por ser o mais leve dos elementos conhecidos. Este gás é extremamente inflamável, o que constitui um grave problema para a segurança de voo em aeronaves. Tendo em conta que, nesta fase da História, ainda não exista uma verdadeira consciência para este tipo de situações, ocorreram vários acidentes, sendo o mais grave de todos eles, o desastre de "*Hindenburg*", a 6 de maio de 1937 [1, 2]. Este acidente, o aparecimento de aeronaves de asa fixa com grande capacidade de transporte e carga assim como a corrida ao transporte supersónico fez com que este tipo de aeronaves fossem deixadas de lado em termos comerciais. No entanto, nos últimos anos, reapareceu o interesse por este tipo de aeronaves, com estas a serem utilizadas para vigilância, publicidade, defesa, turismo, transporte de pessoas ou carga e ainda para comunicações [1, 3, 4]. Neste contexto, surgiram a nível internacional projetos como o P-791 da "*Lockheed Martin*" [5] ou o "*Hybrid Air Vehicles*" (HAV) 304 "*Airlander*" [6]. Em Portugal, a uma escala muito mais pequena, surgiram também vários projetos entre os quais o Dirigível Instrumentado para Vigilância Aérea (DIVA) [7], em parceria com o projeto "*Autonomous Unmanned Remote Monitoring Robotic Airship*" (AURORA) realizado no Brasil [8], assim como, o GAYA, um dirigível solar que é o resultado do desenvolvimento do "*Nature Friendly Airship Project*" (NFAP). Em 2014, começava na Covilhã, o projeto "*Urban Logistics*" (*UrbLog*), especialmente desenhado a pensar na logística urbana [4]. Até ao momento, os trabalhos desenvolvidos no Núcleo de Investigação em Transportes (NIT), abrangem as áreas de Design Conceptual [9], Operação da Aeronave [10], Técnicas Construtivas [11] e Estabilidade e Controlo [12]. Em 2015 surgia um novo tópico de investigação dentro deste projeto, os Simuladores de Voo. Neste sentido e fazendo uso do modelo gráfico do Sistema de Transporte Aéreo Multifuncional (STAM) (uma evolução do *UrbLog*), já disponível para *Prepar3D*® da "*Lockheed Martin*", a motivação desta dissertação é dar o primeiro passo no sentido da construção do modelo de voo. Devido à inexistência de dados aerodinâmicos e tendo em consideração o curso de desenvolvimento profissional de curta-duração, "*Modelling and Simulation of Air-Vehicles*", na Universidade de *Cranfield*, fez-se uso da Dinâmica de Fluidos Computacional para a obtenção de dados aerodinâmicos deste veículo. Esta dissertação pretende também responder a um pedido dos inventores, que passa por estudar a influência da deflexão das asas traseiras nos coeficientes de sustentação, resistência aerodinâmica e momento de arfagem, não sendo objetivo realizar qualquer tipo de otimização das mesmas, querendo isto dizer, que não é objetivo do presente trabalho modificar nem o perfil, nem a dimensão, nem a posição das asas. A premissa inicial do trabalho é a existência de um modelo gráfico e a impossibilidade de transferir qualquer elemento de lugar, sendo apenas permitido realizar as simplificações que se considerarem necessárias. Deste modo, esta dissertação pretende oferecer uma contribuição para a área de aerodinâmica do projeto, de modo a que seja possível alterar no futuro, a posição das asas face à fuselagem, as suas dimensões, o perfil e a deflexão das mesmas e assim estudar a variação nos coeficientes aerodinâmicos. De realçar, que com a utilização de ferramentas como a Dinâmica de Fluidos Computacional, espera-se que num futuro não muito longínquo seja possível simular todo o veículo e deste modo partir para a fase construtiva com algum grau de certeza, acerca da funcionalidade do protótipo.

1.2. Objeto e Objetivos

1.2 Objeto e Objetivos

O objeto de estudo deste trabalho é o Sistema de Transporte Aéreo Multifuncional (STAM), constituído por um dirigível rígido híbrido, uma torre de aterragem e descolagem assim como os mecanismos de amarração, desenhado pela equipa de Operação de Aeronaves no NIT [4]. Este projeto começou em 2014 na Universidade da Beira Interior (UBI) em parceria com o Instituto Superior Técnico (IST). O plano de trabalho para esta dissertação engloba o estudo de documentos científicos acerca de análises de coeficientes aerodinâmicos de diversos veículos em Dinâmica de Fluidos Computacional, conhecida internacionalmente por "*Computational Fluid Dynamics*" (CFD), a metodologia de trabalho utilizada em CFD assim como o processo utilizado para calcular estes mesmos coeficientes no caso em estudo. «*Método científico é o conjunto de processos ou operações mentais que devemos empregar na investigação*» [13, p.24]. Deste modo, um dos métodos para efetuar uma investigação científica é o método hipotético-dedutivo. O primeiro passo deste método, passa por efetuar uma formulação do problema, já descrita na motivação e que será aprofundada na revisão de literatura. O passo seguinte é a formulação de hipóteses, presente trabalho são os seus objetivos, que podem ser de índole geral ou específica [14]. O objetivo do presente trabalho visa obter dados aerodinâmicos para a construção do modelo de voo do veículo, utilizando para isso a Dinâmica de Fluidos Computacional e três modelos de turbulência: *Spalart-Allmaras (S-A)*, *k-epsilon (k-ε)* e "*Menter's Shear Stress Transport*" (SST) *k-omega (k-ω)*. Como objetivos específicos podemos enumerar os seguintes:

1. Descrever as melhores definições de malha conseguidas (considerando os recursos temporais e materiais) utilizando para isso a aplicação gratuita para o sistema operativo (SO) *Linux*[®] de geração de malha *HelyX^{OS} v2.3.1* (versão atual à data de início desta dissertação);
2. Descrever o procedimento numérico utilizado no caso de estudo do veículo, de como realizar uma simulação CFD, de modo a iterar possíveis alterações ao projeto, como a geometria do veículo, a dimensão e posição das asas e dos estabilizadores verticais;
3. Desenhar as curvas do coeficiente de sustentação (C_L), coeficiente de resistência aerodinâmica (C_D) e coeficiente de momento de arfagem (C_M) em função do ângulo de ataque (α), entre -20° e 20° , do veículo (sem asas e com as asas traseiras com uma deflexão de zero graus ($\theta_e = 0^\circ$), dez graus positivos ($\theta_e = 10^\circ$) e dez graus negativos ($\theta_e = -10^\circ$)) para o voo de cruzeiro, utilizando pelo menos três modelos de turbulência;
4. Desenhar a curva de C_M em função de C_L do veículo (sem asas e com as asas traseiras com uma deflexão de zero graus ($\theta_e = 0^\circ$), dez graus positivos ($\theta_e = 10^\circ$) e dez graus negativos ($\theta_e = -10^\circ$)) para o voo de cruzeiro, utilizando os três modelos de turbulência já mencionados;
5. Sugerir qual o modelo de turbulência mais adequado ao estudo dos coeficientes aerodinâmicos deste veículo, comparando os três modelos.
6. Desenhar a Polar de Resistência Aerodinâmica do veículo (sem asas, e com as asas traseiras com uma deflexão de zero graus ($\theta_e = 0^\circ$), dez graus positivos ($\theta_e = 10^\circ$) e dez graus negativos ($\theta_e = -10^\circ$)) para o voo de cruzeiro, utilizando o modelo de turbulência que se considerar mais adequado;
7. Utilizar o *Microsoft[®] Office[®] ExcelTM 2016*, na realização das tarefas inerentes à fase de pós-processamento do estudo CFD.

1.3 Limitações e Dependências

Todos os trabalhos apresentam algum tipo de limitação ou dependência. Nesta dissertação, lidamos com duas grandes limitações, nomeadamente a capacidade computacional disponível aquando da realização do trabalho assim como o tempo disponível para a realização do mesmo. Deste modo, as malhas necessárias ao cumprimento dos objetivos propostos foram calculadas na máquina *nit-simulator*. Foi também nesta máquina que foi realizada a inicialização de todas as simulações assim como o pós-processamento do estudo CFD. As especificações técnicas desta máquina encontram-se no Apêndice A.1.

Devido ao facto do veículo ter «75 metros de comprimento, 30 metros de largura e 15 metros de altura» (tradução-livre) [9, p.22], fez com que fosse necessário uma malha de grandes dimensões. Deste modo, tivemos de realizar um *upgrade* a esta máquina ao nível da memória RAM, tendo neste momento 32GB (4x8GB) Crucial® DDR3 @ 1600 MHz.

De modo a dar cumprimento aos objetivos específicos da presente dissertação, para a realização da malha, foi utilizada a aplicação de geração de malha *HelyX^{OS}*, que é gratuita mas apenas para o sistema operativo Linux®. Considerando este constrangimento, esta máquina foi configurada com dois sistemas operativos: Microsoft® Windows® 10 Home 64-bits e Linux® Ubuntu MATE 16.04.2 *Long Term Support* (LTS).

Para efetuar as simulações numéricas, foram disponibilizados dois *clusters*¹: um detido pelo Professor Doutor Francisco Brójo, com o nome de *almourol* e outro detido pelo Professor Doutor José Páscoa. Tendo em conta o número de simulações necessárias para a realização do trabalho (252) assim como o tamanho da malha mais simples (malha com o código 297, veículo sem asas, com cerca de 2.1GB e 9.4 milhões de células), o ideal seria utilizar ambos os *clusters*, mas infelizmente isso não foi possível. O *cluster* detido pelo Professor Doutor José Páscoa, tem a versão v14.0 do ANSYS® *Fluent*® instalada enquanto que o *cluster* detido pelo Professor Doutor Francisco Brójo tem a versão v16.2 do ANSYS® *Fluent*®. Considerando que uma simulação programada em ANSYS® *Fluent*® v16.2 não pode ser executada na v14.0 e que uma simulação quando programada em v16.2 e executada na v14.0, apresentou resultados diferentes do que aqueles apresentados na v16.2, optou-se apenas pela utilização do *cluster* detido pelo Professor Doutor Francisco Brójo.

Deste modo, apenas se apresentam nos respetivos Apêndices, as características do *cluster* sob responsabilidade do Professor Doutor Francisco Brójo. Este *cluster* no início dos cálculos numéricos era constituído por cinco máquinas, sendo uma o mestre (com o nome *almourol.local*, estando as especificações técnicas disponíveis no Apêndice A.2) e as outras quatro máquinas, as escravas (com o nome *computer-0-0.local*, *computer-0-1.local*, *computer-0-2.local* e *computer-0-3.local*, estando as especificações técnicas disponíveis no Apêndice A.3.1).

Quando estavam realizados cerca de 50% dos cálculos foi decidido aumentar o *cluster* com mais uma máquina escrava (*computer-0-4.local*, estando as especificações técnicas disponíveis no Apêndice A.3.2), tendo a memória RAM da máquina mestre sofrido também um “*upgrade*” para 16GB, tendo neste momento (4x4GB) Crucial® DDR3 @ 1600 MHz.

Para a conexão entre as máquinas escravas e a máquina mestre foi utilizado um *switch*² TP-Link TL-SG108 com as especificações indicadas na referência [16].

¹Um *cluster* na terminologia inglesa é um conjunto de computadores interligados entre si que atuam como se de um só se tratasse.

²Um *switch* na terminologia inglesa é um equipamento de rede que tem como função a interligação de dispositivos como computadores ou servidores [15].

1.3. Limitações e Dependências

Resumindo, o *cluster almourol* é constituído por 6 nós, 44 processadores (40 utilizáveis) e um total de 176GB de memória RAM. Devido à utilização por parte de outros estudantes e investigadores, não foi possível utilizar toda a capacidade do *cluster*, tendo sido atribuído a este trabalho, entre 16 a 32 processadores. Quanto à memória RAM, esta é gerida de forma autónoma fazendo o sistema operativo do *cluster*, o balanceamento entre memória utilizada durante o processamento da simulação e memória utilizada como "cache". Não foram utilizados processadores gráficos para a realização das simulações.

Tendo em conta os objetivos desta dissertação, considera-se que o modelo gráfico, constituído por envelope, gondola, asas e estabilizador vertical, não pode ser alterado nem no seu formato, tamanho ou posição, podendo apenas ser simplificado de modo a retirar elementos que criem algum tipo de complexidade. Este modelo também não simula qualquer estrutura interna, em nenhuma das partes que o constitui assim como não simula o hélio (He) dentro dos chamados "gasbag". Considera-se que o hélio (He) está distribuído uniformemente pelo envelope. As simplificações aplicadas prendem-se com o retirar do berço e hélice do motor. De modo a diminuir o tamanho da malha foi aplicada uma parede de simetria no eixo longitudinal do veículo. No entanto, esta simplificação implica que não é possível proceder ao estudo dos coeficientes de rolamento (C_l), guinada (C_n) e força lateral (C_y). A não existência de dados quantitativos (nomeadamente dados obtidos em túnel de vento ou em testes de voo) acerca dos coeficientes que pretendemos determinar, impossibilita a sua validação e certificação. Esta deverá ser uma etapa a considerar no futuro, quando existir uma grande certeza acerca de todos os dados do protótipo final. Numa tentativa de colmatar esta situação foi definido desde o início do trabalho que seriam aplicados os três modelos de turbulência já mencionados, tal como em [17]. Quanto às limitações relacionadas com a malha, podemos referir que o tamanho da célula na malha (*Cell Size*) foi definida como sendo 12.5 m devido ao facto de, abaixo deste valor, a aplicação *HelyX^{OS}* não realizar um refinamento à malha de forma desejável. Como explicado no capítulo 4 do presente trabalho, isto levou a que a malha realizada seja de ótima qualidade na maior parte da sua extensão, mas ainda assim, apresente células de menor qualidade. A outra grande limitação deste trabalho relaciona-se com o tempo disponível para a realização do mesmo. Apesar das mais de 300 iterações de malha (grande parte realizada ainda quando a máquina *nit-simulator* tinha apenas 8GB de memória RAM) não foi possível chegar a uma malha considerada perfeita. Estas iterações foram essenciais no sentido de criar malhas com qualidade sucessivamente maior e assim sendo, que apresentem um valor global de y^+ sucessivamente mais baixo. Este valor de y^+ foi otimizado para o caso da malha com o código 294, que possui o veículo com asas, com deflexão igual a zero graus ($\theta_e = 0^\circ$), para o modelo de turbulência *Spalart-Allmaras* (S-A). Tendo em conta estas limitações é expectável que a resistência aerodinâmica do protótipo do veículo seja superior à simulada no presente trabalho. Duas outras limitações relacionam-se com o espaço em disco no *cluster* assim como a velocidade da rede informática da UBI. Tendo em conta que cada simulação tem cerca de 4GB (Inicialização), que os Resultados têm outros 4GB e que o espaço disponível em *cluster* é de cerca de 700GB, foi necessário escolher quais os conjuntos de simulações a correr em primeiro lugar. Quanto à velocidade da rede, cada conjunto de 21 simulações, corresponde a cerca de 84GB, o que significa cerca de uma hora e quarenta e sete minutos para efetuar o seu *download/upload*, numa ligação de 100/100 Mbps, como aquela que é disponibilizada pela UBI, via cabo *Ethernet*, tornando o trabalho bastante moroso.

1.4 Estrutura da Dissertação

O desenvolvimento desta dissertação, deve ser visto como um ponto de partida para aquilo que será o modelo de voo do veículo.

Esta dissertação está dividida em seis capítulos, cada um com introdução e conclusão referentes ao capítulo em que se inserem.

O primeiro capítulo constitui a introdução do trabalho, sendo referida qual a sua motivação, o objeto de estudo e os objetivos que se pretendem atingir, as limitações e dependências assim como a estrutura da dissertação.

No segundo capítulo é mencionada a revisão de literatura, onde estão os diferentes tipos de dirigíveis construídos até hoje, os trabalhos já realizados tendo como objetivo determinar os coeficientes de sustentação, resistência aerodinâmica e de momento de arfagem em dirigíveis, a fonte das forças aerodinâmicas e a importância dos coeficientes aerodinâmicos e da polar de resistência aerodinâmica para a caracterização de uma aeronave.

No terceiro capítulo é mostrada qual a metodologia utilizada para efetuar o estudo CFD assim como a teoria relacionada com este tipo de estudo. São mencionadas as equações básicas da Dinâmica de Fluidos Computacional, os tipos de malhas existentes, a simulação da camada limite, os modelos de turbulência utilizados e o método de discretização do espaço.

No quarto capítulo, que se refere ao caso de estudo, é descrito o procedimento numérico utilizado para efetuar a simulação CFD.

No quinto capítulo, são apresentadas e analisadas as curvas tal como requerido nos objetivos deste trabalho, na secção 1.2.

Por último, mas não menos importante, no sexto capítulo, é apresentada a síntese da dissertação, as considerações finais e as propostas de trabalho futuro.

Capítulo 2

Revisão de Literatura

Conteúdo

2.1	Introdução	8
2.2	Configurações de Dirigíveis	8
2.2.1	Dirigíveis Não Rígidos, <i>Blimps</i> ou Flexíveis	8
2.2.2	Dirigíveis Semi-Rígidos	9
2.2.3	Dirigíveis Rígidos	10
2.2.4	Dirigíveis Híbridos	11
2.2.4.1	LMH-1 da <i>Lockheed Martin</i>	12
2.2.4.2	Airlander 10 da <i>Hybrid Air Vehicles</i>	13
2.2.4.3	<i>UrbanLogistics (UrbLog)</i>	14
2.3	A Fonte de Todas as Forças Aerodinâmicas	15
2.4	Sustentação Estática	16
2.5	Sustentação Dinâmica, Resistência Aerodinâmica e Momento de Arfagem	18
2.6	Coefficientes de Sustentação, Resistência aerodinâmica e de Momento de Arfagem	21
2.6.1	Curva Típica de Coeficiente de Sustentação	22
2.6.2	Curva Típica de Coeficiente de Resistência Aerodinâmica	24
2.6.3	Polar de Resistência Aerodinâmica	25
2.7	Estabilidade	26
2.7.1	Estabilidade Estática	27
2.7.2	Estabilidade Dinâmica	27
2.7.3	Estabilidade Estática Longitudinal	28
2.7.3.1	Curvas do Coeficiente de Momento de Arfagem de Vários Componentes	30
2.8	Controlo Longitudinal	30
2.9	Casos Semelhantes	32
2.10	Conclusão	42

2.1 Introdução

Neste capítulo são apresentadas as diferenças entre as configurações de blimp, semi-rígido, rígido e híbrido. É realizada uma revisão de literatura acerca da sustentação estática e dinâmica, assim como sobre as curvas típicas de coeficiente de sustentação (C_L), resistência aerodinâmica (C_D) e de momento de arfagem (C_M) em função do ângulo de ataque (α). É abordado o tema da estabilidade longitudinal assim como o comportamento de um veículo (instável, neutro e estável). São apresentados casos semelhantes com o estudo em causa, sendo que alguns deles foram realizados apenas em CFD, outros em CFD e em túnel de vento e outros apenas em túnel de vento.

2.2 Configurações de Dirigíveis

2.2.1 Dirigíveis Não Rígidos, *Blimps* ou Flexíveis

O dirigível não rígido ou *Blimp*, é a configuração mais comum e inicialmente adaptada pelos construtores. Prova disso é o facto de em 1852, o francês Henri Giffard, ter construído aquela que viria a ser a primeira aeronave da História, um balão com um pequeno motor a vapor de três cavalos [2]. Já em 1901, o brasileiro Alberto Santos-Dumont foi o primeiro homem, a utilizar um motor a gasolina num dirigível, tendo realizado um percurso de 27 *km* em menos de meia-hora [2]. Estes dirigíveis, a que chamamos *blimps*, pelo som que produzem quando lhes tocamos [18], não possuem estrutura interna, sendo o seu formato, ou seja, o envelope, mantido através de uma diferença de pressões, em que a pressão no interior do envelope tem de ser superior à pressão externa. Até ao desastre de Hindenburg, o gás utilizado para este efeito era o hidrogénio ($\rho_{H_2} = 1.1854 \text{ kg/m}^3$) tendo sido substituído pelo hélio ($\rho_{He} = 0.16964 \text{ kg/m}^3$) (valores obtidos pela referência [19], para a temperatura de 288.15 *K*). Esta diferença de pressões é responsável pela manutenção do formato do envelope e pela integridade estrutural da aeronave [18]. De modo a que os limites estruturais do envelope não sejam atingidos com a subida em altitude (segundo a atmosfera padrão ou ISA, a pressão (p), a Temperatura (T) e a massa volúmica (ρ) diminuem à medida que subimos na atmosfera, sendo esta afirmação verdadeira na Troposfera) existem balonetes, que são cheios com ar atmosférico de modo a manter a pressão dentro do envelope constante [18, 20, 21]. Normalmente, existem dois balonetes num *blimp*, um à frente e outro atrás, sendo que quando totalmente insuflados podem ocupar até 40% do volume do envelope [21]. Em termos práticos podemos afirmar que os balonetes diminuem o seu volume na subida do blimp e aumentam na descida [21]. Esta alteração de pressões significa portanto uma alteração na capacidade de flutuabilidade da aeronave. Apesar de serem considerados dirigíveis não rígidos, possuem dentro do envelope, cabos em suspensão tal como demonstrado na Figura 2.1, com o objetivo de segurar os motores, os estabilizadores horizontais e verticais assim como a gondola onde são transportados passageiros ou carga [18]. Nos dias de hoje esta é a configuração de dirigível mais usual principalmente pela facilidade de construção e manutenção. Além desta vantagem, podemos ainda destacar o facto de serem aeronaves mais leves do que os dirigíveis rígidos exatamente por não possuírem estrutura interna [20]. São a melhor configuração para dirigíveis de pequenas dimensões [20], como o Goodyear® GZ-20, com 58,52 *m* de comprimento, que foi retirado de serviço a 14 de março de 2017 [22], sendo substituído pelo LZ N07-101, um dirigível semi-rígido construído pela Goodyear® em parceria com a ZLT *Zeppelin*®, construtora alemã de dirigíveis [23].

2.2. Configurações de Dirigíveis

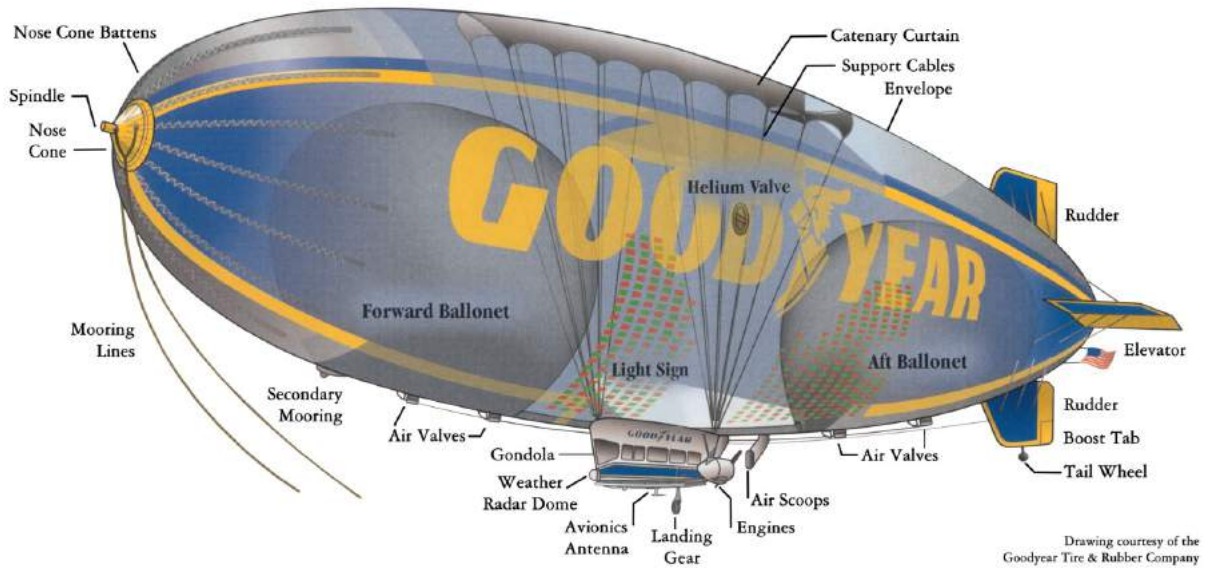


Figura 2.1: Dirigível não rígido típico [24].

2.2.2 Dirigíveis Semi-Rígidos

Os dirigíveis semi-rígidos, como o próprio nome indica possuem características semelhantes aos *blimps* e aos dirigíveis rígidos. A grande diferença entre estas duas configurações é a existência de uma quilha na parte inferior que percorre todo o envelope e que suporta os motores e os estabilizadores [18, 25]. Neste caso, esta quilha é responsável por suportar as cargas principais no dirigível [20], o que permite que a pressão interna dentro do dirigível possa ser inferior à de um *blimp* [25], mas ainda assim seja necessário manter uma sobrepressão de modo a manter o formato do envelope [18]. O objetivo primário desta quilha é eliminar os cabos de suspensão típicos de um *blimp*. Por vezes, para ajudar a manter a forma do envelope, é utilizada uma pequena estrutura no nariz e na cauda do dirigível. No últimos anos, este tipo de dirigível tornou-se famoso, nomeadamente com o caso da *Zeppelin*[®], construtora alemã de dirigíveis [18]. O rei desta construtora é sem dúvida o *Zeppelin*[®] "New Technology" (NT) 07, um dirigível semi-rígido de última geração [18], utilizado para turismo na Alemanha com capacidade para 12 a 14 passageiros e 2 membros como tripulação (a certificação permite o voo apenas com um piloto) [26]. Este dirigível com 75 m de comprimento, um diâmetro máximo de 19,5 m e uma altura de 19.4 m transportou mais de 130000 passageiros desde 2001 [27]. Tem um teto máximo de 3000 m considerando "Mean Sea Level" (MSL), pode voar à velocidade máxima de 125 km/h durante 22 horas até 1000 km de distância [28]. A sua estrutura interna pode ser visualizada na Figura 2.2, tem uma massa de apenas 1100 kg, sendo constituída por 12 segmentos de vigas transversais construídas em fibra de carbono, conectadas a 3 longarinas fabricadas em alumínio [28].

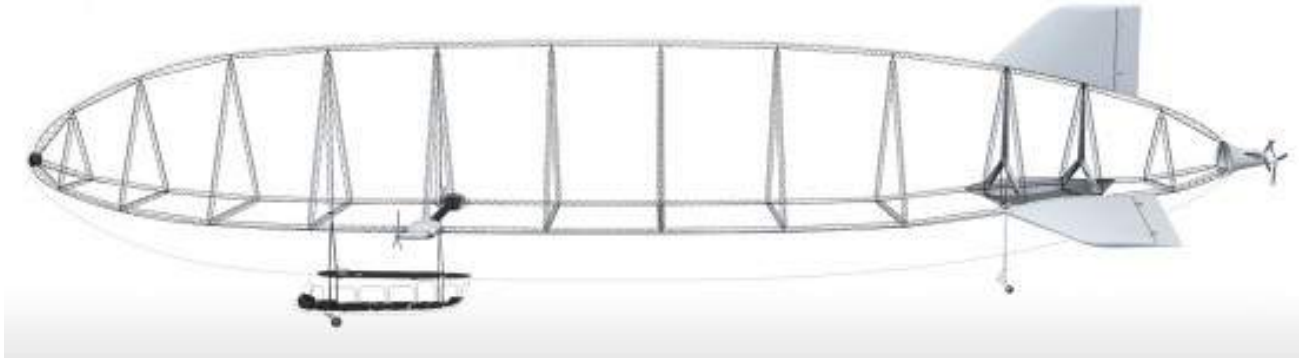


Figura 2.2: Dirigível Zeppelin® NT 07 [26].

2.2.3 Dirigíveis Rígidos

Ao contrário de um dirigível não rígido, os dirigíveis rígidos mantêm a sua forma independentemente da pressão do gás contido pelo envelope [18]. Isto permite que os dirigíveis rígidos tenham um tamanho muito superior aos semi-rígidos e aos *blimps*, porque devido à sua estrutura não é possível que o envelope dobre devido às forças e aos momentos aerodinâmicos [18]. Isto é possível devido ao facto das cargas externas serem suportadas por uma estrutura que suporta também o envelope [18]. Esta estrutura é composta por longarinas colocadas longitudinalmente, ao longo de todo o envelope. De modo a fortalecer a estrutura, são colocadas transversalmente a estas, outras longarinas em forma de anel, tal como demonstra a Figura 2.3 [20]. Deste modo, os dirigíveis rígidos são normalmente muito maiores que os dirigíveis semi-rígidos ou *blimps*, sendo que este tipo de estrutura é apenas aplicado a dirigíveis rígidos com mais do que 28315 m^3 de volume [20]. Também podemos verificar pela Figura 2.3, que estes dirigíveis estão divididos em compartimentos de modo a que seja possível ajustar a sustentação estática devido a mudanças de altitude e temperatura [18]. Isto é possível através da expansão e contração destas células de gás chamadas de *gasbags* [21]. Isto aumenta a segurança de voo em caso emergência [18, 20, 21], pois caso exista um problema com um dos *gasbags*, esse problema fica contido a essa célula não se propagando às restantes. Outra vantagem deste tipo de dirigível é a possibilidade de aceder ao interior do envelope e desse modo proceder a ações de reparação e manutenção [20].

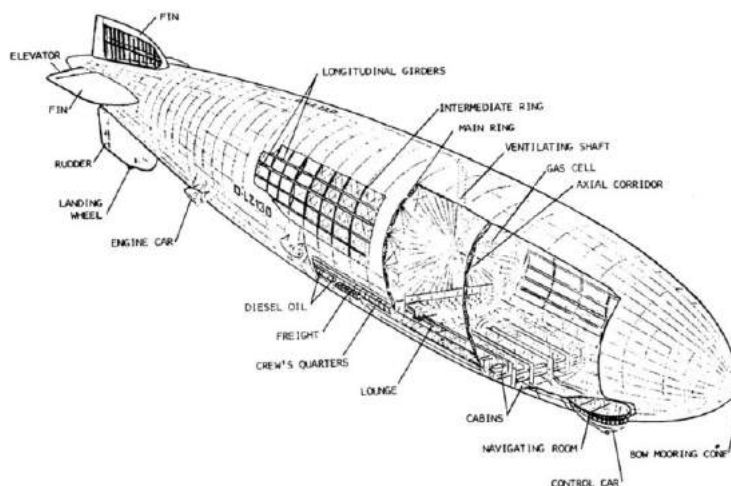


Figura 2.3: Dirigível Rígido típico [20].

2.2. Configurações de Dirigíveis

2.2.4 Dirigíveis Híbridos

Os dirigíveis híbridos são hoje considerados como o conceito *"State of the Art"* nesta indústria. Exemplo disso são o P-791 da *Lockheed Martin* e o Airlander 10 da *Hybrid Air Vehicles (HAV)*. Os dirigíveis híbridos combinam o conceito de aeronave mais leve que o ar, *Lighter-Than-Air (LTA)*, os chamados aerostatos, que conseguem obter sustentação pelo princípio de Arquimedes com o conceito de aeronave mais pesada que o ar, *heavier-than-air (HTA)*, os aeródinos, que obtêm a força de sustentação recorrendo a um perfil alar aliado ao vento relativo [18, 29]. Além disto, podem também fazer uso da tecnologia ligada aos helicópteros (baseada na teoria do disco atuador). Basicamente estes veículos fazem uso da flutuabilidade conseguida através do Princípio de Arquimedes (chamada de sustentação estática), com a sustentação dinâmica gerada quando o vento relativo passa pela superfície do veículo, podendo também ter sistemas do tipo asa-rotativa que geram sustentação vertical (tal como um helicóptero ou uma aeronave *"Vertical Take-Off and Landing"* (VTOL)). Este conceito pode ser verificado de uma forma gráfica na Figura 2.4.

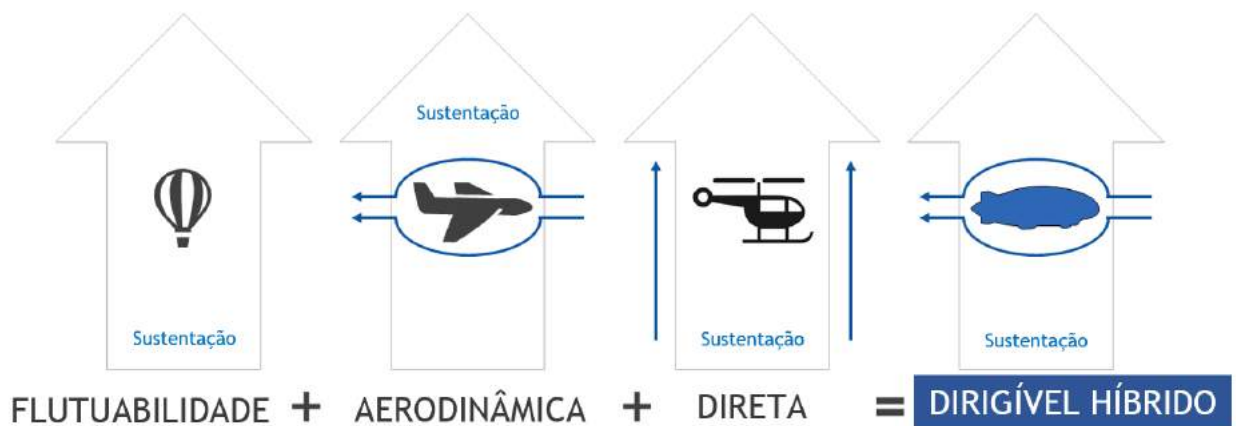


Figura 2.4: Conceito de Dirigível Híbrido, adaptado de [30].

Este tipo de dirigível oferece diversas vantagens, face a uma configuração tradicional, como a diminuição da resistência aerodinâmica, o aumento da sustentação gerada pelo envelope (pois esta passa a conter duas componentes, a estática e a dinâmica), aumenta a estabilidade do veículo e a sua capacidade de carga [18]. Consegue ainda anular a necessidade de pistas longas para as manobras de descolagem e aterragem [20]. De acordo com referência [21], este tipo de veículos podem ainda ser divididos em *Dynastats* e *Rotastats*. Os *Dynastats* combinam a Flutuabilidade de um dirigível com a aerodinâmica de um avião de asa fixa enquanto que os *Rotastats* combinam um dirigível com a sustentação direta conseguida através do princípio da asa rotativa [20]. Quando um dirigível híbrido combina ambos os princípios, podemos afirmar que o *Dynastat* tem como objetivo providenciar sustentação suficiente durante o voo horizontal enquanto que o princípio de *Rotastat* tem como objetivo providenciar sustentação suficiente durante as manobras de pairar e descolagem/aterragem vertical [20].

2.2.4.1 LMH-1 da Lockheed Martin

Da parte da *Lockheed Martin*, podemos afirmar que o P-791 é uma prova de conceito construída para demonstrar a viabilidade técnica daquele que será o LMH-1, um dirigível híbrido com capacidade para 19 passageiros ou 47000 libras (*lb*) (cerca de 21 toneladas), com um alcance máximo de 2600 *km* e uma velocidade máxima de 30 *m/s* [31]. O LMH-1 foi projetado com 85.35 *m* de comprimento, 45.11 *m* de largura e 23.77 *m* de altura [31]. A *Lockheed Martin* reclama que este dirigível consegue 80% da sua sustentação estática a partir do hélio e cerca de 20% a partir do seu formato [32]. O P-791 com os seus 37 metros de comprimento, conseguiu comprovar com testes de voo as principais tecnologias publicitadas pela *Lockheed Martin* como a propulsão vetorizada, a capacidade de aterragem e descolagem em locais não preparados e em curta distância, entre outros [33, 34]. Este protótipo fez o seu primeiro voo a 31 de janeiro de 2006 (ver a Figura 2.5) sendo parte do programa de Veículos Inteligentes de Longa Autonomia, ou *Long Endurance Multi-intelligence Vehicle* (LEMV) do Exército dos Estados Unidos da América (*U.S. Army*) [35, 36]. O programa deste veículo sofreu vários problemas, entre os quais, a perda do programa LEMV, para o seu rival mais próximo, o HAV-3, também conhecido como *Airlander* [36]. Neste momento, a Administração Federal para a Aviação (FAA) já aprovou o plano de certificação do LMH-1 [33] e espera-se que o primeiro voo desta aeronave ocorra em 2017, sendo a primeira entrega prevista para 2019, à empresa *Straightline Aviation* (SLA), que será o primeiro cliente desta aeronave [31].



Figura 2.5: Primeiro Voo do P-791 da *Lockheed Martin*, a 31 de janeiro de 2006 [35].

2.2. Configurações de Dirigíveis

2.2.4.2 Airlander 10 da *Hybrid Air Vehicles*

Como já foi referido, o HAV-3 foi o veículo escolhido pela *U.S. Army* como vencedor do programa LEMV. Este veículo, uma versão à escala do conceito *SkyCat*, tinha apenas 15 metros de comprimento, tendo voado pela primeira vez em setembro de 2008, em Inglaterra [37]. A 14 de junho de 2010 era firmado o acordo entre a *U.S. Army* e a *Northrop Grumman* que implicava entre outros a construção de um protótipo à escala real [38]. A 8 de agosto de 2012, o HAV 304, com os seus 91 metros de comprimento, fazia o seu primeiro voo nos Estados Unidos da América (EUA) [39]. Em fevereiro de 2013, a *U.S. Army* decide cancelar o projeto LEMV e a HAV recompra o protótipo, voltando este ao Reino Unido [37]. A partir deste momento, a *Hybrid Air Vehicles* (HAV) voltou a assumir os destinos deste projeto e reconverteu um projeto militar em projeto civil. Nasceu então o Airlander 10, um dirigível híbrido com 92 m de comprimento, 43.5 m de largura, 26 m de altura e 38000 m³ de envelope. Tem um teto máximo de 4880 m, pode voar durante 5 dias a uma velocidade de cruzeiro de 41m/s podendo transportar até 10 toneladas [40]. A HAV advoga que 40% da sustentação é conseguida através da forma do veículo, 60% advém da flutuabilidade do hélio e cerca de 25% é conseguida pela propulsão vetorizada utilizada principalmente na descolagem e aterragem [41]. A 17 de agosto de 2016, o Airlander 10 descolou pela primeira vez para um voo de cerca de 20 minutos [42]. No segundo voo de teste, a 24 de agosto de 2016, tudo parecia correr bem, exceto na aterragem. A aeronave tomou uma atitude de nariz em baixo tendo embatido no solo com violência e destruído a cabine de pilotagem [43], tal como na Figura 2.6. Na fase de escrita da presente dissertação, a *Hybrid*



Figura 2.6: Segundo Voo do Airlander 10 da *Hybrid Air Vehicle*, a 24 de agosto de 2016 [43].

Air Vehicles (HAV) afirma que neste momento, os danos estruturais que a aeronave sofreu já foram reparados e que a tripulação está agora melhor preparada para lidar com futuras emergências [44]. Este acidente demonstra que apesar de estarmos perante um protótipo construído à escala real, voado por tripulações altamente treinadas e preparadas e depois de mais de 300

2.2. Configurações de Dirigíveis

milhões de dólares investidos (este projeto conta ainda com o apoio do Reino Unido e da União Europeia) [45, 46], mesmo assim, os acidentes acontecem e só os testes de voo é que permitem perceber aquilo que deve ser melhorado [47].

2.2.4.3 *UrbanLogistics (UrbLog)*

O *UrbLog*, sendo o objeto de estudo da presente dissertação é um dirigível híbrido tendo como propósito a Logística Urbana. As características técnicas deste veículo aéreo são pouco conhecidas em grande medida devido ao pedido de patente. No entanto, sabe-se que a «altitude de voo de cruzeiro é de 1500 m» (tradução-livre) [9, p.21] e que «a velocidade de cruzeiro é de cerca de 14 m/s» (tradução-livre) [9, p.24]. Sabemos ainda que o *UrbLog* está projetado tendo em consideração «um volume de hélio de 11870 m³, 75 m de comprimento, 30 m de largura, 15 m de altura e capacidade para 1500 kg de carga» (tradução-livre) [9, p.22]. Pelo modelo gráfico, pelos desenhos que lhe deram origem e pela referência [9] podemos também concluir que o perfil utilizado na secção central do dirigível é o NACA 2420 e que este está apenas na secção central do dirigível, tal como a Figura 2.7³ e 2.8⁴ pode demonstrar.

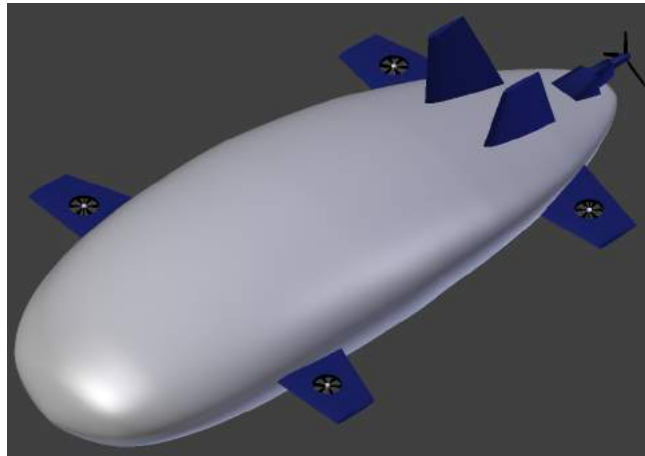


Figura 2.7: Modelo gráfico do veículo aéreo

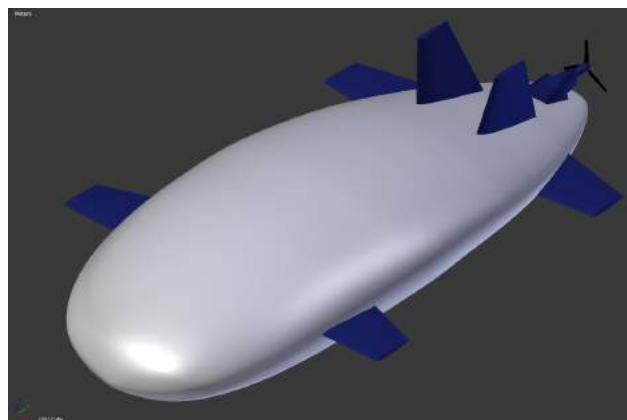


Figura 2.8: Modelo gráfico do veículo aéreo em voo de cruzeiro

³Modelo gráfico que é parte integrante de uma outra dissertação, sendo o modelo mais atual do *UrbLog*, autorizado pelo grupo responsável, pelo design do veículo.

⁴Modelo gráfico do *UrbLog* para o voo de cruzeiro, autorizado pelo grupo responsável, pelo design do veículo.

2.3. A Fonte de Todas as Forças Aerodinâmicas

2.3 A Fonte de Todas as Forças Aerodinâmicas

Nas referências [48, 49, 50, 51, 52, 53] é evidenciado que a força aerodinâmica, seja num veículo, numa aeronave, num míssil ou noutro objeto sujeito a um escoamento, está apenas relacionado com duas fontes básicas: a distribuição de pressão ao longo da superfície do corpo considerado tal como na Figura 2.9 assim como a tensão de fricção ao longo da superfície do corpo tal como a Figura 2.10.

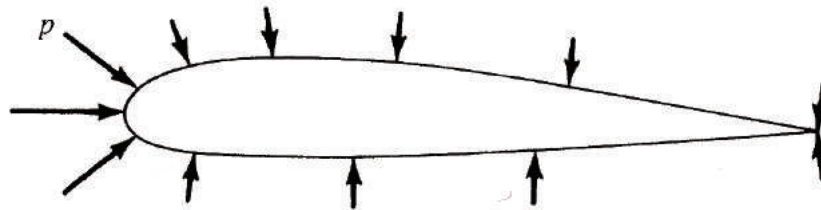


Figura 2.9: Distribuição da pressão ao longo de um corpo [49].

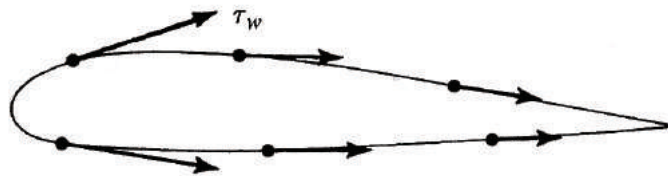


Figura 2.10: Força de fricção em torno de um corpo [49].

Verificamos pela Figura 2.9 que a pressão (p) que é exercida, num corpo atua perpendicularmente à superfície [48]. Conseguimos ainda perceber pelo tamanho das setas que a magnitude da pressão não é igual em todos os pontos sendo que estas são maiores, no presente caso, no bordo de ataque face ao bordo de fuga. É este desequilíbrio de pressões que origina a primeira componente da força aerodinâmica [48]. Quanto à tensão de fricção (τ_w), esta atua tangencialmente à superfície do corpo, devido à fricção entre o fluido e o corpo tal como mostra a Figura 2.10. Também é possível verificar pela Figura 2.10, que a tensão de fricção varia consoante o ponto do corpo em que é calculada, sendo que no caso de um corpo com a forma de um perfil alar é maior perto do bordo de ataque diminuindo à medida que nos aproximamos do bordo de fuga. É este desequilíbrio que origina a segunda componente da força aerodinâmica no corpo. De uma forma matemática e consultando a Figura 2.11 podemos deduzir a equação (2.1), considerando que n e k são vetores unitários correspondentemente normal e tangencialmente ao ponto A_{arb} , dS representa um elemento infinitesimal da superfície no corpo, sendo R a força aerodinâmica resultante no corpo [48]. Devemos ainda referir que o ponto A_{arb} é um ponto na superfície do corpo e desse modo, os integrais enunciados na equação (2.1) são integrais de superfície, sendo o primeiro termo referente à força devida à distribuição de pressão e o segundo termo referente à força devida à tensão de fricção [48, 49].

$$R = - \iint_S p n \, dS + \iint_S \tau_w k \, dS \quad (2.1)$$

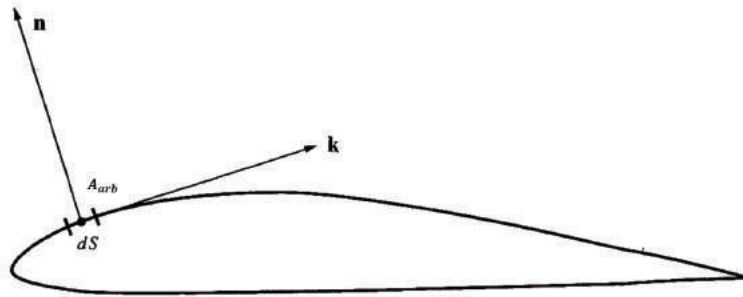


Figura 2.11: Vetores unitários, adaptado de [49].

2.4 Sustentação Estática

Como referido em [29] a sustentação dos aeróstatos (ou aeronaves mais leves que o ar (LTA)) é conseguida através do princípio de Arquimedes, o que envolve um envelope e um gás mais leve que o ar lá dentro. Sabemos pela Lei de Pascal, que «*qualquer variação de pressão, exercida sobre um fluido, em equilíbrio hidrostático, transmite-se integralmente a todos os pontos do fluido e às paredes do recipiente que o contém.*» [54, p. 143]. Sabemos também que por exemplo, quando colocamos uma bola de pingue-pongue numa tina com água, esta flutua [54]. Isto ocorre porque a água exerce uma força vertical, com sentido de baixo para cima, designada de Impulsão, I , que equilibra parcialmente a força da gravidade, g [54, 55]. Este facto pode ser comprovado através de um dinamómetro que indica valores diferentes quando um objeto está suspenso no ar ou dentro de água. Reza a lenda, que Arquimedes (287 a.C. - 212 a.C.) estava a tomar banho quando descobriu esta lei que ficaria conhecida como Princípio de Arquimedes, tendo saído à rua completamente nu a gritar “*Eureka*” (que significa descobri em grego) [54, 55, 56]. O Rei Hieron II, tinha dado a Arquimedes uma missão: descobrir se a coroa que tinham mandado fazer era de ouro puro ou tinha sido adulterada com outro metal, isto claro, sem destruir a coroa [54, 55]. Arquimedes, percebeu então, quando estava a tomar banho que o seu peso parecia menor. Deste modo, Arquimedes, começou por medir a massa da coroa. Colocou então uma balança de dois pratos numa enorme banheira, tendo colocado num lado a coroa e no outro uma massa igual de ouro puro. Ao adicionar água à banheira, constatou que o prato da coroa subiu, enquanto que o prato de ouro puro baixou. Com esta experiência, Arquimedes demonstrou que o volume de água deslocado pela coroa era maior que o volume de água deslocado pelo bloco de ouro maciço. Desta forma Arquimedes demonstrou, que a Impulsão era maior na coroa do que no bloco de ouro. Deste modo, Arquimedes observou que a coroa era menos densa que o ouro puro, então a coroa não poderia ser feita de ouro, mas sim de um metal menos denso. A Lei de Arquimedes diz exatamente que «*Qualquer corpo mergulhado total ou parcialmente num fluido sofre, da parte deste, uma impulsão vertical, dirigida de baixo para cima e de intensidade igual à do peso do volume de fluido deslocado pelo corpo*» [54, p. 145]. Deste modo e matematicamente podemos traduzir isto por [54]:

$$I = \rho g V \quad (2.2)$$

Sabendo que a densidade relativa (σ) é o rácio entre a massa volúmica de uma substância (ρ) e uma massa volúmica padrão (ρ_0), podemos também em conjunto com o Princípio de Arquimedes, retirar a definição de Peso Aparente (W_{ap}), dada por:

$$W_{ap} = W - I \quad (2.3)$$

2.4. Sustentação Estática

Até aqui pensamos no Princípio de Arquimedes, considerando um líquido, mas a Impulsão existe também nos gases. Desta forma, um corpo, como um balão de ar quente, em contacto com o ar atmosférico, tal como a Figura 2.12, também sofre Impulsão. Os balões de ar quente são grandes, para que a quantidade de ar deslocado também seja grande. Como o ar quente é menos denso que o ar frio e a quantidade de ar deslocado é suficientemente grande, então o balão consegue vencer a gravidade e subir [54].



Figura 2.12: Balão português com fins publicitários [57].

Com os dirigíveis o princípio é o mesmo, mas ao invés da utilização de ar quente, é utilizado hélio ($\rho_{\text{He}} = 0.16964 \text{ kg/m}^3$). De acordo com a referência [21] podemos calcular a força de Flutuabilidade através da equação (2.4):

$$L_d = V(\rho_{ar} - \rho_g) - W_0 \quad (2.4)$$

Como referido em [58], a equação (2.4) pode ser usada como a equação (2.5), quando não dispomos do valor de peso vazio para o modelo que estamos a calcular. Devemos ter atenção que esta equação representa não a sustentação disponível (L_d), mas sim a sustentação devida ao gás que está dentro do envelope.

$$B = V(\rho_{ar} - \rho_g)g \quad (2.5)$$

2.5. Sustentação Dinâmica, Resistência Aerodinâmica e Momento de Arfagem

Desta forma, conseguimos então a chamada sustentação estática, ou devida ao hélio como mostra a Figura 2.13.

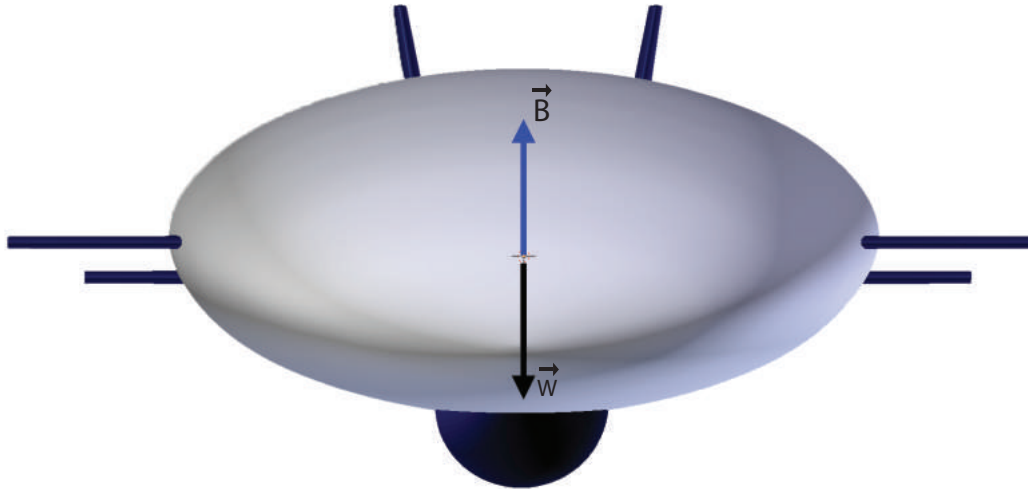


Figura 2.13: Veículo Aéreo com a força de sustentação estática a contrariar o peso

2.5 Sustentação Dinâmica, Resistência Aerodinâmica e Momento de Arfagem

Atenemos agora na Figura 2.14, que representa a decomposição das forças que atuam num corpo. Podemos visualizar que um corpo quando sujeito a um escoamento com velocidade U_∞ , normalmente chamada de vento relativo e segundo um determinado ângulo de ataque, α , (ângulo formado entre o vento relativo e a corda do perfil [59]) apresenta uma força, denominada, resultante aerodinâmica (R) [48, 49, 52]. Por definição, a sustentação (L) é a componente da resultante aerodinâmica (R) perpendicular ao vento relativo, U_∞ , enquanto que a resistência aerodinâmica (D) é a componente da resultante aerodinâmica (R) paralela ao vento relativo [48, 49, 52, 53]. Podemos ainda definir a força normal (N_F) e a força axial (A_F), como a componente da resultante aerodinâmica (R), perpendicularmente e paralelamente à corda (c), respetivamente [49, 52]. Desta forma e tendo em conta que o ângulo de ataque (α) é o mesmo ângulo, também, entre a força normal (N_F) e a sustentação (L) e entre a força axial (A_F) e a resistência aerodinâmica (D), podemos deduzir as seguintes equações (2.6) e (2.7) [49, 52]:

$$L = N_F \cos(\alpha) - A_F \sin(\alpha) \quad (2.6)$$

$$D = N_F \sin(\alpha) + A_F \cos(\alpha) \quad (2.7)$$

Como já foi referido, as forças aerodinâmicas dependem da distribuição de pressão e das tensões de corte ao longo do corpo sujeito a um escoamento [48]. Se considerarmos a Figura 2.15, podemos verificar que a força F_1 está aplicada num determinado ponto da corda (Ponto 1) no sentido de cima para baixo enquanto que a força F_2 está aplicada no ponto 2 no sentido de baixo para cima [49]. Deste modo e olhando para a distribuição de pressão representada de uma forma distorcida na Figura 2.15, podemos concluir que a força aerodinâmica concentrada

2.5. Sustentação Dinâmica, Resistência Aerodinâmica e Momento de Arfagem

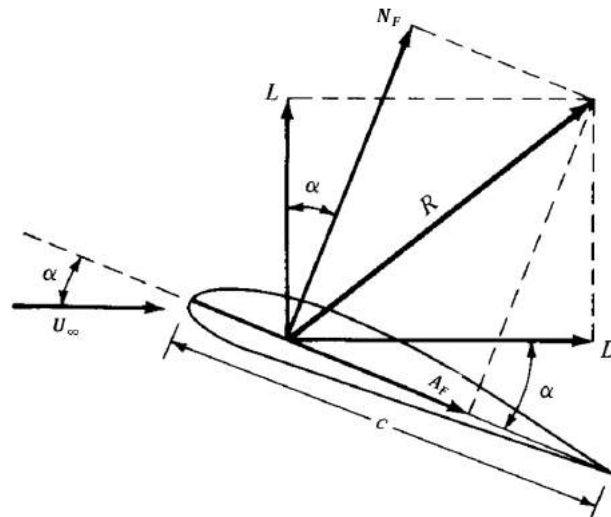


Figura 2.14: Decomposição de forças que atuam num perfil alar, adaptado de [52].

num ponto pode ser conseguida somando as forças que atuam no perfil alar (neste caso, $F_1 + F_2$) multiplicadas pela superfície alar de referência [49, 59]. O centróide de todas estas forças distribuídas é chamado de centro de pressão e varia de acordo com o ângulo de ataque [49, 59]. Conseguimos também perceber que estas forças irão originar um momento que tende a rodar o perfil alar [49]. O valor deste momento irá depender intimamente do local onde calculamos esse mesmo momento [48, 49].

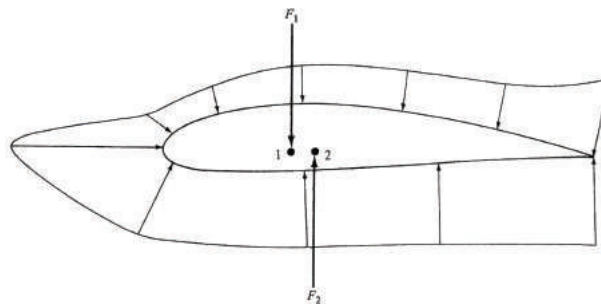


Figura 2.15: Origem do momento num perfil alar, sendo que as setas exteriores estão exageradas [52].

É típico em aeronaves de asa fixa e em perfis alares subsônicos, retirar o momento a $c/4$ a partir do bordo de ataque ($M_{c/4}$) [48, 49, 59]. Na Europa, foi comum durante muitos anos retirar o momento no bordo de ataque (M_{LE}), tal como na Figura 2.17 [60]. Sabemos que o valor do momento varia com a sua localização e nesse sentido, normalmente o momento em torno do bordo de ataque é diferente do momento em torno de $c/4$. Sabemos também que a sustentação, a resistência aerodinâmica e o momento variam em função do ângulo de ataque, sendo as variáveis mais importantes para o projeto de uma aeronave [49]. Apesar destas variáveis dependerem do ângulo de ataque, existe um ponto em que o momento não varia com o ângulo de ataque, sendo esse ponto denominado de centro aerodinâmico [48, 49, 59]. A localização do centro aerodinâmico é conhecida através de ensaios em túnel de vento, mas o centro aerodinâmico está muito próximo de um quarto da corda para perfis subsônicos a baixa velocidade [49]. No caso dos dirigíveis, segundo as referências [21, 61], é considerado um referencial, tal como a Figura 2.18, tendo como origem o centro de volume (CV), respeitando a regra da mão direita para o cálculo de momentos [21].

2.5. Sustentação Dinâmica, Resistência Aerodinâmica e Momento de Arfagem

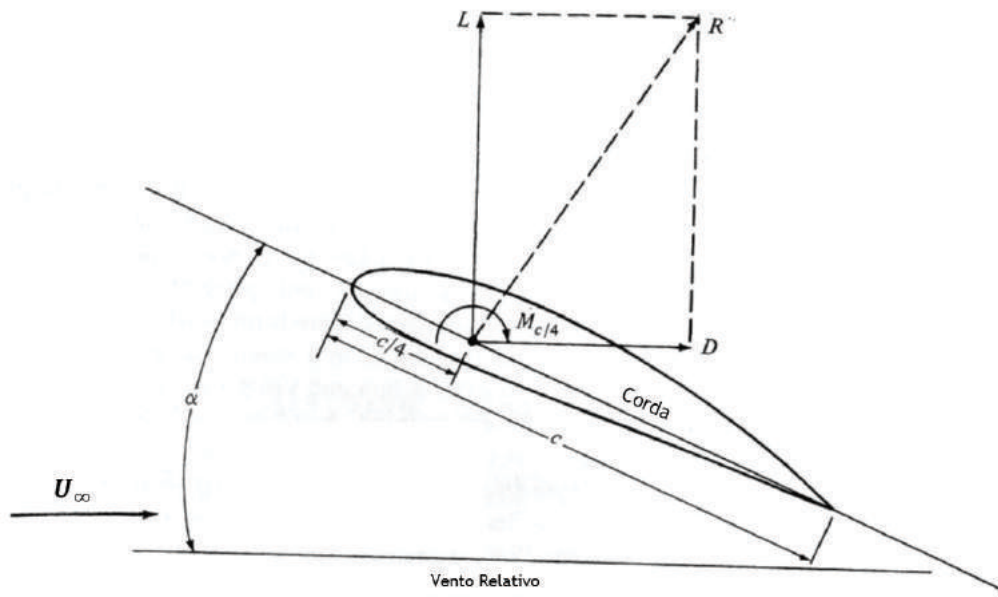


Figura 2.16: Diagrama com momento definido a $c/4$, adaptado de [52].



Figura 2.17: Perfil alar com momento definido no bordo de ataque, adaptado de [48].

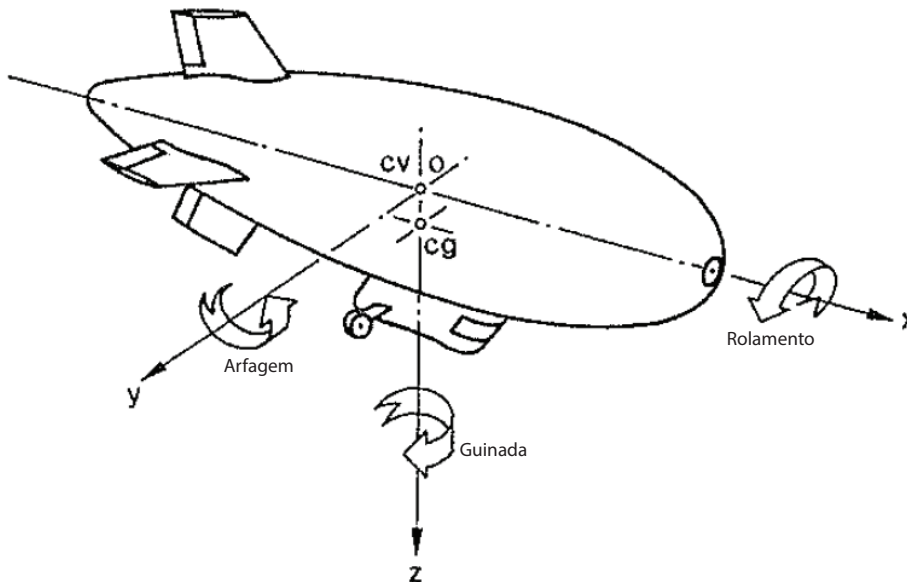


Figura 2.18: Sistema de eixos para um dirigível genérico, adaptado de [21].

2.6 Coeficientes de Sustentação, Resistência aerodinâmica e de Momento de Arfagem

Os coeficientes aerodinâmicos tem como principal objetivo adimensionalizar a força de sustentação, de resistência aerodinâmica e de momento de arfagem. Se consultarmos a secção 2.5, assim como as referências [48, 49] podemos verificar que estas forças dependem da velocidade do escoamento U_∞ , da massa volúmica do ar ambiente ρ_∞ , do tamanho e da forma do corpo, que normalmente numa aeronave de asa fixa é a área da asa (S) [48, 49], do ângulo de ataque (α) (ou seja, da sua orientação em relação à velocidade do escoamento), da viscosidade dinâmica ambiente (μ_∞) (sabemos da secção 2.3, que a força de fricção ao longo do corpo é uma das fontes de força aerodinâmica) assim como da velocidade do som do fluido que estamos a considerar (a_∞), como uma medida de compressibilidade do fluido. Podemos então concluir que a sustentação (L), a resistência aerodinâmica (D) e o momento de arfagem (M) dependem de [48]:

$$L = L(\rho_\infty, U_\infty, S, \alpha, \mu_\infty, a_\infty) \quad (2.8)$$

$$D = D(\rho_\infty, U_\infty, S, \alpha, \mu_\infty, a_\infty) \quad (2.9)$$

$$M = M(\rho_\infty, U_\infty, S, \alpha, \mu_\infty, a_\infty) \quad (2.10)$$

Significa isto que se quisermos apurar como variam a sustentação, a resistência aerodinâmica e o momento de arfagem teremos de realizar cerca de 6 séries de testes em que variamos um dos parâmetros ($\rho_\infty, U_\infty, S, \alpha, \mu_\infty, a_\infty$) mantendo todos os outros constantes. Conseguimos então perceber que o tempo consumido num estudo deste género é muito alto com as consequências associadas a nível económico. Desta forma e definindo os coeficientes de sustentação (C_L), resistência aerodinâmica (C_D) e de momento de arfagem (C_M) como [48, 49, 52, 59, 62, 63, 64, 65, 66, 67, 68, 69]:

$$C_L = \frac{L}{q_\infty A_r} \quad (2.11)$$

$$C_D = \frac{D}{q_\infty A_r} \quad (2.12)$$

$$C_M = \frac{M}{q_\infty A_r l_r} \quad (2.13)$$

onde L , D , M , A_r e l_r representam a Força de Sustentação, Resistência Aerodinâmica, Momento de arfagem, área e comprimento de referência respetivamente. Nas aeronaves de asa fixa, o valor de A_r é S , que representa a área da asa e l_r é representado por c que é a corda da asa [48, 49, 52, 64]. No caso dos dirigíveis, A_r é representado por $V^{2/3}$ e $A_r l_r$ é representado por V [21, 61, 70]. A pressão dinâmica, q_∞ , é definida como [48, 49, 52, 64]:

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 \quad (2.14)$$

2.6. Coeficientes de Sustentação, Resistência aerodinâmica e de Momento de Arfagem

Considerando os números de Reynolds (Re) e de Mach (Ma), podemos então concluir que os coeficientes aerodinâmicos dependem do ângulo de ataque (α) e dos números atrás enumerados, de modo que, matematicamente [64]:

$$C_L = f_1(\alpha, M, Re, forma) \quad (2.15)$$

$$C_D = f_2(\alpha, M, Re, forma) \quad (2.16)$$

$$C_M = f_3(\alpha, M, Re, forma) \quad (2.17)$$

Este resultado final é muito elegante, pois diz-nos que se mantivermos a forma constante, precisamos apenas de correr três séries de testes para conseguirmos determinar o valor dos coeficientes [48]. Com este resultado também conseguimos chegar à chamada similaridade dinâmica, muito utilizada em testes em túnel de vento. Para atingir a similaridade dinâmica basta que o tamanho do modelo e a velocidade de escoamento correspondam em escala ao escoamento experimentado pelo protótipo em voo, significando isto, que podemos diminuir um modelo (normalmente em túnel de vento, não conseguimos colocar um protótipo à escala real) desde que consigamos manter os números de Reynolds e de Mach iguais aqueles experimentados pelo veículo em voo.

2.6.1 Curva Típica de Coeficiente de Sustentação

Na Figura 2.19 podemos verificar duas curvas do coeficiente de sustentação (C_L) em função do ângulo de ataque (α), em que a curva (a) corresponde à de uma asa de envergadura infinita e a (b) corresponde à de uma asa de envergadura finita. Podemos ver que ambas as curvas apresentam um comportamento de variação linear do coeficiente de sustentação com o ângulo de ataque, sendo o declive da reta designado por a_0 para uma asa infinita e a_1 para uma asa finita. Também numa curva típica destas, existe um ângulo de ataque para o qual o valor de coeficiente de sustentação é máximo (ângulo de ataque crítico, α_{cri}), sendo este valor designado de $C_{L_{max}}$ [48, 49, 71]. Depois deste ponto, existe uma quebra do coeficiente de sustentação, mesmo com o aumento do ângulo de ataque (α). Podemos também encontrar um ponto importante nestas curvas designado por $\alpha_{L=0}$, que é o ponto de ângulo de ataque para o qual a sustentação é zero [48, 49].

2.6. Coeficientes de Sustentação, Resistência aerodinâmica e de Momento de Arfagem

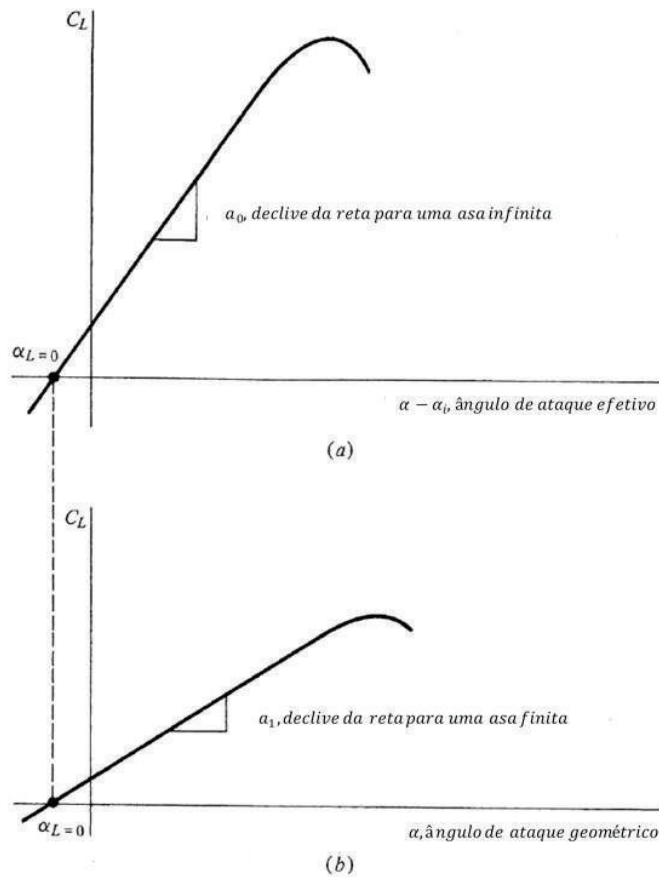


Figura 2.19: Curvas do coeficiente de sustentação (C_L) em função do ângulo de ataque (α), sendo que (a) corresponde a uma asa infinita e (b) corresponde a uma asa finita, adaptado de [49].

Falta ainda definir a diferença entre o ângulo de ataque geométrico (α), efetivo (α_{eff}) e induzido (α_i) tal como na Figura 2.20. O ângulo de ataque geométrico ou ângulo de ataque, é definido como o ângulo entre a corda média do perfil e a direção do vento relativo U_∞ enquanto que o ângulo de ataque induzido (α_i) é o ângulo entre a direção do escoamento local e o vento relativo, sendo o efetivo (α_{eff}) definido como a diferença entre estes tal que [49]:

$$\alpha_{eff} = \alpha - \alpha_i \quad (2.18)$$

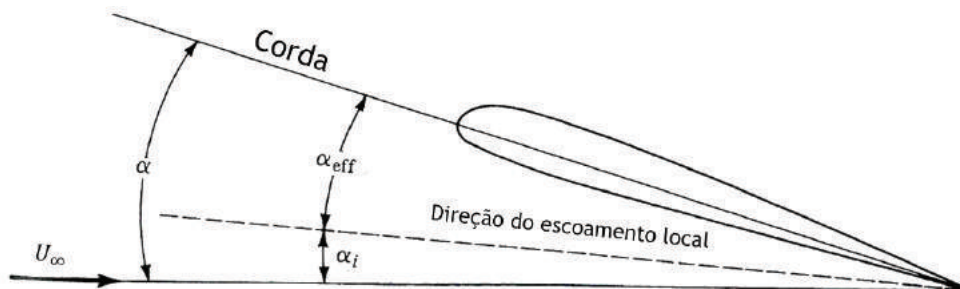


Figura 2.20: Ângulo de ataque geométrico (α), efetivo (α_{eff}) e induzido (α_i), adaptado de [49].

2.6. Coeficientes de Sustentação, Resistência aerodinâmica e de Momento de Arfagem

Se considerarmos um perfil com curvatura, podemos afirmar que com um ângulo de ataque geométrico igual a zero verifica-se que existe o efeito de "Downwash", enquanto que para o ângulo de ataque efetivo igual a zero não existe o efeito de "Downwash", tal como demonstrado na Figura 2.21 [71].

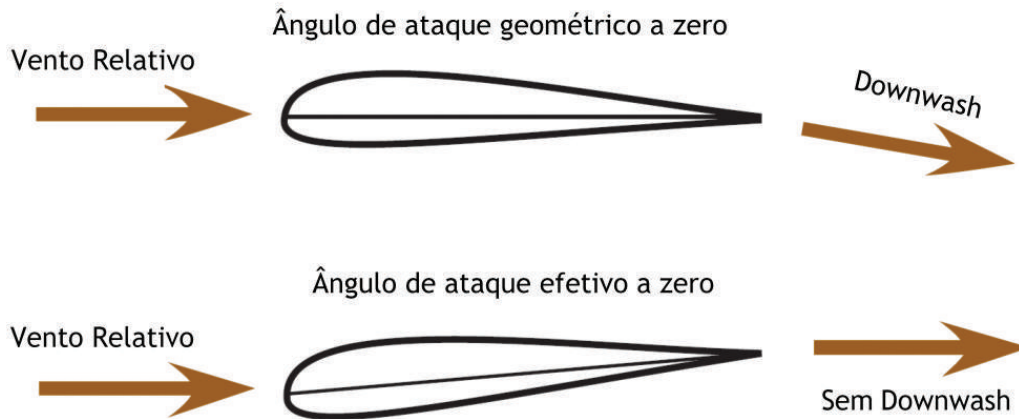


Figura 2.21: Efeito do ângulo de ataque geométrico (α) e efetivo (α_{eff}), adaptado de [71].

2.6.2 Curva Típica de Coeficiente de Resistência Aerodinâmica

Na Figura 2.22 podemos verificar uma curva típica do coeficiente de resistência aerodinâmica (C_D) em função do ângulo de ataque. Verificamos que segundo a referência [64], o valor de C_D pode ser explicitado pela equação (2.19) [64]:

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} \quad (2.19)$$

Na Figura 2.22 podemos ainda verificar que a curva apresenta o comportamento de uma parábola, sendo que o valor de C_{D0} corresponde ao valor para o qual o Coeficiente de resistência aerodinâmica é mínimo [48]. Este ponto nem sempre se verifica quando $\alpha = 0$, verificando-se num intervalo a baixos ângulos de ataque [48]. A determinação do valor de resistência aerodinâmica de um corpo é um dos campos de estudo com maior complexidade. Segundo a referência [48], não existem métodos analíticos simples para determinar este valor, sendo que nem a Dinâmica de Fluidos Computacional, consegue calcular com exatidão este valor, sendo o mesmo normalmente determinado experimentalmente (através de ensaios em túnel de vento), ou através de testes de voo. De realçar ainda que a resistência aerodinâmica é originada geralmente pela fricção e pela pressão [48, 49, 65, 67, 72]. A resistência aerodinâmica devido à fricção é causada pelas tensões de corte na superfície da aeronave enquanto que a resistência aerodinâmica de pressão é causada pelas forças de pressão e pela presença da camada limite, sendo que à medida que a camada limite aumenta a resistência de pressão aumenta [72]. Outro tipo de resistência aerodinâmica importante é aquela que é causada também pelas forças de pressão, mas devido à presença dos vórtices de ponta de asa que resultam da produção de sustentação (é chamada de resistência aerodinâmica induzida, sendo exclusivo de escoamentos em 3D, ou seja, asas finitas) [72].

2.6. Coeficientes de Sustentação, Resistência aerodinâmica e de Momento de Arfagem

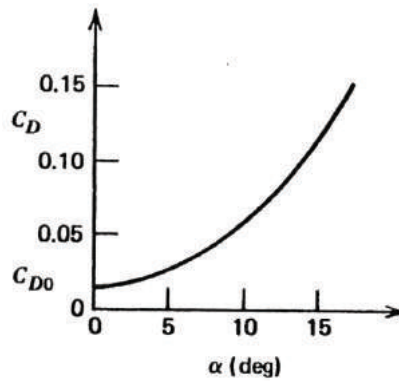


Figura 2.22: Curva típica de coeficiente de Resistência Aerodinâmica (C_D) em função do ângulo de ataque (α), retirado de [64].

2.6.3 Polar de Resistência Aerodinâmica

A Polar de Resistência Aerodinâmica, também denominada Polar de Arrasto, é uma curva com os valores de C_L e de C_D (apresentada na Figura 2.23 e representada pela equação (2.20)) graduados tendo em conta α [66]. Esta curva caracteriza qualquer corpo, sendo que contém praticamente todos os dados necessários para a caracterização de performance de um veículo aéreo e dessa forma constitui o pilar fundamental para o dimensionamento da mesma, ou o comprovar que determinado "design" corresponde ou não aos requisitos solicitados pelo cliente [48, 49, 64, 65]. De referir que por todas estas razões é muito difícil obter esta curva por parte dos fabricantes de determinada aeronave [64].

$$C_D = C_{D0} + KC_L^2 \quad (2.20)$$

O valor de K pode ser definido, para uma aeronave de asa fixa como:

$$K = \frac{1}{\pi AR e} \quad (2.21)$$

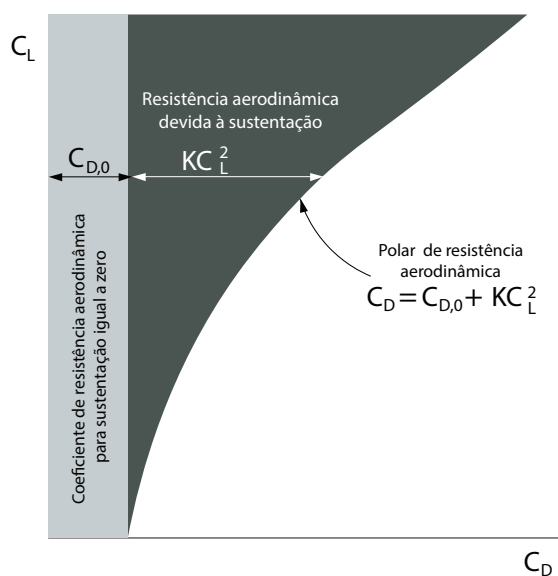


Figura 2.23: Polar de Arrasto, adaptado de [48].

2.7 Estabilidade

A estabilidade de um veículo pode ser definida como a tendência que este apresenta para voltar à sua posição de equilíbrio após sofrer uma perturbação [59, 71, 73]. Para que uma aeronave seja viável é necessário que a mesma seja estável [59]. O nível de estabilidade relaciona-se idealmente com o tipo de missão do veículo em questão. Normalmente os caças, aeronaves que necessitam de grande capacidade de manobra, como é o caso do F-16 da *Lockheed Martin* são menos estáveis face a uma aeronave de transporte como o *Lockheed C-130 Hercules*. A estabilidade divide-se em estática e dinâmica [74]. Para começar é importante estabelecer uma nomenclatura. Atentemos agora na Figura 2.24, que demonstra o sistema de eixos aplicado a um dirigível.

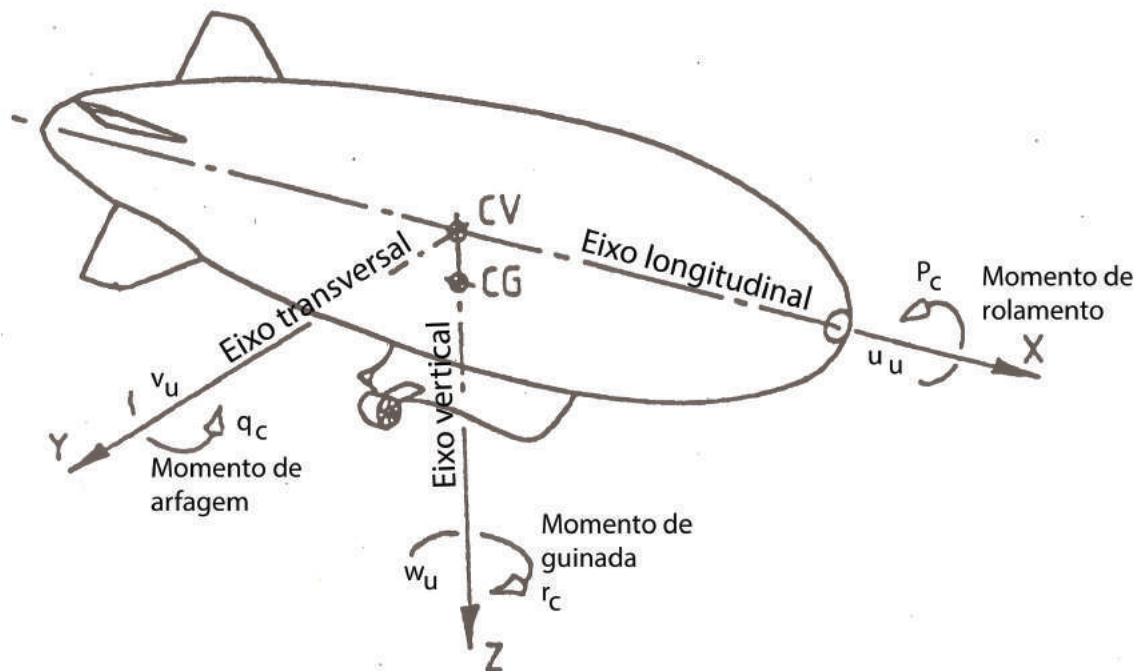


Figura 2.24: Sistema de eixos de um dirigível genérico, adaptado de [61].

Podemos então verificar que um veículo aéreo possui seis graus de liberdade, tendo três eixos perpendiculares entre si. O eixo OX é designado de eixo longitudinal estando convencionado que um movimento de rolamento à direita é positivo. O eixo OZ é designado de eixo vertical estando convencionado que um movimento de guinada à direita é positivo. Por último, o eixo OY é designado de eixo transversal estando convencionado que um movimento de "nariz em cima" ou de cabrar é positivo. Neste trabalho, tratamos apenas do movimento em torno do eixo transversal. Esta convenção de sinais é a mais usada tal como comprovam as referências bibliográficas [49, 59, 67, 69].

2.7. Estabilidade

2.7.1 Estabilidade Estática

A estabilidade estática de um veículo relaciona-se com o facto de uma aeronave se encontrar ou não em equilíbrio. Entende-se que um veículo está em equilíbrio (trimado em linguagem aeronáutica), quando a soma de todas as forças e momentos em torno do centro de gravidade aplicados no veículo são iguais a zero [49, 59, 73, 75]. Se o equilíbrio do veículo for perturbado por uma rajada de vento, ar limpo turbulento ou uma manobra demasiado apertada por parte do piloto, as forças e os momentos em torno do centro de gravidade deixam de ser zero e o veículo passa a ser atuado por acelerações rotacionais e de translação [73]. A estabilidade estática pode ser de três tipos: estabilidade estática positiva (estável), negativa (instável) ou neutra, que podemos verificar na Figura 2.25.

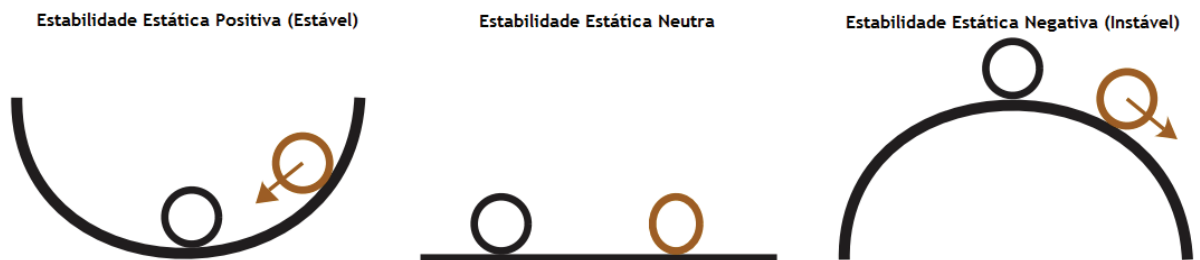


Figura 2.25: Estabilidade Estática positiva, neutra e negativa, adaptado de [71].

Quando um corpo é estaticamente estável este tende a regressar ao seu ponto de equilíbrio depois de ter sido perturbado [71]. Quando um corpo apresenta uma estabilidade neutra, após sofrer uma perturbação, este tende a manter-se na sua nova posição e não regressa à posição anterior [71]. Quando um corpo apresenta instabilidade estática, ao sofrer uma perturbação existe uma tendência de não regressar à posição de equilíbrio [71].

2.7.2 Estabilidade Dinâmica

A Estabilidade Dinâmica de um veículo relaciona-se com o movimento do corpo em relação ao tempo. Na Figura 2.26 podemos verificar que a aeronave se encontra em equilíbrio, com ângulo de ataque de "trim" (α_e). Após sofrer uma perturbação a aeronave é deslocada para uma nova posição, com um novo ângulo de ataque tal como na Figura 2.26.

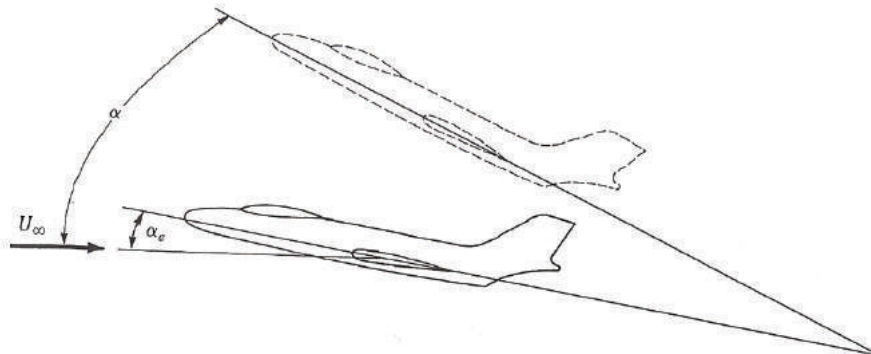


Figura 2.26: Perturbação do ângulo de ataque de equilíbrio [49].

Atentemos agora na Figura 2.27. Após a perturbação demonstrada pela Figura 2.26 o veículo a nível de estabilidade dinâmica pode ter os comportamentos mostrados nas curvas da Figura 2.27. Caso a aeronave seja estaticamente estável, terá um deslocamento inicial mas ao fim de algum tempo, tenderá a regressar à posição de equilíbrio. Caso o veículo regresse à posição de equilíbrio de uma forma monótona, tal como na Figura 2.27a, então dizemos que apresenta um movimento aperiódico. Caso falhe a posição de equilíbrio, mas após algum tempo consiga atingir novamente esta, tal como na Figura 2.27b, então estamos perante um movimento amortecido. Ambas as situações, representam movimentos de estabilidade dinâmica [49]. Caso uma aeronave, após uma perturbação sofra um aumento da amplitude da oscilação e não consiga manter-se na posição de equilíbrio, tal como a Figura 2.27c, então dizemos que a aeronave apresenta um comportamento dinamicamente instável [76]. Caso as oscilações apresentem a mesma amplitude e o veículo nunca atinja a posição de equilíbrio então estamos perante um caso de estabilidade dinâmica neutra [49]. «É importante referir que uma aeronave pode ser estaticamente estável mas dinamicamente instável» [73, p. 40], [74, p. 36]. No entanto uma aeronave estaticamente instável será sempre dinamicamente instável [73, 74].

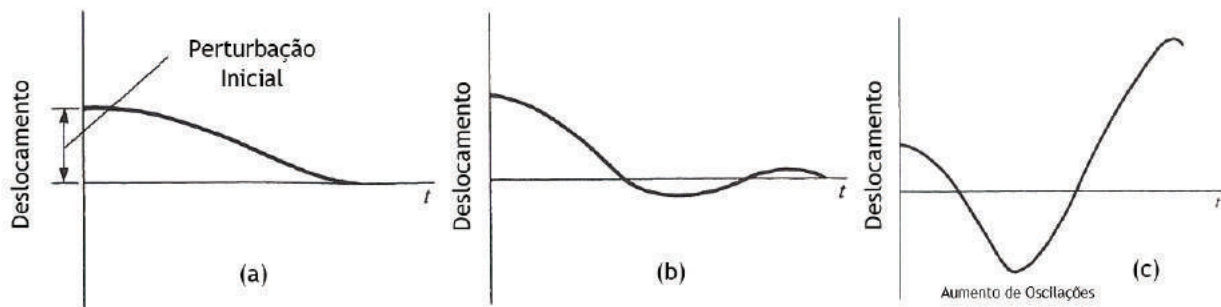


Figura 2.27: Estabilidade dinâmica: Aperiódico (a) e Oscilações Amortecidas (b); Instabilidade dinâmica (c) [49].

2.7.3 Estabilidade Estática Longitudinal

A estabilidade estática longitudinal refere-se ao movimento de arfagem (movimento de picar ou cabrar) da aeronave, estando por isso relacionado com o movimento no eixo transversal da aeronave, no plano de simetria da mesma [49, 59]. É avaliada tendo em consideração o coeficiente de momento de arfagem, definido pela equação (2.13) em função do ângulo de ataque (α) e do coeficiente de sustentação (C_L) [49, 59, 64, 73, 74, 77, 78, 79]. Durante o *design* ou a avaliação de qualquer veículo a estabilidade longitudinal é considerada como sendo a mais importante e a primeira a ser avaliada [49]. Já verificamos pela Figura 2.25 para que exista Estabilidade Estática positiva é necessário que se desenvolva um momento de forma a que a bola volte ao seu ponto de equilíbrio. Isto é verdade também para qualquer veículo. Atentemos agora na Figura 2.28.

Podemos verificar que o ponto B representa o ponto de equilíbrio (veículo trimado), onde $C_M = 0$. Vamos supor que o avião 1 e 2 encontram uma perturbação exatamente com a mesma magnitude, o que provoca uma diminuição do ângulo de ataque, fazendo com que ambas as aeronaves se desloquem para o ponto A. Podemos então verificar que o avião 1 produz um momento de nariz em cima contrariando a diminuição do ângulo de ataque enquanto que o avião 2 produz um momento de nariz em baixo aumentando a diminuição do ângulo de ataque. Vamos agora considerar o ponto C, que corresponde a um aumento de ângulo de ataque. Podemos ve-

2.7. Estabilidade

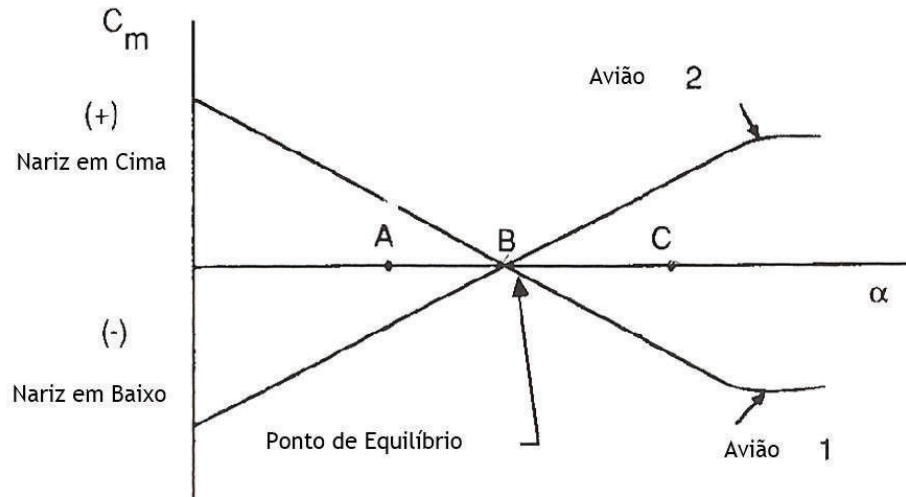


Figura 2.28: Coeficiente de momento de arfagem em função do ângulo de ataque para uma aeronave estável (Avião 1) e instável (Avião 2), adaptado de [73].

rificar que o avião 1 produz um momento de nariz em baixo contrariando o aumento de ângulo de ataque enquanto que o avião 2 produz um momento de nariz em cima, aumentando o ângulo de ataque. Podemos então concluir que à curva do avião 1 corresponde um comportamento estaticamente estável e à curva do avião 2 corresponde um comportamento estaticamente instável [49, 64, 73, 74, 77]. Outra conclusão possível desta análise, é que, para um veículo tenha estabilidade estática longitudinal, a curva C_M em função de α , deverá ter um declive negativo, em torno do ponto de equilíbrio, tal que [49, 64, 73, 74, 77]:

$$\frac{dC_M}{d\alpha} < 0 \quad (2.22)$$

No entanto, esta é uma condição necessária mas não suficiente, tal como mostrado pela Figura 2.29, onde verificamos que apenas a curva 1 representa uma posição de equilíbrio com ângulo de ataque positivo e assim desta forma concluímos que são necessárias duas condições para obter estabilidade estática longitudinal, expressas nas equações (2.22) e (2.23) [49, 64, 73, 77].

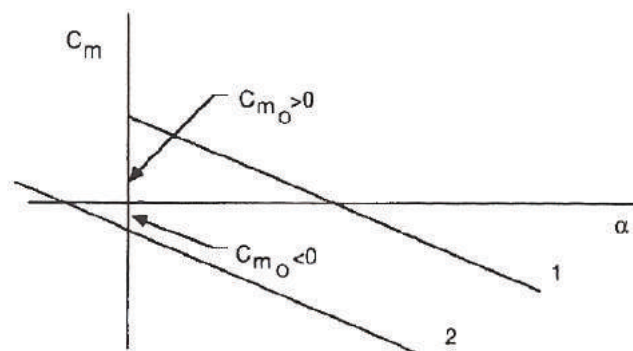


Figura 2.29: Coeficiente de momento de arfagem em função do ângulo de ataque para uma aeronave estável [73].

$$C_{m_0} > 0 \quad (2.23)$$

2.7.3.1 Curvas do Coeficiente de Momento de Arfagem de Vários Componentes

Agora que já sabemos quais as condições que uma aeronave deve cumprir para ser estaticamente estável, apresenta-se a Figura 2.30, os gráficos de coeficiente de momento de arfagem em função do ângulo de ataque e em função do coeficiente de sustentação, respetivamente. Podemos verificar que tipicamente, a asa e a fuselagem contribuem para um coeficiente de momento de arfagem que corresponde a uma condição de instabilidade, sendo que é a empenagem horizontal que provoca no avião uma condição de estabilidade. Podemos também variar o gradiente (o declive da reta) alterando a efetividade do estabilizador, através do aumento da área do estabilizador ou do seu braço face à posição do centro de gravidade [59].

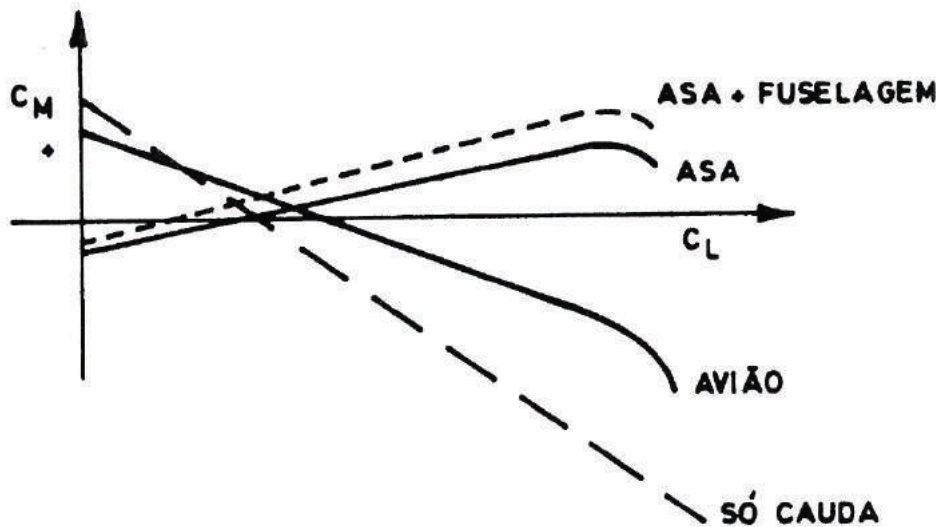


Figura 2.30: Componentes que contribuem para o coeficiente de momento de arfagem em função do coeficiente de sustentação, exemplo ilustrativo [59].

2.8 Controlo Longitudinal

O controlo longitudinal de uma aeronave (controlo de arfagem) é assegurado através da movimentação de superfícies de controlo, localizados na empenagem horizontal, que se encontram a uma certa distância do centro de gravidade, podendo estar à frente ou atrás deste, criando dessa forma um momento [64, 65, 73]. Quando estas superfícies são colocadas à frente do centro de gravidade chamamos a este tipo de aeronave de "canard" [64]. Estas superfícies podem ser totalmente deflectidas ou ser apenas deflectido um "flap", chamado de leme de profundidade, profundor ou "elevator" em terminologia inglesa [73]. Podemos verificar na Figura 2.31 a convenção de sinais utilizada para a deflexão do leme de profundidade e na Figura 2.32, podemos verificar que o declive da reta se mantém o mesmo apesar da deflexão do leme de profundidade, o que significa que para uma aeronave de asa fixa, a deflexão do leme de profundidade apenas muda o valor de coeficiente de sustentação (C_L) para o qual a aeronave pode ser trimada [49, 73, 75]. Na Figura 2.33 podemos verificar qual o efeito da deflexão do leme de profundidade na curva do coeficiente de sustentação (C_L) em função do ângulo de ataque (α). Verificamos novamente que o declive da reta se mantém o mesmo, independentemente da deflexão do leme, sendo apenas modificado o valor de coeficiente de sustentação (C_L). Este valor é superior quando o leme é defletido para baixo (ou seja, uma deflexão positiva) e inferior quando este é defletido para cima (deflexão negativa).

2.8. Controlo Longitudinal

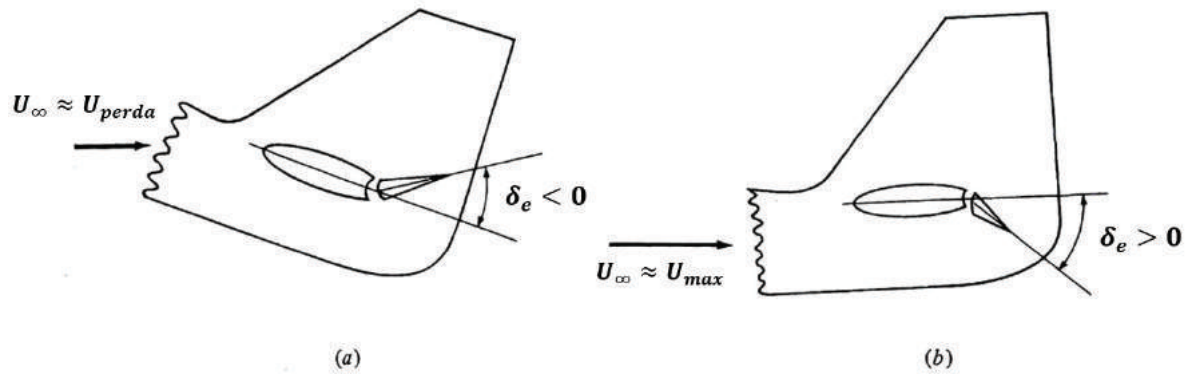


Figura 2.31: Convenção de sinais utilizada para a deflexão do profundor, assim como a posição utilizada para baixa velocidade (a) e para alta velocidade (b), adaptado de [49].

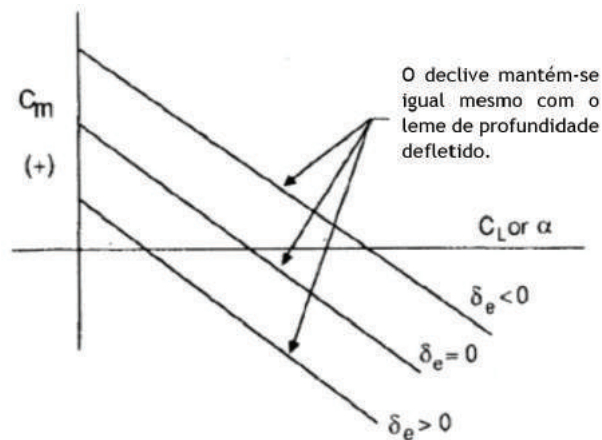


Figura 2.32: Curva típica do Coeficiente de momento de arfagem (C_M) em função de α para a deflexão do leme de profundidade, adaptado de [73].

Podemos verificar ainda pelas referências [48, 49, 65, 66, 75] que o comportamento da curva de C_L em função de α para a deflexão do leme de profundidade para baixo é consistente com uma curva de C_L em função de α típica de uma asa com "flaps", que são dispositivos hipersustentadores que aumentam o C_L máximo da aeronave [66].

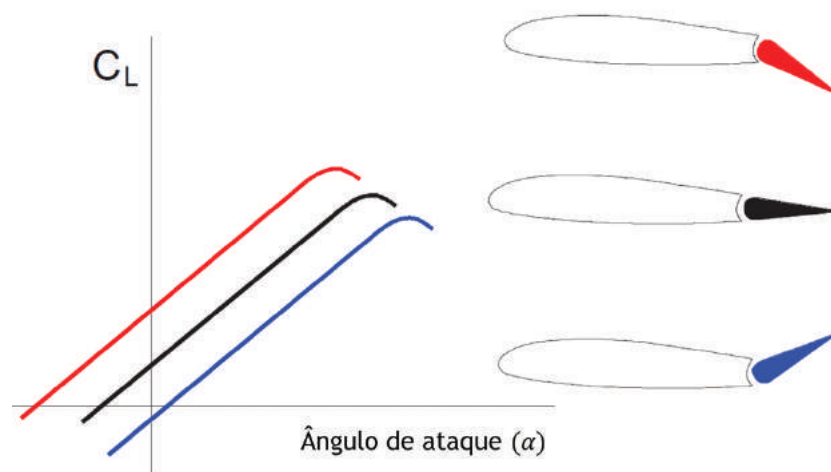


Figura 2.33: Efeito da deflexão do leme de profundidade na curva de coeficiente de sustentação (C_L) em função do ângulo de ataque (α), adaptado de [75].

2.9 Casos Semelhantes

Em julho de 2016, Haque, Asrar, Omar e Suleiman na referência [80] realizaram uma investigação experimental com um modelo genérico de um envelope, tendo como objetivo determinar a variação de C_L e C_D com α , de C_m com α e de C_n com ângulo de derrapagem (β). Neste estudo, o ângulo de ataque α variou entre -8° a $+12^\circ$ e o ângulo de derrapagem β variou entre -10° a $+10^\circ$. Neste estudo é relatada a falta de dados aerodinâmicos e de estabilidade no âmbito dos dirigíveis híbridos. Quanto à configuração da experiência é reportado que os testes foram realizados em túnel de vento, com as dimensões de $1.5\text{ m} \times 2.3\text{ m} \times 6\text{ m}$, a uma velocidade de 20 m/s , com um número de $Re = 6.3 \times 10^5$ e com um rácio de bloqueio de 2.5%. Quanto ao estudo CFD, este foi realizado utilizando uma malha estruturada e com o "software" ANSYS® Fluent® como "solver", utilizando o esquema "Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equations" (SIMPLE) para o cálculo da velocidade e da pressão, numa primeira fase, com o modelo de turbulência $k - \omega$ SST, utilizando uma precisão ao nível da segunda ordem. As simulações foram realizadas em escoamento permanente. Foi também utilizada uma ferramenta de baixa fidelidade chamada Aircraft Digital DATCOM® para o cálculo de C_m em função de α . Os resultados principais deste estudo podem ser visualizados na Figura 2.34. Podemos verificar que os resultados de CFD são consistentes com os experimentais, que os resultados de DATCOM se desviam bastante dos experimentais e que este modelo genérico é estaticamente instável longitudinalmente e direcionalmente com respeito a α e a β .

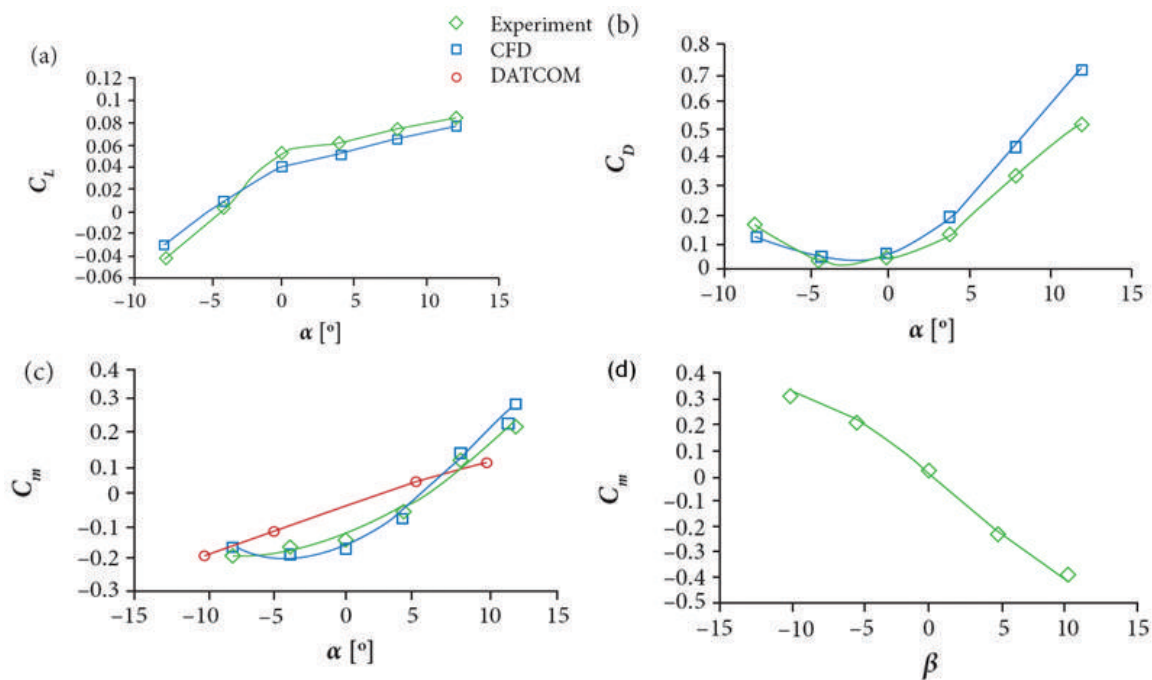


Figura 2.34: Resultados experimentais dos coeficientes aerodinâmicos e de estabilidade (a) C_L em função de α ; (b) C_D em função de α ; (c) C_m em função de α ; (d) C_n em função de β , adaptado de [80].

Em dezembro de 2014, Chen e Zhang na referência [17] realizaram um estudo CFD acerca do dirigível *Multibody Advanced Airship for Transport* (MAAT). Neste estudo, as variáveis foram o tempo de processamento em termos de "Central Processing Unit" (CPU) e o valor de C_D para os seguintes modelos de turbulência: *Standard Spallart-Allmaras*, *Realizable $k - \varepsilon$* e *SST $k - \omega$* para 3000 iterações. Foi utilizado o "solver" CD-Adapco® Star-CCM+®, tendo o dirigível MAAT sido analisado a uma velocidade de 35 m/s , a uma altitude de 15 km considerando as condições da

2.9. Casos Semelhantes

atmosfera padrão para uma série de ângulos de ataque (entre -24° a $+24^\circ$, com um intervalo de 6° entre eles). A simulação foi realizada em escoamento permanente, com uma malha do tipo poliédrica com cerca de 4 milhões de elementos. De modo a simular a camada-limite, foram utilizadas 5 camadas ("layers") à volta do dirigível. Como resultado deste trabalho, conclui-se que o modelo de turbulência *Standard Spallart-Allmaras* é o modelo mais indicado para simular o comportamento de dirigíveis em escoamento permanente, tendo como variáveis a considerar, a exatidão e o tempo de processamento do resultado. É também referido que para ângulos de ataque elevados o modelo *Standard Spallart-Allmaras* apresenta resultados menos precisos que o SST $k - \omega$, mas não é algo significativo.

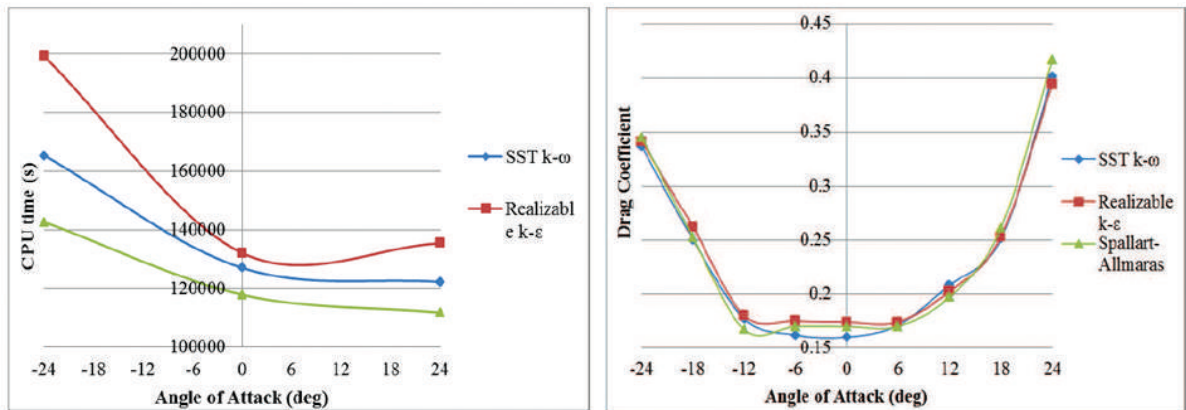


Figura 2.35: Gráfico da esquerda representa o tempo computacional em função de α e o gráfico da direita representa C_D em função de α ; ambos os gráficos comparam os três modelos de turbulência já mencionados, retirado de [17].

Em outubro de 2014, Mahzan e Muhamad [81] realizaram um trabalho que tinha como objetivo otimizar o envelope do "Hybrid Airship Vehicle" (HAV) de modo a que 40% da sustentação seja obtida pelo formato aerodinâmico do envelope (sustentação dinâmica) e os restantes 60% obtidos pela sustentação estática. Para atingir este objetivo, estes dois autores iteraram o formato do envelope tal como mostra a Figura 2.36, utilizando o software de "Computer Aided Design" (CAD) SolidWorks[®]. Para obter os dados aerodinâmicos (C_L e C_D) utilizaram o "solver" CD-Adapco[®] Star-CCM+[®], tendo a análise sido realizada em escoamento permanente, utilizando o modelo de turbulência $k - \epsilon$, num ambiente tridimensional. A análise foi realizada a 4000 ft (1219.2 m), 9000 ft (2743.2 m) e 12000 ft (3657.6 m) (considerando que 1 ft \equiv 304.8 mm, [68]) e a uma velocidade entre 60 e 120 KEAS (entre 30.86 m/s e 61.73 m/s, [82]). Os resultados ao nível de C_L , C_D e de L/D para $\alpha = 3^\circ$ e $\alpha = 5^\circ$, estão demonstrados na Figura 2.37, sendo que o valor máximo de L/D foi encontrado para $\alpha = 5^\circ$. Podemos também verificar os resultados deste trabalho nas Figuras 2.38 e 2.39. Na Figura 2.38 vemos que o envelope atinge 40% de sustentação dinâmica a 90 KEAS e a uma altitude de 12000 ft e na Figura 2.39 verificamos que a força de resistência aerodinâmica aumenta com a velocidade e que diminui quando a altitude aumenta.

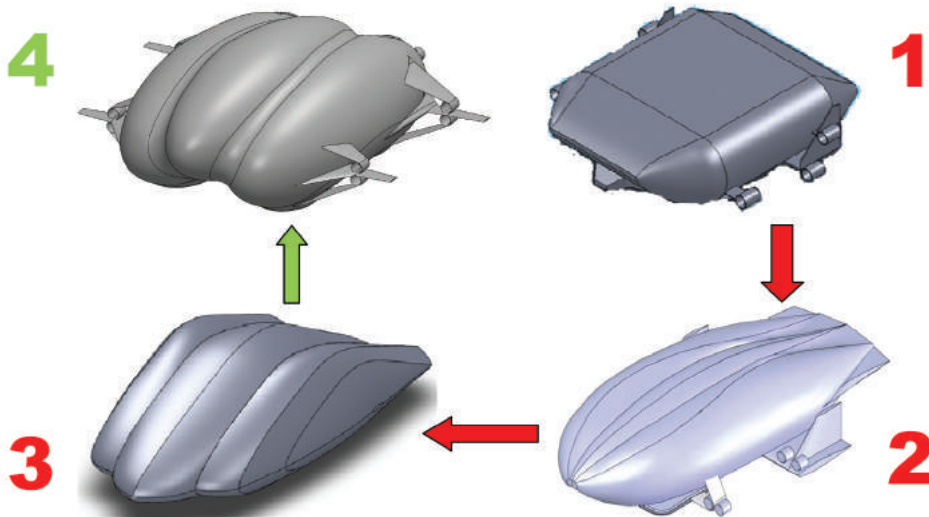


Figura 2.36: A evolução do envelope do HAV, até cumprir o objectivo proposto com o design 4, retirado de [81].

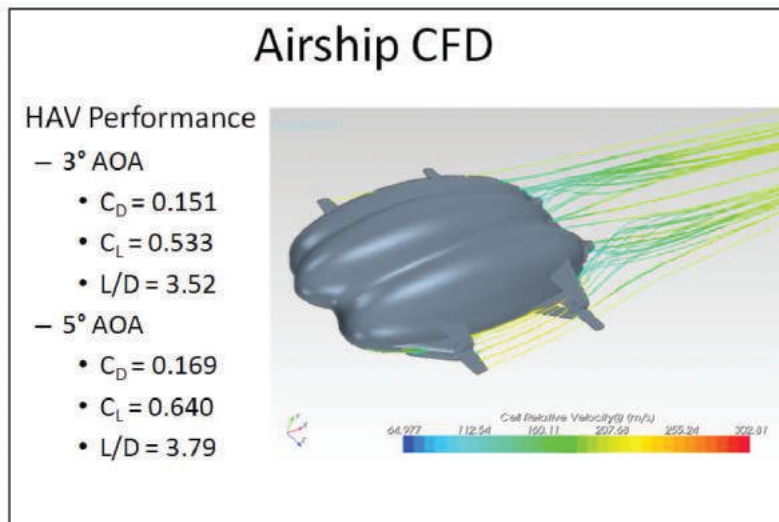


Figura 2.37: A evolução do envelope do HAV, até cumprir o objectivo proposto com o design 4, retirado de [81].

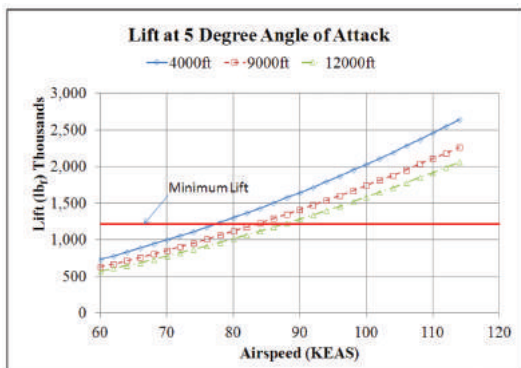


Figura 2.38: Força de Sustentação em função da velocidade para as 3 altitudes, retirado de [81].

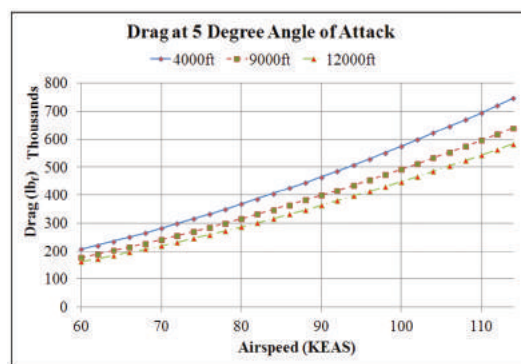


Figura 2.39: Força de Resistência em função da velocidade para as 3 altitudes, retirado de [81].

2.9. Casos Semelhantes

Em dezembro de 2013, Liu, Fu, Zhu e Wang na referência [83] realizaram uma investigação que tinha como objetivo determinar as características aerodinâmicas do dirigível Zhiyuan-1 (tal como na Figura 2.40), para diferentes configurações, ângulos de arfagem e de guinada. Foram utilizados métodos experimentais (testes em túnel de vento) e numéricos (*ANSYS® Fluent®* com o modelo de turbulência standard $k - \epsilon$). Os resultados deste estudo podem ser verificados nas Figuras 2.41, 2.42 (onde a linha com uma circunferência representa os dados sem rugosidade, a linha com um quadrado preenchido (a vermelho), representa os dados com um simulador de rugosidade na superfície e um triângulo preenchido (a roxo) que representa os dados calculados pelo *ANSYS® Fluent®*) e na Figura 2.43. Na Figura 2.41 podemos verificar que quando o ângulo de arfagem está entre -15° e $+15^\circ$ o valor de C_D é superior no caso da rugosidade. Acima de $+15^\circ$ os efeitos da subida do ângulo de arfagem sobrepõem-se à rugosidade. Quanto à Figura 2.42 podemos verificar que o valor de C_L aumenta de uma forma monótona com o ângulo de arfagem, sendo que no caso do cálculo numérico é possível observar um valor máximo para 24° e uma pequena diminuição quando o ângulo é igual a 32° . No caso da Figura 2.43 é possível verificar que o valor de C_D é inferior para o Zhiyuan-1 quando comparado com o Lotte considerando o intervalo do ângulo entre $\pm 15^\circ$.

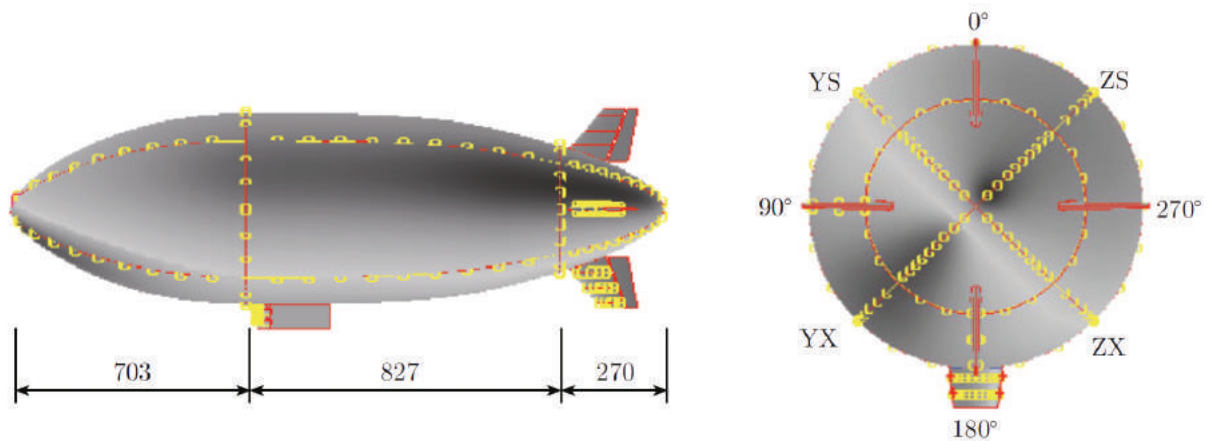


Figura 2.40: Dirigível Zhiyuan-1 (medidas em mm), retirado de [83].

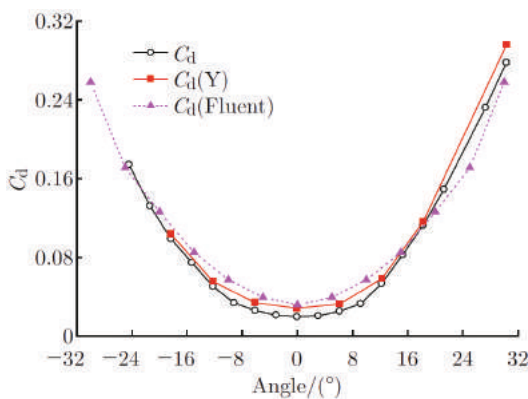


Figura 2.41: Coeficiente de Resistência em função do ângulo de arfagem, retirado de [83].

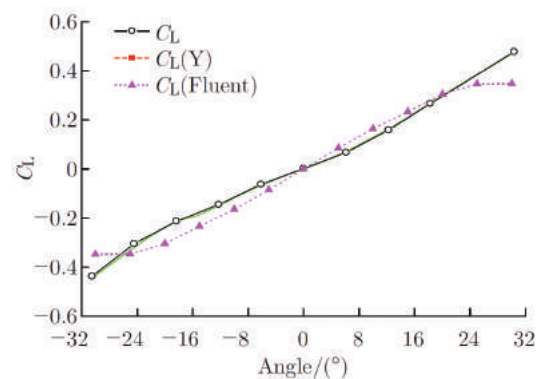


Figura 2.42: Coeficiente de Sustentação em função do ângulo de arfagem, retirado de [83].

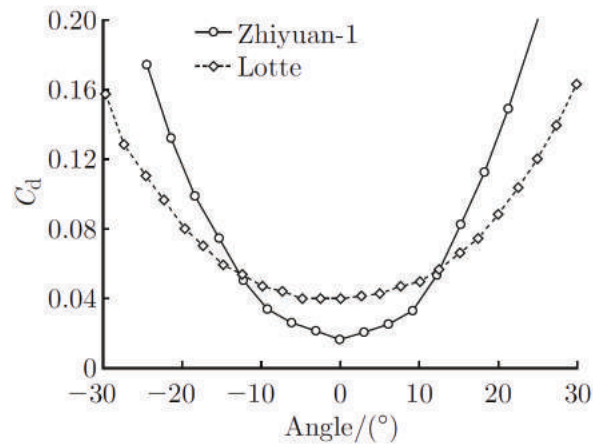


Figura 2.43: Comparação de C_D entre o dirigível Zhiyuan-1 e o Lotte, retirado de [83].

Em setembro de 2013, Gu, Liu e Wang na referência [84], realizaram um estudo em *ANSYS® Fluent®* 14.5, utilizando o modelo de turbulência $SST\ k - \omega$. Neste estudo, que teve como objetivo testar diferentes tipos de configurações tal como a Figura 2.44, os autores fizeram uso de um modelo geométrico, com 77.56 m de comprimento, um diâmetro máximo de 20 m, com um volume de 16800 m³ sendo que as empenagens utilizadas tinham o perfil simétrico NACA 0012. Foi utilizada uma malha em O, com células hexaédricas na superfície do modelo assim como na zona da camada-limite e nas empenagens.

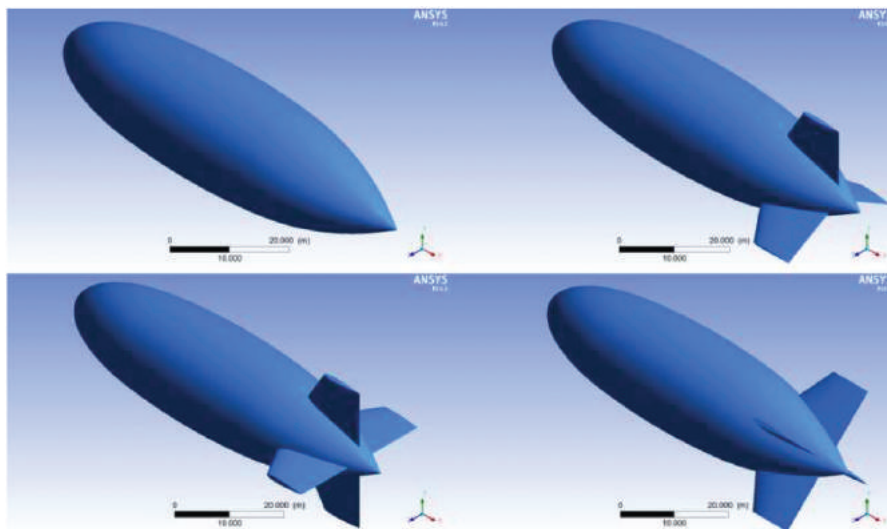


Figura 2.44: Configurações testadas, retirado de [84].

Os resultados do estudo são apresentados na Figura 2.45 para as várias configurações testadas (a vermelho, temos o envelope sem empenagens, a preto, temos o dirigível com 3 empenagens, a azul, com 4 empenagens em forma cruciforme e a rosa representa o dirigível com 4 empenagens em forma de X). Podemos verificar que a resistência aerodinâmica com as 3 empenagens e do tipo cruciforme aumenta com o ângulo de ataque (α), sendo menores no caso em que apenas se considera o envelope. Quanto ao coeficiente de momento de arfagem, podemos verificar que o envelope, sem qualquer empenagem, não produz um momento restaurador, enquanto que a configuração com melhor desempenho é a cruciforme, sendo aquela que os autores do estudo, recomendam que seja adotada [84].

2.9. Casos Semelhantes

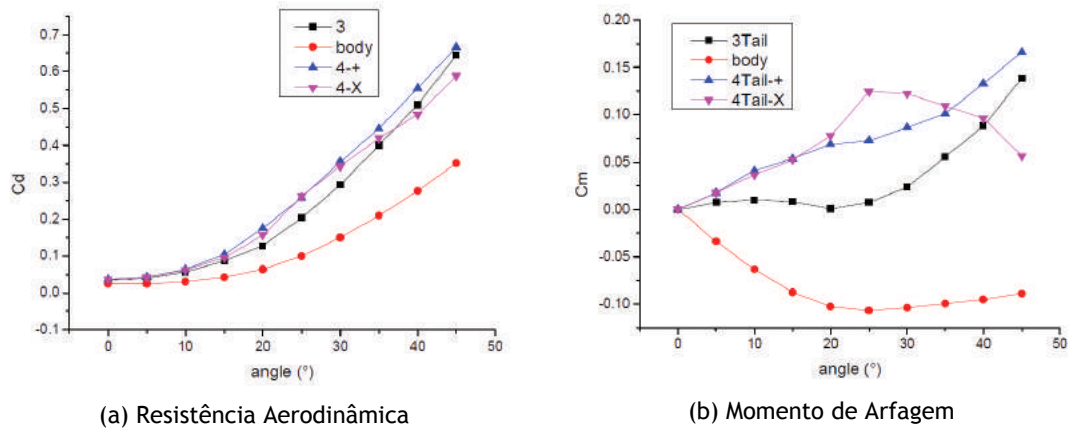


Figura 2.45: Variação de Coeficientes em função do ângulo de ataque α , retirado de [84].

Em outubro de 2012, Voloshin, Chen e Calay [85] realizaram um trabalho que tinha como objetivo comparar quatro modelos de turbulência ($k - \varepsilon$ "Realizable" de duas camadas, Standard e SST Menter $k - \omega$ e *Spallart-Allmaras*) tendo como caso de estudo, um escoamento sobre um dirigível clássico denominado Zeppelin, tal como demonstra a Figura 2.46.

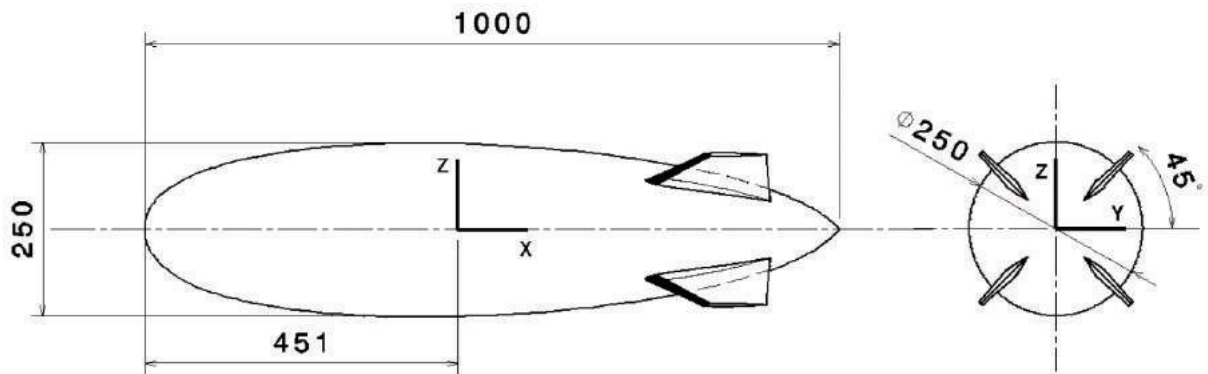


Figura 2.46: Modelo Testado (dimensões em mm), retirado de [85].

O solver utilizado foi o *CD-Adapco® Star-CCM+® 6.04* sendo os dados numéricos comparados com dados obtidos em túnel de vento. Foram escolhidos 3 valores de ângulo de ataque ($\alpha = -0.4^\circ$, $\alpha = 11.62^\circ$ e $\alpha = 35.62^\circ$) tendo sido realizadas 1500 iterações, em escoamento permanente. Os testes em túnel de vento foram realizados segundo as dimensões da Figura 2.46, tendo o túnel uma secção de teste de $2\text{ m} \times 2\text{ m}$. A velocidade do escoamento ($U_\infty = 37\text{ m/s}$) foi a mesma nas simulações numéricas e em túnel de vento, sendo o modelo construído em poliéster e fixado no CG. Quanto à malha, foi aplicada uma do tipo poliédrica, sendo que na zona da camada-limite foi utilizada uma aproximação de 10 camadas, tendo a malha no total cerca de 4.5 milhões de células. Deste trabalho, os investigadores concluíram que o modelo *Spallart-Allmaras* pode ser considerado ótimo em termos de exatidão e de tempo de processamento para simulações entre $\alpha = 0^\circ$ e $\alpha = 10^\circ$. Para ângulos de ataque mais elevados, o modelo standard $k - \omega$ produz simulações mais exatas mas à custa de um tempo de processamento muito superior. Desde modo, é sugerido o modelo *Spallart-Allmaras* também para simulações com elevados ângulos de ataque (até 35°).

2.9. Casos Semelhantes

Em outubro de 1990, S. B. V. Gomes, na referência [61], desenvolveu um trabalho acerca da Dinâmica de Voo de um dirigível chamado de YEZ-2A. Neste trabalho, Gomes faz referência que este tipo de aeronave apresenta dificuldades em ser manobrada perto do solo, serem veículos instáveis e difíceis de voar com mau tempo. A primeira dificuldade encontrada por este autor, residiu no facto das simulações na área da Dinâmica de Voo realizados até então, utilizarem métodos analíticos na construção do modelo aerodinâmico. De forma a ultrapassar este problema, Gomes começou por testar o dirigível Skyship-600 no túnel de vento do Colégio de Aeronáutica da Universidade de Cranfield (o túnel com a secção de $8\text{ ft} \times 6\text{ ft}$), tal como na Figura 2.47. Este modelo foi escolhido pelo facto de existirem poucos dados de testes de voo, mas estes serem suficientes para validar as séries de testes realizados em túnel de vento. Os resultados deste estudo tal como na Figura 2.48, 2.49a e 2.49b, onde a linha "No Stocking", corresponde a uma situação em que o modelo construído em madeira não possui rugosidade, a linha "Nose Band" corresponde a uma situação em que o nariz do dirigível está forrado com uma película para forçar a separação do escoamento, a linha "Fine Mesh" corresponde a uma situação em que a superfície do modelo possui uma rugosidade mínima e a linha "Fishnet" que corresponde a uma situação em que a superfície do modelo possui uma rugosidade máxima. Gomes concluiu então, sem surpresas, que o aumento da rugosidade da superfície aumenta o valor de C_D e quando comparado com os valores retirados dos testes de voo e de testes anteriores em túnel de vento se conclui que o caso de "Nose Band" é otimista enquanto que o caso "Fine Mesh" é pessimista em cerca de 60%. Verifica-se também que o valor de C_D aumenta consideravelmente para $\alpha > 10^\circ$. No caso de C_L e de C_M , Gomes verificou que os dados estão de acordo com o esperado para cada condição, exceto para o caso da "Nose Band". Gomes verifica ainda que o fenómeno da separação do escoamento foi evitado, exceto no ângulos de ataque mais extremos.

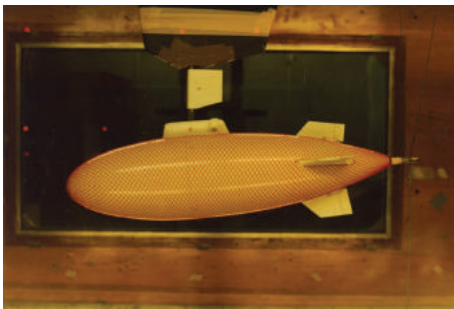


Figura 2.47: Dirigível Skyship-600, à escala de 1:75, retirado de [61]

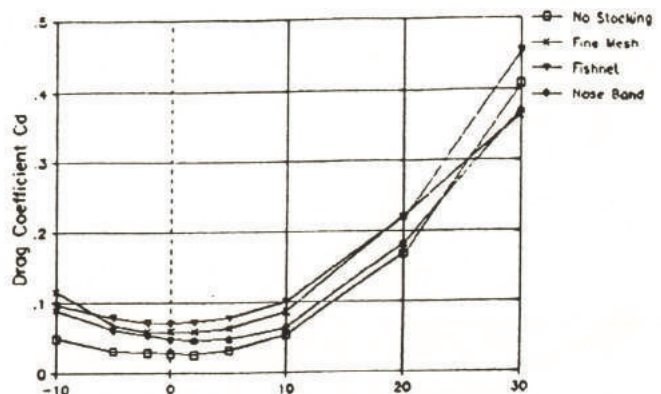


Figura 2.48: Variação de C_D em função de α , retirado de [61]

A segunda tarefa de Gomes, consistiu na determinação dos coeficientes de resistência aerodinâmica (C_D), sustentação (C_L), força lateral (C_y), momento de rolamento (C_l), momento de arfagem (C_M) e momento de guinada (C_n), com vários graus de deflexão das superfícies de controlo ($\pm 25^\circ$, $\pm 15^\circ$ e 0°) e para os seguintes graus de ângulo de ataque: $\pm 20^\circ$, $\pm 16^\circ$, $\pm 12^\circ$, $\pm 8^\circ$, $\pm 6^\circ$, $\pm 4^\circ$, 0° , 24° , 28° e 32° .

2.9. Casos Semelhantes

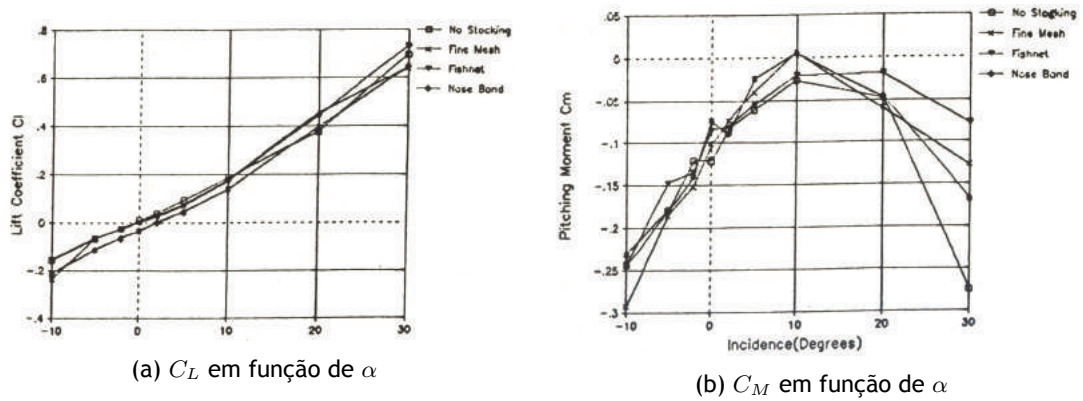


Figura 2.49: Variação de coeficientes aerodinâmicos em função do ângulo de ataque α , retirado de [61].

Estes testes foram realizados para a configuração do dirigível YEZ-2A (tal como na Figura 2.50), tendo sido utilizado o mesmo túnel de vento utilizado para testar a configuração do Skyship-600. Foi atingindo um número de $Re = 6 \times 10^6$, cerca de 35 vezes mais baixo que o esperado em voo.

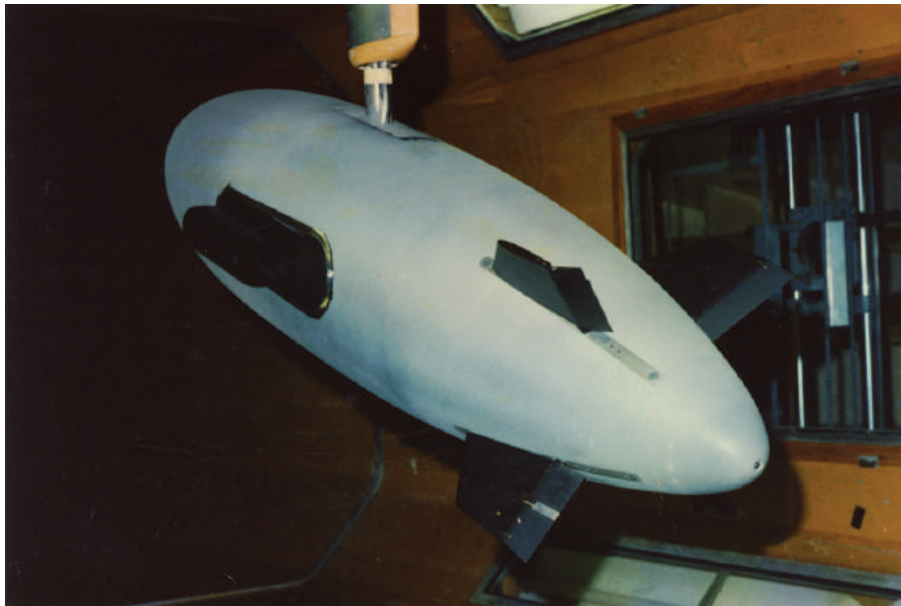


Figura 2.50: Dirigível YEZ-2A, à escala de 1:75, retirado de [61]

Na Figura 2.51, podemos verificar o referencial utilizado por Gomes. Para calcular a deflexão equivalente ao nível do leme de profundidade, Gomes propõe a seguinte equação 2.24:

$$\eta = \frac{\delta_1 + \delta_2 + \delta_3 + \delta_4}{4} \quad (2.24)$$

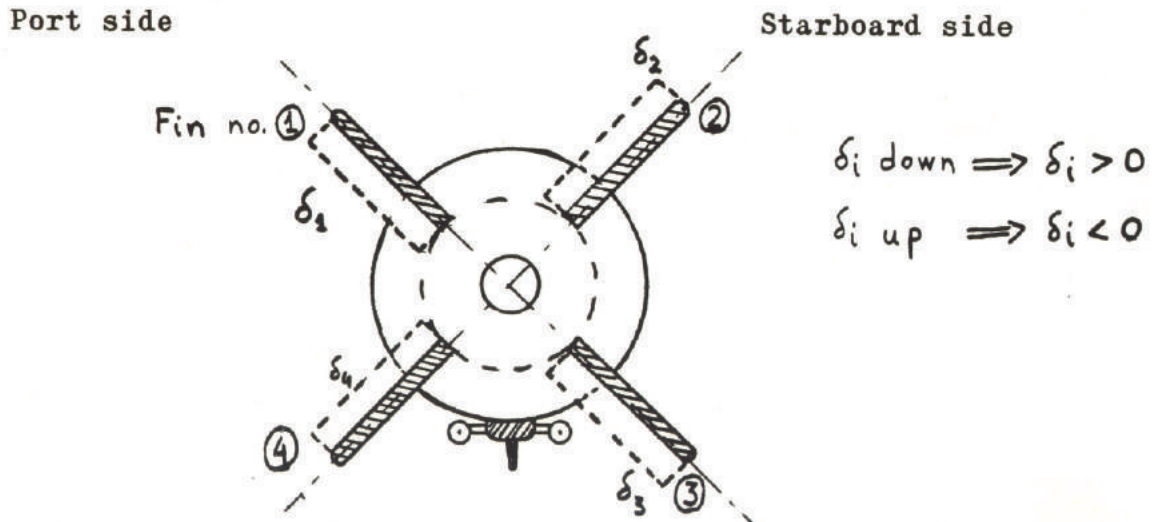


Figura 2.51: Dirigível YEZ-2A, referencial utilizado para as superfícies de controlo ("Ruddervators"), retirado de [61]

Podemos verificar na Figura 2.52, que para $\eta = \{0^\circ, 15^\circ, 25^\circ\}$ e quando $\alpha > 8^\circ$ a curva apresenta um comportamento parabólico sendo a curva desviada para cima tanto quanto maior o valor de η . Nota-se também que para $\eta = \{-15^\circ, -25^\circ\}$ a curva de $\eta = -15^\circ$ apresenta um C_D superior à curva de $\eta = -25^\circ$ para $20^\circ < \alpha < 28^\circ$. Quanto a valores de $\alpha < 0^\circ$, verifica-se que para $\eta = \{0^\circ, -15^\circ, -25^\circ\}$, quanto maior o valor de η , maior o valor de C_D . Para $\eta = \{15^\circ, 25^\circ\}$ a diferença no valor de C_D é residual. No intervalo de $0^\circ < \alpha < 8^\circ$ denota-se um aumento do valor de C_D para $\eta = \{15^\circ, 25^\circ\}$, sendo que os valores de C_D para $\eta = \{0^\circ, -15^\circ, -25^\circ\}$, estão dentro da mesma gama.

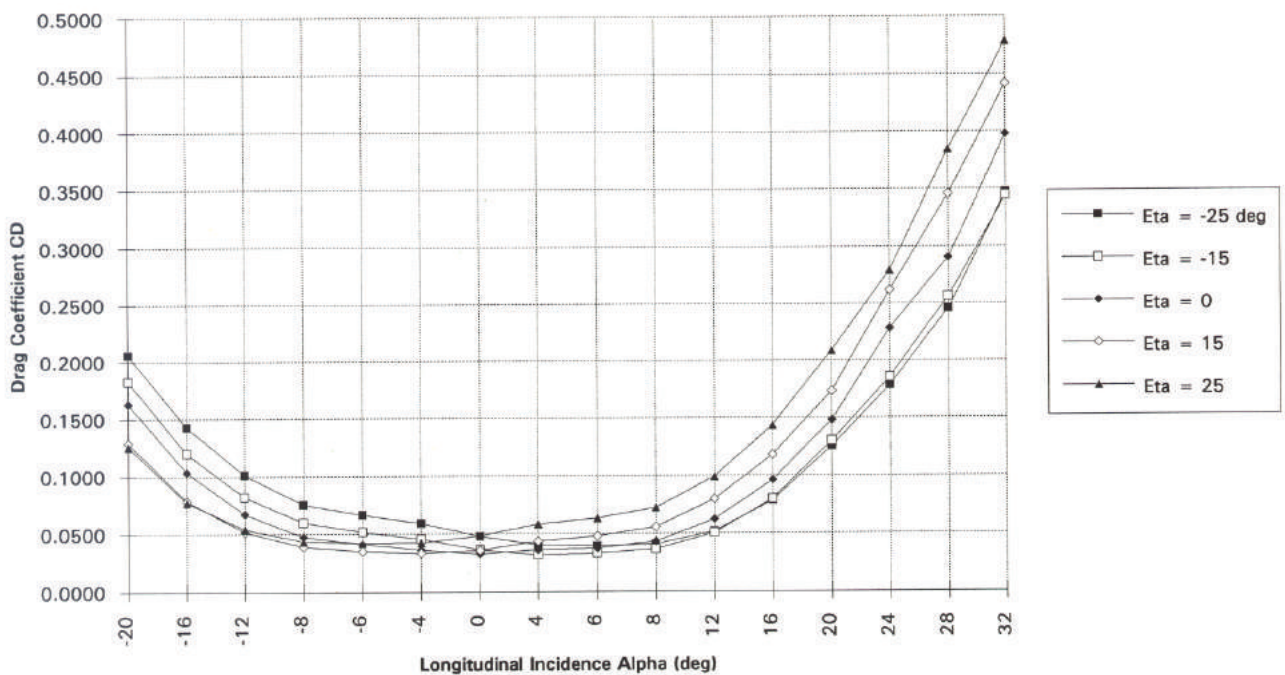


Figura 2.52: Variação de C_D em função de α para o dirigível YEZ-2A, retirado de [61]

2.9. Casos Semelhantes

Na Figura 2.53 verifica-se um comportamento linear da curva de C_L em função de α , isto é, à medida que α aumenta, o valor de C_L também aumenta. Verificamos que para $\eta = \{-25^\circ, -15^\circ, 0^\circ\}$ à medida que η aumenta, a curva de C_L em função de α é deslocada para cima. Para $\eta = \{15^\circ, 25^\circ\}$, as curvas estão mais acima das restantes, mas os valores de C_L são muito aproximados nas duas retas.

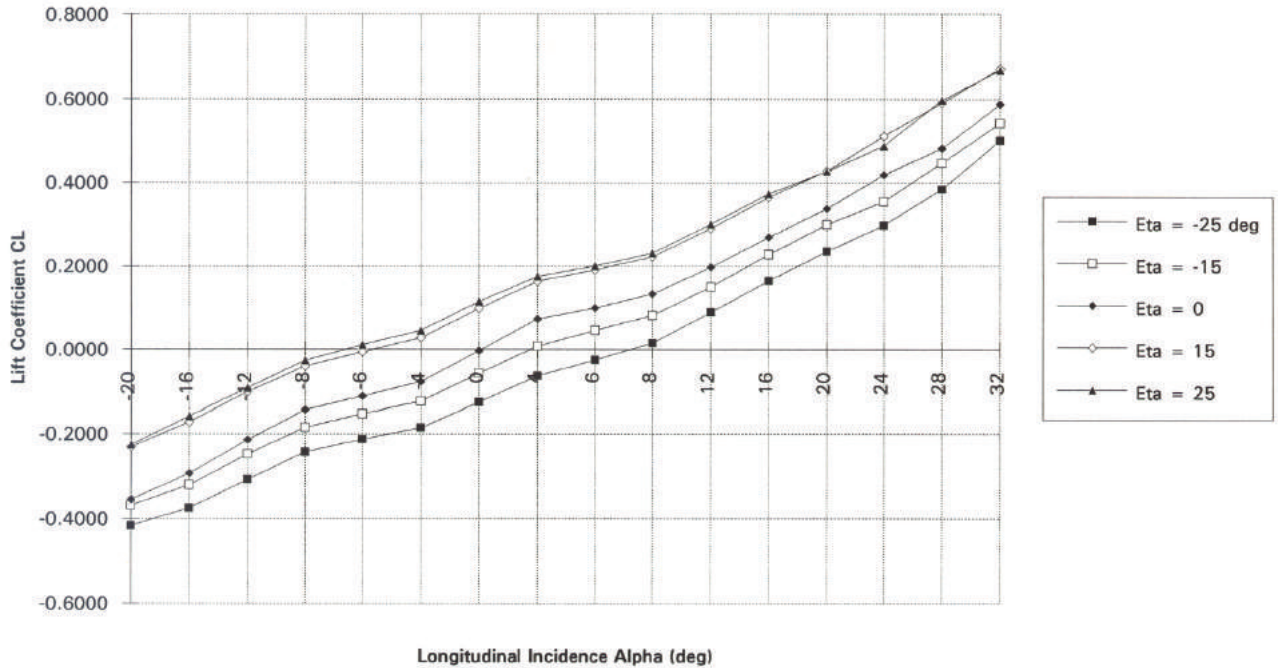


Figura 2.53: Variação de C_L em função de α para o dirigível YEZ-2A, retirado de [61]

Quanto à Figura 2.54 verifica-se que para todos os valores de η , o declive da reta C_M em função de α é positivo, significando isto que o veículo é instável na arfagem. Verifica-se também que a magnitude do valor de C_M é muito superior no intervalo $-15^\circ < \eta < 15^\circ$ face à magnitude entre $15^\circ < \eta < 25^\circ$ e entre $-15^\circ < \eta < -25^\circ$. Entre $24^\circ < \alpha < 32^\circ$, o declive da reta passa a ser negativo para todos os valores de η .

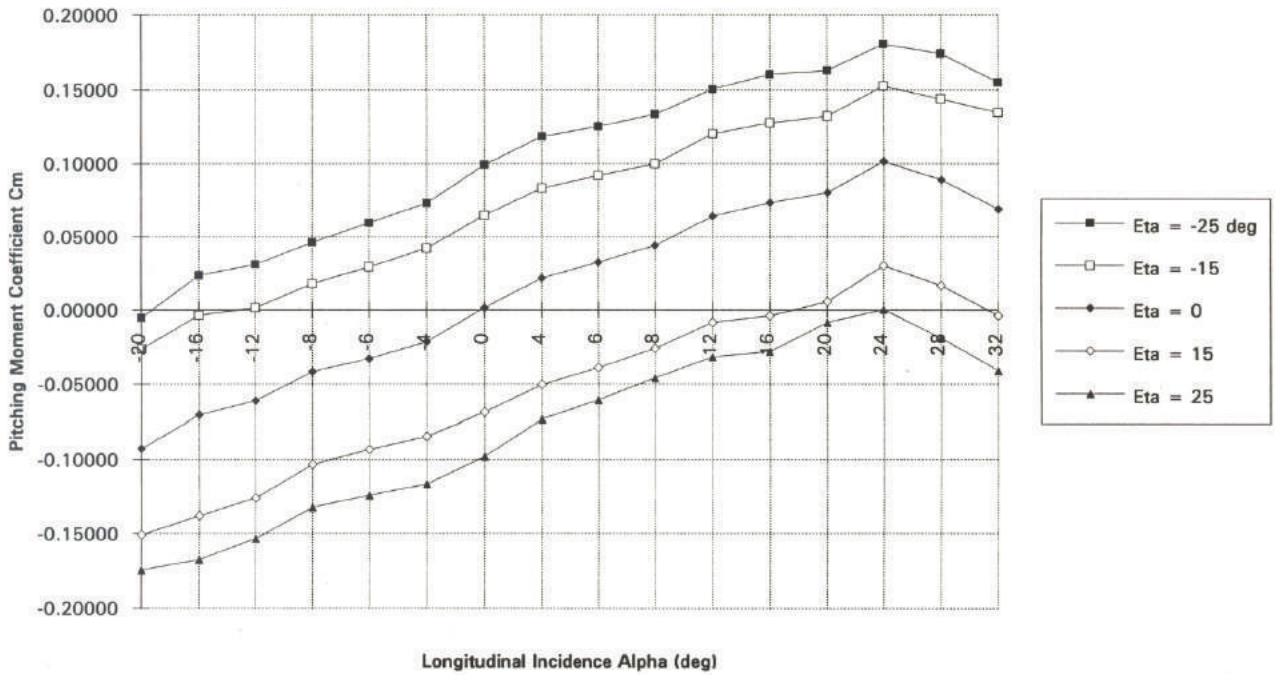


Figura 2.54: Variação de C_M em função de α para o dirigível YEZ-2A, retirado de [61]

2.10 Conclusão

Podemos concluir deste capítulo, que os dirigíveis podem ser classificados em blimps, semi-rígidos, rígidos ou híbridos, sendo estes últimos uma combinação entre a tecnologia HTA e LTA. Nos últimos anos, o interesse pela indústria e academia tem recaído em dirigíveis híbridos como comprovam os exemplos apresentados nas sub subsecções 2.2.4.1, 2.2.4.2 e 2.2.4.3. A sustentação dos dirigíveis híbridos é conseguida através do vento relativo que passa pela superfície deste (sustentação dinâmica), através do gás sustentador que está contido dentro do envelope (sustentação estática) e dos rotores (sustentação direta), ao contrário das aeronaves de asa fixa, que só conseguem obter sustentação a partir do vento relativo que passa pela asa. A curva de coeficiente de sustentação (C_L) em função do ângulo de ataque (α) apresenta um comportamento linear tanto nas aeronaves de asa fixa como nos dirigíveis. A curva de coeficiente de resistência aerodinâmica (C_D) em função do ângulo de ataque (α) apresenta a forma de uma parábola tanto nas aeronaves de asa fixa como nos dirigíveis, apresentando o valor de C_D mínimo para um valor baixo de ângulo de ataque não sendo necessariamente o valor de zero. Quanto à curva de coeficiente de momento de arfagem (C_M) em função do ângulo de ataque (α) concluímos que quando o declive desta reta é positiva, estamos perante um veículo com um comportamento instável na arfagem e quando a reta possui um declive negativo temos um veículo com um comportamento estável. Para além desta condição, para um veículo ter um comportamento estável é necessário cumprir a condição da equação (2.23). Podemos também verificar a utilização frequente nos últimos anos de tecnologia CFD para a obtenção de dados aerodinâmicos. Não obstante a isto, continua a ser prática, a confirmação das simulações numéricas por estudos efetuados em túnel de vento.

Capítulo 3

Metodologia

Conteúdo

3.1	Introdução	44
3.2	Metodologia de um Estudo CFD	44
3.2.1	Pré-Processamento	45
3.2.2	Processamento	47
3.2.3	Pós-Processamento	49
3.3	Equações Fundamentais da Dinâmica de Fluidos	49
3.3.1	Conservação de Massa (Equação da Continuidade)	50
3.3.2	Conservação da Quantidade de Movimento (Segunda Lei de Newton)	51
3.3.3	Conservação da Energia (Primeira Lei da Termodinâmica)	55
3.4	Regime Turbulento	58
3.5	Camada Limite	60
3.6	Modelos Numéricos para Escoamentos Turbulentos	63
3.6.1	Modelos de Turbulência para as Equações Médias de Reynolds	63
3.6.2	Modelo Spallart-Allmaras	65
3.6.3	Modelo $k - \epsilon$ Realizable	67
3.6.4	Modelo $k - \omega$ "Shear Stress Transport" (SST)	69
3.7	Geração de Malha	71
3.8	Métodos de Discretização Espacial	73
3.9	Conclusão	74

3.1 Introdução

A Dinâmica de Fluidos Computacional ou *Computational Fluid Dynamics* (CFD) é a área de estudo que aplica as equações da mecânica de fluidos de modo a resolver escoamentos de uma forma numérica [86]. Sem esta técnica estaríamos limitados à resolução destas equações para casos em que o escoamento é laminar [87]. Mas mesmo em casos como este, a sua resolução seria muito morosa, sendo impossível quando se trata de escoamentos na forma turbulenta [87].

De acordo com [88], antes de CFD tínhamos apenas duas hipóteses: analíticas e experimentais. Mas devido ao crescimento da capacidade computacional, inclusive nos computadores pessoais (como demonstrando na referência [89]), é hoje possível realizar um estudo CFD com geometrias complexas de forma relativamente barata. Segundo este autor, [88], é hoje mais barato realizar este tipo de estudo do que um estudo experimental. Em termos de precisão é considerado que CFD está entre a teoria e a parte experimental.

Como referido em [87], a Dinâmica de Fluidos Computacional deve ser vista na Engenharia moderna como uma técnica complementar à realização de testes experimentais. Para este autor, a grande diferença reside que em CFD é possível obter em detalhe as propriedades do escoamento em determinado ponto como as tensões de corte, velocidade e perfis de pressão.

De acordo com [90], no caso de testes em dirigíveis, o melhor método é realizar testes em CFD e em túnel de vento de modo a que exista uma comparação entre os dois tipos de testes. No entanto, no caso de dirigíveis híbridos, devido à falta de dados públicos sobre estes tipo de aeronave, a técnica de CFD ganha ainda mais relevância, pois é o método mais rápido para conseguir dados, pelo menos numa fase conceptual do projeto.

Como referido em [91], um estudo CFD pode ter como objetivo a determinação de coeficientes aerodinâmicos, como a sustentação ou a resistência aerodinâmica de aeronaves, automóveis ou outro tipo de veículo, podendo também ser utilizado para determinar a combustão em motores de combustão interna ou em turbina de gás ou até para verificar a dissipação de calor em circuitos elétricos e eletrónicos. Este tipo de técnica é bastante vantajosa nomeadamente no facto de reduzir bastante o custo e o tempo de novos projetos, permitindo estudar sistemas ou escoamentos que de outra forma seriam impossíveis de estudar (por exemplo, o estudo da reentrada de um veículo na atmosfera terrestre, em que o mesmo atinge $Ma = 20$, ou seja, fluido hipersónico) e permite ainda estudar cenários perigosos, que no mundo real poderiam causar acidentes.

3.2 Metodologia de um Estudo CFD

Os códigos de CFD comerciais são estruturados de modo a que exista uma interface gráfica amigável, chamada de "*Graphical User Interface*" (GUI) e que desse modo seja possível resolver problemas relacionados com dinâmica de fluidos de uma forma mais agradável, sem estar a pensar apenas nos métodos numéricos necessários a essa mesma resolução [92]. No entanto, de acordo com as referências [88, 91, 92, 93, 94, 95], um estudo de CFD, de qualquer tipo, segue a seguinte metodologia:

1. Pré-processamento;
2. Processamento ("*Solving*");
3. Pós-processamento.

3.2. Metodologia de um Estudo CFD

Estas três fases são interdependentes, sendo que os erros, por exemplo, provocados por uma malha de má qualidade (realizada na fase de pré-processamento) são propagados às fases seguintes [87, 88]. No entanto, as referências consideradas diferem em relação à ordem a que as mesmas devem ser realizadas.

3.2.1 Pré-Processamento

O pré-processamento constitui de acordo com [88], cerca de 90% do investimento num estudo CFD. O presente trabalho é testemunha disso mesmo. Nesta fase, em primeiro lugar procura-se encontrar quais os dados que pretendemos determinar, i.e., uma queda de pressão, qual a temperatura que determinado equipamento eletrónico atinge quando em funcionamento, dados aerodinâmicos (C_L e C_D) de um veículo [91, 95]. Procura-se em seguida verificar quais as simplificações que se podem assumir, i.e., utilizar uma condição de fronteira de simetria, verificar se existe alguma periodicidade no fenómeno físico [95]. É também necessário ter em conta qual o grau de exatidão que se pretende, qual o tempo disponível para realizar o estudo, se as ferramentas CFD de que dispomos são as apropriadas e qual o poder computacional de que dispomos [95]. Finda esta primeira fase (que poderíamos designar por fase zero), devemos começar a pensar em qual é o domínio de estudo que nos interessa, o chamado domínio computacional [91, 92, 93], como por exemplo, um escoamento confinado a um tubo ou um escoamento externo a um veículo [95]. É nesta fase que se cria o modelo geométrico do nosso objeto de estudo [92]. Para que as propriedades desse domínio computacional possam ser calculadas com exatidão, o mesmo tem de ser dividido em pequenos segmentos, chamados de células ou volumes de controlo. Chamamos a este processo, geração de malha [91, 94, 96]. De acordo com [91], este processo pode significar cerca de 50% do tempo despendido num estudo CFD. Durante este processo são definidas as fronteiras do corpo em estudo assim como da malha. Devemos em seguida aplicar o fenómeno físico e químico (se necessário) que queremos modelar, o que implica definir as propriedades dos fluidos que estamos a estudar [91, 94]. A metodologia do pré-processamento pode ser encontrada na Figura 3.1. Na Figura 3.2 podemos verificar as propriedades físicas de um escoamento. De acordo com [87], as condições de fronteira e as propriedades do fluido podem ter a sua ordem trocada. É referido por [87, 94] temos também na fase de pré-processamento de definir quais os processos de cálculo numérico que vamos utilizar assim como as condições iniciais da simulação.

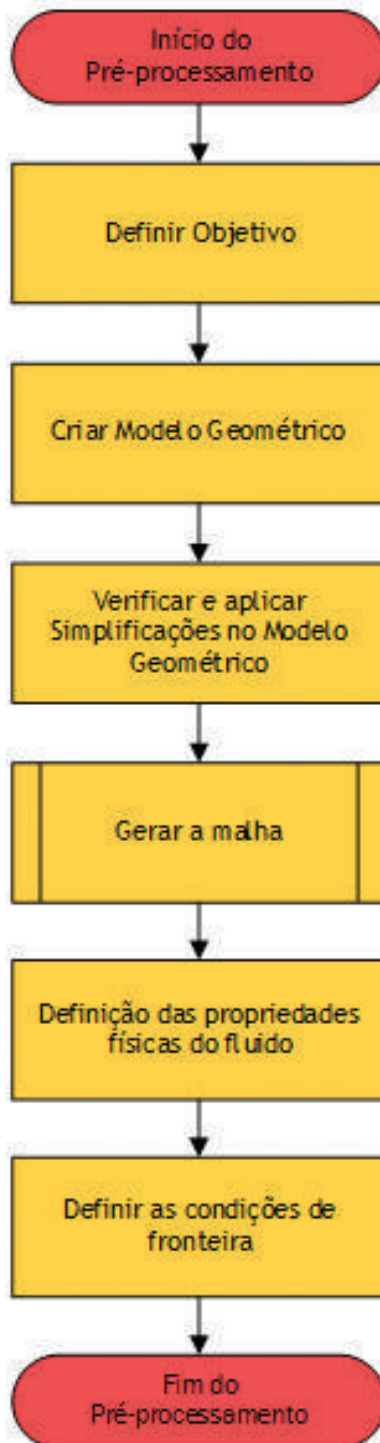


Figura 3.1: Fase de pré-processamento, baseado em [91, 92, 93] e construído de acordo com [97].

3.2. Metodologia de um Estudo CFD

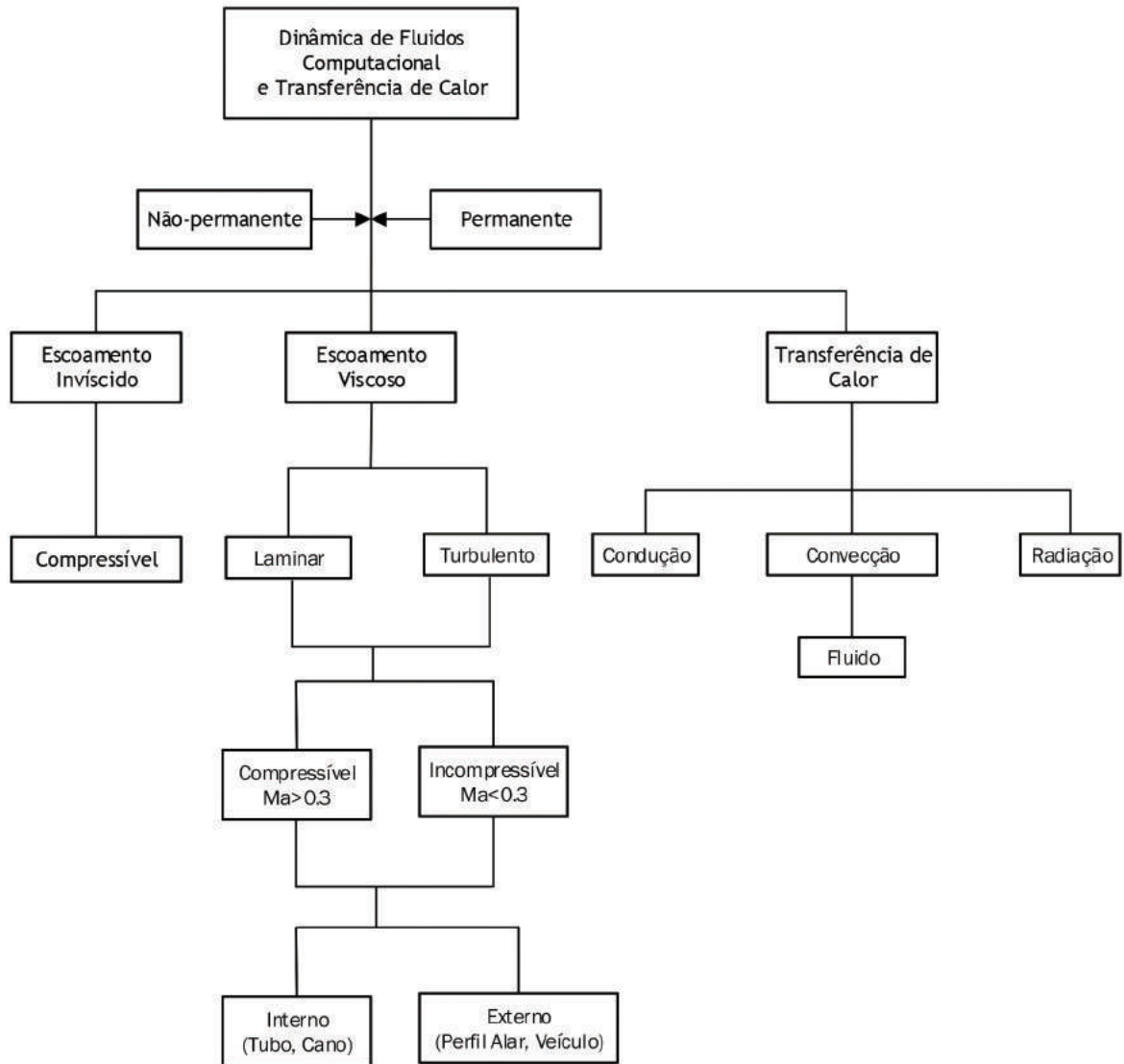


Figura 3.2: Propriedades físicas de um escoamento, retirado de [92].

3.2.2 Processamento

Nesta fase, como o próprio nome indica, é realizado o processamento dos dados construídos durante o pré-processamento. Durante esta fase, que está sob a responsabilidade do código CFD é realizada a inicialização da simulação, o controlo e a monitorização da solução, o cálculo CFD em si, a verificação da convergência e dos resultados tal como explicitado pela Figura 3.3. Os códigos CFD utilizam técnicas de discretização numérica diferentes entre as quais podemos destacar o método dos elementos finitos, dos volumes finitos e das diferenças finitas [91]. Os códigos de CFD mais conhecidos como ANSYS® CFX®, ANSYS® Fluent®, CD-Adapco® Star-CCM+®, CD-Adapco® Star-CD® e o OpenFOAM® utilizam o método dos volumes finitos [91, 95, 98]. O algoritmo numérico utilizado na fase de processamento pode ser definido em três etapas [91, 95], sendo estas, a integração das equações de transporte acerca do escoamento em todos os controlos de volume do domínio considerado, a discretização que diz respeito à transformação das equações integrais num sistema de equações algébricas e a resolução destas mesmas equações através de métodos iterativos [88, 91, 95].

3.2. Metodologia de um Estudo CFD

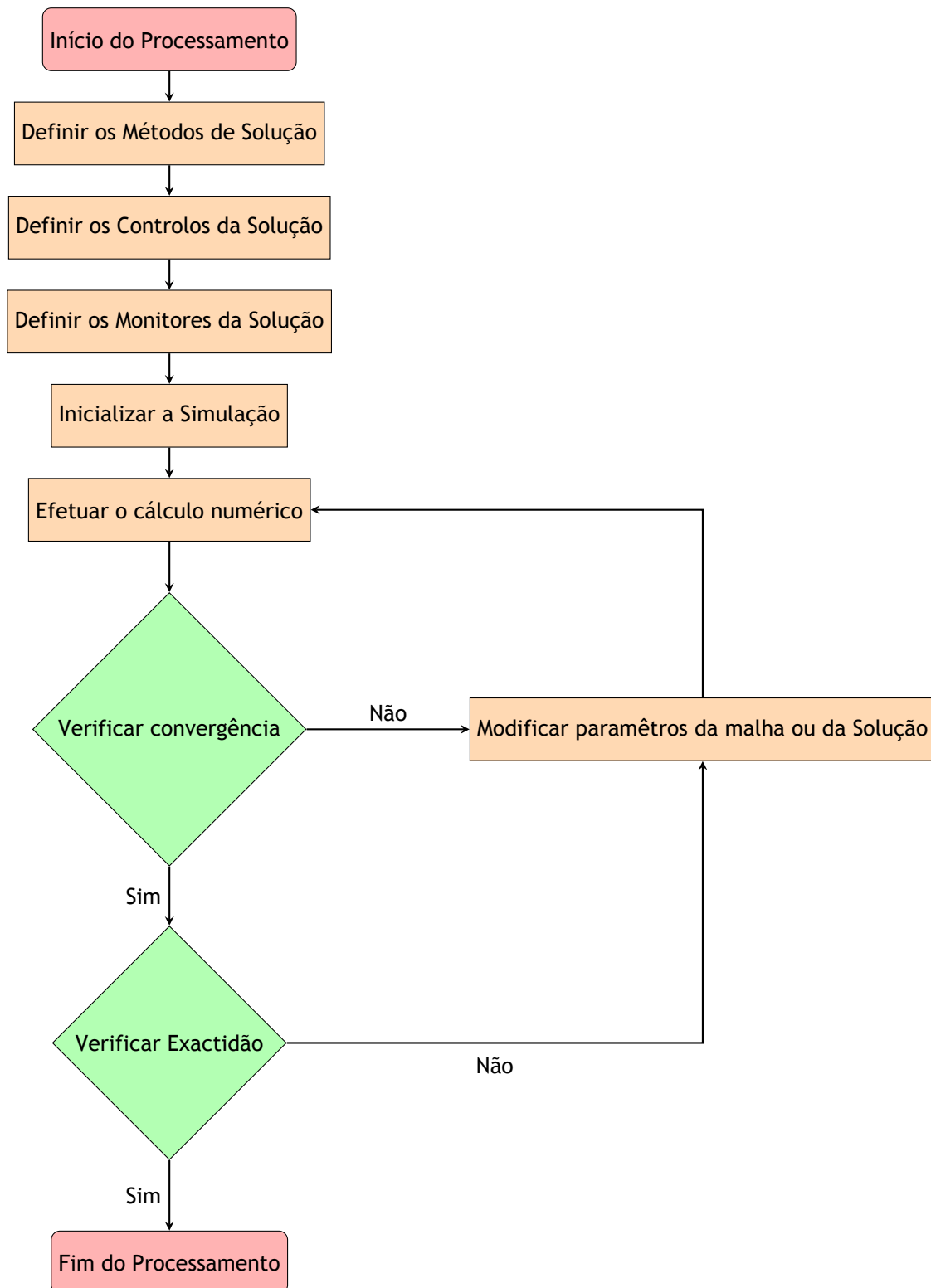


Figura 3.3: Fluxograma correspondente à fase de processamento, baseado em [92, 99] e construído de acordo com [97]

3.3. Equações Fundamentais da Dinâmica de Fluidos

3.2.3 Pós-Processamento

Nesta fase, é realizado o tratamento e visualização dos dados que obtivemos a partir do cálculo numérico realizado na fase de processamento e preparada na fase de pré-processamento. Nos dias de hoje, a maior parte dos códigos de CFD comerciais possuem aplicações próprias para efetuar esta última fase do estudo CFD, sendo que o *ANSYS® Fluent®* possui dentro da própria aplicação um separador para efetuar esta última fase. Exemplos como o *ANSYS® CFD-Post®*, *Field-View®*, *TecPlot®* ou o *ParaView®*, existem para poder visualizar resultados [92]. Os resultados podem estar na forma gráfica (i. e., uma curva de C_L em função de α , uma imagem com o perfil (contorno) de uma determinada propriedade, uma imagem com vetores, uma imagem com linhas de emissão, entre outros) ou na forma numérica (i. e., forças (como a sustentação e a resistência aerodinâmica) e momentos, integração da superfície ou de volume de um corpo, balanços de fluxo, valores mínimos e máximos, comparação com valores de referência) [88, 91, 92, 95, 100]. Para o tratamento de dados em forma numérica, qualquer aplicação do tipo folha de cálculo pode ser utilizado como o *Microsoft® Office® Excel™*, o *WPS Excel*, o *OpenOffice Calc* ou o *LibreOffice Excel*. Devido ao facto dos estudo em CFD gerarem imagens muito coloridas, isso deu origem a uma alcunha bastante engraçada "Colorful Fluid Dynamics", ou Dinâmica de Fluidos Colorida! [87].

3.3 Equações Fundamentais da Dinâmica de Fluidos

Na área de Engenharia, quando queremos descrever um fenómeno, necessitamos normalmente de o traduzir de uma forma matemática para que o mesmo possa ser quantificado. A Dinâmica de Fluidos Computacional enquanto tecnologia, pode ser utilizada para descrever fenómenos tão diversos, como a transferência de calor ou o cálculo de forças, necessita de uma base matemática bastante forte para que isso possa ocorrer. Dessa forma, a maioria dos livros, aulas ou documentos relacionados com esta tecnologia como [63, 76, 86, 88, 91, 92, 96, 101, 102, 103, 104, 105], fazem referência as equações da continuidade, momento e energia, enunciando também três leis fundamentais da física, que passamos a citar:

1. Conservação de Massa no fluido (explicitado pela equação da Continuidade);
2. Conservação da Quantidade de Movimento (explicitado pela Segunda Lei de Newton, que enuncia, a taxa de variação de quantidade de movimento é igual à soma das forças que atuam num fluido);
3. Conservação da Energia (explicitado pela Primeira Lei da Termodinâmica, que enuncia, a taxa de variação de energia é igual à soma da taxa de variação de calor adicionado ao fluido e à taxa de variação de trabalho feito no fluido).

Além destas três leis estão também envolvidas cinco variáveis neste processo [63, 95]:

1. Três componentes do vetor velocidade (U_u, U_v, U_w);
2. Duas propriedades termodinâmicas (pressão e Temperatura, massa volúmica e Temperatura, Entalpia e pressão).

De acordo com [76], podemos escrever as equações que traduzem estes princípios na forma integral ou diferencial, podendo estas ainda ser numa escritas na forma conservativa ou não-conservativa. Deste modo, quando as equações são deduzidas aplicando os princípios fundamentais a um Volume de Controlo, dizemos que estão escritas na forma Integral. Quando são

3.3. Equações Fundamentais da Dinâmica de Fluidos

deduzidas utilizando um elemento de fluido infinitesimal, dizemos que estão escritas na forma diferencial [76, 103]. O Volume de Controle é uma pequena caixa de fluido, onde as três leis fundamentais da física são aplicadas ao fluido dentro do Volume de Controle assim como ao fluido em trânsito [76]. Se estas mesmas equações forem obtidas considerando um volume de controle ou um elemento de fluido infinitesimal fixo no espaço, então dizemos que as equações se encontram escritas na forma conservativa, caso esse volume de controle ou um elemento de fluido infinitesimal se mova com o fluido, então as equações estão na forma não-conservativa [76, 103]. No presente trabalho, vamos adotar a forma diferencial e conservativa para estas equações.

3.3.1 Conservação de Massa (Equação da Continuidade)

De acordo com Antoine Laurent de Lavoisier (1743-1794), “*Na Natureza, nada se perde, nada se cria, tudo se transforma.*” [106, 107]. Esta célebre frase demonstra um dos princípios mais belos quer da física, quer da química moderna. Com referido em [92], podemos então considerar um Volume de Controle (VC) fixo no espaço e no tempo tal como na Figura 3.4, sendo que a equação da continuidade postula que a taxa de variação de massa no interior do VC seja igual ao fluxo de massa que cruza a superfície do VC. Na forma integral, podemos transmitir através da equação (3.1):

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho dV = - \int_{S_1} \rho \vec{U} \cdot \vec{n} dS_1 \quad (3.1)$$

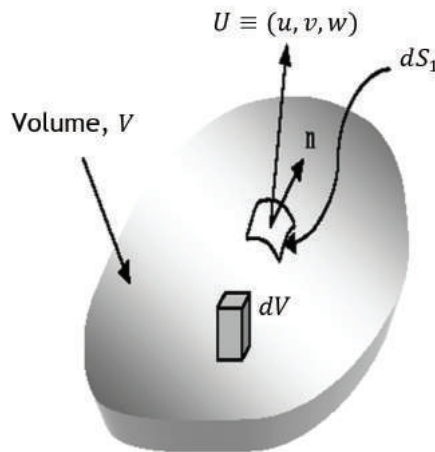


Figura 3.4: Volume de Controle fixo no espaço e no tempo, adaptado de [92].

Onde ρ corresponde à massa volúmica, \vec{U} corresponde à velocidade do fluido e \vec{n} ao vetor unitário normal ao elemento de superfície dS_1 . Aplicando o Teorema da divergência de Gauss conseguimos obter a forma diferencial da equação da continuidade, na equação (3.2):

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{U}) = 0 \quad (3.2)$$

Considerando um sistema cartesiano podemos expressar a equação (3.2), como:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_x)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho U_y)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho U_z)}{\partial z} = 0 \quad (3.3)$$

3.3. Equações Fundamentais da Dinâmica de Fluidos

Onde a velocidade do fluido (\vec{U}) em qualquer ponto do escoamento é descrita pelas suas componentes (U_u, U_v, U_w) relativamente a x, y e z respetivamente e do tempo (t). Para fluidos incompressíveis, sabemos pela referência [62] que a massa volúmica é constante e que isso se verifica quando $Ma < 0.3$, tal como na Figura 3.2. Desse modo a equação (3.4) pode ser simplificada de modo que:

$$\frac{\partial(\rho U_u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho U_v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho U_w)}{\partial z} = 0 \quad (3.4)$$

Segundo [92], a equação (3.3) é a forma diferencial parcial da equação da continuidade sendo a equação (3.1) a forma integral da equação da continuidade. Estas equações estão ambas na forma conservativa.

3.3.2 Conservação da Quantidade de Movimento (Segunda Lei de Newton)

A Segunda Lei de Newton expressa que a soma de todas as forças aplicadas num elemento de fluido, tal como ilustrado pela Figura 3.5, é igual ao produto da massa (m) pela aceleração (a) do elemento de fluido. Vamos considerar apenas as forças e aceleração na direção x , o que implica que:

$$\sum F_x = m a_x \quad (3.5)$$

Onde $\sum F_x$ é o somatório de forças na direção x e a_x a aceleração na direção x .

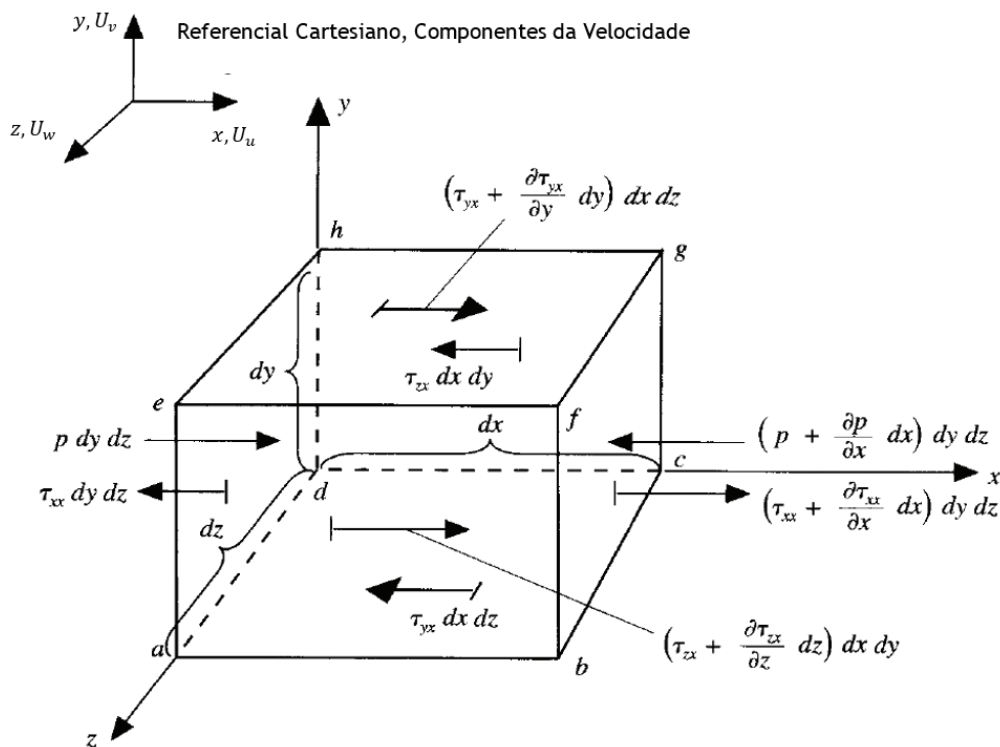


Figura 3.5: Elemento de fluido infinitesimal em movimento. Apenas as forças na direção x são mostradas, sendo este o modelo usado para derivar a equação do momento na direção x , adaptado de [76].

3.3. Equações Fundamentais da Dinâmica de Fluidos

De acordo com [76, 92], estas forças podem ser de dois tipos:

1. Forças de corpo, que são fundamentalmente do tipo gravitacional, elétricas, centrífugas, eletromagnéticas e de Coriolis, atuam à distância, influenciando a taxa de variação de momento num fluido;
2. Forças de superfície, que atuando diretamente, sendo constituídas pela distribuição de pressão e pela tensão tangencial e normal.

Podemos perceber na Figura 3.6 a diferença entre os dois tipos de tensão, sendo que a tensão tangencial denominado no plano xy por τ_{xy} relaciona-se com a taxa de variação de deformação do elemento de fluido enquanto que a tensão normal denominada por τ_{xx} relaciona-se com a taxa de variação de volume do elemento de fluido [76].

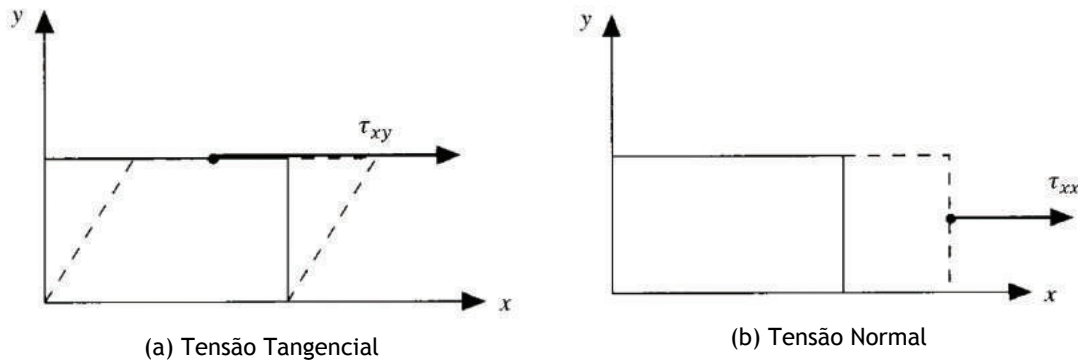


Figura 3.6: Tipos de tensão atuantes no elemento de fluido infinitesimal em movimento, retirado de [76].

De referir que as tensões normais são em fluidos viscosos muito mais pequenas que as tensões tangenciais, no entanto dentro de uma onda de choque não podem ser negligenciadas. Outro ponto importante é a notação utilizada, sendo que τ_{ij} , tem como significado que a tensão é exercida na direção j no plano perpendicular ao eixo i . Voltando agora à Figura 3.5 podemos concluir que na face $abcd$ a única força atuante é $\tau_{yz} dx dz$. Podemos também verificar que a face $efgh$ está à distância dy da face $abcd$ e deste modo a força na face $efgh$ é $[\tau_{yx} + (\frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y}) dy] dx dz$ [76]. Podemos de forma análoga obter as forças para as restantes faces. Quanto às forças de corpo, podemos denotar f_x , como as forças de corpo por unidade de massa que actuam num elemento de fluido. Se considerarmos que o volume do elemento de fluido é dado por $dx dy dz$, as forças de corpo no elemento na componente x são dadas por 3.6 [76]:

$$\rho f_x (dx dy dz) \quad (3.6)$$

Desta forma, chegamos à Força na direção x , explicitada pela equação (3.7):

$$F_x = [-\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z}] dx dy dz + \rho f_x dx dy dz \quad (3.7)$$

A equação (3.7) representa o lado esquerdo da equação (3.5). Podemos agora pensar na massa (m) da equação (3.5) como [76]:

$$m = \rho dx dy dz \quad (3.8)$$

3.3. Equações Fundamentais da Dinâmica de Fluidos

Podemos transformar a aceleração (a), na taxa de variação da velocidade (U_u é a componente da velocidade na direção x) em função do tempo (t), utilizando a derivada total, tal como [76]:

$$a_x = \frac{DU_u}{Dt} \quad (3.9)$$

Juntando as equações (3.7), (3.8) e (3.9), obtemos a equação de momento na forma não-conservativa para a componente x , para fluido viscoso tal que:

$$\rho \frac{DU_u}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} + \rho f_x \quad (3.10)$$

Podemos também obter as componentes y e z da equação de momento, respetivamente nas equações (3.11) e (3.12):

$$\rho \frac{DU_v}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial z} + \rho f_y \quad (3.11)$$

$$\rho \frac{DU_w}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} + \rho f_z \quad (3.12)$$

Ao conjunto destas três equações chamamos equações Navier-Stokes. Para obtermos estas equações numa forma conservativa, devemos utilizar, segundo [76], a equação (3.13) para a componente x :

$$\rho \frac{DU_u}{Dt} = \frac{\partial(\rho U_u)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U_u \vec{U}) \quad (3.13)$$

Sendo que para as componentes y e z basta transformar o termo U_u em U_v e U_w respetivamente. Substituindo a equação (3.13) na equação (3.10), obtemos as equações de Navier-Stokes na sua forma conservativa, nas componentes x , y e z tal que:

$$\frac{\partial(\rho U_u)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U_u \vec{U}) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} + \rho f_x \quad (3.14)$$

$$\frac{\partial(\rho U_v)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U_v \vec{U}) = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial z} + \rho f_y \quad (3.15)$$

$$\frac{\partial(\rho U_w)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U_w \vec{U}) = -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} + \rho f_z \quad (3.16)$$

Quando a tensão tangencial aplicada num fluido é proporcional à taxa de deformação, esse fluido é denominado Newtoniano [63]. A água e o ar são fluidos Newtonianos. Quando isto não ocorre, os fluidos denominam-se não-Newtonianos, como é o caso do sangue [76]. Para fluidos Newtonianos, Stokes obteve em 1845, as seguintes equações:

$$\tau_{xx} = \lambda(\nabla \cdot \vec{U}) + 2\mu \frac{\partial U_u}{\partial x} \quad (3.17)$$

$$\tau_{yy} = \lambda(\nabla \cdot \vec{U}) + 2\mu \frac{\partial U_v}{\partial y} \quad (3.18)$$

3.3. Equações Fundamentais da Dinâmica de Fluidos

$$\tau_{zz} = \lambda(\nabla \cdot \vec{U}) + 2\mu \frac{\partial U_w}{\partial z} \quad (3.19)$$

$$\tau_{xy} = \tau_{yx} = \mu \left(\frac{\partial U_v}{\partial x} + \frac{\partial U_u}{\partial y} \right) \quad (3.20)$$

$$\tau_{xz} = \tau_{zx} = \mu \left(\frac{\partial U_u}{\partial z} + \frac{\partial U_w}{\partial x} \right) \quad (3.21)$$

$$\tau_{yz} = \tau_{zy} = \mu \left(\frac{\partial U_w}{\partial y} + \frac{\partial U_v}{\partial z} \right) \quad (3.22)$$

A equação (3.23), é chamada de hipótese de Stokes, nunca tendo sido confirmada até ao presente.

$$\lambda = -\frac{2}{3}\mu \quad (3.23)$$

Substituindo as equações (3.17), (3.18), (3.19), (3.20), (3.21), (3.22) nas equações (3.14), (3.15) e (3.16), obtemos as equações Navier-Stokes completas (para escoamentos viscosos, não-permanentes, compressíveis e a três dimensões) [52] na forma conservativa em x , y e z respetivamente.

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho U_u)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_u^2)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho U_u U_v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho U_u U_w)}{\partial z} = & \quad (3.24) \\ & -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda \nabla \cdot \vec{U} + 2\mu \frac{\partial U_u}{\partial x} \right) \\ & + \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \left(\frac{\partial U_v}{\partial x} + \frac{\partial U_u}{\partial y} \right) \right] \\ & + \frac{\partial}{\partial z} \left[\mu \left(\frac{\partial U_u}{\partial z} + \frac{\partial U_w}{\partial x} \right) \right] + \rho f_x \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho U_v)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_u U_v)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho U_v^2)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho U_v U_w)}{\partial z} = & \quad (3.25) \\ & -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \left(\frac{\partial U_v}{\partial x} + \frac{\partial U_u}{\partial y} \right) \right] \\ & + \frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda \nabla \cdot \vec{U} + 2\mu \frac{\partial U_v}{\partial y} \right) \\ & + \frac{\partial}{\partial z} \left[\mu \left(\frac{\partial U_w}{\partial y} + \frac{\partial U_v}{\partial z} \right) \right] + \rho f_y \end{aligned}$$

3.3. Equações Fundamentais da Dinâmica de Fluidos

$$\frac{\partial(\rho U_w)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_u U_w)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho U_v U_w)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho U_w^2)}{\partial z} = \quad (3.26)$$

$$-\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \left(\frac{\partial U_u}{\partial z} + \frac{\partial U_w}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \left(\frac{\partial U_w}{\partial y} + \frac{\partial U_v}{\partial z} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left(\lambda \nabla \cdot \vec{U} + 2\mu \frac{\partial U_w}{\partial z} \right) + \rho f_z$$

Segundo [76, 102], a forma conservativa deve ser usada em escoamentos com ondas de choque (típicas de escoamentos compressíveis, onde ρ não é constante, ou seja, com número de $Ma > 0.3$). Segundo a referência [76, 102] também é mais fácil desenvolver um esquema de discretização com as equações na sua forma conservativa. As equações Navier-Stokes representam segundo a referência [76] um sistema de equações diferenciais parciais não-lineares, sendo extremamente difíceis de resolver analiticamente. Não foi descoberta uma solução analítica para estas equações segundo a referência [76]. Segundo a referência [87, 91], estas equações possuem uma solução analítica mas apenas para escoamentos laminares (sem turbulência).

3.3.3 Conservação da Energia (Primeira Lei da Termodinâmica)

Segundo [76, 91, 96], a equação da conservação da energia é derivada tendo em consideração a primeira Lei da Termodinâmica, que pode ser traduzida na seguinte equação (3.27):

Taxa de variação de energia dentro do elemento de fluido	Fluxo de calor líquido = adicionado ao elemento de fluido	Taxa de trabalho líquida feita no elemento de fluido devido às forças de corpo e de superfície	(3.27)
	+		

Ou, de uma forma simplificada, podemos atribuir uma letra a cada um dos fatores, tal como na equação (3.27):

$$A = B + C \quad (3.28)$$

Para derivar esta equação, vamos considerar um elemento de fluido infinitesimal que se move com o fluido, tal como realizado anteriormente. Podemos então considerar que a taxa de trabalho feita pelas forças de corpo que atuam no elemento à velocidade \vec{U} é dada pela equação (3.29):

$$\rho f \cdot \vec{U} (dx \, dy \, dz) \quad (3.29)$$

Segundo [76], a taxa de trabalho feita no elemento de fluido devido às forças de corpo e de superfície podem ser deduzidas utilizando para isso a Figura 3.5, com uma pequena modificação; as forças de pressão e de corte devem ser multiplicadas pela componente da velocidade (na direção x , representada por U_u), o que significa que para a face $abcd$, a taxa de trabalho feita no elemento de fluido fica $U_u \tau_{yx} \, dx \, dz$. Para obter a taxa de trabalho líquida feita no elemento de fluido devido às forças de superfície, temos de considerar apenas que as forças positivas na direção x provocam trabalho positivo e que as forças negativas na direção x , provocam trabalho negativo. Desta forma, a Taxa de trabalho líquida feita no elemento de fluido devido às forças

3.3. Equações Fundamentais da Dinâmica de Fluidos

de corpo e de superfície, fator C é dada por:

$$\begin{aligned}
 C = -[& \left(\frac{\partial(U_u p)}{\partial x} + \frac{\partial(U_v p)}{\partial y} + \frac{\partial(U_w p)}{\partial z} \right) \\
 & + \frac{\partial(U_u \tau_{xx})}{\partial x} + \frac{\partial(U_u \tau_{yx})}{\partial y} + \frac{\partial(U_u \tau_{zx})}{\partial z} \\
 & + \frac{\partial(U_v \tau_{xy})}{\partial x} + \frac{\partial(U_v \tau_{yy})}{\partial y} + \frac{\partial(U_v \tau_{zy})}{\partial z} \\
 & + \frac{\partial(U_w \tau_{xz})}{\partial x} + \frac{\partial(U_w \tau_{yz})}{\partial y} + \frac{\partial(U_w \tau_{zz})}{\partial z}] dx dy dz \\
 & + \rho f \cdot \vec{U} dx dy dz
 \end{aligned} \tag{3.30}$$

Quanto ao fator B, podemos dizer que este pode ser quantificado pela absorção ou emissão de radiação e pela transferência de calor efetuada através da superfície do elemento de fluido [76], contabilizando desta forma, a taxa de transferência de calor que entra por uma face e que sai pela outra face (considerando a Figura 3.5, temos que a face $abcd$, por onde entra o calor, pode ser calculada como $\dot{q}_x dy dz$ e a face $bcbf$, por onde sai o calor pode ser calculada como $(\dot{q}_x + \frac{\partial \dot{q}_x}{\partial x} dx) dy dz$). Isto pode ser obtido de uma forma mais elegante utilizando a Lei de Fourier, na sua forma vetorial [108]:

$$\vec{q} = -k_F \vec{\nabla} T \tag{3.31}$$

Desta forma podemos escrever o fator B, como na equação (3.32), tal como na referência [76]:

$$B = [\rho \dot{q} + \frac{\partial}{\partial x} (k_F \frac{\partial T}{\partial x}) + \frac{\partial}{\partial y} (k_F \frac{\partial T}{\partial y}) + \frac{\partial}{\partial z} (k_F \frac{\partial T}{\partial z})] dx dy dz \tag{3.32}$$

Quanto ao fator A, podemos dizer que segundo [76] este pode ser representado pela equação (3.33):

$$A = \rho \frac{D}{Dt} (e_A + \frac{U^2}{2}) dx dy dz \tag{3.33}$$

Segundo [76] esta equação representa a energia total, como a soma da energia interna devido ao movimento molecular das partículas (e_A) com a energia cinética devido ao movimento de translação do elemento de fluido, dada por unidade de massa como $\frac{U^2}{2}$. A equação da energia na sua forma não-conservativa é então obtida pela substituição dos termos A , B e C na equação

3.3. Equações Fundamentais da Dinâmica de Fluidos

(3.28), tal como explicitado na

$$\rho \frac{D}{Dt} \left(e_A + \frac{U^2}{2} \right) = \rho \dot{q} + \frac{\partial}{\partial x} \left(k_F \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(k_F \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(k_F \frac{\partial T}{\partial z} \right) \quad (3.34)$$

$$- \left(\frac{\partial(U_u p)}{\partial x} - \frac{\partial(U_v p)}{\partial y} - \frac{\partial(U_w p)}{\partial z} \right)$$

$$+ \frac{\partial(U_u \tau_{xx})}{\partial x} + \frac{\partial(U_u \tau_{yx})}{\partial y} + \frac{\partial(U_u \tau_{zx})}{\partial z}$$

$$+ \frac{\partial(U_v \tau_{xy})}{\partial x} + \frac{\partial(U_v \tau_{yy})}{\partial y} + \frac{\partial(U_v \tau_{zy})}{\partial z}$$

$$+ \frac{\partial(U_w \tau_{xz})}{\partial x} + \frac{\partial(U_w \tau_{yz})}{\partial y} + \frac{\partial(U_w \tau_{zz})}{\partial z}$$

$$+ \rho f \cdot \vec{U}$$

Sabemos pela referência [76], que para obter a forma conservativa devemos realizar a derivada total face à equação (3.35). A equação da energia na sua forma conservativa, é representada, tal que [76]:

$$\frac{\partial}{\partial t} \left[\rho \left(e_A + \frac{U^2}{2} \right) \right] + \nabla \cdot \left[\rho \left(e_A + \frac{U^2}{2} \right) \vec{U} \right] \quad (3.35)$$

$$= \rho \dot{q} + \frac{\partial}{\partial x} \left(k_F \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(k_F \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(k_F \frac{\partial T}{\partial z} \right)$$

$$- \left(\frac{\partial(U_u p)}{\partial x} - \frac{\partial(U_v p)}{\partial y} - \frac{\partial(U_w p)}{\partial z} \right)$$

$$+ \frac{\partial(U_u \tau_{xx})}{\partial x} + \frac{\partial(U_u \tau_{yx})}{\partial y} + \frac{\partial(U_u \tau_{zx})}{\partial z}$$

$$+ \frac{\partial(U_v \tau_{xy})}{\partial x} + \frac{\partial(U_v \tau_{yy})}{\partial y} + \frac{\partial(U_v \tau_{zy})}{\partial z}$$

$$+ \frac{\partial(U_w \tau_{xz})}{\partial x} + \frac{\partial(U_w \tau_{yz})}{\partial y} + \frac{\partial(U_w \tau_{zz})}{\partial z}$$

$$+ \rho f \cdot \vec{U}$$

Podemos verificar por estas equações, que temos cinco equações para seis variáveis, tais como $(\rho, p, U_u, U_v, U_w, e_A)$ [76]. Deste modo, é comum considerar em aerodinâmica, o ar como um gás perfeito, e dessa forma, utilizar a equação (3.36) de estado do gás perfeito [68].

$$p = \rho R_0 T \quad (3.36)$$

Com isto introduzimos uma outra incógnita, a Temperatura (T), que pode ser obtida utilizando uma relação termodinâmica entre variáveis de estado, tal como na equação (3.37).

$$e = e(T, p) \quad (3.37)$$

Para um gás perfeito, segundo [109], a energia interna só depende da Temperatura e desse modo podemos utilizar a equação (3.38), chamada de estado calorífica, tal que:

$$e = c_v T \quad (3.38)$$

Segundo [88] estas três equações (continuidade, momento e energia) são chamadas de equações de Navier-Stokes. Alguns autores como [76, 96] referem apenas as equações de momento como Equações de Navier-Stokes.

3.4 Regime Turbulento

Em 1883, Osborne Reynolds realizou experiências (recorrendo para isso a uma instalação experimental tal como na Figura 3.7) no sentido de estudar qual o efeito do aumento da velocidade de escoamento da água no interior de tubos [68, 110]. Reynolds observou que a baixas velocidades, o movimento era ordenado, seguindo o fluido uma linha fixa tal como a Figura 3.8. A partir de determinada velocidade, constata-se que o filamento começa a oscilar (Figura 3.9) e acima desta velocidade, a flutuação verificada na Figura 3.9 aumenta de amplitude deixando de atravessar o tubo como um filamento, passando a um escoamento caótico, como na Figura 3.10 [68].

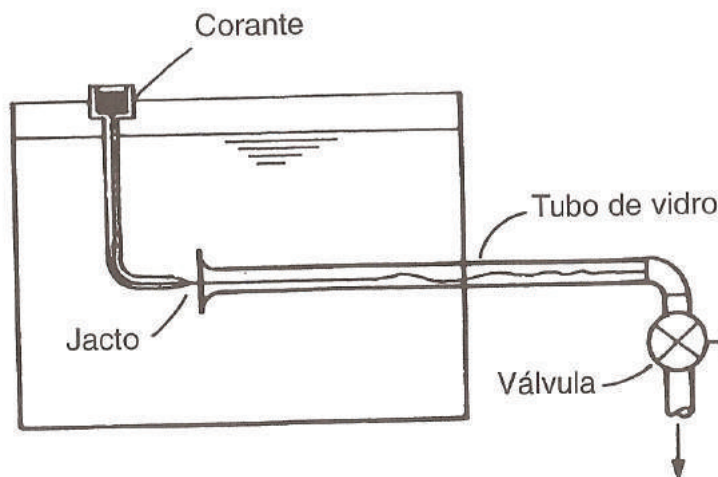


Figura 3.7: Instalação experimental utilizada por Osborne Reynolds, retirado de [68].

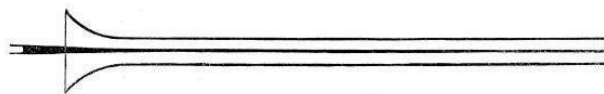


Figura 3.8: Regime Laminar, retirado de [110].



Figura 3.9: Regime de Transição, retirado de [110].



Figura 3.10: Regime Turbulento, retirado de [110].

3.4. Regime Turbulento

Um escoamento dito laminar é descrito pelas referências [63, 65, 68] como aquele em que as partículas de fluido se deslocam com a mesma velocidade de forma ordenada, não se cruzando nem intersectando nas suas trajetórias. Já segundo a referência [62][p. 353], um escoamento laminar é classificado como «suave e permanente». Um escoamento no regime de transição ocorre quando as forças de inércia se sobrepõem às forças de viscosidade, o que significa um aumento do número de Reynolds, definido como [48, 65, 66]:

$$Re = \frac{\rho U c}{\mu} = \frac{U c}{\frac{\mu}{\rho}} = \frac{U c}{\nu} \quad (3.39)$$

Este número adimensional designa-se crítico para este escoamento, sendo que, se este for aumentado tende a provocar o fenómeno de turbulência, caso contrário tende o escoamento a regressar à condição de laminar. A condição de turbulência apesar de intuitiva é bastante difícil de definir, sendo no entanto uma das definições mais aceites, aquela que agora se transcreve da autoria de Peter Bradshaw, "An Introduction to Turbulence and its Measurement", em 1971 [63][p. 182]: "Turbulência é um movimento de tipo tridimensional e dependente do tempo, em que, pelo mecanismo de estiramento de vórtices, as flutuações de velocidade são levadas a estender-se por toda uma gama de comprimentos de onda, desde um mínimo determinado pelas forças viscosas até um máximo definido pelas condições limitrofes do escoamento." Tendo em conta a dificuldade em encontrar uma definição é usual descrever o que se observa num escoamento turbulento. Segundo [111][p. 7], um escoamento turbulento é "não-permanente, tridimensional, irregular, movimento estocástico de transporte (massa, momento, energia e objetos passivos, como calor por exemplo) que é flutuante no tempo e no espaço, sendo imprevisível em detalhe". Está associado a elevados números de Reynolds [63, 68, 112]. Ao movimento irregular, aleatório, caótico [91] de um escoamento turbulento chamamos turbilhões [63, 66]. Este turbilhões podem ser de menor ou de maior tamanho, sendo que quanto maior o número de Reynolds, maior a gama destes turbilhões [113]. A energia envolvida neste fenómeno é transferida dos grandes turbilhões para os pequenos turbilhões, naquilo que é designado por Cascata de Energia, tal como na Figura 3.11 [114, 115].

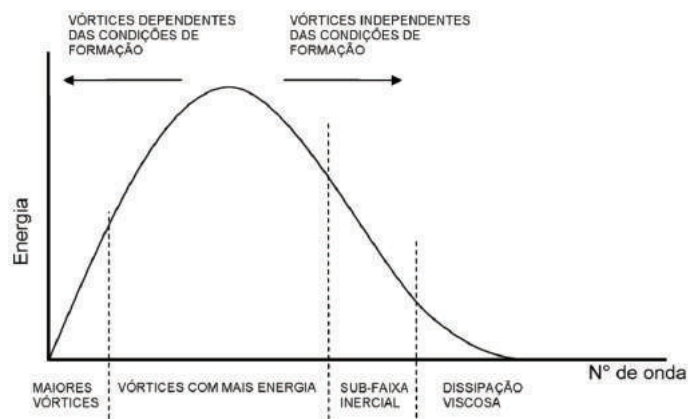


Figura 3.11: Cascata de Energia num escoamento Turbulento, retirado de [115].

3.5 Camada Limite

A camada limite é uma simplificação do escoamento, introduzida pelo engenheiro alemão Ludwig Prandtl, em 1904 [63, 68]. Como podemos verificar pela Figura 3.12, Prandtl, observou que quando um fluido entra em contacto com a placa, este adere à mesma e pela condição de aderência parietal, ou condição de não-escorregamento, a velocidade do fluido será igual à velocidade da placa, ou seja, zero [63, 116]. Numa zona suficientemente afastada da placa, a velocidade será a de escoamento não perturbado [63]. Prandtl observou que entre estas duas condições, existe uma região estreita, onde a velocidade do fluido cresce rapidamente, estando compreendida entre zero e a velocidade de escoamento não perturbado [68, 116]. Esta região é denominada por camada limite [63, 68, 115, 116]. Nesta região, o efeito da viscosidade é de extrema importância [115]. Como podemos observar na Figura 3.12, pode ocorrer na camada limite, escoamento do tipo laminar (no início da placa, denominado bordo dianteiro ou bordo de ataque [116]), de transição ou turbulento (no final da placa). O escoamento longe da placa possui uma velocidade de escoamento não perturbado (U_∞) desacelera assim que entra em contacto com a placa [68]. Ao avançar no comprimento da placa, a camada limite cresce até que o movimento deixa de ser laminar e passa a turbulento, na chamada região de transição [68]. Depois desta região o escoamento é praticamente turbulento, tendo a camada limite uma espessura superior face à camada laminar [68, 115]. Devido à proximidade com a placa plana, surge na região turbulenta, uma camada, denominada subcamada viscosa, em que o escoamento é praticamente laminar, onde os efeitos viscosos predominam face aos efeitos de inércia [68, 115].

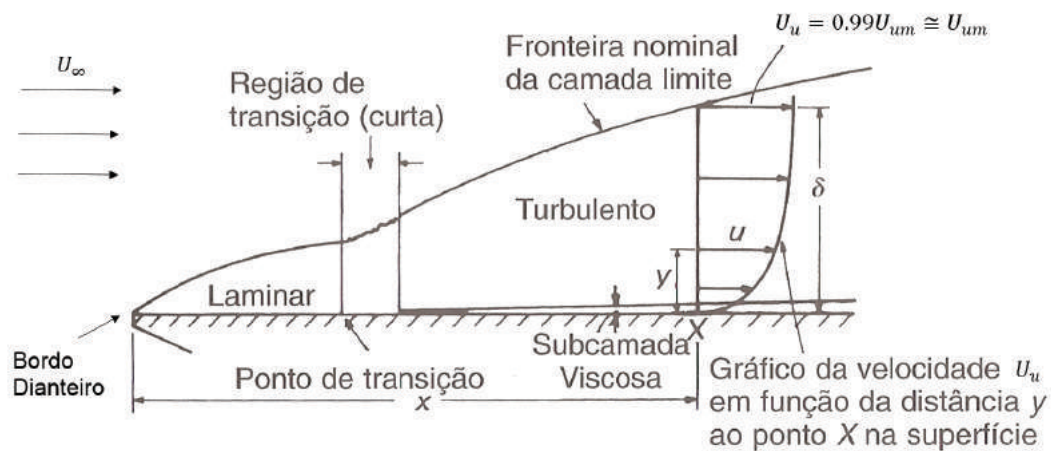


Figura 3.12: Camada-limite sobre uma placa plana, estando a escada dos y ampliada, retirado de [68].

Na zona turbulenta da camada limite, podemos definir, três zonas distintas: subcamada viscosa, camada de transição e camada logarítmica, tal como demonstrado pela Figura 3.13. Na subcamada viscosa, a equação que governa o perfil de velocidades é dada por [116]:

$$U_u = \frac{\tau}{\rho\nu} y_d \quad (3.40)$$

A velocidade de fricção U_{ut} é dada por:

$$U_{ut} = \sqrt{\frac{\tau}{\rho}} \quad (3.41)$$

3.5. Camada Limite

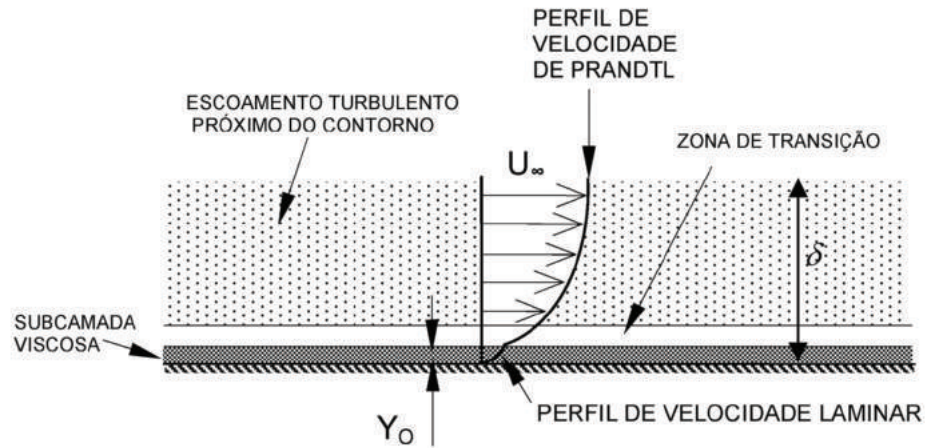


Figura 3.13: Camada-limite, com a subcamada viscosa, zona de transição e subcamada turbulenta sobre uma placa plana, retirado de [116].

Se dividirmos a velocidade do escoamento em x , ou seja, U_x por U_{ut} e designarmos essa operação por u^+ , tal que, $U_x/U_{ut} \equiv u^+$ temos então que:

$$\frac{U_x}{U_{ut}} = \frac{\sqrt{\tau/\rho}}{v} y_d \quad (3.42)$$

Podemos a partir da equação (3.42), definir a distância adimensional, que [87] define como um tipo de número de Reynolds, tal que:

$$y^+ \equiv \frac{\sqrt{\tau/\rho}}{v} y_d \quad (3.43)$$

A subcamada viscosa, como o próprio nome indica, é dominada pelos efeitos viscosos, principalmente junto à placa [91, 117], estando compreendida entre $0 \leq y^+ < 5$ [63, 118], [87] sugere $0 \leq y^+ < 5,6$ e podendo ser aproximada a $u^+ = y^+$, o que significa que nesta subcamada temos uma relação linear e desse modo, esta camada também costuma ser chamada de subcamada linear [91, 118]. A camada de transição, onde existem tensões devido à viscosidade e ao movimento turbulento, com magnitude semelhante [91], está compreendida entre $5 < y^+ < 30$ [117], embora [63, 118] coloque esta camada entre $5 < y^+ < 70$, a distribuição de velocidade não é nem linear, nem logarítmica [117]. De acordo com [117] é uma camada de extrema importância pois é aqui que se atinge a produção máxima de turbulência. É referido por [118], que a equação que aproxima esta camada pode ser dada por:

$$u^+ = \frac{1}{\Lambda} \left[\frac{1}{3} \ln \frac{\Lambda y^+ + 1}{\sqrt{(\Lambda y^+)^2 - \Lambda y^+ + 1}} + \frac{1}{\sqrt{3}} \left(\tan^{-1} \frac{2\Lambda y^+ - 1}{\sqrt{3}} + \frac{\pi}{6} \right) \right] + \frac{1}{4\kappa} \ln(1 + \kappa B_t y^{+4}) \quad (3.44)$$

Onde, $A_t = 6.1 \times 10^{-4}$, $B_t = 1.43 \times 10^{-3}$, $\Lambda = (A_t + B_t)^{1/3} = 0.127$, $\kappa = 0.41$ e C^+ é dado pela equação (3.45):

$$C^+ = \frac{2\pi}{3\sqrt{3}\Lambda} + \frac{1}{4\kappa} \ln(\kappa B) = 5.0 \quad (3.45)$$

De realçar que segundo a referência [117], as constantes κ e B_t são diferentes consoante a experiência que se está a realizar. Na subcamada turbulenta, chamada também de camada logarítmica, segundo [91], com um intervalo entre $30 < y^+ < 500$, ou segundo [63, 118] com

3.5. Camada Limite

$y^+ > 70$, os efeitos viscosos e da turbulência são ambos importantes, embora predominem as tensões de Reynolds [91]. Nesta região, as tensões de corte variam suavemente à medida que nos afastamos da parede, sendo que podemos considerar a tensão de corte aproximadamente igual à tensão de corte na parede. Esta subcamada pode ser aproximada pela equação (3.46):

$$\frac{U_u}{U_{ut}} = \frac{1}{\kappa} \ln y^+ + B_{log} \quad (3.46)$$

Para esta equação, a referência [91] recomenda que a constante de von Kármán, κ , seja igual a 0.4 e que a constante de adição B_{log} seja igual a 5.5. É ainda referido que quanto mais rugosa for a parede, menor é o valor de B_{log} , sendo os valores de κ e de B_{log} constantes válidas para escoamentos turbulentos em altos números de Reynolds em paredes lisas [91]. Estas três camadas representam cerca de 10% a 20% da espessura total da camada limite estando representadas na Figura 3.14. Para os restantes 80% da camada limite, o escoamento é dominado pelas forças de inércia, sendo que nesta situação a equação que governa esta camada é dada por [91]:

$$\frac{U_{emax} - U}{U_{ut}} = -\frac{1}{\kappa} \ln\left(\frac{y}{\delta}\right) + A_{Out} \quad (3.47)$$

Onde, A_{Out} é uma constante com valor igual a 1 [117], sendo esta equação denominada de Lei da Esteira [91].

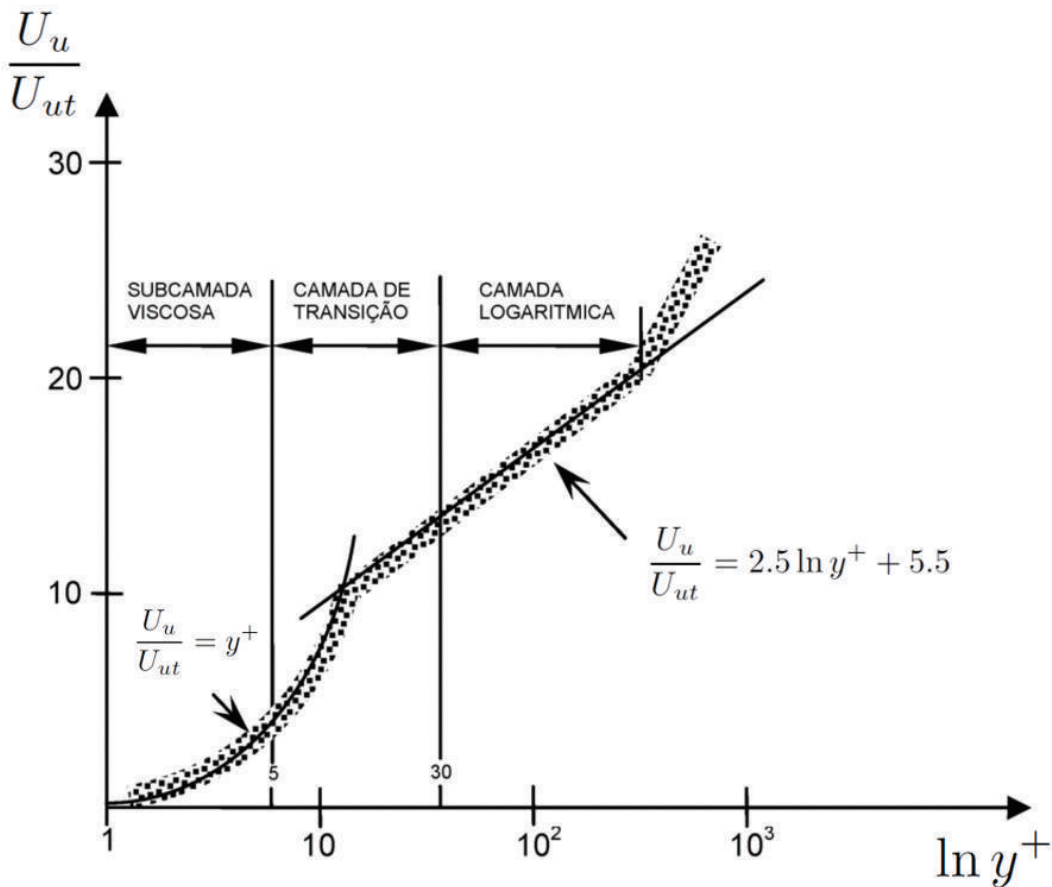


Figura 3.14: Perfil de Velocidade junto a uma superfície sólida, adaptado de [115].

3.6 Modelos Numéricos para escoamentos Turbulentos

Como já verificamos, o fenómeno da turbulência é algo de irregular e extremamente complexo, sendo esse o principal motivo pelo qual, as equações de Navier-Stokes serem possíveis de resolução analítica em regime laminar, mas tal não ser possível em regime turbulento [104]. Tendo em conta, que o regime laminar termina segundo [111] num escoamento externo em $Re > 500000$, podemos verificar que a maioria dos escoamentos estudados em Engenharia são em regime turbulento e não em regime laminar [63, 86, 91]. Deste modo, segundo as referências [86, 91, 104, 111, 112, 119] podemos dividir os métodos de cálculo da turbulência em três:

1. Modelos de Turbulência para as Equações Médias de Reynolds (conhecido como "*Reynolds-averaged Navier-Stokes*" (RANS));
2. Simulação de Grandes Escalas (conhecido como *Large Eddy Simulation* (LES));
3. Simulação Numérica Direta (conhecido como *Direct Numeric Simulation* (DNS)).

Quanto ao método RANS é o mais utilizado em estudos CFD, pois os recursos computacionais requeridos para obter simulações precisas são possíveis de alcançar com relativa facilidade [91]. Deste modo, este tem sido o método utilizado no mundo académico assim como no mundo industrial [111], sendo utilizado com vários modelos de turbulência [91, 111].

A Simulação de Grandes Escalas pode ser vista como o intermédio entre a RANS e o DNS. Este método envolve filtrar espacialmente o escoamento de modo a separar os grandes turbilhões (que são resolvidos diretamente neste método) dos pequenos turbilhões que são modelados (devido ao facto de serem quase isotrópicos) [91, 111]. Também por este motivo continua a necessitar de modelos de turbulência. Continua a ser um método demasiado dispendioso para a maioria das aplicações industriais [111].

A Simulação Numérica Direta é o método que resolve todas as equações Navier-Stokes em escoamento não-permanente, o que implica resolver todas as escalas de turbulência, não requerendo deste modo, qualquer modelo para modelar a turbulência [111]. Isto implica uma malha suficientemente refinada para conseguir verificar todo o regime do escoamento [91]. O seu custo é nos dias de hoje proibitivo não sendo praticável utilizar este método em escoamentos industriais [91, 111].

3.6.1 Modelos de Turbulência para as Equações Médias de Reynolds

Tendo em conta que os escoamentos turbulentos são praticamente aleatórios, mas que é em escoamento turbulento que a maioria dos escoamentos em estudo em Engenharia ocorrem, é importante obter uma descrição deste fenómeno ainda que de forma aproximada [63]. É sabido também, que para modelar fenómenos em Engenharia, normalmente, não é necessário, saber onde está cada flutuação de velocidade quer no tempo, quer no espaço [111]. Na referência [90] é referido que para testar configurações de dirigíveis, a utilização das equações Navier-Stokes em conjunto com os modelos de turbulência é uma boa opção, sendo no entanto preferível, a utilização de CFD em conjunto com testes em túnel de vento. É também referido que no caso de veículos híbridos que não são axissimétricos, este estudo em CFD ganha ainda uma importância superior devido à falta de dados sobre este tipo de veículos. Os Modelos de Turbulência para as Equações Médias de Reynolds (RANS) são baseados na média temporal da velocidade e da turbulência [91, 111, 112]. Foi Osborn Reynolds, que propôs esta alternativa de cálculo, que

3.6. Modelos Numéricos para Escoamentos Turbulentos

pode ser vista na Figura 3.15 e traduzida na equação (3.48) [63, 111]:

$$\text{Valor Instantâneo} = \text{Valor Médio} + \text{Flutuação} \quad (3.48)$$

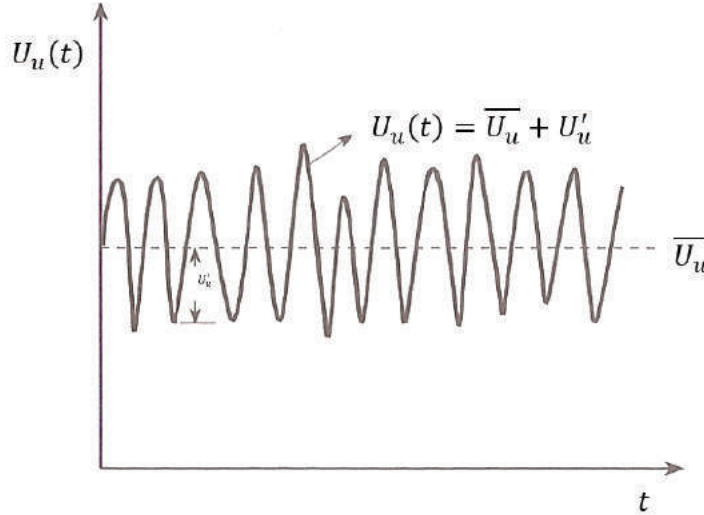


Figura 3.15: Evolução da Velocidade (representativa de outra qualquer variável) em regime turbulento, em função do tempo, segundo a decomposição de Reynolds, adaptado de [63].

Desde modo e deixando de parte o desenvolvimento da dedução podemos afirmar que as equações para a conservação da quantidade de movimento em coordenadas cartesianas ficam nas direções x , y e z respetivamente [63]:

$$\rho \left(\frac{\partial \bar{U}_u}{\partial t} + \bar{U}_u \frac{\partial \bar{U}_u}{\partial x} + \bar{U}_v \frac{\partial \bar{U}_u}{\partial y} + \bar{U}_w \frac{\partial \bar{U}_u}{\partial z} \right) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x} + \rho g_x + \mu \nabla^2 \bar{U}_u - \rho \left(\frac{\partial \bar{U}_u'^2}{\partial x} + \frac{\partial \bar{U}_u' \bar{U}_v'}{\partial y} + \frac{\partial \bar{U}_u' \bar{U}_w'}{\partial z} \right) \quad (3.49)$$

$$\rho \left(\frac{\partial \bar{U}_v}{\partial t} + \bar{U}_u \frac{\partial \bar{U}_v}{\partial x} + \bar{U}_v \frac{\partial \bar{U}_v}{\partial y} + \bar{U}_w \frac{\partial \bar{U}_v}{\partial z} \right) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial y} + \rho g_y + \mu \nabla^2 \bar{U}_v - \rho \left(\frac{\partial \bar{U}_v' \bar{U}_u'}{\partial x} + \frac{\partial \bar{U}_v'^2}{\partial y} + \frac{\partial \bar{U}_v' \bar{U}_w'}{\partial z} \right) \quad (3.50)$$

$$\rho \left(\frac{\partial \bar{U}_w}{\partial t} + \bar{U}_u \frac{\partial \bar{U}_w}{\partial x} + \bar{U}_v \frac{\partial \bar{U}_w}{\partial y} + \bar{U}_w \frac{\partial \bar{U}_w}{\partial z} \right) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial z} + \rho g_z + \mu \nabla^2 \bar{U}_w - \rho \left(\frac{\partial \bar{U}_w' \bar{U}_u'}{\partial x} + \frac{\partial \bar{U}_w' \bar{U}_v'}{\partial y} + \frac{\partial \bar{U}_w'^2}{\partial z} \right) \quad (3.51)$$

As equações de Reynolds explicitadas em (3.49), (3.50) e (3.51), introduzem seis novas variáveis ($-\rho \bar{U}_u'^2$, $-\rho \bar{U}_v'^2$, $-\rho \bar{U}_w'^2$, $-\rho \bar{U}_u' \bar{U}_v'$, $-\rho \bar{U}_u' \bar{U}_w'$ e $-\rho \bar{U}_v' \bar{U}_w'$), designadas por tensões de Reynolds, sendo estas causadas pelas flutuações no campo de velocidades [17, 63]. Para conseguir resolver estas novas incógnitas, são utilizados os chamados, modelos de turbulência [63, 91]. Os modelos de turbulência, são segundo [91] classificados, de acordo com o número de equações extra de transporte (que podem variar entre nenhuma e sete). Na presente dissertação serão apenas tratados os modelos de turbulência utilizados. Todos os modelos utilizados baseiam-se no modelo de Boussinesq, que pode ser descrito pela equação (3.52) [91, 104, 112, 115]:

$$\tau_{b_{ij}} = \rho \overline{U'_{u_{ij}} U'_{u_{ij}}} = \mu_t \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \rho k_{tke} \delta_{K_{ij}} \quad (3.52)$$

Onde, é adaptada uma nomenclatura de sufixos, o que significa que quando $i = 1$ ou $j = 1$

3.6. Modelos Numéricos para escoamentos Turbulentos

devemos considerar a direção x , quando $i = 2$ ou $j = 2$, devemos considerar a direção y e quando $i = 3$ ou $j = 3$ devemos considerar a direção z . O parâmetro μ_t é designado por viscosidade turbulenta, $\delta_{K_{ij}}$ é denominado delta de Kronecker e k_{tke} é a energia cinética turbulenta que pode ser calculada pela equação (3.53):

$$k_{tke} = \frac{1}{2}(\overline{U_u^2} + \overline{U_v^2} + \overline{U_w^2}) \quad (3.53)$$

A viscosidade cinemática turbulenta pode ser determinada como $\nu_t = \frac{\mu_t}{\rho}$. A viscosidade turbulenta é uma propriedade do escoamento, não do fluido, podendo ser diferente em vários pontos do escoamento considerado [115]. Além disto é também considerada uma propriedade isotrópica (possui as mesmas propriedades independentemente da direção), pois a anisotropia (as propriedades variam consoante a direção) é muito complicada de modelar [120]. Apesar de não ser apropriado em todas as situações (estudos que envolvam o escoamento da água, não é apropriado, por exemplo), tem provado ser uma boa opção [115]. Este modelo (também designado como hipótese em [119]), apresentado em 1877, é baseado na hipótese de que as tensões de Reynolds, podem também elas depender linearmente com o gradiente da velocidade média tal como no caso de um escoamento laminar [104, 120]. Esta ideia baseia-se na observação de que a transferência de momento num escoamento turbulento é essencialmente da responsabilidade da energia transferida dos grandes turbilhões para os pequenos turbilhões [104].

3.6.2 Modelo Spallart-Allmaras

O Modelo Spallart-Allmaras (S-A), segundo [91, 112, 119] é caracterizado por ser um modelo de turbulência apropriado para aplicações aeroespaciais, sendo o modelo mais simples (é um modelo com uma equação de transporte) tendo em conta que converge rapidamente, pode ser utilizado para obter resultados precisos em escoamentos que possuam gradientes de pressão adversos, requerendo uma resolução de malha moderada [104]. Pode ser aplicado a malhas estruturadas e não-estruturas [104]. É um modelo considerado local, o que significa que a solução de uma equação calculada num ponto, não depende de outras soluções calculadas noutros pontos [104]. Considerando o "solver" ANSYS® Fluent® este modelo tem um tratamento para ser insensível ao valor de y^+ o que permite a aplicação do modelo independentemente do valor de y^+ [119]. Este modelo não deve ser utilizado para escoamentos com jatos [119]. É segundo [17, 85, 121] um modelo que consegue obter resultados precisos em menos tempo e com grande robustez, nos caso do objeto de estudo serem dirigíveis.

A equação de transporte deste modelo pode ser expressa segundo [119] por:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\tilde{\nu}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\tilde{\nu}U_{u_i}) = G_\nu + \frac{1}{\sigma_{\tilde{\nu}}}\left[\frac{\partial}{\partial x_j}\left\{(\mu + \rho\tilde{\nu})\frac{\partial\tilde{\nu}}{\partial x_j}\right\} + C_{b2}\rho\left(\frac{\partial\tilde{\nu}}{\partial x_j}\right)^2\right] - Y_\nu + S_{\tilde{\nu}} \quad (3.54)$$

Neste modelo a energia cinética turbulenta, k_{tke} não é calculada portanto o último termo da equação (3.52), não é considerado. A turbulência viscosa é modelada de acordo com:

$$\mu_t = \rho\tilde{\nu}f_{v1} \quad (3.55)$$

Onde, a função f_{v1} é modelada por [119]:

$$f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + C_{v1}^3} \quad (3.56)$$

3.6. Modelos Numéricos para Escoamentos Turbulentos

E,

$$\chi \equiv \frac{\tilde{v}}{\nu} \quad (3.57)$$

A produção de turbulência neste modelo é modelada por [119]:

$$G_v = C_{b1}\rho\tilde{S}\tilde{v} \quad (3.58)$$

Onde,

$$\tilde{S} = S_{SA} + \frac{\tilde{v}}{\kappa_{SA}^2 d_{SA}^2} f_{v2} \quad (3.59)$$

E,

$$f_{v2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}} \quad (3.60)$$

O valor de S_{SA} é baseado no modelo original proposto por Spalart e Allmaras em 1992, ou seja [119]:

$$S_{SA} \equiv \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij}} \quad (3.61)$$

Onde Ω_{ij} , que é o tensor médio de vorticidade, definido por [119]:

$$\Omega_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial U_{u_i}}{\partial x_j} - \frac{\partial U_{u_j}}{\partial x_i} \right) \quad (3.62)$$

A destruição de turbulência é modelada por [119]:

$$Y_v = C_{w1}\rho f_w \left(\frac{\tilde{v}}{d_{SA}} \right)^2 \quad (3.63)$$

Onde,

$$f_w = g \left[\frac{1 + C_{w3}^6}{g^6 + C_{w3}^6} \right]^{\frac{1}{6}} \quad (3.64)$$

$$g = r + C_{w2}(r^6 - r) \quad (3.65)$$

$$r \equiv \frac{\tilde{v}}{\tilde{S}\kappa_{SA}^2 d_{SA}^2} \quad (3.66)$$

3.6. Modelos Numéricos para Escoamentos Turbulentos

As constantes utilizadas neste modelo estão expressas na Tabela 3.1.

Tabela 3.1: Constantes utilizadas no modelo de turbulência Spalart-Allmaras

Constante	Valor
C_{b1}	0.1355
C_{b2}	0.622
C_{v1}	7.1
C_{w1}	$C_{w1} = \frac{C_{b1}}{\kappa_{SA}^2} + \frac{(1 + C_{b2})}{\sigma_{\bar{v}}} = 2.7566$
C_{w2}	0.3
C_{w3}	2.0
$\sigma_{\bar{v}}$	$\frac{2}{3}$
κ_{SA}	0.4187

3.6.3 Modelo $k - \varepsilon$ Realizable

Ao contrário do modelo S-A, este modelo faz uso de duas equações de transporte, uma para a energia cinética turbulenta (k_{tke}) e outra para a dissipação de turbulência (ε) [112]. Pelo facto de ter duas equações é também um modelo mais difícil de resolver numericamente [104]. Foi proposto pela primeira vez por Launder e Spalding em 1972, tendo estes autores assumido o escoamento como totalmente turbulento e desprezando os efeitos da viscosidade molecular [119]. Este modelo pode ser expresso pelas duas equações de transporte que se seguem [119]:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k_{tke}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k_{tke} U_{u_i}) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{k_{tke}}} \right) \frac{\partial k_{tke}}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_{tke} \quad (3.67)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon U_{u_i}) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k_{tke}} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k_{tke}} + S_\varepsilon \quad (3.68)$$

Sendo que a equação (3.67) representa a energia cinética turbulenta, e a equação (3.68) representa a dissipação de turbulência, onde G_k (equação (3.69)) é a produção de energia cinética turbulenta devido aos gradientes de velocidade, G_b (equação (3.70)) é a produção de energia cinética turbulenta devido à flutuabilidade e Y_M que representa a contribuição da dilatação turbulenta (sendo considerada zero para fluido incompressível) e S_{tke} e S_ε são termos de geração definidos pelo utilizador [119].

$$G_k = \mu_t S_{Realizable}^2 \quad (3.69)$$

$$G_b = -\frac{1}{\rho} \left(\frac{\partial \rho}{\partial T} \right)_p \times g_i \times \frac{\mu_t}{\rho Pr_t} \frac{\partial T}{\partial x_i} \quad (3.70)$$

Onde Pr_t é o número de Prandtl turbulento para a energia (sendo 0.85 o valor utilizado), g_i é a aceleração gravítica na direcção x e o fator μ_t pode ser calculado tal como na equação (3.71) [119]:

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k_{tke}^2}{\varepsilon} \quad (3.71)$$

3.6. Modelos Numéricos para Escoamentos Turbulentos

No sentido de melhorar o modelo apresentado em 1972, foram realizadas alterações. Assim sendo, existem no ANSYS® Fluent® mais duas outras opções: o "Re-Normalisation Group" (RNG), utilizado em simulações típicas de escoamento interior, a baixos números de Reynolds e o "Realizable", que apresenta um melhor comportamento do que o modelo Standard para a separação do escoamento [119, 122]. A equação utilizada para o modelo "Realizable" quanto à equação para a energia cinética turbulenta é a equação (3.67) e quanto à dissipação de turbulência é dada por [119]:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho\varepsilon U_{uj}) = \frac{\partial}{\partial x_j}[(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon}) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j}] + \rho C_1 S_{Realizable} \varepsilon - \rho C_2 \frac{\varepsilon^2}{k_{tke} + \sqrt{v\varepsilon}} + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k_{tke}} C_{3\varepsilon} G_b + S_\varepsilon \quad (3.72)$$

Onde,

$$C_1 = \max[0.43, \frac{\eta}{\eta + 5}] \quad (3.73)$$

Com,

$$\eta = S_{Realizable} \frac{k_{tke}}{\varepsilon} \quad (3.74)$$

$$S_{Realizable} = \sqrt{2S_{ij}S_{ij}} \quad (3.75)$$

As restantes equações para calcular este modelo são explicitadas abaixo como [119]:

$$C_\mu = \frac{1}{A_0 + A_S \frac{k_{tke} U^*}{\varepsilon}} \quad (3.76)$$

$$U^* = \sqrt{S_{ij}S_{ij} + \tilde{\Omega}_{ij}\tilde{\Omega}_{ij}} \quad (3.77)$$

$$\tilde{\Omega}_{ij} = \Omega_{ij} - 2\varepsilon_{ijk}\omega_k \quad (3.78)$$

$$\Omega_{ij} = \overline{\Omega_{ij}} - \varepsilon_{ijk}\omega_k \quad (3.79)$$

Onde $\overline{\Omega_{ij}}$ é o Tensor médio de Vorticidade num referencial com velocidade angular w_k . As constantes do modelo são dadas por [119]:

$$A_0 = 4.04 \quad (3.80)$$

$$A_S = \sqrt{6} \cos \phi \quad (3.81)$$

Onde,

$$\phi = \frac{1}{3} \cos^{-1}(\sqrt{6}W_{Realizable}) \quad (3.82)$$

3.6. Modelos Numéricos para escoamentos Turbulentos

$$W_{Realizable} = \frac{S_{ij}S_{jk}S_{ki}}{\tilde{S}^3} \quad (3.83)$$

$$\tilde{S} = \sqrt{S_{ij}S_{ij}} \quad (3.84)$$

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial U_{u_j}}{\partial x_i} + \frac{\partial U_{u_i}}{\partial x_j} \right) \quad (3.85)$$

A constante $C_{3\varepsilon}$ pode ser calculada por [119]:

$$C_{3\varepsilon} = \tanh \left| \frac{U_v}{U_u} \right| \quad (3.86)$$

Sendo, G_k e G_b calculado da mesma forma que é para o modelo "Standard". As constantes utilizadas neste modelo, podem ser verificadas na Tabela 3.2 [119].

Tabela 3.2: Constantes utilizadas no modelo $k - \varepsilon$ Realizable

Constante	Valor
$C_{1\varepsilon}$	1.44
C_2	1.9
$\sigma_{k_{tke}}$	1.0
σ_ε	1.2

3.6.4 Modelo $k - \omega$ "Shear Stress Transport" (SST)

Este modelo foi desenvolvido por Menter e apresentado em 1994 [123]. Apresenta uma formulação do tipo $k - \omega$ para as regiões do escoamento que estão perto de paredes (onde este apresenta um melhor desempenho ao nível do cálculo numérico e é também mais preciso) e uma formulação do tipo $k - \varepsilon$ nas regiões do escoamento livre (onde este modelo é mais preciso) [112, 119]. Representa deste modo, o melhor de dois mundos [119]. Estas razões, tornam este modelo o mais preciso para uma grande variedade de escoamentos como aqueles em que existem gradientes de pressão adversos, perfis alares ou cálculo de ondas de choque [119]. Deste modo, este modelo é apresentado com duas equações de transporte, uma para a energia cinética turbulenta (k_{tke}) (3.87) e outra para a taxa de dissipação de energia específica (ω) (3.88) [124]:

$$\frac{\partial k_{tke}}{\partial t} + U_j \frac{\partial k_{tke}}{\partial x_j} = P_k - \beta^* k_{tke} \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} [(v + \omega_k v_t) \frac{\partial k_{tke}}{\partial x_j}] \quad (3.87)$$

$$\frac{\partial \omega}{\partial t} + U_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} = \alpha_{SST} S_{Realizable}^2 - \beta_{SST} \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} [(v + \sigma_\omega v_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j}] + 2(1 - F_{1SST}) \sigma_\omega^2 \frac{1}{\omega} \frac{\partial k_{tke}}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \quad (3.88)$$

Este modelo possui também uma nova equação para cálculo dos efeitos da viscosidade turbulenta dada pela equação (3.89) [119, 124]:

$$v_t = \frac{\alpha_1 k_{tke}}{\max(\alpha_1 \omega S_{Realizable} F_{2SST})} \quad (3.89)$$

3.6. Modelos Numéricos para Escoamentos Turbulentos

Sendo que as funções auxiliares e as respectivas constantes (na Tabela 3.3) para este modelo são dadas por [119, 124]:

$$F_{2_{SST}} = \tanh \left[\max \left(\frac{2\sqrt{k_{kte}}}{\beta^* \omega y_d}, \frac{500\nu}{y_d^2 \omega} \right) \right]^2 \quad (3.90)$$

$$P_{k_{kte}} = \min \left(\tau_{ij} \frac{\partial U_i}{\partial x_j}, 10\beta^* k_{kte} \omega \right) \quad (3.91)$$

$$F_{1_{SST}} = \tanh \left\{ \left\{ \min \left[\max \left(\frac{2\sqrt{k_{kte}}}{\beta^* \omega y_d}, \frac{500\nu}{y_d^2 \omega} \right), \frac{4\sigma_{\omega_2} k_{kte}}{CD_{k_{kte\omega}} y_d^2} \right] \right\}^4 \right\} \quad (3.92)$$

$$CD_{k_{kte\omega}} = \max \left(2\rho\sigma_{\omega_2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k_{kte}}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i}, 10^{-10} \right) \quad (3.93)$$

$$\beta_{SST} = \beta_1 F_{1_{SST}} + \beta_2 (1 - F_{1_{SST}}) \quad (3.94)$$

$$\alpha_{SST} = \alpha_{\infty_1} F_{1_{SST}} + (1 - F_{1_{SST}}) \alpha_{\infty_2} \quad (3.95)$$

$$\alpha_{\infty_1} = \frac{\beta_1}{\beta^*} \frac{\kappa^2}{\sigma_{\omega_1} \sqrt{\beta^*}} \quad (3.96)$$

$$\alpha_{\infty_2} = \frac{\beta_2}{\beta^*} \frac{\kappa^2}{\sigma_{\omega_2} \sqrt{\beta^*}} \quad (3.97)$$

Sendo κ nestas duas últimas equações (3.96) e (3.97) igual a 0.41 [119, 124].

Tabela 3.3: Constantes utilizadas no modelo de turbulência $k - \omega$ (SST)

Constante	Valor
α_1	$\frac{5}{9}$
α_2	0.44
β_1	$\frac{3}{40}$
β_2	0.0828
β^*	$\frac{9}{100}$
σ_{k1}	0.85
σ_{k2}	1.0
σ_{ω_1}	0.5
σ_{ω_2}	0.856

3.7. Geração de Malha

3.7 Geração de Malha

O processo de geração de malha é dos mais demorados num estudo CFD. Uma malha não é mais do que a divisão do domínio computacional em vários segmentos mais pequenos que o segmento inicial. No caso de uma malha 2D chamamos a cada segmento dividido, área, enquanto que no caso de uma malha 3D chamamos a cada segmento, volume [87]. É dentro de cada um destes segmentos que as equações governativas são resolvidas numericamente [87]. É por este motivo que é bastante importante que a malha considerada seja de alta qualidade. É ainda necessário que a malha seja capaz de capturar os efeitos que se pretendem determinar, seja velocidade, temperatura, pressão, ou outro [92]. De referir, que a maioria dos "solvers" possuem nos dias de hoje "software" próprio para a geração da malha. No entanto, e segundo [92] é usual utilizar software do tipo CAD como *SolidWorks*®, *ParaSolid*® ou *CATIA*® para a realização da geometria que se pretende estudar e depois exportar essa geometria para um "software" próprio de geração de malha. Quanto à terminologia é importante tomarmos nota da Figura 3.16.

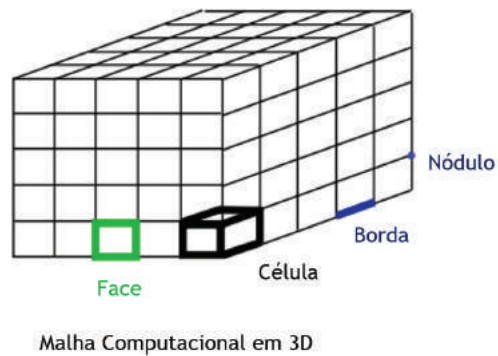


Figura 3.16: Malha computacional em 3D, retirado de [125].

As malhas podem ainda ser divididas em três tipos: estruturadas, não-estruturadas e híbridas, isto segundo [87]. Tal como pode ser verificado na Figura 3.17, a malha estruturada é construída de uma forma regular e coerente perfeitamente definida matematicamente. Este tipo de malhas, apresentam a principal vantagem de convergirem mais rapidamente e de apresentar dados mais precisos que uma malha não estruturada [87]. No entanto, são malhas mais difíceis de elaborar e de discretizar para geometrias complexas [126].

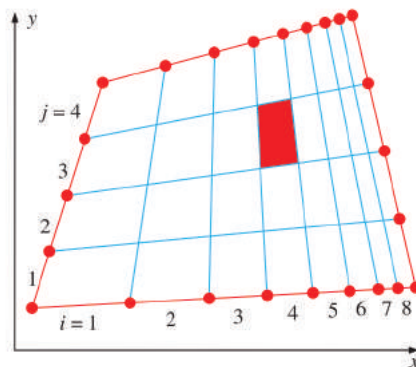


Figura 3.17: Malha estruturada em 2D, adaptado de [87].

Quanto às malhas não-estruturadas, tal como na Figura 3.18 estas são mais fáceis de gerar, gerando no entanto maior número de células face a uma malha estruturada [87].

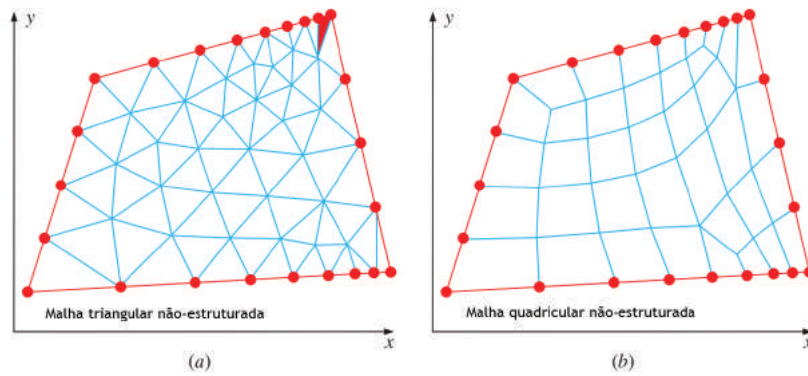


Figura 3.18: (a) Malha triangular não-estruturada em 2D, (b) Malha quadrangular não-estruturada em 2D, adaptado de [87].

Uma malha híbrida, tal como na Figura 3.19, é composta por segmentos de malha estruturada e outros de malha não estruturada. Um exemplo típico é aquele que é apresentado na Figura 3.19, em que podemos verificar uma malha estruturada na zona da camada limite e uma malha não estruturada fora da camada limite.

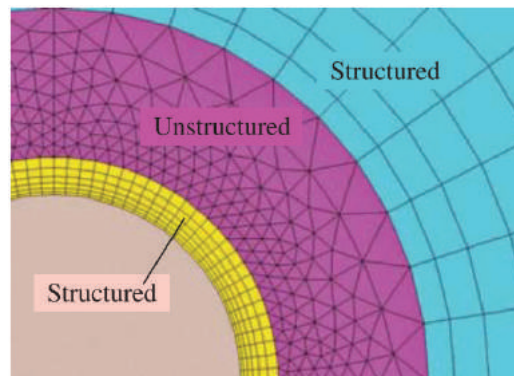


Figura 3.19: Malha Híbrida com segmentos de malha estruturada e outras de malha não-estruturada, retirado de [87].

Outro dado importante durante um estudo CFD é a realização de estudos referentes à independência de malha, que não é mais do que provar que os dados obtidos são independentes da malha utilizada [87]. Isto é normalmente conseguido através do aumento da resolução da malha por um fator de 2 em todas as direções [87]. Em malhas a três dimensões, este aumento significa que o número de células pode aumentar num fator de 8, ou seja, $2^3 = 8$ [87]. No caso de não ser possível, outra alternativa é aumentar 20% em todas as direções para testar a independência de malha [87].

3.8 Métodos de Discretização Espacial

Nas últimas secções determinamos quais as equações a serem resolvidas no Volume de Controlo. Mas antes destas equações serem resolvidas, é necessário discretizar as mesmas, o que significa converter as equações diferenciais parciais, assim como as condições iniciais e de fronteira num sistema de equações algébricas discretas [92]. Podem ser utilizados vários métodos para isto, nomeadamente o método dos volumes finitos (utilizados em 80% dos casos em CFD e utilizado pelo ANSYS® Fluent®), o método dos elementos finitos (cerca de 15%) e o método das diferenças finitas [127].

O método das diferenças finitas foi o primeiro a surgir num estudo numérico, sendo por isso dos métodos mais antigos [127]. É extremamente simples de implementar, mas só pode ser utilizado em malhas simples e estruturadas, pois em malhas pouco refinadas não conserva os resultados das equações [127]. As derivadas de primeira e de segunda ordem são aproximadas por séries de Taylor, sendo que as equações resultantes tem de ser resolvidas recorrendo a cálculos iterativos [127]. O conceito por detrás deste método pode ser explicado pela equação [88]:

$$\frac{\partial u}{\partial x} = \frac{u_{i+1} - u_i}{\Delta x} \quad (3.98)$$

Onde os subscritos i e $i + 1$ representam os pontos de cálculo dos valores de u e Δx representa o espaçamento da malha.

O método dos elementos finitos é usado principalmente em estudos relacionados com mecânica dos sólidos como o cálculo de tensões e deformações em diversos materiais ou estruturas, como asas de aviões [127, 128]. Este método consegue resultados muito fiáveis mesmo com malhas pouco refinadas, sendo no entanto desaconselhável no caso de escoamentos com turbulência. O método dos volumes finitos, o mais utilizado hoje em dia em estudos CFD, pode ser utilizado em malhas estruturadas e não-estruturadas, pode ser aplicado a escoamentos com choques porque consegue conservar as equações governativas de CFD, consumindo menos recursos do que o método anterior para problemas com um grande domínio e complexidade como aqueles que implicam turbulência [127]. Apresenta como principal problema, o cálculo de difusão que não existe na realidade quando são utilizados métodos numéricos simples [127]. Neste método, o domínio computacional é dividido em vários volumes de controlo (ao contrário do método dos elementos finitos, que trabalha com pontos), sendo as variáveis de interesse calculadas no centróide de cada volume de controlo, através de integrais de superfície aplicadas a esse mesmo volume [88]. Desde modo, é obtida uma equação algébrica para cada volume de controlo, assim como para os volumes de controlo vizinhos [92]. Deste modo, e através de interpolações em cada volume de controlo, conseguimos obter a solução global. A grande desvantagem deste método é a dificuldade de aplicação em aproximações maiores do que a de segunda ordem, em malhas a três dimensões, pois requer uma interpolação e uma integração. As Figuras 3.20 e 3.21 representam a aplicação deste método para uma malha estruturada e não-estruturada respetivamente.

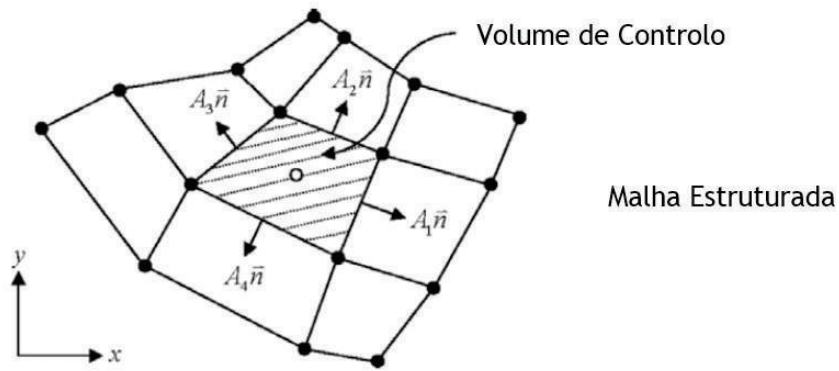


Figura 3.20: Representação de uma malha estruturada para o método dos volumes finitos, retirado de [92].

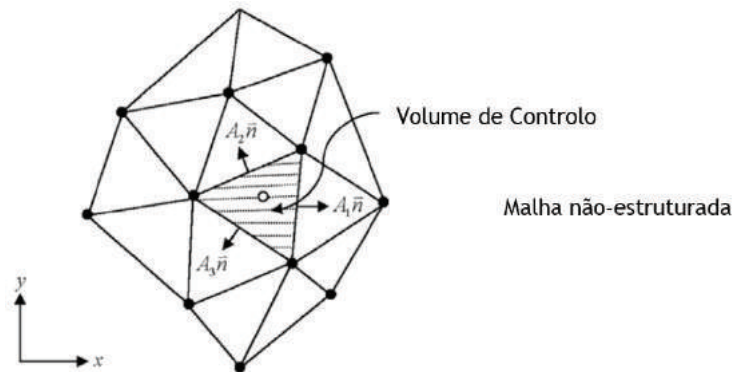


Figura 3.21: Representação de uma malha não-estruturada para o método dos volumes finitos, retirado de [92].

3.9 Conclusão

Neste capítulo foram abordadas as temáticas principais a ter em conta num estudo CFD. Concluímos que a fase que mais tempo demora num estudo que envolva a temática da Dinâmica de Fluidos Computacional é sem dúvida o pré-processamento, mais concretamente a geração da malha. Este é um passo de extrema importância pois os erros realizados nesta fase propagam-se às seguintes. Foi também possível perceber a complexidade das equações envolvidas (equações *Navier-Stokes*), as características do escoamento turbulento, a grande dificuldade em descrevê-lo e em modelá-lo, a teoria da camada limite, os modelos de turbulência e as suas limitações assim como os tipos de malhas e métodos de discretização espacial.

Capítulo 4

Caso de Estudo

Conteúdo

4.1	Introdução	76
4.2	Configurações Iniciais	76
4.3	Geometria	76
4.4	Configuração da Aplicação de Geração de Malha	81
4.5	Configuração da Fase de Processamento <i>ANSYS® Fluent®</i>	97
4.5.1	Modelos de Turbulência para o Caso de Estudo	100
4.5.2	Materiais	100
4.5.3	Condições de Fronteira	100
4.5.4	Valores de Referência	103
4.5.5	Métodos de Solução e de Controlo	103
4.5.6	Monitores	105
4.5.7	Inicialização	105
4.6	Conclusão	106

4.1 Introdução

Neste capítulo são apresentadas as configurações adotadas ao nível da máquina *"nit-simulator"* para efetuar o estudo CFD, assim como as configurações realizadas na aplicação *HelyX^{OS}* para a geração da malha e as configurações realizadas no *ANSYS® Fluent®*. É ainda explorado o modo de submeter uma simulação a uma máquina de cálculo de grande capacidade, denominada *"cluster"*.

4.2 Configurações Iniciais

A máquina adquirida pelo Núcleo de Investigação em Transportes, foi configurada tanto a nível de *"hardware"* como de *"software"* a pensar na execução do Simulador de voo, *Prepar3D®*, da *Lockheed Martin®* assim como de todo o *"software"* necessário à construção do modelo visual do *UrbLog*. É então fácil de concluir, que esta máquina não estava preparada para correr simulações de Dinâmica de Fluidos Computacional.

É importante referir que antes da configuração descrita, foi tentada uma outra, utilizando para isso o sistema operativo, *Linux Mint 17.3 "Rosa" "MATE Advanced Traditional Environment"* (MATE) 64-bit. Esta solução falhou devido ao facto de não ser possível realizar a conversão da malha do formato de *OpenFOAM®* para *ANSYS® Fluent®*. De acordo com estas informações a máquina *"nit-simulator"* teve de ser preparada para correr simulações CFD de forma a que fosse possível, o acesso ao simulador de voo quando a máquina não estava a ser utilizada. Estas configurações como são muito detalhadas (incluindo opções para o sistema operativo *Android™*), estão esplanadas no Apêndice B.

4.3 Geometria

O modelo visual do veículo (e o modelo adaptado) foi desenhado pela estudante do Mestrado Integrado em Engenharia Aeronáutica, Laura Sofia Nobre Martins, da Universidade da Beira Interior (UBI), utilizando para isso a aplicação *Blender*. Este modelo foi desenhado com o objetivo de inserir o mesmo no simulador de voo *Prepar3D®* da *Lockheed Martin®*. Este trabalho é parte de uma outra dissertação que está neste momento em realização e que será completada futuramente com o trabalho realizado nesta dissertação. São portanto, trabalhos complementares um do outro. O modelo original foi adaptado para o estudo CFD removendo o hélice e a localização de montagem do motor, fechando as asas (condição de cruzeiro),⁵ simplificando a zona de ligação asa-envelope, modificando o referencial utilizado, cortando o modelo original de modo a criar um modelo com um eixo de simetria segundo *Y* e fechando as superfícies (envelope e gondola). O modelo original e o adaptado estão representados nas Figuras 4.1 e 4.2, respetivamente.

Como apresentado na secção 1.3, foram necessárias mais de 300 iterações de malha para chegar às malhas finais. No entanto, a iteração de malha foi composta também pela iteração dos ficheiros do modelo visual, sendo apenas apresentada a iteração final. As áreas com mais problemas foram sem dúvida as asas e a empenagem horizontal que apresentavam valores de y^+ fora da gama de $30 < y^+ < 300$ de acordo com [129].

⁵Alteração pedida pelo grupo responsável pelo *"design"* do veículo.

4.3. Geometria

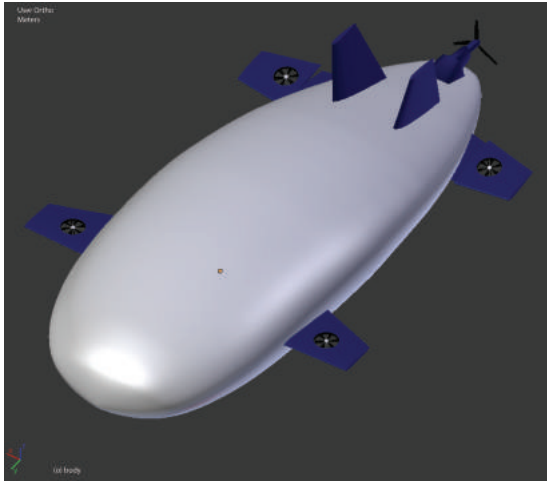


Figura 4.1: Modelo visual do veículo

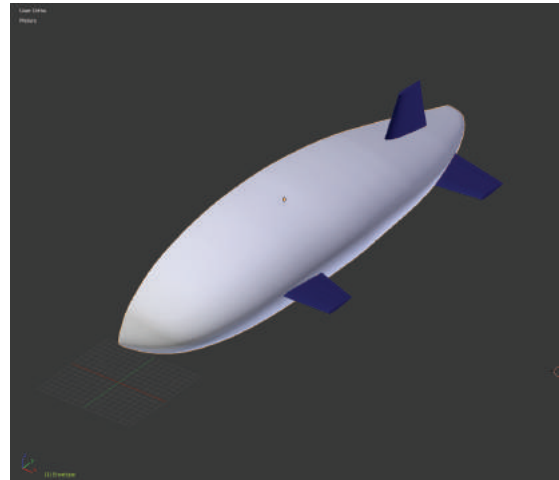


Figura 4.2: Modelo adaptado do veículo ao estudo CFD

Depois de várias tentativas para resolver este problema dentro da aplicação responsável pela geração da malha, optou-se por voltar um passo atrás e mexer nas definições da aplicação *Blender*. A primeira tentativa prendeu-se com a utilização do comando *Remesh*, mas a necessidade de um valor muito elevado de *Octree Depth* (entre 8 a 12) associado a um consumo muito elevado de memória RAM assim como o tamanho muito elevado do ficheiro *STereoLithography* (STL) (da ordem dos GB's) e a não resolução do problema inicial levou a tentar uma nova abordagem. Numa segunda tentativa, foi utilizado o comando *Subdivide* [130]. O resultado da aplicação deste comando pode ser visualizado entre as Figuras 4.3 e 4.9.

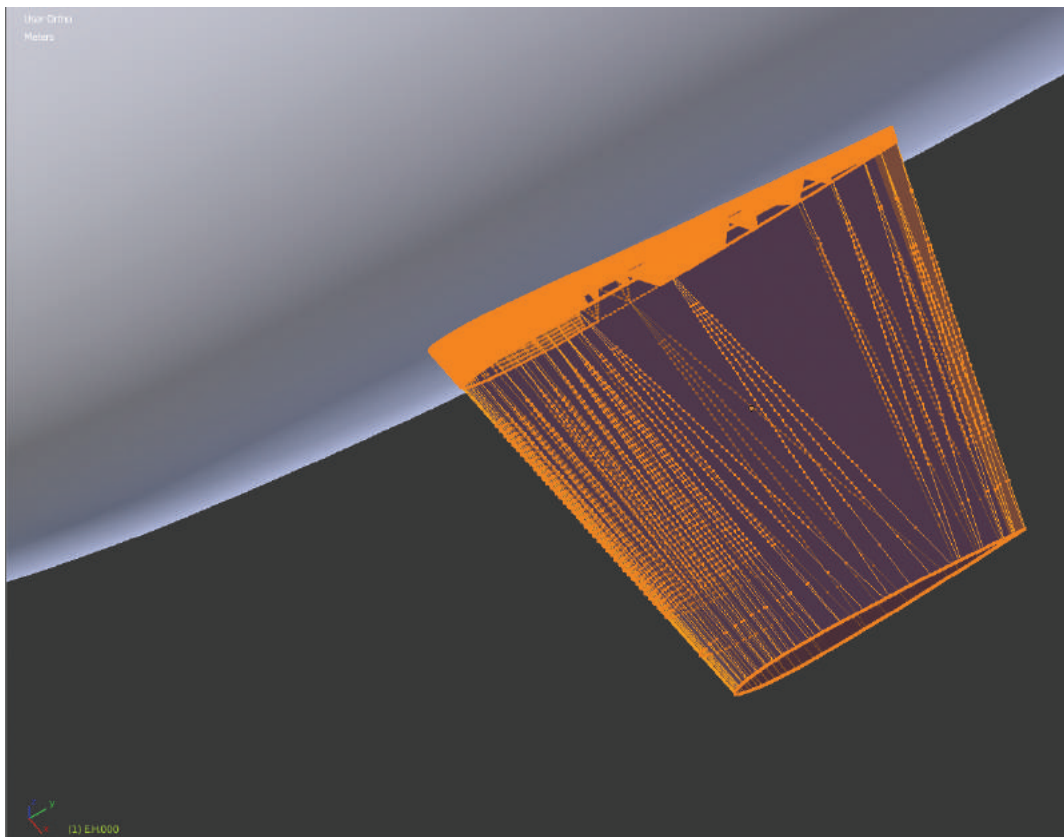


Figura 4.3: Asa dianteira do veículo, depois do comando *Subdivide* ser aplicado

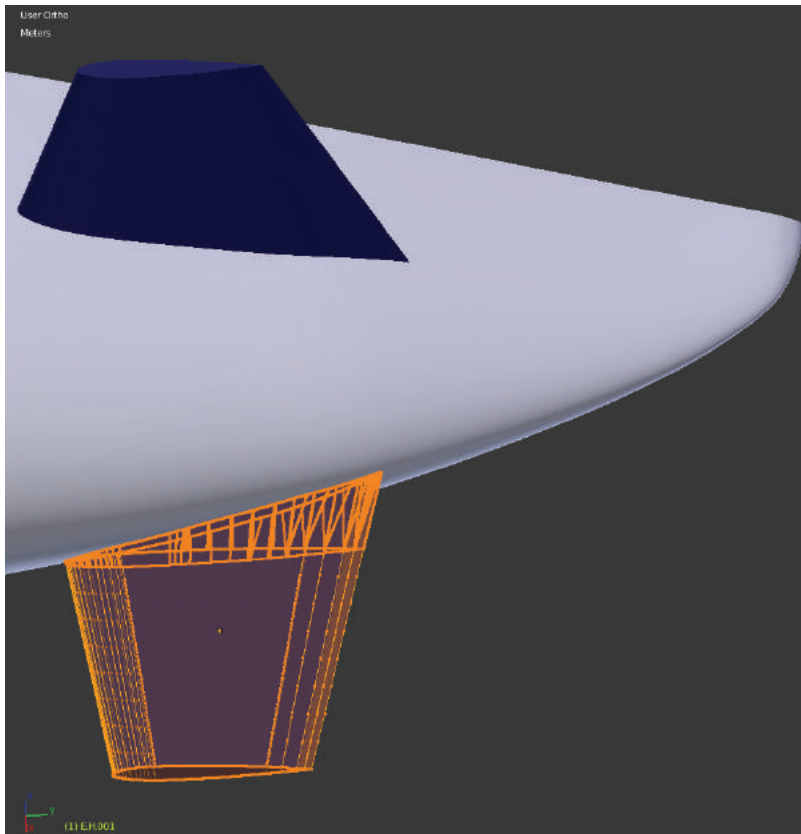


Figura 4.4: Asa traseira do veículo, depois do comando "Subdivide" ser aplicado

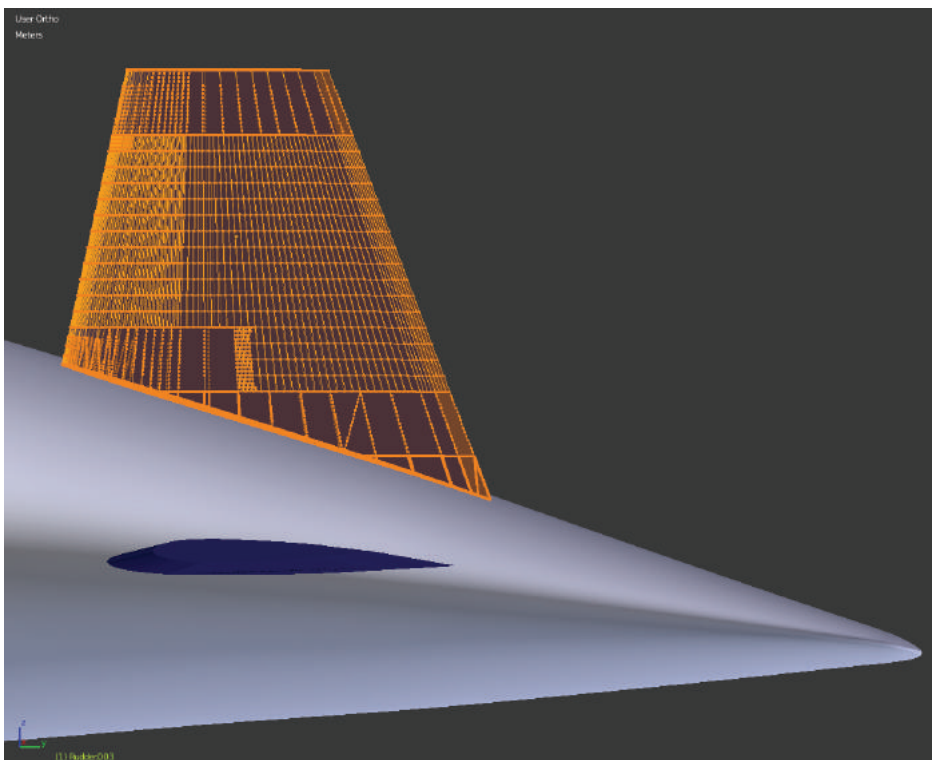


Figura 4.5: Empenagem horizontal do veículo, depois do comando "Subdivide" ser aplicado

4.3. Geometria

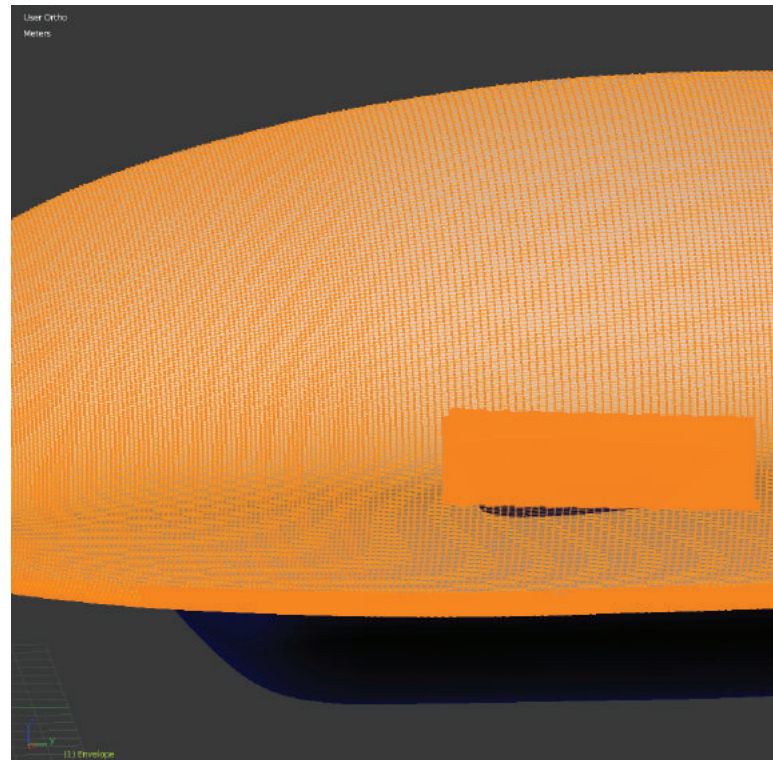


Figura 4.6: Envelope do veículo (área da asa dianteira), depois do comando "Subdivide" ser aplicado

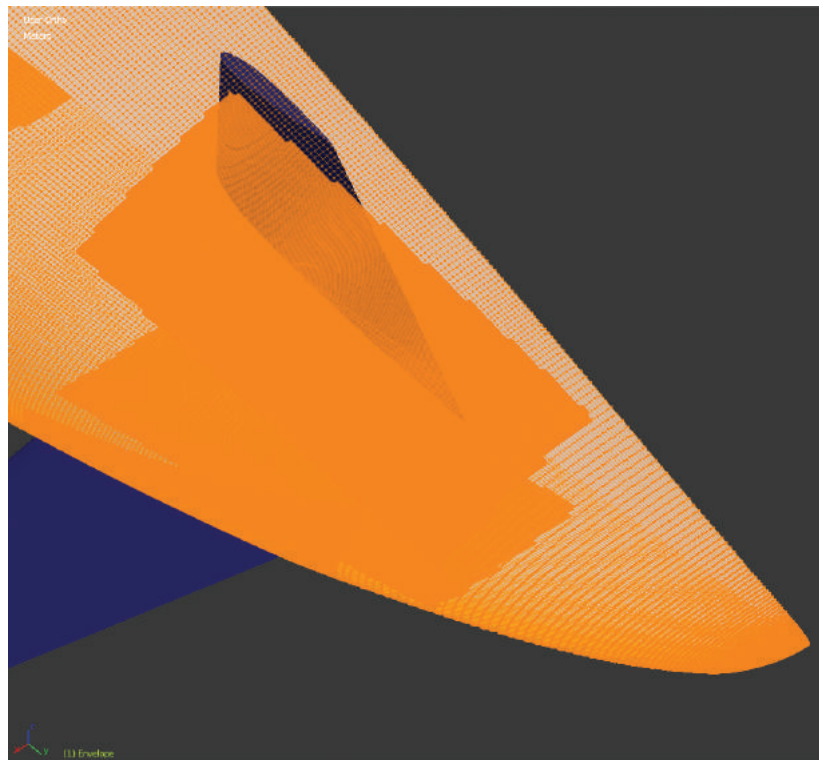


Figura 4.7: Envelope do veículo (área da asa traseira e da empenagem horizontal), depois do comando "Subdivide" ser aplicado

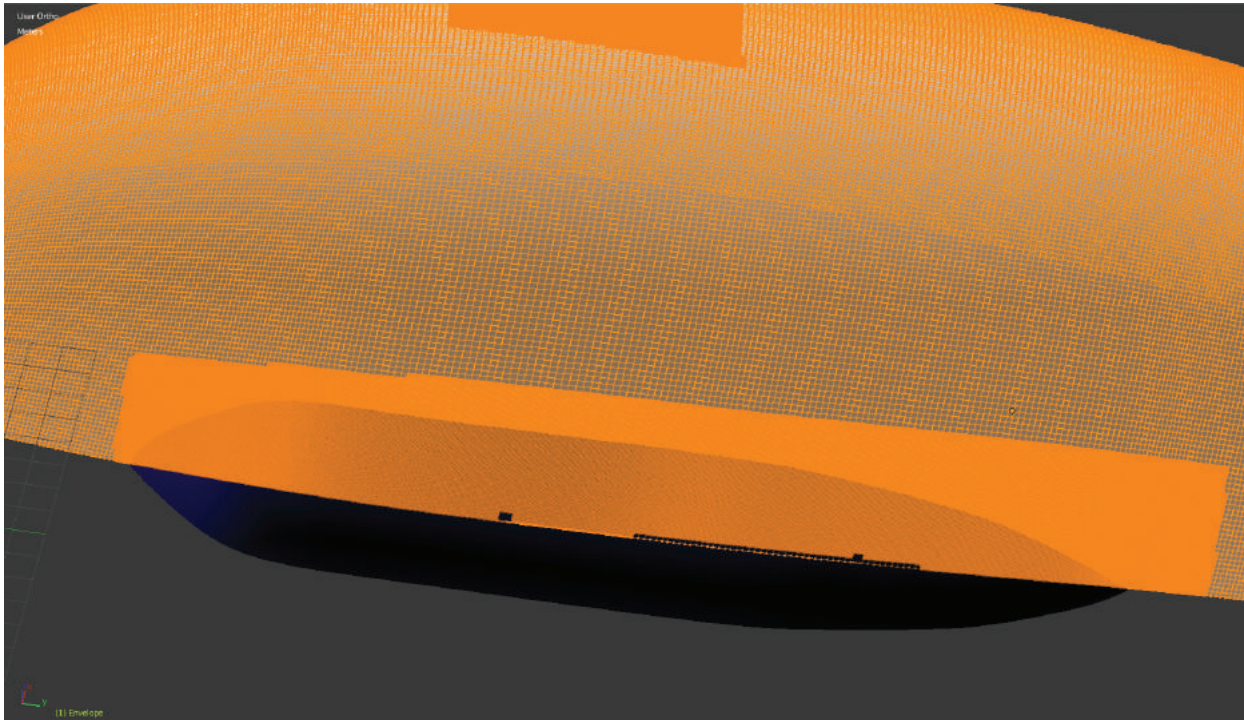


Figura 4.8: Envelope do veículo (zona da gondola), depois do comando "Subdivide" ser aplicado

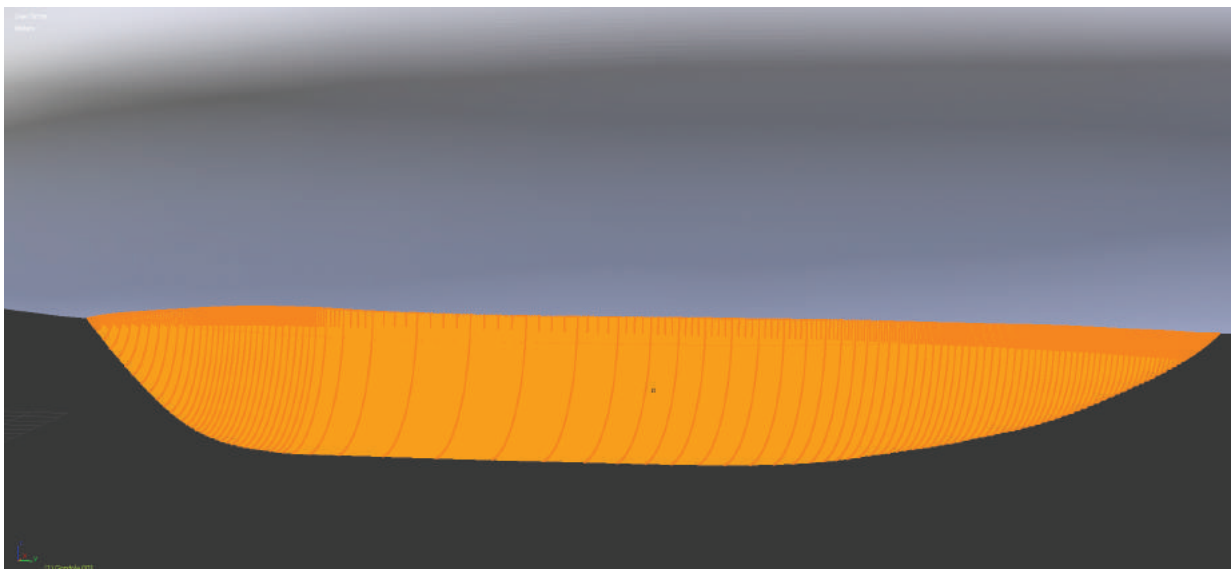


Figura 4.9: Gondola do veículo, depois do comando "Subdivide" ser aplicado

4.4. Configuração da Aplicação de Geração de Malha

Depois de realizados estes ajustes, o próximo passo foi exportar o ficheiro em formato ".blend" (um dos formatos possíveis da aplicação "Blender"), para um ficheiro ".STL", em formato "American Standard Code for Information Interchange" (ASCII), sem espaços no nome do ficheiro [131] e com a opção "Selection Only" ativada de modo a que o modelo seja exportado em cinco partes diferentes (asa dianteira, asa traseira, empenagem horizontal, envelope e gondola). De modo a estudar a influência da deflexão das asas traseiras, o próximo passo é deflectir as mesmas utilizando para isso o comando "Transform-Rotation" e colocar $X = 10$ (deflexão positiva) e $X = -10$ (deflexão negativa), tal como nas Figuras 5.5 e 5.6, exportando em seguida os ficheiros .STL com os nomes de dez graus positivos e dez graus negativos respetivamente.

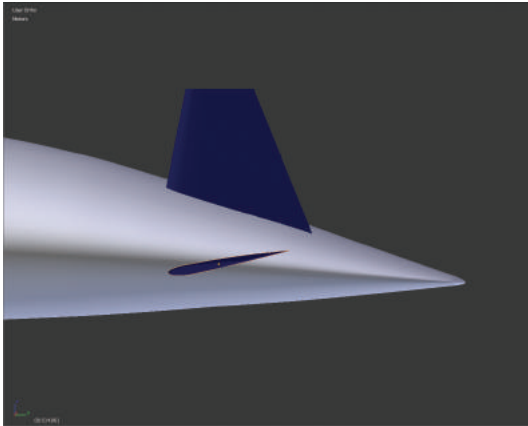


Figura 4.10: Deflexão positiva ($X = 10$) da asa traseira do veículo

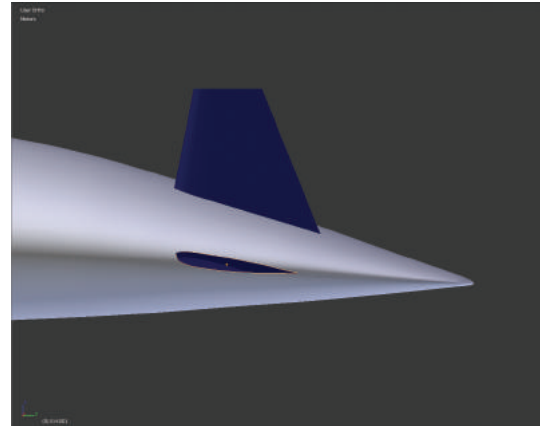


Figura 4.11: Deflexão negativa ($X = -10$) da asa traseira do veículo

Apesar do modelo original ter sido construído sob o sistema operativo *Microsoft® Windows® 10 Home 64-bits*, seguindo o trabalho de Jonas e de Fontes [132, 133], este último passo foi realizado em *Linux® Ubuntu MATE 16.04.2 LTS* de modo a evitar problemas de compatibilidade com a aplicação de geração de malha, *HelyX^{OS}*. Os ficheiros foram exportados em formato ".STL" pois o *HelyX^{OS}* não é compatível com ficheiros ".blend" [134].

4.4 Configuração da Aplicação de Geração de Malha

Tendo como base o trabalho de Jonas e de Carlos [132, 133], foi utilizada a aplicação *HelyX^{OS}* para a realização da malha. Esta aplicação é de utilização amigável e permite realizar o refinamento de superfícies e adicionar camadas numa geometria [134], de modo a que seja possível capturar os efeitos que se constatarem na camada limite.

A aplicação *HelyX^{OS}* é uma GUI para trabalhar com as bibliotecas do *OpenFOAM®* [135, 136]. Esta aplicação, desenhado pela *ENGYS®* é baseada em *Java+ "Visualization Toolkit" (VTK)* e permite ao utilizador realizar uma malha estruturada [134]. Esta aplicação de pré-processamento é disponibilizada sob código-aberto e permite ao utilizador importar ficheiros ".STL" e criar uma malha utilizando para isso o utilitário "*SnappyHexMesh*", que é parte integrante do conjunto de bibliotecas que formam o *OpenFOAM®* [134]. É também possível utilizar esta aplicação para as fases de processamento e pós-processamento de um estudo CFD, mas optou-se por utilizar o *ANSYS® Fluent®* para efetuar o processamento deste estudo e o *Microsoft® Office® Excel™* para efetuar o pós-processamento.

Ao iniciarmos o *HelyX^{OS}*, a aplicação começa por verificar se a versão que está instalada é atual (por exemplo, a versão utilizada para a realização das malhas finais foi a v2.3.1, mas

4.4. Configuração da Aplicação de Geração de Malha

à data de fecho desta dissertação já estava disponível a versão v2.4.0). O próximo passo, no sentido de configurar a aplicação *HelyX^{OS}*, foi seguir os comandos "Edit - Preferences" e modificar o caminho da pasta "Core" e "ParaView Executable" para a pasta do *OpenFOAM[®]* e do *ParaView[®]*. Todos os outros valores foram mantidos por defeito e foi necessário reiniciar a aplicação. Ao abrir novamente o *HelyX^{OS}*, temos os separadores "Mesh", "Setup" e "Solver". Vamos concentrarmos-nos apenas no separador "Mesh", que é responsável pelo controlo do "snappyHexMeshDict" [137]. Pressionamos o botão "New" e colocamos os dados tal como na Figura 4.12.

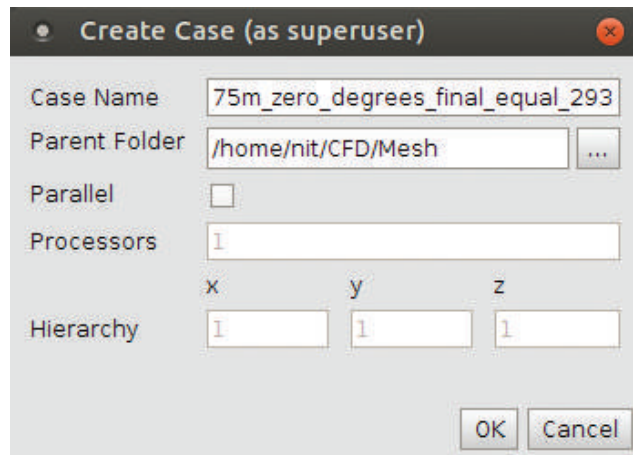


Figura 4.12: Create Case

No campo "Case Name" foi colocado o número 294 (que não é mostrado devido ao caminho ser muito longo) porque esta é a ducentésima e nonagésima quarta iteração a ser realizada (é considerado um valor de código, sendo chamado de código 294 daqui em diante), o nome "Urb45" corresponde à versão do ficheiro ".STL", 75 m porque se trata do protótipo de 75 m, "zero degrees" porque se trata da malha em que as asas traseiras estão com uma deflexão igual a zero graus, $\theta_e = 0^\circ$, "final" porque se trata de uma iteração final e "equal 293" porque foi realizada tendo por base as características da ducentésima e nonagésima terceira iteração. No campo "The Parent Folder" devemos colocar o caminho onde está localizada a pasta.

Seguindo [138] optamos por realizar a malha utilizando apenas 1 CPU e assim sendo deixamos a caixa "Parallel" em branco e pressionamos o botão "OK". Durante o processo de iteração de malha, foram realizadas malhas também em paralelo com a utilização de 8 CPU's, mas isso provocava a falha na conversão para o formato aceite pelo *ANSYS[®] Fluent[®]*. Entretanto, foi possível perceber que isto poderia ser alterado utilizando o comando "Decompose" disponível no separador "Case Setup". Voltando ao separador "Mesh", verificamos que no canto inferior esquerdo temos a palavra "Serial" para comprovar que se trata de um caso processado com um único processador. Temos agora duas opções de base para realizar a malha: "Automatic" ou "User Defined". A primeira opção é utilizada quando pretendemos uma malha baseada nas fronteiras dos ficheiros ".STL" introduzidos. Dessa forma, não é a opção indicada para este estudo.

A referência [133] sugere que quando se pretende estudar o escoamento em torno de um corpo deve ser utilizada a opção "User Defined". Seguindo a referência [134] sabemos que a aplicação apresenta um melhor comportamento na realização da malha quando as células são cubos

4.4. Configuração da Aplicação de Geração de Malha

perfeitos e dessa forma cumpram a equação (4.1):

$$\frac{|maxX - minX|}{n_x} = \frac{|maxY - minY|}{n_y} = \frac{|maxZ - minZ|}{n_z} \quad (4.1)$$

Em estudos realizados em túnel de vento, considerando modelos de aeronaves, o comprimento considerado para a seção de teste é de 1 a 1.5 vezes o comprimento característico do modelo [139]. O valor ótimo para veículos com grandes comprimentos como dirigíveis é na ordem das 2 vezes a largura [139]. No entanto, neste caso tratando-se de um estudo CFD os valores devem ser um pouco diferentes. Utilizando o a referência [17] como ponto de partida e após muitas iterações concluiu-se que para que os valores de y^+ estejam dentro do limite, é necessário que a malha tenha uma dimensão de 5 vezes o comprimento característico em todas as direções, exceto na parede "Symmetry" e de cerca de 40 vezes para trás no eixo Y .

Para isto começamos por carregar a geometria dos ficheiros ".STL", utilizado o comando "Geometry - STL". A caixa "Geometry is in mm" não deve ser marcada pois o modelo está em m . Neste menu é ainda possível fazer uma translação ou rotação do modelo. Neste caso, esse trabalho foi realizado em "Blender", portanto bastou manter os valores por defeito e pressionar o botão "Open". Em seguida o HelyX^{OS} carrega os ficheiros. Depois disto, é conveniente mudar o nome das paredes de fronteira (ver Tabela 4.1) para uma fácil identificação quando estivermos na fase de processamento. Aplicamos agora as equações de (4.2) até (4.10):

Tabela 4.1: Nome das paredes de fronteira

Nome Original	Nome atribuído
ffminx	Symmetry
ffmaxx	Side
ffminy	Inlet
ffmaxy	Outlet
ffminz	Bound_Below
ffmaxz	Bound_Higher

$$X_{Min} = X_{frente} \times x_L \quad (4.2)$$

$$X_{Max} = X_{atrás} \times x_L \quad (4.3)$$

$$Y_{Min} = Y_{frente} \times x_L \quad (4.4)$$

$$Y_{Max} = Y_{atrás} \times x_L \quad (4.5)$$

$$Z_{Min} = Z_{frente} \times x_L \quad (4.6)$$

$$Z_{Max} = Z_{atrás} \times x_L \quad (4.7)$$

$$Tamanho\ da\ Célula\ para\ X = \frac{|X_{Max} - X_{Min}|}{n_x} \quad (4.8)$$

4.4. Configuração da Aplicação de Geração de Malha

$$\text{Tamanho da Célula para } Y = \frac{|Y_{Max} - Y_{Min}|}{n_y} \quad (4.9)$$

$$\text{Tamanho da Célula para } Z = \frac{|Z_{Max} - Z_{Min}|}{n_z} \quad (4.10)$$

Os resultados dos cálculos para esta malha podem ser vistos na Tabela 4.2.

Tabela 4.2: Cálculo da dimensão de base da malha

Dimensões da Malha						
Frente	0		-5		-5	
Atrás	5		40		5	
X_{Min} [m]	0	Y_{Min} [m]	-375	Z_{Min} [m]	-375	Comprimento Característico [m]
X_{Max} [m]	375	Y_{Max} [m]	3000	Z_{Max} [m]	375	75
Elementos	30		270		60	
Tamanho da Célula [m]	12.5		12.5		12.5	

Podemos agora inserir estes valores na "Bounding Box" (ver a Figura 4.13). Com esta operação conseguimos verificar a equação (4.1).

Figura 4.13: Valores inseridos na "Bounding Box"

Pela referência [134], sabemos que a função "Refinement Level", ou nível de refinamento, representa o refinamento que é realizado tendo em conta as definições de base da malha assim como um ângulo característico denominado "feature angle". Sabemos pela referência [138] que o refinamento da superfície é controlado por dois valores: *Min* e *Max*. O valor mínimo, será o nível mínimo de refinamento que a aplicação irá realizar considerando as definições aplicadas (neste caso mantidas por defeito). O valor máximo, será o nível máximo de refinamento que a aplicação irá realizar considerando as definições aplicadas (neste caso mantidas por defeito). O "Proximity Refinement" será o nível mais próximo que a aplicação deverá considerar. Por exemplo, para *Min* = 6, *Max* = 8 e *Proximity Refinement* = 7, significa que a aplicação irá iterar para que o máximo de células daquela superfície contenham um refinamento de nível 7, tendo as restantes um refinamento mínimo de 6 e máximo de 8. No caso em estudo, tendo como tamanho da célula, 12.5 m, o que na equação (4.11) é explicitado como (*BBCS*) significa que para um "Refinement Level" (*RL*) igual a 0, o tamanho da superfície da célula, ou "Surface Cell Size" (*SCS*), será também igual a 12.5 m, o que pode ser explicitado pelas equações (4.11)

4.4. Configuração da Aplicação de Geração de Malha

e (4.12).

$$SCS = \frac{BBCS}{2^{RL}} \quad (4.11)$$

$$SCS = \frac{12.5 m}{2^0} = 12.5 m \quad (4.12)$$

Após uma série de iterações, foi decidido que o "Refinement Level" para as asas e a empenagem horizontal seria igual a 8 em todos os parâmetros (*Min*, *Max* e "Proximity Refinement") e seria igual a 7 para o envelope e para a gondola, também para todos os parâmetros, tal como demonstram as Figuras 4.14 e 4.15.

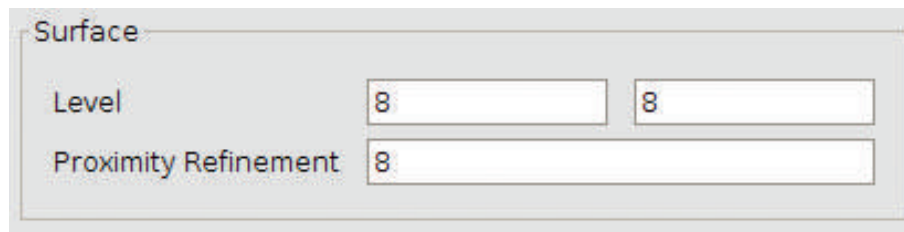


Figura 4.14: Nível de Refinamento de superfície aplicado nas asas e na empenagem horizontal




Figura 4.15: Nível de Refinamento de superfície aplicado no envelope e na gondola

Então, pela equação (4.11), podemos calcular o valor de SCS para as duas situações ilustradas pelas Figuras 4.14 e 4.15:

$$SCS_{Envelope e Gondola} = \frac{12.5 m}{2^7} = 0.09765625 m \quad (4.13)$$

$$SCS_{Asas e Empenagem Horizontal} = \frac{12.5 m}{2^8} = 0.048828125 m \quad (4.14)$$

Um dos aspetos críticos na geração da malha é a escolha das melhores definições no sentido de se atingir o valor desejado de y^+ . O valor de y^+ deve ser igual a 1 se queremos simular o regime laminar e de transição na camada limite [119]. Numa malha estruturada, que é o nosso caso, se $y^+ = 1$ a simulação tenderá a convergir mais rapidamente [119]. Por outro lado, é referido na secção "4.6.3 Mesh Requirements" da referência [119] que para $y^+ = 25$ a camada limite é praticamente turbulenta, se $0.001 < y^+ < 1$ os efeitos na solução podem ser ignorados e os valores $y^+ < 0.001$ devem ser evitados. Se o objetivo for utilizar funções de tratamento de parede devemos ter o valor de y^+ no intervalo $30 < y^+ < 300$ [129].

Temos então de calcular o espaçamento de parede para este modelo. Deste modo, utilizando a referência [140] podemos calcular esta distância, introduzindo os valores que constam na Tabela 4.3. Estes valores foram calculados para $1500 m$ pois é a altitude de cruzeiro do veículo [9].

4.4. Configuração da Aplicação de Geração de Malha

Tabela 4.3: Dados para calcular o valor de y^+

Nomenclatura	Referência	Valor
Velocidade de escoamento não perturbado [m/s]	[9]	14
Massa Volúmica [kg/m^3]	[141]	1.0581
Viscosidade Dinâmica [kg/ms]	[141]	0.000017419809
Comprimento Característico [m]	[9]	75
y^+ pretendido [-]	[119]	1

Input

Reset to Sea Level Conditions

U_{∞} : freestream velocity (m/s)

ρ : freestream density (kg/m³)

μ : dynamic viscosity (kg/m s)

L: reference length (m)

y^+ : desired y^+

Output

Compute Wall Spacing

Δs : wall spacing (m)

Re_x : Reynolds number

Note: -1 indicates an input error

Figura 4.16: Valores obtidos pela referência [140]

O resultado desta operação pode ser verificada na Figura 4.16. Agora tendo como base o trabalho de Fontes [133] e utilizando as equações (4.11) e (4.15), podemos fazer os cálculos necessários para que o valor de y^+ esteja de acordo com o pretendido.

$$RFLT = \frac{\Delta E^{(n_{layer}-1)} \times \Delta s}{SCS} \quad (4.15)$$

Para gerar a malha, o *HelyX^{OS}* precisa de informação acerca do "Refinement Level" (RL), ou nível de refinamento, "Number of Layers" (n_{layer}), ou número de camadas, "Final Layer Thickness" ($RFLT$), ou espessura final da camada e "Layer Stretching" (ΔE), ou crescimento da camada. O nível de refinamento (RL) já foi definido anteriormente, o número de camadas (n_{layer}) tal como o nome indica representa o campo em que o utilizador insere o número de camadas que pretende em cada superfície do corpo em estudo, a espessura final da camada ($RFLT$), representa o rácio entre a altura da camada final e o tamanho da malha de superfície adjacente e o crescimento da camada (ΔE) representa o rácio de alturas entre uma camada e a consecutiva que está abaixo desta [135, 142].

O número de camadas e o crescimento da camada foram os parâmetros que foram sendo continuamente iterados até atingir uma solução viável. O parâmetro espessura final da camada foi calculado tal como demonstram as equações (4.16) and (4.17). O parâmetro "Layer Min Thickness" foi deixado em branco tal como recomendado por [132, 133] para evitar erros durante a geração de malha.

$$RFLT = \frac{1.25^{(4-1)} \times 0.0000372300465032767}{0.097656} = 0.000744 \quad (4.16)$$

$$RFLT = \frac{1.25^{(2-1)} \times 0.0000372300465032767}{0.048828} = 0.000953 \quad (4.17)$$

4.4. Configuração da Aplicação de Geração de Malha

Infelizmente, estes valores de *RFLT* levaram a que o *HelyX^{OS}* não tenha tido capacidade para gerar qualquer camada, o que significa, que este método apesar de ter funcionado para esta referência [133], neste caso de estudo não obteve bons resultados.

Deste modo, e após várias iterações, a melhor configuração conseguida foi com as definições que as Figuras 4.17 e 4.18 podem demonstrar.

Refinement	Layers	Zones
Number of Layers	2	
Final Layer Thickness	0.3	
Layer Min Thickness		
Layer Stretching	1.25	

Figura 4.17: Definição do separador "Layers" para as asas e a empenagem horizontal

Refinement	Layers	Zones
Number of Layers	4	
Final Layer Thickness	0.15	
Layer Min Thickness		
Layer Stretching	1.25	

Figura 4.18: Definição do separador "Layers" para o envelope e gondola

Queremos agora extrair as linhas de contorno de cada ficheiro ".STL", chamadas pelo *HelyX^{OS}* de "feature edges". Pela referência [138, 142] sabemos que esta operação é necessária para um melhor refinamento das arestas da geometria considerada. Para proceder a esta operação, selecionamos o ficheiro ".STL", com um clique no botão direito do rato selecionamos "Extract". Em seguida é aberta uma janela com o título "Extract Feature Lines" onde podemos selecionar o ângulo correspondente ao "feature edges", que corresponde segundo [142] ao ângulo acima do qual as camadas irão colapsar automaticamente. O valor por defeito é 30, tendo sido aplicado nas asas e na empenagem horizontal. No envelope e na gondola foi aplicado o valor de 180. Depois disto basta carregar em "Apply" e em "Save". Esta operação pode ser vista na Figuras 4.19 e 4.20. As linhas de contorno criadas podem ser visualizadas com cores diferentes (uma cor para cada linha por exemplo), como demonstra a Figura 4.21.

4.4. Configuração da Aplicação de Geração de Malha

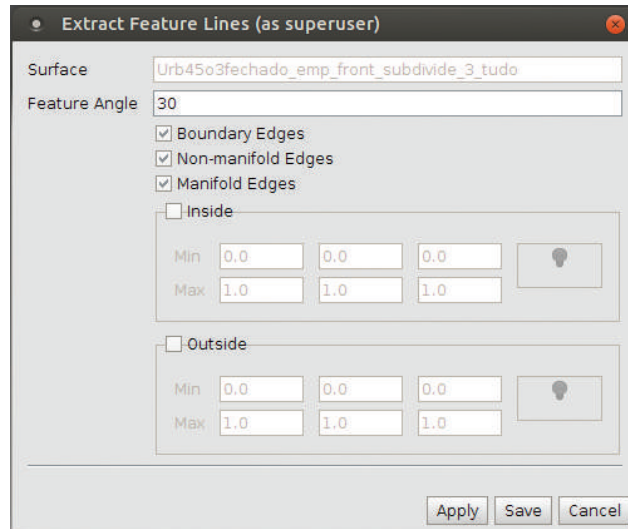


Figura 4.19: Configuração da linha de contorno para as asas e para a empenagem horizontal

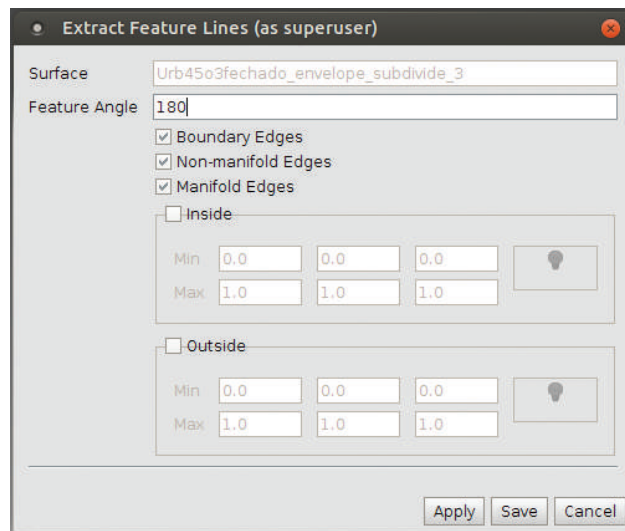


Figura 4.20: Configuração da linha de contorno para o envelope e a gondola

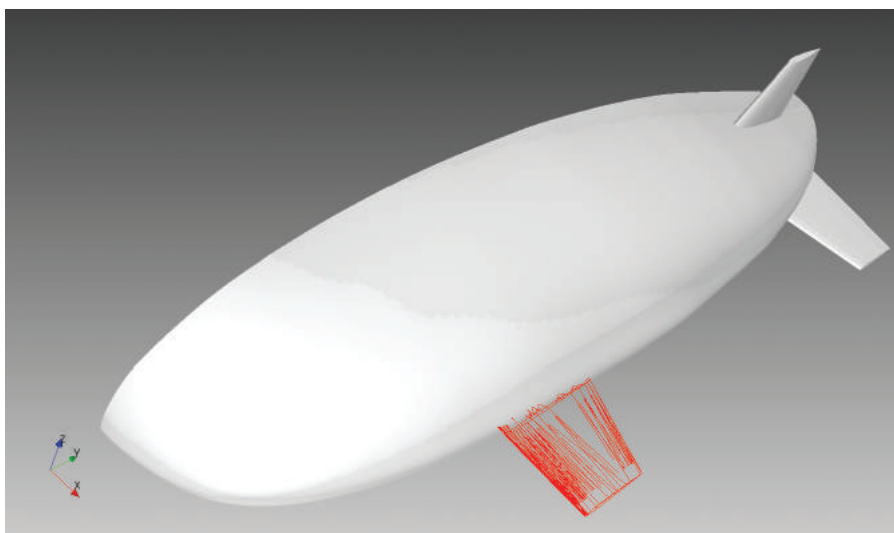


Figura 4.21: Linhas extraídas

4.4. Configuração da Aplicação de Geração de Malha

De modo a obter uma resolução de 0.024 m nas arestas de cada superfície, colocamos o valor 9 (este valor foi aplicado a todas as superfícies) no nível de refinamento do menu "Lines", tal como a Figura 4.22 demonstra.

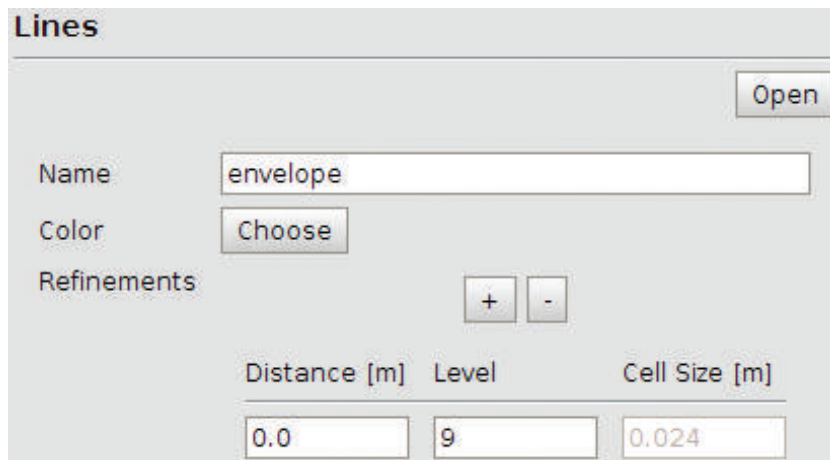


Figura 4.22: Configuração do nível de refinamento do "Feature Edge" aplicado em todas as superfícies

O próximo passo é refinar as regiões da malha onde são esperados gradientes elevados no escoamento. Deste modo, foi aplicado um refinamento volumétrico à volta dos cinco constituintes do veículo tal como na Figura 4.23. Inserimos um cilindro tal como demonstrado pelo Figura 4.24 e 4.25. O cilindro foi adicionado em toda a extensão da malha, ou seja desde a parede de fronteira "Inlet" até à parede de fronteira "Outlet", tal como na Figura 4.26, com um raio de 200 m , de forma a envolver todo o veículo. O objetivo principal da introdução do cilindro é diminuir o tamanho das células num limite relativamente afastado do veículo e desta forma, conseguir capturar de uma forma mais fidedigna os fenómenos no escoamento próximo do veículo. Finalmente foi adicionada uma caixa com as dimensões mostradas na Figura 4.27 e com o nível de refinamento volumétrico igual a 7, tal como demonstrado na Figura 4.28. O objetivo desta caixa, foi reduzir o tamanho das células numa forma ainda mais drástica, numa zona do escoamento ainda mais próxima do veículo tal como na Figura 4.29.

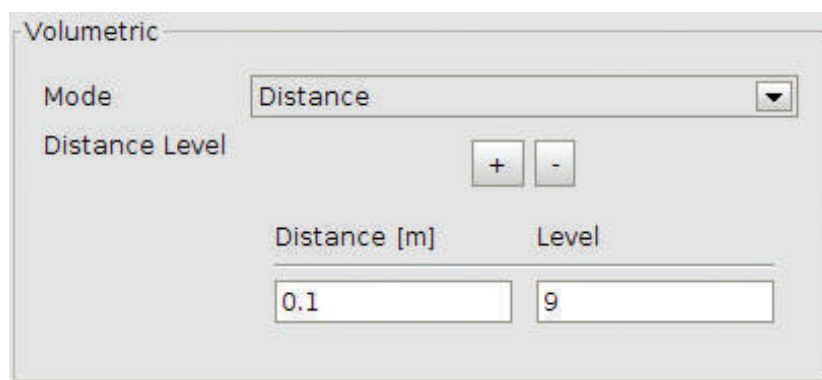


Figura 4.23: Refinamento volumétrico aplicado a todas as superfícies do veículo

4.4. Configuração da Aplicação de Geração de Malha

Cylinder Name	cylinder		
Point 1	0.0	-375.0	0.0
Point 2	0.0	3,000.0	0.0
Radius	200.0		

Figura 4.24: Coordenadas do cilindro aplicado na malha

Volumetric	
Mode	Inside
Inside Level	3
Cell Size [m]	1,562

Figura 4.25: Refinamento volumétrico aplicado ao cilindro

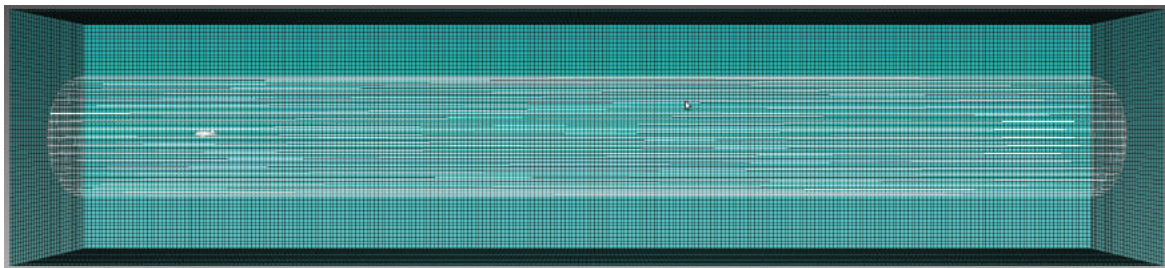


Figura 4.26: Demonstração gráfica do cilindro aplicado à malha

Box Name	box		
Min	0.0	-100.0	-100.0
Max	187.5	1,500.0	125.0

Figura 4.27: Coordenadas da caixa inserida na malha

Volumetric	
Mode	Inside
Inside Level	7
Cell Size [m]	0,098

Figura 4.28: Nível de refinamento volumétrico da caixa

4.4. Configuração da Aplicação de Geração de Malha

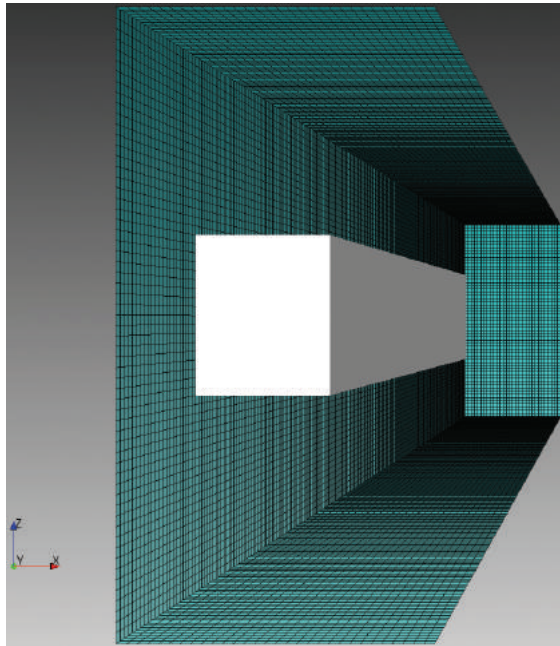


Figura 4.29: Imagem da caixa com vista da malha da parede de fronteira "Inlet"

A última definição é designada de "Material Point", tendo sido definida tal como na Figura 4.30. Este ponto pode ser localizado num local arbitrário mas tem de estar dentro da malha e fora da superfície do veículo tal como demonstrado pela Figura 4.31.

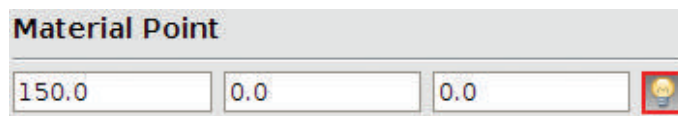


Figura 4.30: Definição do "Material Point"

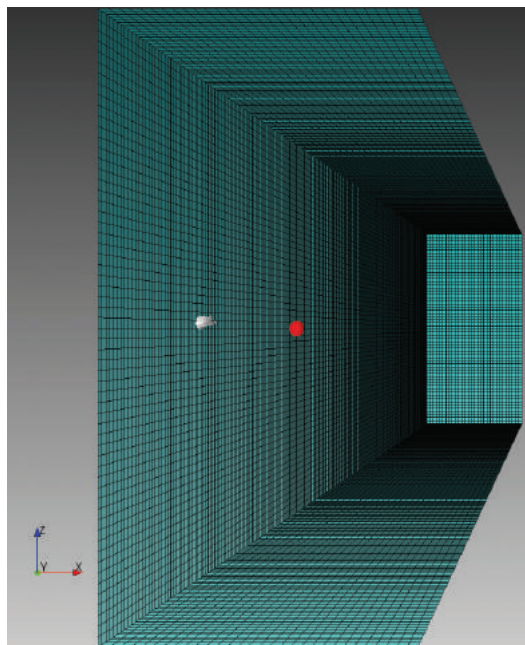


Figura 4.31: Ponto arbitrário na malha

4.4. Configuração da Aplicação de Geração de Malha

Para começar o processo de geração de malha pressionamos o botão "Create" e o utilitário "snappyHexMesh" irá começar a trabalhar, restando-nos agora esperar que o processo de iteração de malha termine. Durante esta operação, o utilitário "snappyHexMesh" é controlado pelas definições que inserimos no *HelyX^{OS}*, sendo da responsabilidade da aplicação controlar o nível de refinamento das células, as tolerâncias, os ângulos entre camadas, o número máximo de camadas assim como os parâmetros gerais de qualidade da malha. Muitos dos parâmetros necessários para que a aplicação consiga desempenhar esta missão de uma forma correta podem ser modificados recorrendo ao menu "Options", mas para evitar erros e por recomendação da referência [142] foi decidido deixar todas essas opções por defeito. O resultado da malha final pode ser visto entre as Figuras 4.32 até à Figura 4.36.

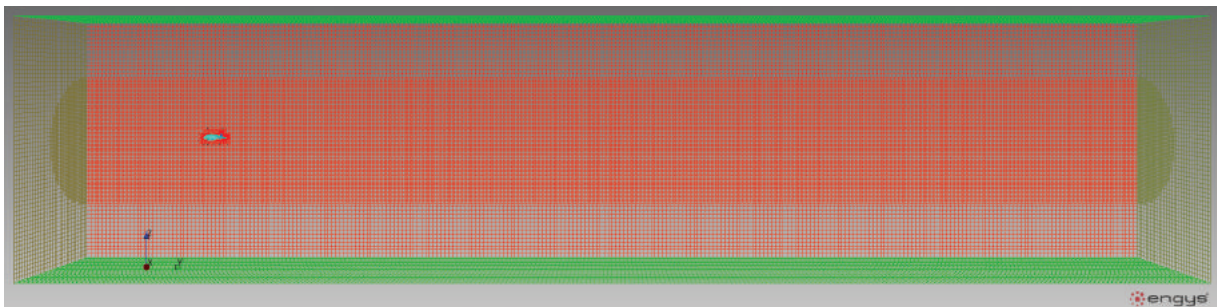


Figura 4.32: Visão panorâmica da malha na globalidade

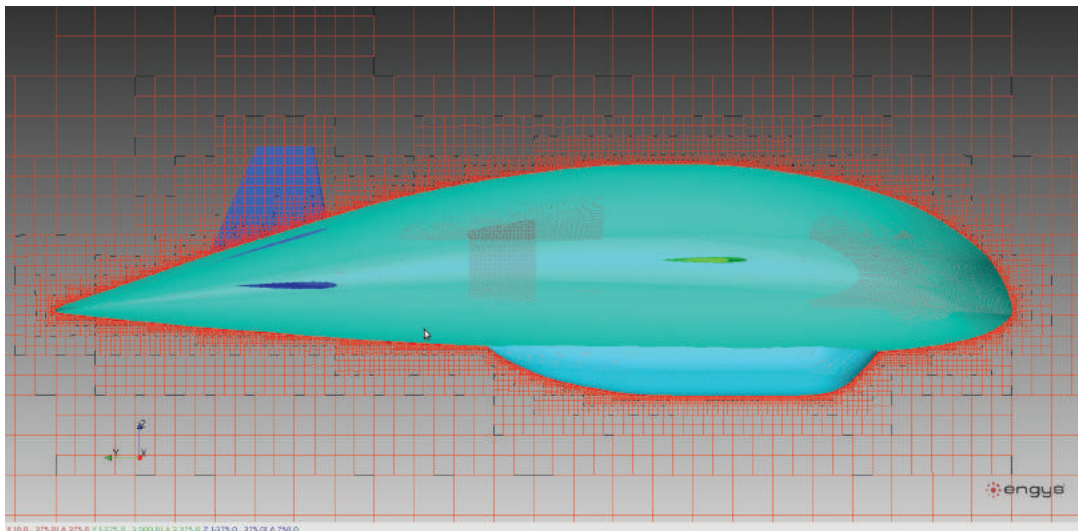


Figura 4.33: Visão da malha criada na superfície do veículo

4.4. Configuração da Aplicação de Geração de Malha

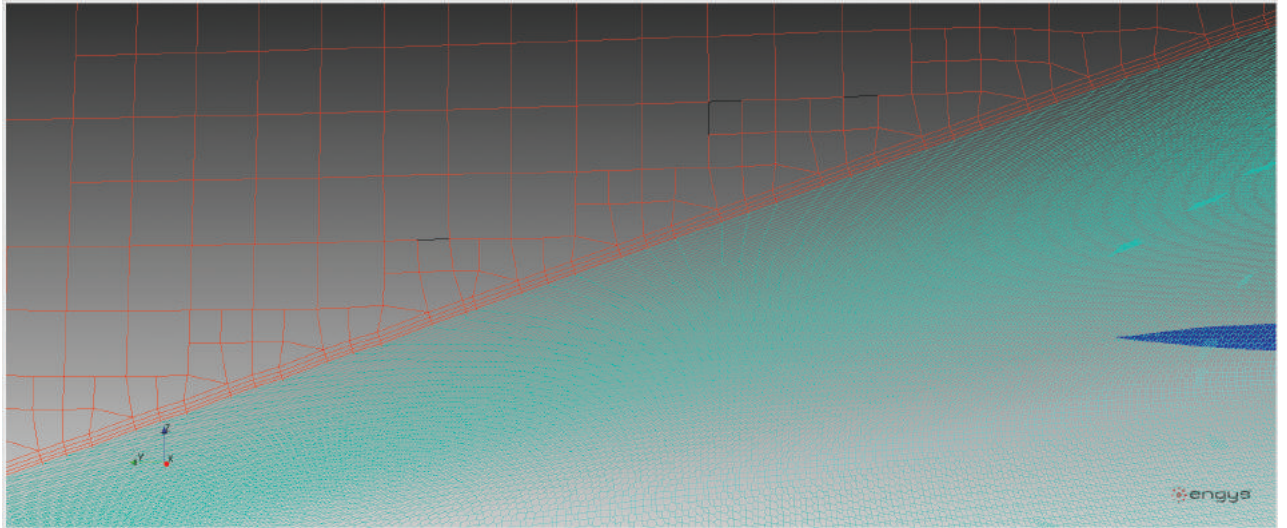


Figura 4.34: Camadas criadas à volta da superfície do veículo

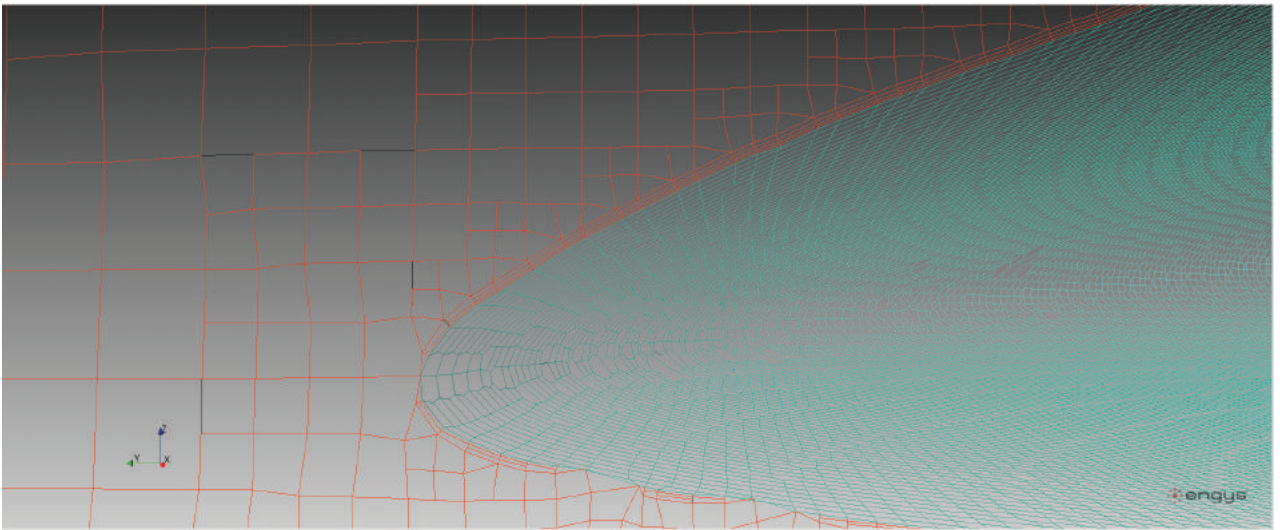


Figura 4.35: Camadas colapsadas à volta da superfície do veículo

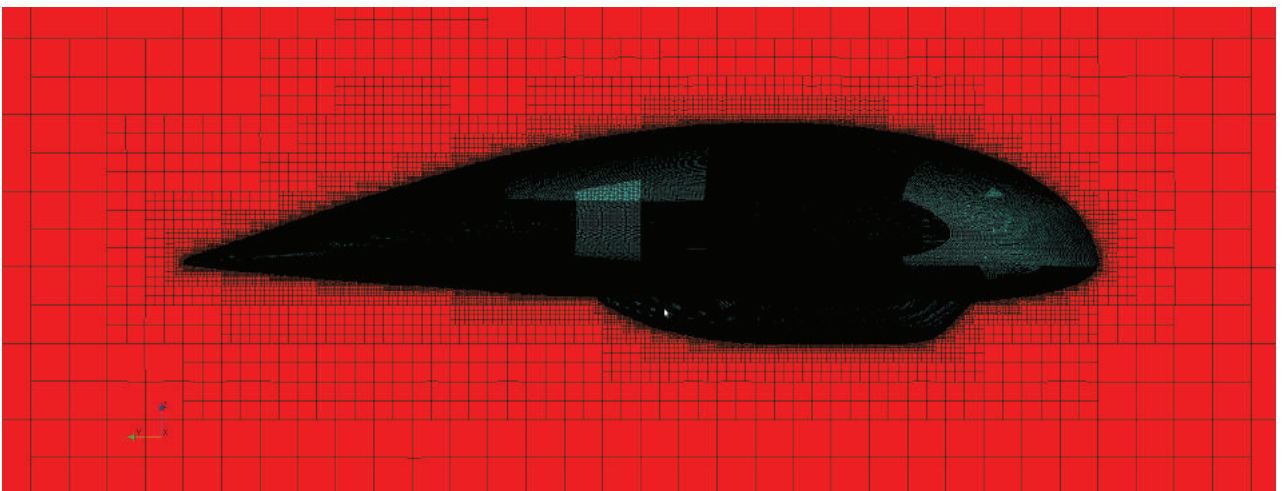


Figura 4.36: Refinamento realizado à volta da superfície do veículo

4.4. Configuração da Aplicação de Geração de Malha

O ficheiro de registo com todos os dados e iterações realizadas durante o processamento da malha, estão na pasta "log", tendo o ficheiro o nome "snappyHexMesh", tal como mostrado pela Figura 4.37.

```
3766 patch faces layers overall thickness
3767 -----
3768 -----
3769 Urb45o3fechado_emp_front_subdivide_3_tudo 166602 1.98 0.0129 97.9
3770 Urb45o3fechado_envelope_subdivide_3 623865 3.93 0.0233 98.6
3771 Urb45o3fechado_gondola_subdivide_3 57560 3.82 0.0201 96.2
3772 Urb45o3fechado_rudder_subdivide_3_tudo_no_centre 209527 1.98 0.0129 98
3773 Urb45o3fechado_emp_rear_subdivide_3 190922 1.97 0.0128 97.3
3774
3775 Layer mesh : cells:10144387 faces:32160397 points:11971785
3776 Cells per refinement level:
3777 0 375740
3778 1 881544
3779 2 2656
3780 3 6656
3781 4 18880
3782 5 65419
3783 6 233475
3784 7 1334685
3785 8 4016709
3786 9 3208623
3787 Writing mesh to time constant
3788 Wrote mesh in = 2147.79 s.
3789 Layers added in = 2147.79 s.
3790 Checking final mesh ...
3791 Checking faces in error :
3792 non-orthogonality > 65 degrees : 0
3793 faces with face pyramid volume < 1e-13 : 0
3794 faces with face-decomposition tet quality < 1e-15 : 0
3795 faces with concavity > 80 degrees : 0
3796 faces with skewness > 4 (internal) or 20 (boundary) : 0
3797 faces with interpolation weights (0..1) < 0.05 : 0
3798 faces with volume ratio of neighbour cells < 0.01 : 0
3799 faces with face twist < 0.02 : 0
3800 faces on cells with determinant < 0.001 : 0
3801 Finished meshing without any errors
3802 Finished meshing in = 4446.33 s.
3803 End
```

Figura 4.37: Ficheiro de registo emanado pelo *HelyX^{OS}* no final da iteração com o código 294

Como podemos ver, temos nesta fase uma malha completa, sem erros e que demorou uma hora e um quarto a ser processada, na máquina "nit-simulator". Durante a fase de processamento da malha, foi utilizado apenas um processador, tendo sido utilizada perto de 80% da memória RAM disponível. Podemos ver, como resultado, a existência de 3.93 e 3.82 camadas, criadas em 98.6% e 96.2% da superfície para o envelope e a gondola respetivamente o que segundo [133] representa um ótimo resultado. O resultado do parâmetro "overall [m]" só pode ser avaliado depois de realizada a simulação em ANSYS® Fluent®. Até ao momento de encerramento da presente dissertação não conseguimos descobrir nenhuma referência sobre qual o significado deste valor, mas com a experiência adquirida, acreditamos que este valor está diretamente relacionado com o valor de y^+ , e deste modo, quanto mais baixo o valor do parâmetro "overall [m]", mais baixo será o valor de y^+ . Quanto às asas e à empenagem horizontal, os resultados também são muito bons, tal como mostra a Figura 4.37. O passo final é converter a malha para o formato que é lido pelo ANSYS® Fluent® (extensão ".msh"). Isto é realizado, através da aplicação "MATE Terminal", digitando os seguintes comandos:

```
cd /home/nit/CFD/Mesh/294_Ubr45_75m_zero_degrees_final_equal_293
foamMeshToFluent
```

4.4. Configuração da Aplicação de Geração de Malha

Dependendo se a malha foi realizada num disco SSD ou HDD, este processo pode demorar entre um e cinco minutos, sendo o resultado final um ficheiro com a extensão *".msh"* dentro de uma pasta chamada *"fluentInterface"*. Temos agora a nossa malha pronta a ser utilizada no *"solver"* ANSYS® Fluent®.

No entanto, falta ainda calcular as outras três malhas. Mantendo todas as definições anteriores, removemos o ficheiro *".STL"* correspondente à asa traseira e inserimos o ficheiro correspondente à asa traseira com uma deflexão igual a $\theta_e = 10^\circ$. Esta operação apaga as definições referentes ao ficheiro anterior, sendo necessário voltar a inserir as definições tal como nas Figuras 4.14, 4.17, 4.19, 4.22 e 4.23. O ficheiro de registo está representado na Figura 4.38.

```
3751 patch                faces    layers  overall thickness
3752                    [m]      [%]
3753 -----
3754 Urb45o3fechado_emp_front_subdivide_3_tudo    166602    1.98    0.0129    97.9
3755 Urb45o3fechado_envelope_subdivide_3         626768    3.94    0.0232    98.7
3756 Urb45o3fechado_gondola_subdivide_3          57560     3.83    0.0201    96.3
3757 Urb45o3fechado_rudder_subdivide_3_tudo_no_centre 209527    1.98    0.0129    98.1
3758 Urb45o3fechado_emp_rear_subdivideaomesmotempo_7_10_degrees_positive 190252    1.97    0.0128    97
3759
3760 Layer mesh : cells:10253523 faces:32510331 points:12106488
3761 Cells per refinement level:
3762   0  375740
3763   1  881544
3764   2   2656
3765   3   6648
3766   4  18840
3767   5  65595
3768   6 236563
3769   7 1348506
3770   8 4030429
3771   9 3287002
3772 Writing mesh to time constant
3773 Wrote mesh in = 1327.26 s.
3774 Layers added in = 1327.26 s.
3775 Checking final mesh ...
3776 Checking faces in error :
3777   non-orthogonality > 65 degrees : 0
3778   faces with face pyramid volume < 1e-13 : 0
3779   faces with face-decomposition tet quality < 1e-15 : 0
3780   faces with concavity > 80 degrees : 0
3781   faces with skewness > 4 (internal) or 20 (boundary) : 0
3782   faces with interpolation weights (0..1) < 0.05 : 0
3783   faces with volume ratio of neighbour cells < 0.01 : 0
3784   faces with face twist < 0.02 : 0
3785   faces on cells with determinant < 0.001 : 0
3786 Finished meshing without any errors
3787 Finished meshing in = 3917.1 s.
3788 End
```

Figura 4.38: Ficheiro de registo emanado pelo *HelyX^{OS}* no final da iteração com o código 295

4.4. Configuração da Aplicação de Geração de Malha

Este processo deve ser repetido com o ficheiro ".STL" para a asa traseira com uma deflexão igual a $\theta_e = -10^\circ$. O ficheiro de registo está representado na Figura 4.39.

```

3784 patch                                faces    layers  overall thickness
3785                                -----  -----  ---
3786                                -----  -----  ---
3787 Urb45o3fechado_emp_front_subdivide_3_tudo    166602  1.98    0.0129  97.9
3788 Urb45o3fechado_envelope_subdivide_3         626347  3.93    0.0232  98.6
3789 Urb45o3fechado_gondola_subdivide_3         57560   3.83    0.0201  96.3
3790 Urb45o3fechado_rudder_subdivide_3_tudo_no_centre    209527  1.98    0.0129  98.1
3791 Urb45o3fechado_emp_rear_subdivideaomesmotempo_7_10_degrees_negative 187014  1.97    0.0128  97.3
3792
3793 Layer mesh : cells:10221992 faces:32410726 points:12069360
3794 Cells per refinement level:
3795 0 375740
3796 1 881544
3797 2 2656
3798 3 6648
3799 4 18896
3800 5 65467
3801 6 234139
3802 7 1348139
3803 8 4024983
3804 9 3263780
3805 Writing mesh to time constant
3806 Wrote mesh in = 1443.16 s.
3807 Layers added in = 1443.16 s.
3808 Checking final mesh ...
3809 Checking faces in error :
3810 non-orthogonality > 65 degrees : 0
3811 faces with face pyramid volume < 1e-13 : 0
3812 faces with face-decomposition tet quality < 1e-15 : 0
3813 faces with concavity > 80 degrees : 0
3814 faces with skewness > 4 (internal) or 20 (boundary) : 0
3815 faces with interpolation weights (0..1) < 0.05 : 0
3816 faces with volume ratio of neighbour cells < 0.01 : 0
3817 faces with face twist < 0.02 : 0
3818 faces on cells with determinant < 0.001 : 0
3819 Finished meshing without any errors
3820 Finished meshing in = 3977.87 s.
3821 End

```

Figura 4.39: Ficheiro de registo emanado pelo *HelyX^{OS}* no final da iteração com o código 296

A última malha é a mais simples, tendo em conta que não tem asas, só precisamos de eliminar os ficheiros ".STL" correspondentes às asas. O ficheiro de registo está representado na Figura 4.40.

```

3861 patch                                faces    layers  overall thickness
3862                                -----  -----  ---
3863                                -----  -----  ---
3864 Urb45o3fechado_envelope_subdivide_3         820531  3.95    0.0212  98.9
3865 Urb45o3fechado_gondola_subdivide_3         66315   3.72    0.0179  93.7
3866 Urb45o3fechado_rudder_subdivide_3_tudo_no_centre    219541  1.95    0.0124  96
3867
3868 Layer mesh : cells:9407506 faces:29916462 points:11231768
3869 Cells per refinement level:
3870 0 375740
3871 1 881576
3872 2 2552
3873 3 5880
3874 4 16584
3875 5 58752
3876 6 215424
3877 7 1030933
3878 8 5439415
3879 9 1289893
3880 10 90757
3881 Writing mesh to time constant
3882 Wrote mesh in = 1483.58 s.
3883 Layers added in = 1483.58 s.
3884 Checking final mesh ...
3885 Checking faces in error :
3886 non-orthogonality > 65 degrees : 0
3887 faces with face pyramid volume < 1e-13 : 0
3888 faces with face-decomposition tet quality < 1e-15 : 0
3889 faces with concavity > 80 degrees : 0
3890 faces with skewness > 4 (internal) or 20 (boundary) : 0
3891 faces with interpolation weights (0..1) < 0.05 : 0
3892 faces with volume ratio of neighbour cells < 0.01 : 0
3893 faces with face twist < 0.02 : 0
3894 faces on cells with determinant < 0.001 : 0
3895 Finished meshing without any errors
3896 Finished meshing in = 4031.8 s.
3897 End

```

Figura 4.40: Ficheiro de registo emanado pelo *HelyX^{OS}* no final da iteração com o código 297

4.5. Configuração da Fase de Processamento ANSYS® Fluent®

Como podemos ver nas Figuras 4.38, 4.39 e 4.40 os resultados não apresentam uma variação significativa face à iteração com o código 294, na Figura 4.37. Podemos ainda afirmar que o ficheiro ".STL" que foi modificado, foi precisamente aquele que não apresenta qualquer alteração no resultado final. O resultado da malha com o código 297 demonstra apenas uma ligeira alteração em todos os ficheiros ".STL", que pode ser desprezada (a maior diferença é de cerca de uma décima).

4.5 Configuração da Fase de Processamento ANSYS® Fluent®

Com todo o trabalho relacionado com geração de malha concluído, podemos agora proceder para a fase de configuração do "solver". Para executar a aplicação de processamento ANSYS® Fluent®, no sistema operativo Linux® Ubuntu MATE 16.04.2 LTS, abrimos a aplicação "MATE Terminal" e escrevemos os seguintes comandos:

```
sudo su
cd /ansys\_inc/v162/fluent/bin/
./fluent
```

Nesse momento surge uma janela chamada "Fluent Launcher", que devemos configurar tal como a Figura 4.41 [143]. O modo de cálculo por defeito no ANSYS® Fluent® é o chamado "Single Precision" que segundo [91] significa 7 dígitos significativos. Consultando a referência [143] é aconselhado que deverá ser usado o modo "Double Precision" porque a geometria em estudo, envolve um corpo com 75 m de comprimento (o envelope) que face às asas tem uma corda muito inferior ao comprimento do veículo. Segundo [91] este modo significa que o cálculo é realizado com 16 dígitos significativos.

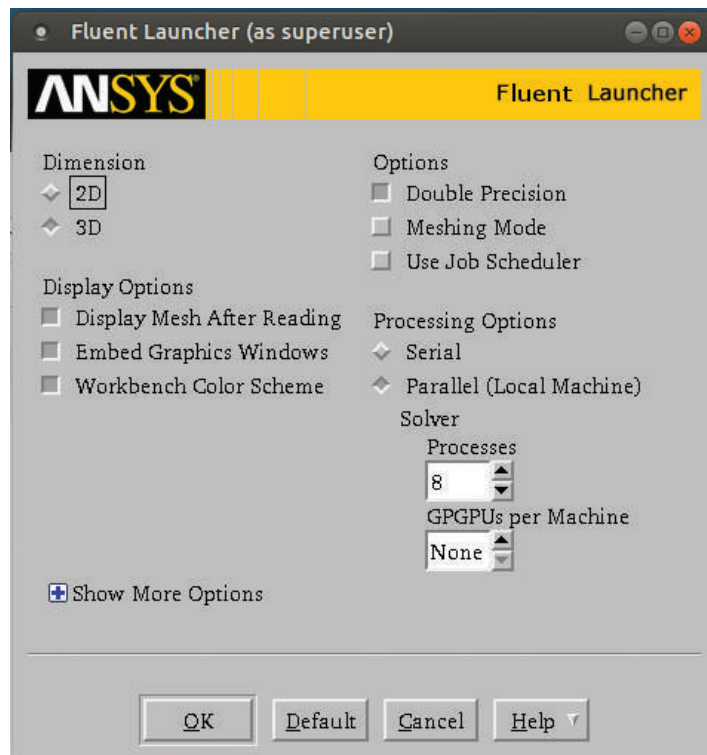


Figura 4.41: Configuração aplicada no *Fluent Launcher*

4.5. Configuração da Fase de Processamento ANSYS® Fluent®

Imediatamente após carregar no botão "OK", abre a janela principal do ANSYS® Fluent® e temos de introduzir o comando "3ddp". Temos agora tudo pronto para começar a configuração do ANSYS® Fluent®. Entrando no menu "File - Read - Mesh" conseguimos importar o ficheiro ".msh" exportado anteriormente (se for necessário podemos copiar o caminho até ao ficheiro e colar o mesmo recorrendo à roda central do rato). A primeira secção do ANSYS® Fluent® chama-se "General" e é utilizada para fazer as verificações necessárias à malha antes de se prosseguir com o estudo. Dessa forma, utilizando o botão "Scale" temos a possibilidade de verificar se as dimensões da malha estão de acordo com aquilo que programamos no HelyX^{OS}, tal como demonstrado na Figura 4.42. Se algo estiver incorreto não devemos prosseguir até estar corrigido [129].

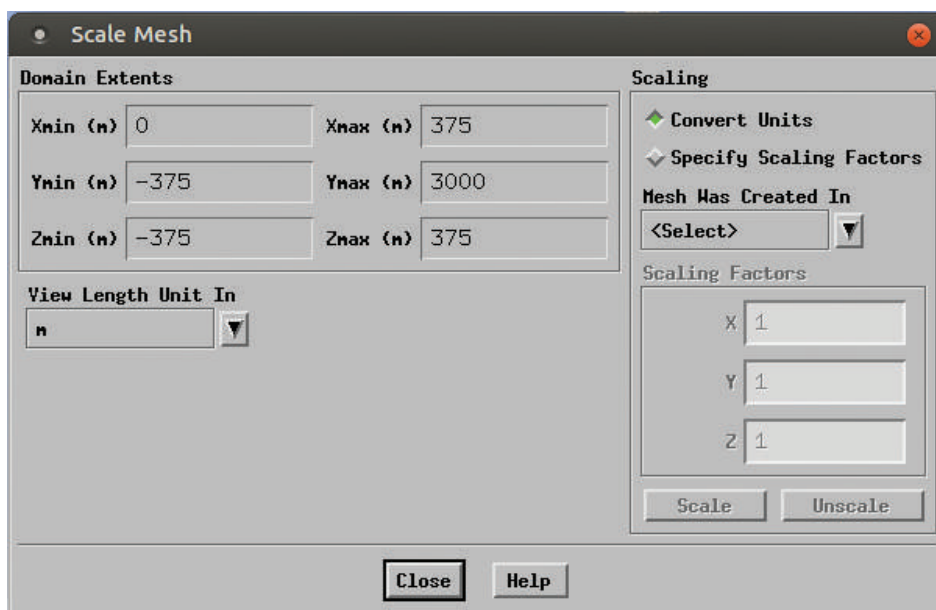


Figura 4.42: Verificar as dimensões da malha com o comando "Scale"

Em seguida, devemos carregar no botão "Check" e o ANSYS® Fluent® irá verificar se a malha é válida. Neste teste devemos ter muita atenção ao "minimum volume" de modo a verificar se não existem células com volumes negativos (não se verifica em nenhuma das malhas em estudo) tal como demonstrado entre os Apêndices C.1 e C.4 e resumido na Tabela 4.4. O ANSYS® Fluent® faz ainda disparar um alarme, caso se verifiquem outros problemas, como por exemplo uma grande razão de aspeto [129].

Tabela 4.4: Tabela resumo com os valores de volume mínimo para cada malha

Código da Malha	Volume mínimo [m^3]
294	1.572585×10^{-7}
295	1.062713×10^{-7}
296	1.681122×10^{-7}
297	2.561462×10^{-8}

O próximo passo é verificar a qualidade da malha recorrendo ao botão "Report Quality". Esta opção permite verificar os parâmetros "Minimum Orthogonal Quality", "Maximum Ortho Skew" e "Maximum Aspect Ratio", estando o resultado desta operação entre os Apêndices C.5 e C.8. Visualizando a Tabela 4.5, podemos verificar que os valores apresentados encontram-se fora da gama de valores expectável para uma malha de alta qualidade, como exposto na referência

4.5. Configuração da Fase de Processamento ANSYS® Fluent®

Tabela 4.5: Resumo do comando "Quality Report" para todas as malhas

Código da Malha	<i>Minimum Orthogonal Quality</i> (0 corresponde a baixa qualidade)	<i>Maximum Ortho Skewness</i> (1 corresponde a baixa qualidade)	<i>Maximum Aspect Ratio</i>
294	0	9.68630×10^{-1}	5.67263×10^1
295	0	9.52750×10^{-1}	5.18992×10^1
296	0	9.52750×10^{-1}	5.18992×10^1
297	0	9.54653×10^{-1}	5.33236×10^1

[135]. No entanto após uma consulta mais aprofundada, conseguimos perceber que podemos verificar estes valores de forma visual pelos comandos "*Results - Graphics - Mesh - Orthogonal Quality, Cell Equiangle Skew e Mark Poor Elements*". Estes valores estão numa forma gráfica entre os Apêndices C.9 e C.28. É importante citar que Jonas na referência [132] também utilizou o *HelyX^{OS}* para a geração da malha e teve os mesmos reportes de problemas quando importou a malha para ANSYS® *Fluent*®. Também ele refere no seu trabalho que [133] teve os mesmos reportes de qualidade da malha.

Podemos agora configurar o "*Solver*", sendo que para isso escolhemos as opções "*Pressure-Based*" em "*Type*", "*Steady*" em "*Time*" e "*Absolute*" em "*Velocity Formulation*". Pela referência [119], sabemos que a opção "*Pressure-Based*" é usada principalmente quando se trata de um escoamento incompressível a baixa velocidade, o que se aplica neste caso de estudo tal como comprova a Tabela 4.3 e a equação (4.18):

$$Ma = \frac{U}{a_{Ma}} = \frac{14}{334.49} = 0.04 \quad (4.18)$$

Consideramos que um escoamento é permanente ("*steady*"), quando as suas propriedades não variam com o tempo [65]. Por este motivo, todos os escoamentos são por natureza transientes (ou "*Transient*"). No entanto, verifica-se que existem muitos estudos em CFD realizados com escoamentos em modo permanente, pois não se justifica realizar os mesmos em modo "*Transient*". As referências [17, 80, 85] são exemplo disto mesmo. Tendo em conta que este é o primeiro estudo CFD sobre este veículo optou-se por considerar o escoamento como permanente, o que não invalida que no futuro não possa ser realizado um estudo em escoamento transiente. Quanto à "*Velocity Formulation*" ou formulação de velocidade, foi escolhida a opção "*Absolute*", pois este caso de estudo tem apenas um domínio de referência [119].

4.5. Configuração da Fase de Processamento ANSYS® Fluent®

4.5.1 Modelos de Turbulência para o Caso de Estudo

Passamos para o menu "Models", onde tudo está desativado por defeito. Se calcularmos o intervalo de valores do número de Reynolds⁶ para este caso de estudo, temos que [144]:

$$Re_V = \frac{1.0581 \cdot 14 \times (16532)^{\frac{1}{3}}}{1.7419809 \times 10^{-5}} = 2.16631 \times 10^7 \quad (4.19)$$

$$Re_L = \frac{1.0581 \times 14 \times 75}{1.7419809 \times 10^{-5}} = 6.37783 \times 10^7 \quad (4.20)$$

$$Re = [2.16631 \times 10^7, 6.37783 \times 10^7] \quad (4.21)$$

Podemos então perceber que o escoamento é totalmente turbulento [62, 63] e que os efeitos viscosos do escoamento não podem ser desprezados. Devemos então ativar o sub menu "Viscous" e escolher o modelo de acordo com a simulação que pretendemos realizar. Para o modelo "Spalart-Allmaras", devemos selecionar apenas a opção correspondente ao modelo, mantendo todas as outras definições por defeito. Para o modelo $k - \varepsilon$, devemos escolher a opção "Realizable" e como "Near-Wall Treatment" selecionar "Menter-Lechner" [145]. Este tratamento de parede permite que o cálculo seja insensível ao valor de y^+ [145]. Para o modelo $k - \omega$, devemos escolher a opção "SST".

4.5.2 Materiais

Na secção "Materials" devemos selecionar os materiais utilizados na simulação. Como fluido selecionamos o ar, com o valor de 1.0581 kg/m^3 para a massa volúmica e $1.7419809 \times 10^{-5} \text{ kg/(ms)}$ para a viscosidade dinâmica (valores retirados da Tabela 4.3). Como sólido, definimos o material "mylar", com uma massa volúmica igual a 1390 kg/m^3 [146] que é o material utilizado no veículo segundo a referência [9].

4.5.3 Condições de Fronteira

As condições de fronteira são definidas de acordo com o ângulo de ataque (α) [99, 119, 147]. As condições de fronteira aplicadas para ângulos de ataque negativos, positivos e igual a zero estão expostas nas Tabelas 4.6, 4.7 e 4.8. De referir que as referências [17, 80, 85] utilizam um esquema com as condições de fronteira muito semelhantes às apresentadas, não sendo no entanto iguais.

Quanto ao valor de velocidade, este é de $U_{cruz} = 14 \text{ m/s}$ tal como explicitado na referência [9]. No entanto para esta observação ser válida, este valor terá de ser decomposto segundo as componentes U_{cruzY} e U_{cruzZ} , tal como demonstrado nas equações (4.22) e (4.23).

$$U_{cruzY} = U_{cruz} \times \cos \alpha \quad (4.22)$$

$$U_{cruzZ} = U_{cruz} \times \sin \alpha \quad (4.23)$$

⁶O Volume característico foi obtido pela aplicação "Blender", considerando apenas o envelope do veículo.

4.5. Configuração da Fase de Processamento ANSYS® Fluent®

Tabela 4.6: Condições de Fronteira para ângulos de ataque negativos

Ângulos de ataque (α) negativos	
Nome da Fronteira	Condição de Fronteira
boundary_below	pressure_outlet
boundary_higher	velocity-inlet
inlet	velocity-inlet
outlet	pressure_outlet
side	velocity-inlet
symmetry	symmetry
corpo	Wall - No Slip

Tabela 4.7: Condições de Fronteira para ângulos de ataque positivos

Ângulos de ataque (α) positivos	
Nome da Fronteira	Condição de Fronteira
boundary_below	velocity-inlet
boundary_higher	pressure_outlet
inlet	velocity-inlet
outlet	pressure_outlet
side	velocity-inlet
symmetry	symmetry
corpo	Wall - No Slip

Tabela 4.8: Condições de Fronteira para ângulo de ataque igual a zero

Ângulo de ataque (α) igual a zero	
Nome da Fronteira	Condição de Fronteira
boundary_below	velocity-inlet
boundary_higher	velocity-inlet
inlet	velocity-inlet
outlet	pressure_outlet
side	velocity-inlet
symmetry	symmetry
corpo	Wall - No Slip

Deste modo, e considerando o intervalo de ângulos de ataque entre -20° e $+20^\circ$, temos que a decomposição do vetor velocidade é tal como demonstrado na Tabela 4.9.

Temos agora de estimar os parâmetros de turbulência a introduzir nas condições de fronteira. É importante deixar claro, que devido às características aleatórias do escoamento turbulento, não é possível determinar os valores reais de turbulência sendo os valores aqui apresentados uma mera estimativa. Para o modelo de turbulência "Spalart-Allmaras", escolhemos a opção "Intensity and Length Scale" com o valor de 1% e de 1 m respectivamente [114, 148, 149]. Para o caso do modelo $k - \varepsilon$, escolhemos a opção "K and Epsilon", com os valores de $0.0294 \text{ m}^2/\text{s}^2$ e $0.005041 \text{ m}^2/\text{s}^3$ respectivamente, tal como nas equações (4.24) (4.25) [148]:

$$k_{tke} = \frac{3}{2}(U_\infty I_{turb})^2 = \frac{3}{2}(14 \times 0.01)^2 = 0.0294 \text{ m}^2/\text{s}^2 \quad (4.24)$$

$$\varepsilon = \frac{k_{tke}^{3/2}}{l_m} = \frac{0.0294^{3/2}}{1} = 0.005041 \text{ m}^2/\text{s}^3 \quad (4.25)$$

4.5. Configuração da Fase de Processamento ANSYS® Fluent®

Tabela 4.9: Decomposição do vetor Velocidade a ser aplicado nas condições de fronteira

α	U_{cruz_y}	U_{cruz_z}
-20	13.155697	-4.788282
-18	13.314791	-4.326238
-16	13.457664	-3.858923
-14	13.584140	-3.386907
-12	13.694066	-2.910764
-10	13.787309	-2.431074
-8	13.863753	-1.948423
-6	13.923307	-1.463398
-4	13.965897	-0.976591
-2	13.991472	-0.488593
0	14.000000	0.000000
2	13.991472	0.488593
4	13.965897	0.976591
6	13.923307	1.463398
8	13.863753	1.948423
10	13.787309	2.431074
12	13.694066	2.910764
14	13.584140	3.386907
16	13.457664	3.858923
18	13.314791	4.326238
20	13.155697	4.788282

Para o modelo $k - \omega$, escolhemos a opção "K and Omega", com os valores de $0.0294 \text{ m}^2/\text{s}^2$ e 1.905159 1/s respectivamente, tal como nas equações (4.24) e (4.26) [148]:

$$\omega = \frac{k_{tke}^{1/2}}{C_\mu l_m} = \frac{0.0294^{1/2}}{0.09 \times 1} = 1.905159 \text{ 1/s} \quad (4.26)$$

Falta introduzir nas "Operating Conditions", a pressão de operação, p_{op} , que para a altitude de 1500 m é igual a 84556 Pa [141, 147].

4.5. Configuração da Fase de Processamento ANSYS® Fluent®

4.5.4 Valores de Referência

O próximo separador "Reference Values", deverá ser preenchido no campo "Compute from" com "inlet" e os valores de referência tal como a Tabela 4.10. É necessário ter em consideração que foi utilizado o valor de 1 m^2 para a área, pois o cálculo de C_L , C_D e C_M foi realizado em Microsoft® Office® Excel™. Todos os outros valores são referentes às propriedades da atmosfera para a altitude de 1500 m [141], exceto a entalpia que foi considerada zero, devido à não existência de transferência de calor neste caso de estudo.

Tabela 4.10: Valores de referência das simulações, utilizando o formato do ANSYS® Fluent®

Valores de Referência		
Área	$[\text{m}^2]$	1
Massa Volúmica	$[\text{kg}/\text{m}^3]$	1.058
Entalpia	$[\text{J}/\text{kg}]$	0
Comprimento característico	$[\text{m}]$	75
Pressão	$[\text{Pa}]$	84556
Temperatura	$[\text{K}]$	278.4
Velocidade	$[\text{m}/\text{s}]$	14
Viscosidade	$[\text{kg}/(\text{m}\cdot\text{s})]$	$1.742e - 05$
Razão de calores específicos	$[-]$	1.4

4.5.5 Métodos de Solução e de Controlo

O ANSYS® Fluent® disponibiliza vários algoritmos para o cálculo iterativo das propriedades do escoamento (através das equações da continuidade e de momento), entre os quais [99]:

1. "Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equations" (SIMPLE);
2. "Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equations-Consistent" (SIMPLEC);
3. "Pressure-Implicit with Splitting of Operators" (PISO);
4. "Coupled".

Segundo [149, 150], os algoritmos SIMPLE e SIMPLEC são recomendados para escoamento permanente, sendo que o algoritmo SIMPLEC converge mais rapidamente em alguns casos. O algoritmo PISO é recomendado para problemas em escoamento não permanente e o Coupled para casos em que o escoamento é compressível ou temos de considerar convecção natural [149]. Segundo [150], o algoritmo SIMPLE é usado por defeito no ANSYS® Fluent®. O algoritmo SIMPLEC para problemas como escoamentos laminares sem modelos de turbulência ativos pode levar a uma convergência mais rápida [150]. Tendo em conta estes dados, que o algoritmo SIMPLE é robusto, sendo bastante eficiente ao nível da memória consumida [99] assim como tomando em consideração as referências [151, 152, 153] que reportam diversos estudos realizados em CFD que utilizaram este algoritmo, foi decidido também neste caso utilizar o algoritmo SIMPLE. Este algoritmo foi introduzido em 1972 por Patankar e Spalding [154] e funciona como um procedimento que estima e corrige a próxima iteração [91]. Em primeiro lugar é obtida uma aproximação do campo de velocidades através da equação de momento, sendo em seguida calculado o gradiente de pressão utilizando o valor previamente estimado [155]. Em seguida a equação de pressão é formulada e resolvida de modo a obter uma nova distribuição de pressão, sendo o campo de velocidades corrigido e calculado novamente. Enquanto que as equações de momento e de pressão são resolvidas de modo implícito, a correção de velocidade é realizada de modo explícito,

4.5. Configuração da Fase de Processamento ANSYS® Fluent®

significando isto que as equações de momento e de pressão necessitam de ser resolvidas em simultâneo, porque contém informações em que dependem uma da outra, enquanto que o modo explícito não depende de qualquer outra variável, pelo menos naquele nível de iteração [76]. É por este motivo que este algoritmo é considerado um método semi-implícito, ou *"Semi-Implicit Method"* [155]. A Figura 4.43 apresenta um fluxograma que descreve o funcionamento deste algoritmo.

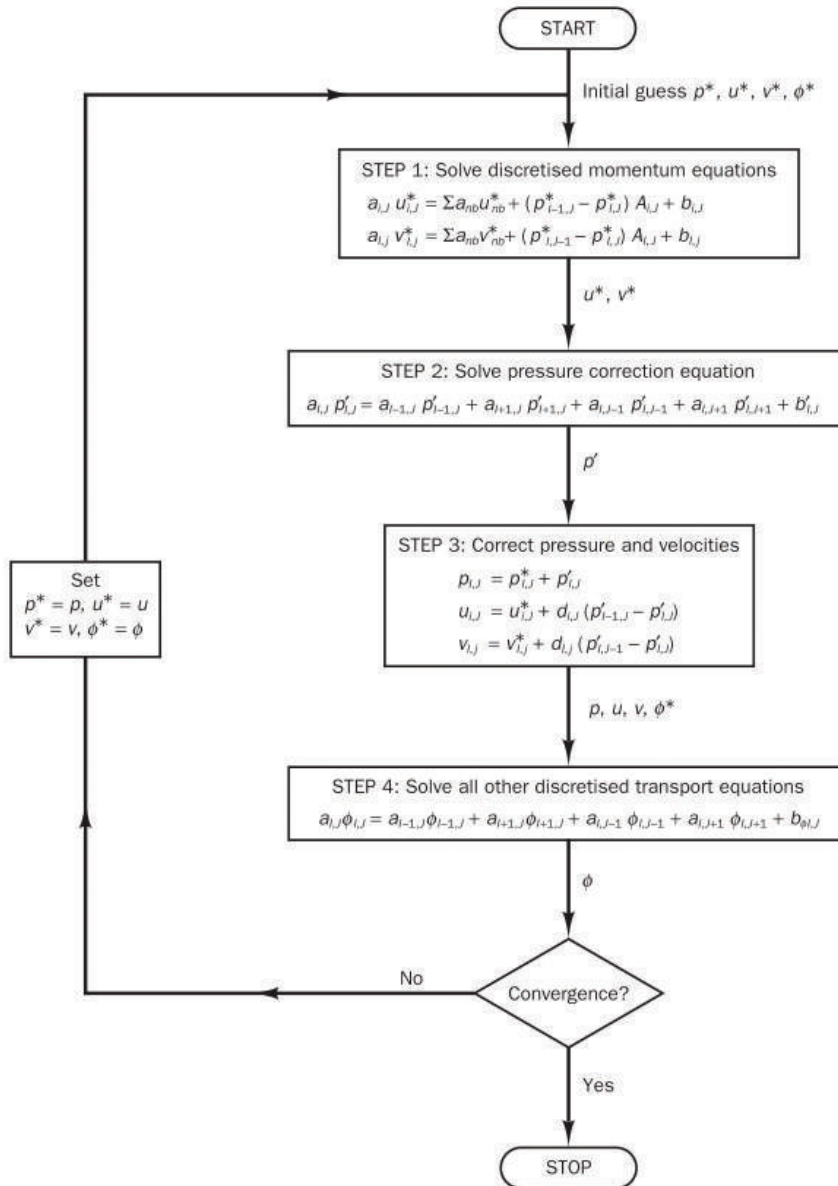


Figura 4.43: Fluxograma que representa o funcionamento do algoritmo SIMPLE, retirado de [91].

Depois de escolhido o algoritmo, tempos de escolher a forma como este vai ser discretizado no espaço. Considerando a referência [149] foi considerado adequado utilizar a opção *"Green-Gauss Cell-Based"* para *"Gradient"* pois é a opção indicada para malhas estruturadas. Quanto aos campos restantes da discretização espacial (que variam consoante o modelo de turbulência que está ativo) foi escolhido o esquema de discretização *"Second Order Upwind"*. Segundo [127], este esquema de discretização é dos mais populares porque consegue combinar uma boa precisão de cálculo com estabilidade. Também [150] refere que se deve utilizar o esquema de discretização *"Second Order Upwind"* para os cálculos finais num estudo CFD. Segundo [76, 149],

4.5. Configuração da Fase de Processamento ANSYS® Fluent®

para obter resultados mais rapidamente (ou seja, para atingir a convergência mais rapidamente) devemos utilizar o esquema "First Order Upwind" mas para obter resultados precisos devemos utilizar o esquema de discretização "Second Order Upwind". Quanto aos controlos de solução, ou fatores de relaxamento, estes foram deixados tal como estão por defeito, pois tal como referido por [99] estes são adequados para uma grande variedade de problemas e só é possível chegar às definições apropriadas pela experiência, sendo que uma redução destes valores pode conduzir a uma convergência da solução mais rapidamente. Um ponto muito importante referido por [99] é que a solução final é independente do fator de relaxamento aplicado.

4.5.6 Monitores

Neste separador começamos por aceder aos "Residual Monitors". Alteramos o parâmetro "Absolute Criteria" para o valor de $1e - 05$ ao invés do valor de $1e - 03$ (valor por defeito). Esta alteração foi realizada pois tendo como base as iterações iniciais realizadas com o modelo "Spalart-Allmaras", concluiu-se que para um conjunto de 5000 iterações a convergência era obtida com relativa rapidez (com poucas iterações). Deste modo decidiu-se diminuir o valor para o qual o ANSYS® Fluent® para a simulação e dá a mesma como tendo convergido. Quanto aos monitores propriamente ditos, foi decidido criar três, o coeficiente de resistência aerodinâmica, de sustentação e de momento de arfagem. Estes monitores podem servir apenas de controlo quando os dados são importados para o Microsoft® Office® Excel™, pois tendo em conta o valor de área inserido não podem ser considerados como valores finais.

4.5.7 Inicialização

A inicialização da simulação é o momento em que o "solver" faz as primeiras 10 iterações (valor por defeito) necessárias à prossecução dos cálculos efetuados em "cluster". Existem vários métodos de inicializar uma simulação, mas os mais conhecidos em ANSYS® Fluent® são: "Standard Initialization", "Patch values", "Hybrid Initialization", "Full Multigrid" (FMG) "Initialization" e começar com uma solução prévia [99]. Durante este trabalho, foi utilizada a inicialização do tipo híbrida, "Hybrid Initialization", mantendo as 10 iterações por defeito, mas ativando a opção "Use Specified Initial Pressure on Inlets", o que permite ao "solver" conhecer a pressão na condição de fronteira "inlet". Sem esta opção ativa, é enviada a mensagem "Pressure information is not available at the boundaries. Case will be initialized with constant pressure", ou seja, com pressão constante nas fronteiras. Este é o método de inicialização utilizado pelo ANSYS® Fluent® por defeito, conseguindo uma aproximação do escoamento de uma forma relativamente rápida (entre 4 a 6 minutos, necessitando entre 19 GB a 25 GB de memória RAM, na máquina "nit-simulator", dependendo do modelo de turbulência aplicado) [99]. Adicionalmente, pode ser adicionado no campo "Calculation Activities", o número de iterações ao fim do qual o ANSYS® Fluent® deve guardar uma cópia da simulação. Numa primeira fase este número foi definido em 200 o que se revelou uma má opção, pois devido ao tamanho elevado da simulação, implicou um acumular de simulações e ocupação de espaço em disco desnecessariamente. Quando o ANSYS® Fluent® tiver emanado a mensagem "hybrid initialization is done", significa que a inicialização está terminada e podemos agora guardar a simulação recorrendo ao menu "File - Write - Case & Data". O processamento das simulações em "cluster" é realizado através das informações que constam do Apêndice D.

4.6 Conclusão

Neste capítulo, abordamos o caso de estudo da presente dissertação, o veículo *"UrbLog"*. É neste capítulo que se centra o *"core"* deste trabalho, apesar de apenas serem apresentadas as iterações de malha finais assim como as definições utilizadas no *ANSYS® Fluent®* para realizar as simulações finais. É notória a complexidade de um trabalho deste género, dada a grande liberdade de escolha de métodos a serem utilizados, sendo uns mais adequados do que outros, dependendo do problema em causa. Isto é também o reflexo da tecnologia que estamos a utilizar, CFD, que pode ser utilizada para resolver uma grande variedade de problemas. Apesar de não ser habitual, decidiu-se incluir no presente trabalho, as configurações adotadas na máquina utilizada para visualizar os cálculos, pois esse trabalho foi um dos primeiros passos a realizar durante esta dissertação. A forma como se procede ao cálculo em *"cluster"* também não é habitual ser colocada num trabalho de mestrado, mas dada a elevada quantidade de simulações realizadas neste trabalho e que se poderão ter de realizar no futuro, considerou-se que seria de extrema importância para esses trabalhos, ter o conhecimento básico de alguns comandos inerentes à prossecução desta missão que é a de transformar um veículo inspirado em ficção científica em realidade.

Capítulo 5

Discussão de Resultados

Conteúdo

5.1	Introdução	108
5.2	Verificação do Valor de y^+	108
5.3	Coeficiente de Sustentação C_L	110
5.4	Coeficiente de Resistência Aerodinâmica C_D	115
5.5	Coeficiente de Momento de Arfagem aerodinâmico C_{M_a}	119
5.6	Modelo Escolhido para os Restantes Coeficientes	123
5.6.1	Coeficiente de Sustentação C_L	124
5.6.2	Coeficiente de Sustentação Total $C_{L_{TOTAL}}$	125
5.6.3	Coeficiente de Resistência Aerodinâmica C_D	126
5.6.4	Coeficiente de Momento de Arfagem C_{M_a}	127
5.6.5	Coeficiente de Momento de Arfagem em torno do Centro de Gravidade $C_{M_{CG}}$	129
5.7	Polar de Resistência Aerodinâmica	136
5.8	Polar de Resistência Aerodinâmica Total	137
5.9	Conclusão	138

5.1 Introdução

Finda a fase de pré-processamento e processamento, falta realizar a última fase de um estudo CFD, o pós-processamento. O pós-processamento deste estudo foi realizado recorrendo ao *Microsoft® Office® Excel™ 2016* e ao *ANSYS® Fluent®*. De realçar que devido ao elevado número de simulações realizadas é também muito grande a quantidade de dados disponíveis. Desse modo, apenas se fará referência aos dados que se consideram fundamentais para atingir os objetivos propostos na presente dissertação.

5.2 Verificação do Valor de y^+

Tal como explicitado anteriormente, só depois de processada a simulação é possível verificar os valores de y^+ . Deste modo, utilizando o comando "Results - Contours - Turbulence - Wall Yplus" do *ANSYS® Fluent®*, conseguimos obter uma imagem gráfica do valor de y^+ para cada malha, tal como mostrado entre as Figuras 5.1 e 5.4.

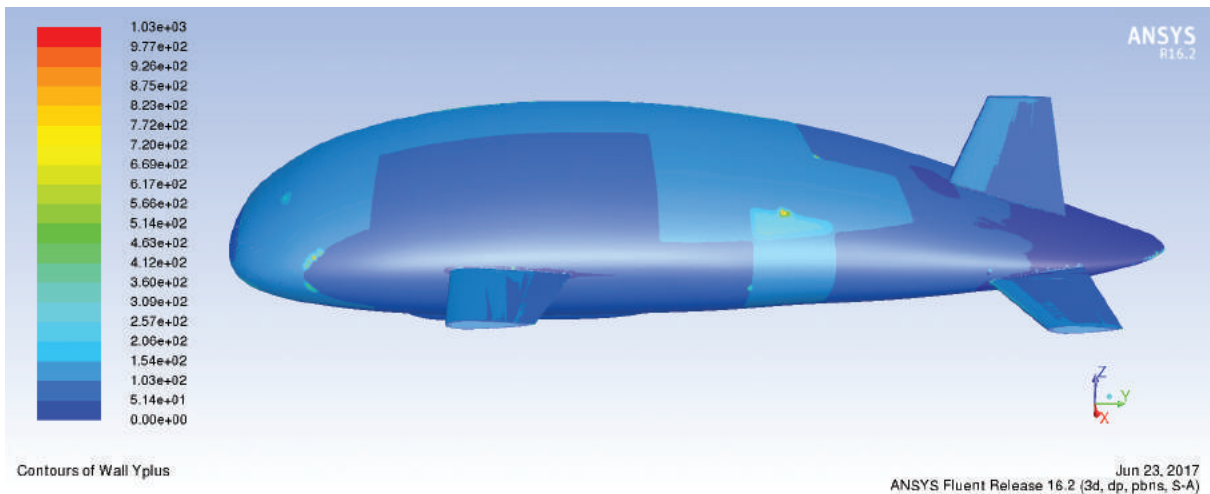


Figura 5.1: Valores de y^+ para a malha com o código 294, para $\alpha = 0^\circ$ e modelo de turbulência S-A

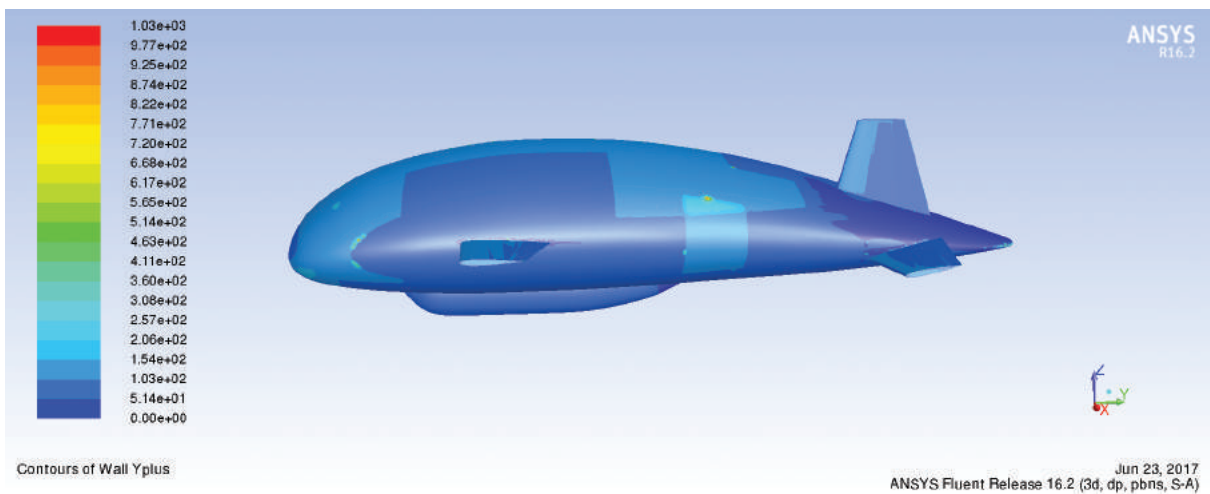


Figura 5.2: Valores de y^+ para a malha com o código 295, para $\alpha = 0^\circ$ e modelo de turbulência S-A

5.2. Verificação do Valor de y^+

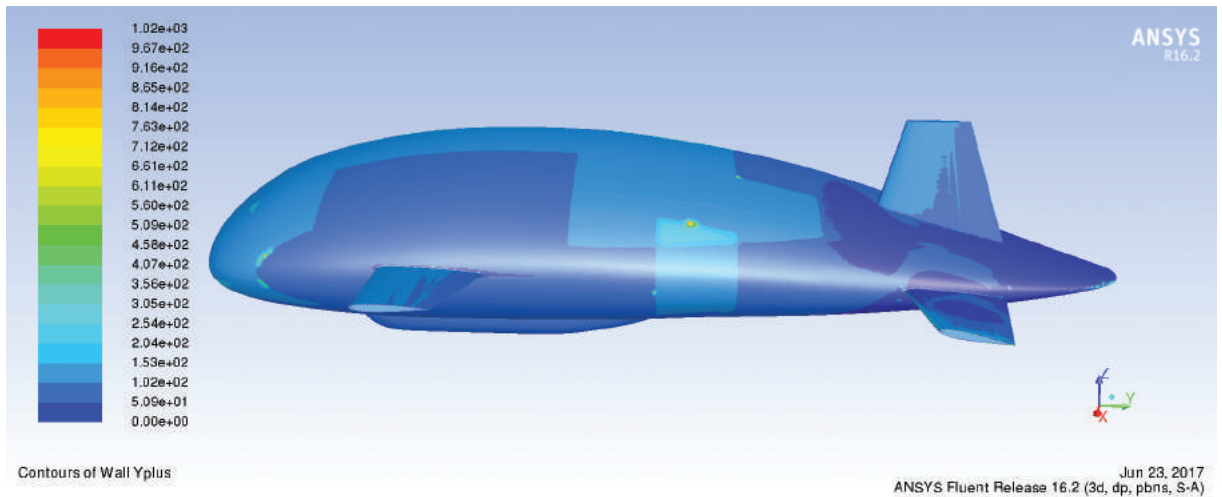


Figura 5.3: Valores de y^+ para a malha com o código 296, para $\alpha = 0^\circ$ e modelo de turbulência S-A

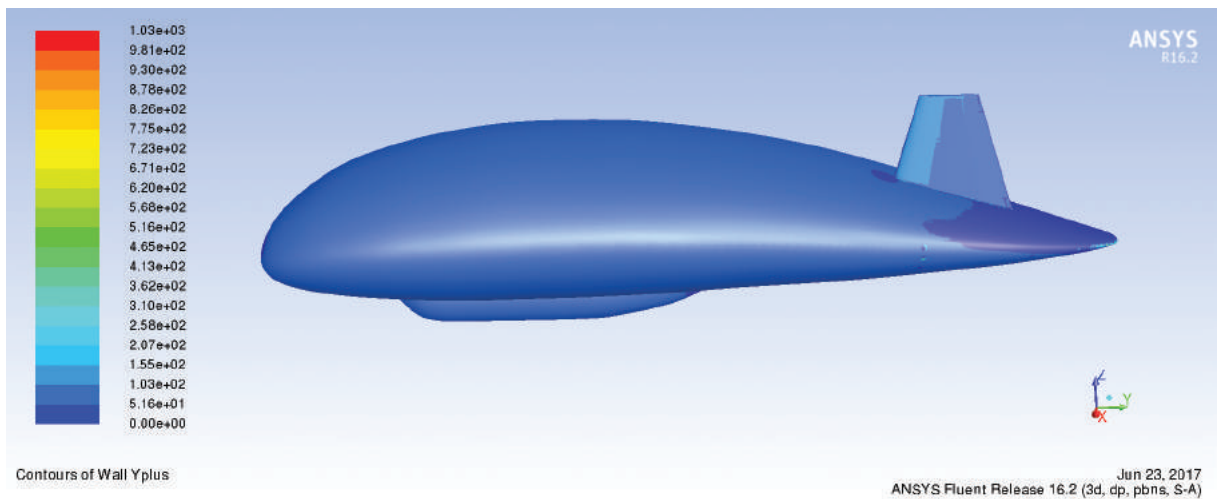


Figura 5.4: Valores de y^+ para a malha com o código 297, para $\alpha = 0^\circ$ e modelo de turbulência S-A

Entre as Figuras 5.1 e 5.3 podemos verificar de uma forma gráfica o valor de y^+ para as malhas com os códigos 294, 295 e 296. Podemos verificar que a maioria das células estão entre 30 e 300, sendo que as células com valor mais baixo, encontram-se na retaguarda do veículo. Quanto à Figura 5.4, verificamos que a malha com o código 297 é aquela que apresentou valor de y^+ mais uniforme, sendo mais baixo na retaguarda do veículo. No Apêndice E, encontram-se dados mais detalhados acerca de cada iteração.

5.3 Coeficiente de Sustentação C_L

O coeficiente de sustentação aerodinâmico para um veículo designado como dirigível, considerando apenas a componente de vento relativo é dado pela equação (5.1) [61]:

$$C_L = \frac{L}{q_\infty V^{2/3}} \quad (5.1)$$

Neste caso de estudo, para obtermos a força de sustentação L , necessitamos, para cada simulação, de aceder ao reporte de forças (via *Results - Reports - Force Reports - Y=1 e Z=1*). Com esta ação, conseguimos retirar as forças na direção y , (F_y) e na direção z , (F_z) respetivamente. Deste modo, temos que L é dado pela equação (5.2):

$$L = F_z \cos(\alpha) - F_y \sin(\alpha) \quad (5.2)$$

Tendo o valor de L calculado, temos agora de determinar o valor de q_∞ (equação (5.3)) e de $V^{2/3}$, que são constantes.

$$q_\infty = \frac{1}{2} \times \rho_{ar_{1500m}} \times U_{cruz} = \frac{1}{2} \times 1.058 \times 14 = 103.684 \text{ N/m}^2 \quad (5.3)$$

Nas Figuras 5.5 e 5.6 podemos verificar as deflexões das asas para $\theta_e = -10^\circ$ e $\theta_e = 10^\circ$ respetivamente.

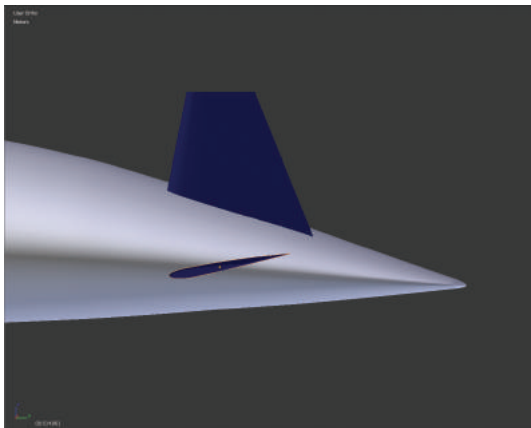


Figura 5.5: Deflexão positiva ($\theta_e = -10^\circ$) da asa traseira do veículo

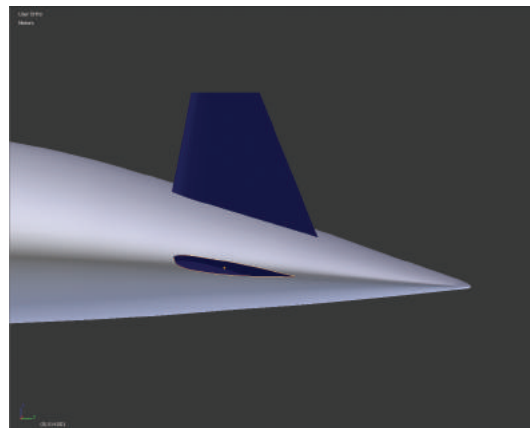


Figura 5.6: Deflexão negativa ($\theta_e = 10^\circ$) da asa traseira do veículo

⁷Cálculo efetuado recorrendo à aplicação *Blender*, tendo sido obtido o valor de 8554 m^3 para o Volume total

5.3. Coeficiente de Sustentação C_L

Deste modo, temos todas as variáveis determinadas e podemos visualizar na Figura 5.7, a curva de coeficiente de sustentação dinâmica (C_L) em função do ângulo de ataque para a malha 294, ou seja, com as asas com uma deflexão $\theta_e = 0^\circ$ para os três modelos de turbulência.

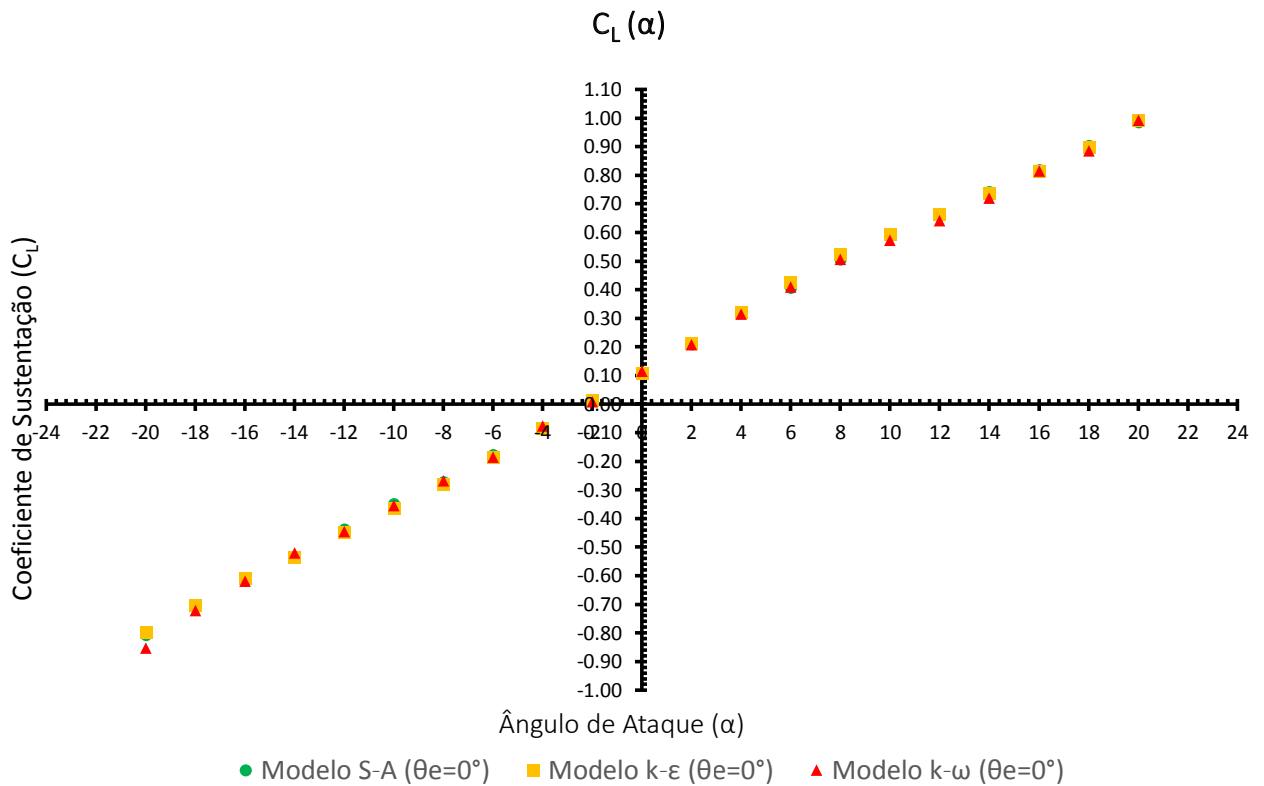


Figura 5.7: Curva de coeficiente de sustentação dinâmica (C_L) em função de (α) para $\theta_e = 0^\circ$

Verificamos nesta Figura, que o Coeficiente de Sustentação apresenta um comportamento linear com o ângulo de ataque, ou seja, quanto maior o ângulo de ataque maior o coeficiente de sustentação. Verifica-se também que para os três modelos de turbulência, não existem discrepâncias significativas. Um dado importante a retirar é que para $\alpha = 0^\circ$ o valor de C_L é igual a 0.1.

5.3. Coeficiente de Sustentação C_L

Na Figura 5.8 podemos visualizar a curva de C_L em função de α para $\theta_e = -10^\circ$.

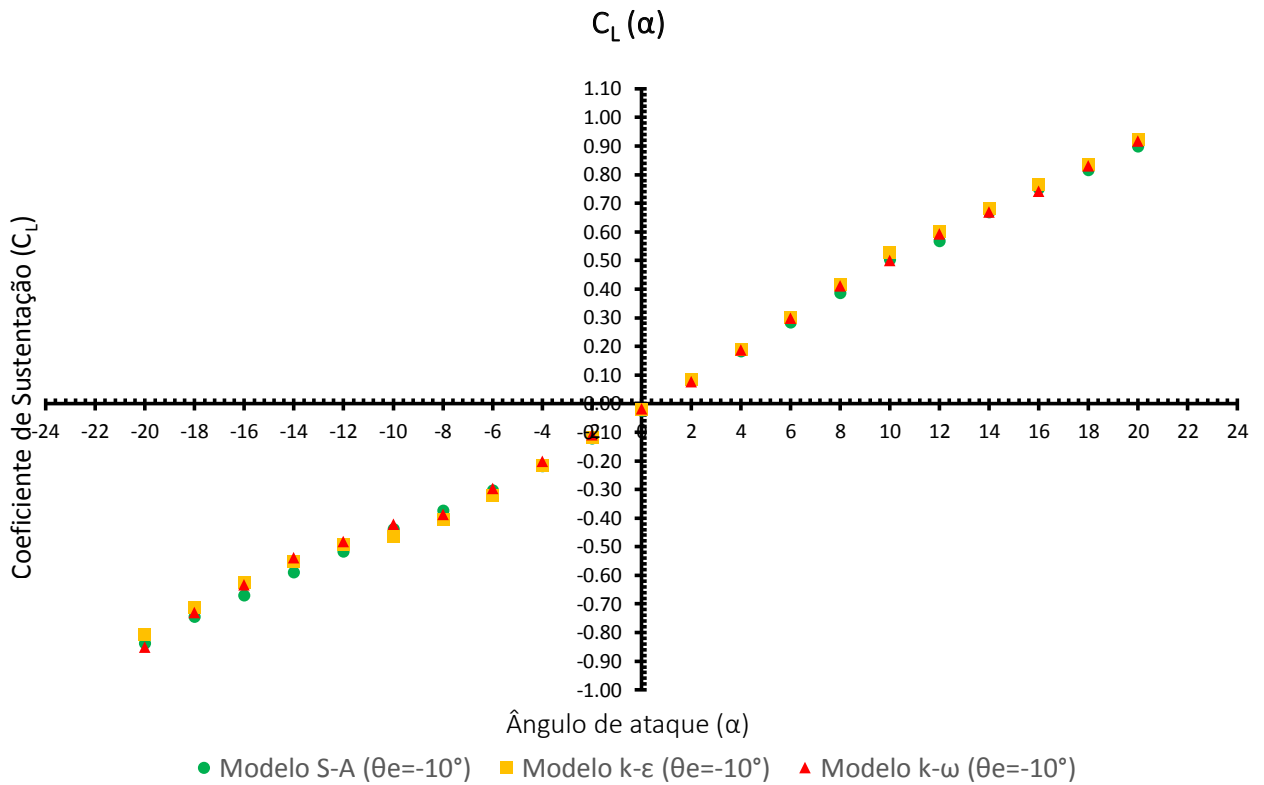


Figura 5.8: Curva de coeficiente de sustentação dinâmica (C_L) em função de (α) para $\theta_e = -10^\circ$

Esta curva demonstra um abaixamento de C_L em função de α , apresentando a curva um comportamento linear embora, seja possível visualizar que a curva não é completamente linear. Verifica-se que nos três modelos de turbulência, não existem discrepâncias significativas, sendo que para os ângulos de ataque negativos, nomeadamente entre $-16^\circ < \alpha < -12^\circ$ e em $\alpha = -8^\circ$ denota-se que existe uma maior discrepância entre o modelo S-A e os outros dois modelos. Para $\alpha = 0^\circ$, temos que o valor de C_L é próximo de zero, podendo ser aproximado por -0.02 (valor obtido para o Modelo S-A).

5.3. Coeficiente de Sustentação C_L

Na Figura 5.9 podemos visualizar a curva de C_L em função de α para $\theta_e = 10^\circ$, para os três modelos de turbulência.

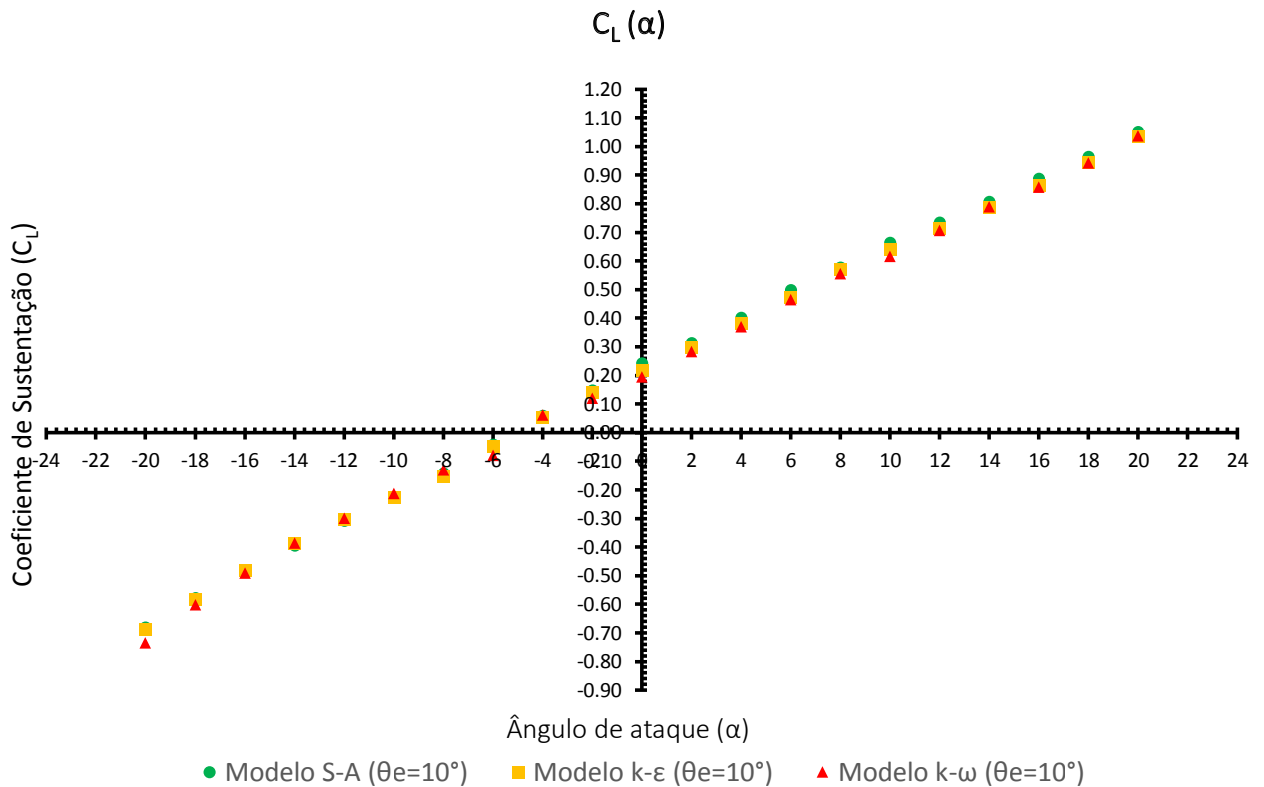


Figura 5.9: Curva de coeficiente de sustentação dinâmica (C_L) em função de (α) para $\theta_e = 10^\circ$

Nesta curva temos um aumento do valor de C_L em função de α e novamente um comportamento linear. Verifica-se que não existe uma discrepância significativa entre modelos, embora nos ângulos de ataque positivos a discrepância seja mais significativa face aos ângulos de ataque negativos. Para $\alpha = 0^\circ$ verificamos que C_L é sensivelmente igual a 0.2, sendo que este valor se verifica para o modelo $k-\omega$, para o modelo $k-\epsilon$ é igual a 0.22 e para o modelo S-A é igual a 0.24.

5.3. Coeficiente de Sustentação C_L

Na Figura 5.10 podemos visualizar a curva de C_L em função de α para o caso sem asas, para os três modelos de turbulência.

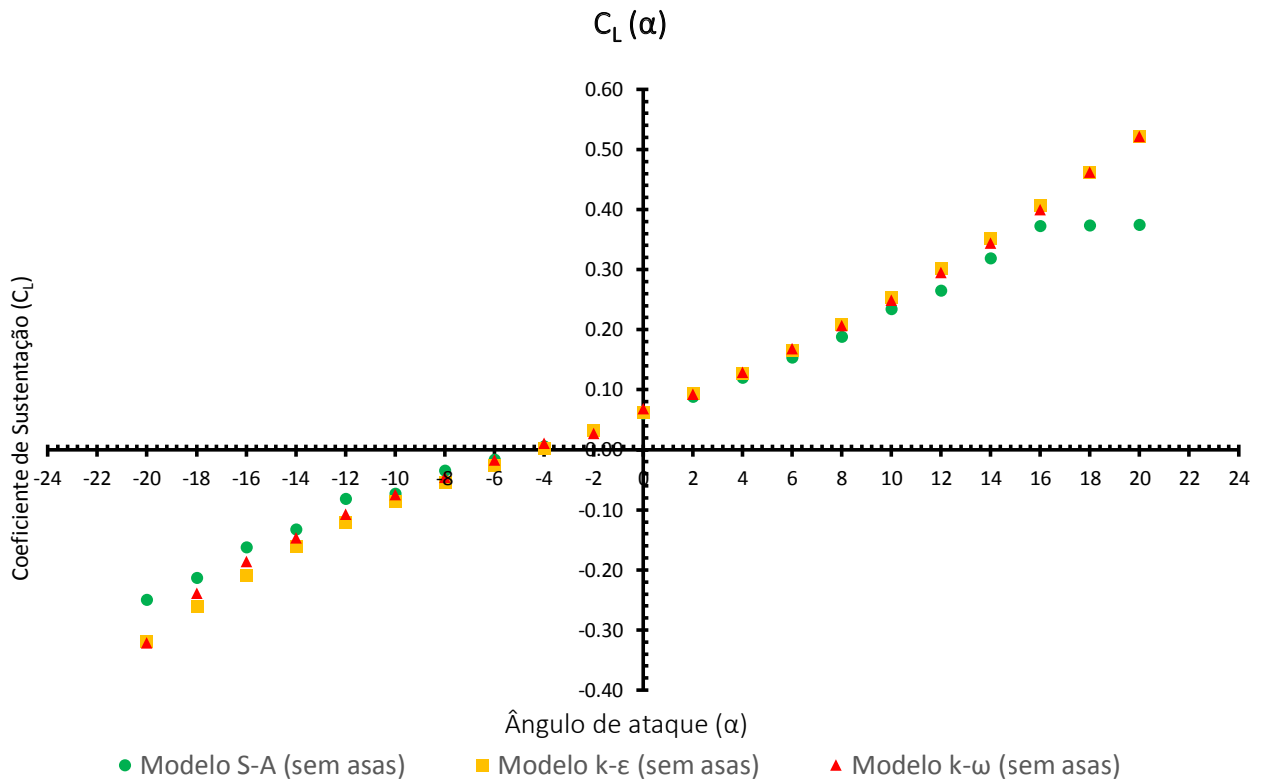


Figura 5.10: Curva de coeficiente de sustentação dinâmica (C_L) em função de (α) para o caso sem asas

Verificamos um comportamento linear de C_L com α , assim como um valor de C_L igual a 0.6 para $\alpha = 0^\circ$. Verifica-se que não existe uma grande discrepância entre o modelo $k-\epsilon$ e $k-\omega$. Quanto ao modelo S-A, não existem discrepâncias significativas entre $-10^\circ < \alpha < 10^\circ$, existindo uma discrepância pouco significativa, entre $-18^\circ < \alpha < -12^\circ$ e entre $12^\circ < \alpha < 16^\circ$ comparando com os outros dois modelos de turbulência. Entre $18^\circ < \alpha < 20^\circ$ e para $\alpha = -20^\circ$, as discrepâncias são significativas entre o modelo S-A e os outros dois modelos.

5.4. Coeficiente de Resistência Aerodinâmica C_D

5.4 Coeficiente de Resistência Aerodinâmica C_D

O coeficiente de resistência aerodinâmica para um veículo designado como dirigível é dado pela equação (5.4) [61]:

$$C_D = \frac{D}{q_\infty V^{2/3}} \quad (5.4)$$

Sendo D dado pela equação (5.5):

$$D = F_z \sin(\alpha) + F_y \cos(\alpha) \quad (5.5)$$

Na Figura 5.11 podemos visualizar a curva de coeficiente de resistência aerodinâmica (C_D) em função de (α) para $\theta_e = 0^\circ$.

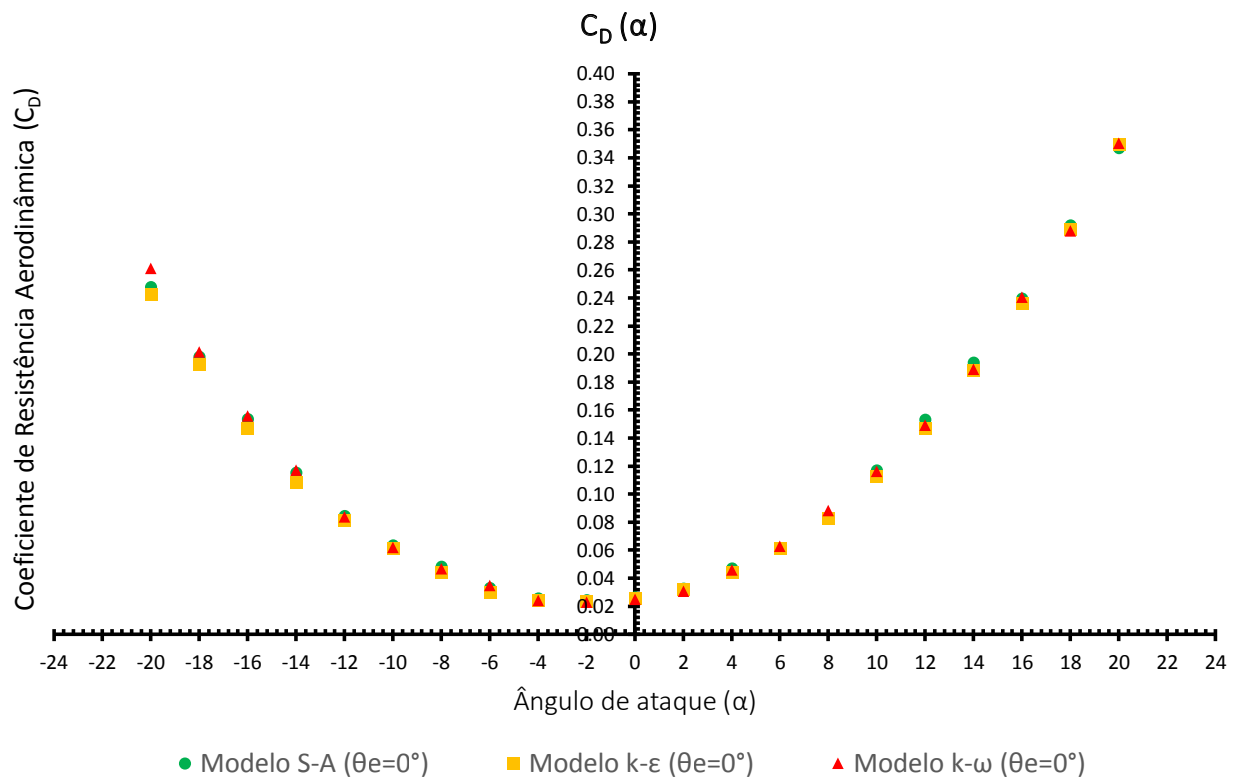


Figura 5.11: Curva de coeficiente de resistência aerodinâmica (C_D) em função de (α) para $\theta_e = 0^\circ$

Esta curva apresenta a forma típica de uma curva de coeficiente de resistência aerodinâmica (C_D) em função de (α) (uma parábola), verificando-se que não existem diferenças significativas entre modelos para a generalidade dos ângulos de ataque, no entanto, entre $-18^\circ < \alpha < -14^\circ$, verifica-se alguma discrepância no caso do modelo $k-\epsilon$ e para $\alpha = -20^\circ$ verifica-se discrepância entre os três modelos. Para $\alpha = 0^\circ$ o valor de C_D é de 0.02, verificando-se no entanto para os três modelos, que o valor de C_D é mínimo para $\alpha = 2^\circ$, sendo igual a 0.024 para o modelo S-A.

5.4. Coeficiente de Resistência Aerodinâmica C_D

Na Figura 5.12 podemos visualizar a curva de coeficiente de resistência aerodinâmica (C_D) em função de (α) para $\theta_e = -10^\circ$.

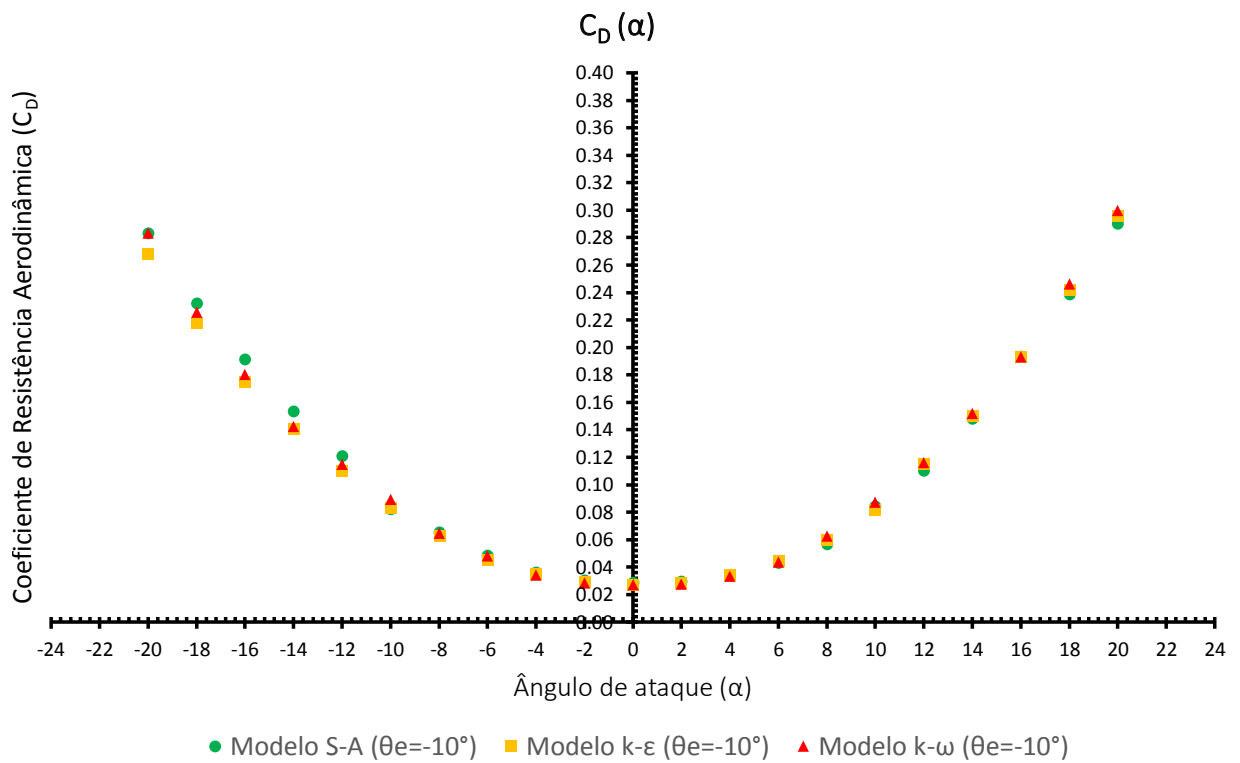


Figura 5.12: Curva de coeficiente de resistência aerodinâmica (C_D) em função de (α) para $\theta_e = -10^\circ$

Verifica-se que a curva típica de C_D em função de α se mantém, deslocando-se para cima, embora de forma muito pouco perceptível (sendo que graficamente não é sequer perceptível). O valor de C_D é mínimo para $\alpha = 0^\circ$, tendo o valor de 0.0289 para o modelo S-A. Verifica-se que os três modelos não apresentam diferenças significativas exceto no intervalo de ângulos de ataque $-20^\circ < \alpha < -12^\circ$ para o modelo S-A face aos outros dois modelos.

5.4. Coeficiente de Resistência Aerodinâmica C_D

Na Figura 5.13 podemos visualizar a curva de coeficiente de resistência aerodinâmica (C_D) em função de (α) para $\theta_e = 10^\circ$.

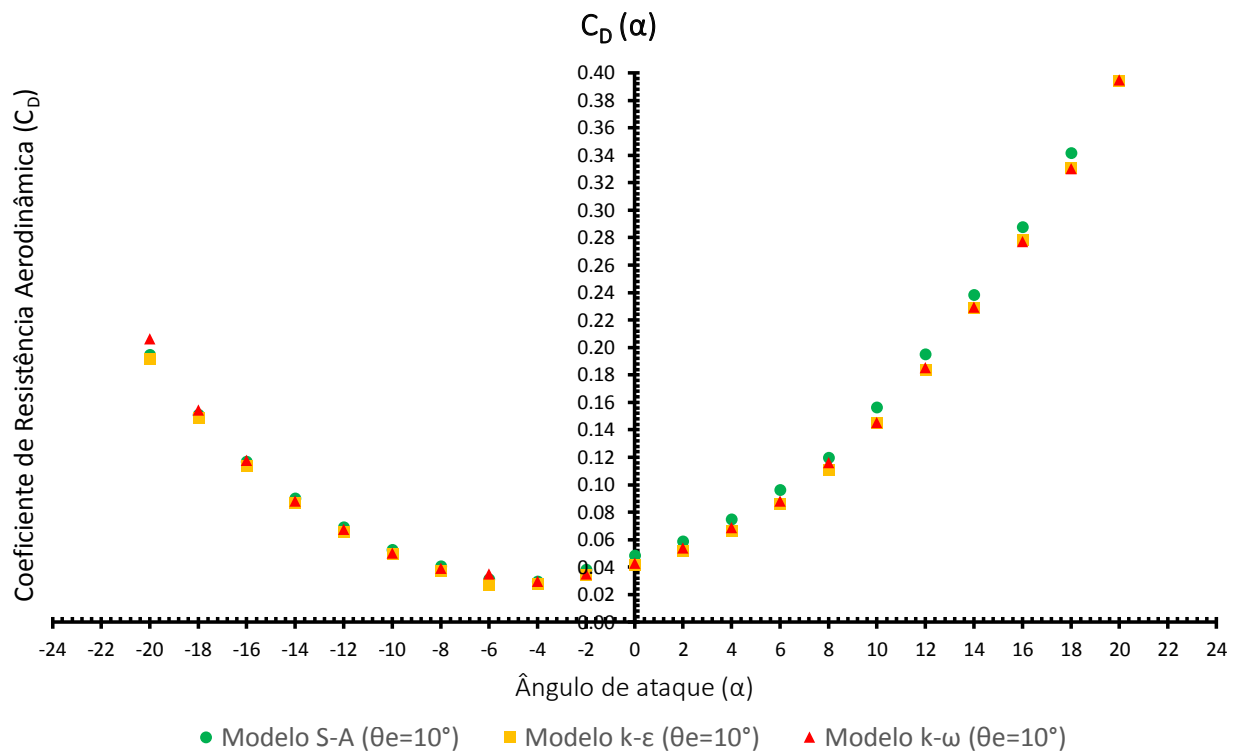


Figura 5.13: Curva de coeficiente de resistência aerodinâmica (C_D) em função de (α) para $\theta_e = 10^\circ$

Verifica-se que a forma típica (parábola) de uma curva C_D em função de α se mantém, não existindo uma grande discrepância entre modelos nos ângulos de ataque negativos (exceto para $\alpha = -20^\circ$ onde o modelo $k - \omega$ não segue a tendência dos outros dois modelos), mas existindo uma discrepância entre o modelo S-A e os outros dois modelos (exceto para $\alpha = 20^\circ$ onde os três modelos apresentam sensivelmente o mesmo resultado). Verifica-se que o valor de C_D é mínimo para $\alpha = -4^\circ$, tendo o valor de 0.0297 para o modelo S-A. O valor de C_D quando $\alpha = 0^\circ$ é de 0.049 para o modelo S-A.

5.4. Coeficiente de Resistência Aerodinâmica C_D

Na Figura 5.14 podemos visualizar a curva de coeficiente de resistência aerodinâmica (C_D) em função de (α) para o caso sem asas.

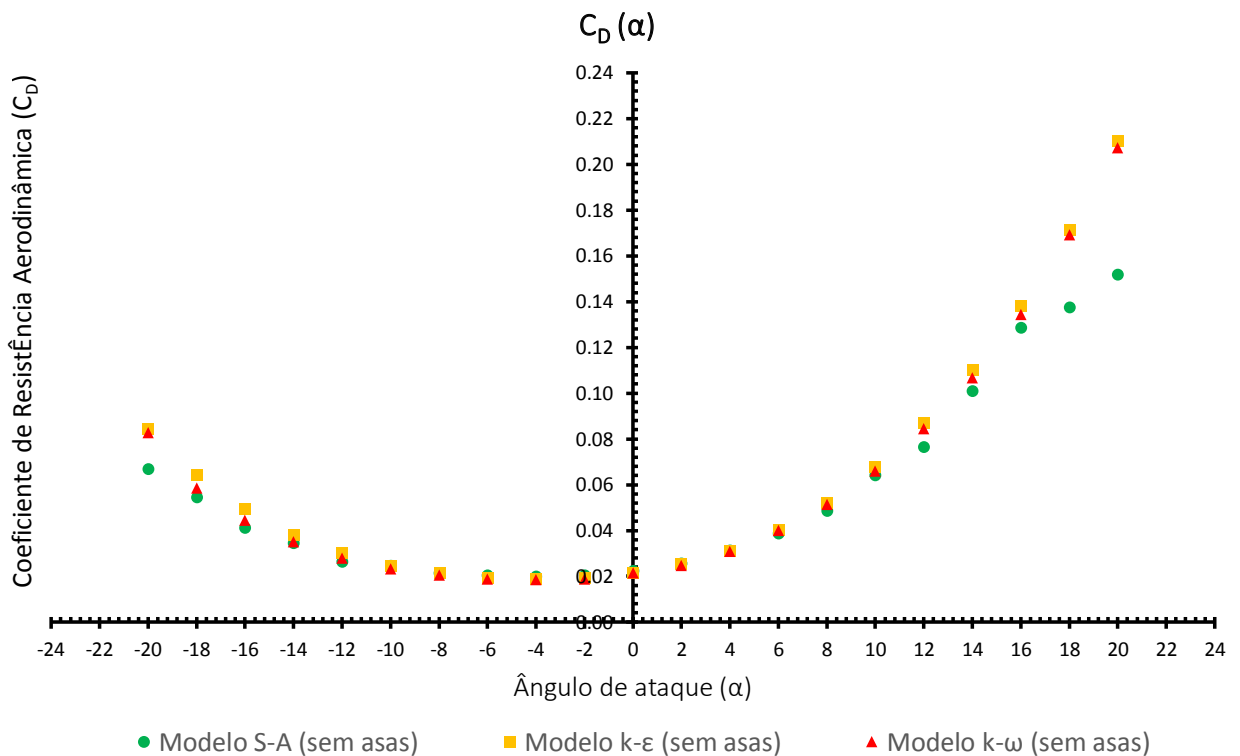


Figura 5.14: Curva de coeficiente de resistência aerodinâmica (C_D) em função de (α) para o caso sem asas

Podemos visualizar nesta Figura, a forma típica de uma curva de C_D em função de α , não existindo uma grande discrepância entre os modelos $k - \epsilon$ e $k - \omega$, existindo no entanto, para o intervalo $-20^\circ < \alpha < -16^\circ$ e para $12^\circ < \alpha < 20^\circ$ uma discrepância no modelo S-A face aos outros dois modelos, especialmente entre $18^\circ < \alpha < 20^\circ$. Verifica-se que para $\alpha = 0^\circ$, C_D é igual a 0.02, sendo que o valor mínimo de C_D se verifica para $\alpha = -4^\circ$ nos três modelos, tendo o valor de 0.02 para o modelo S-A.

5.5. Coeficiente de Momento de Arfagem aerodinâmico C_{M_a}

5.5 Coeficiente de Momento de Arfagem aerodinâmico C_{M_a}

O coeficiente de momento de arfagem para um veículo designado como dirigível é dado pela equação (5.6) [61]:

$$C_{M_a} = \frac{M_a}{q_\infty V} \quad (5.6)$$

Sendo M_a obtido pelo comando *Reports - Forces - Moment Center=18.75m; X=-1*, tendo em conta o referencial demonstrado pela Figura 5.15. Segundo [119] os momentos calculados pelo ANSYS® *Fluent*® utilizam a regra da mão direita.

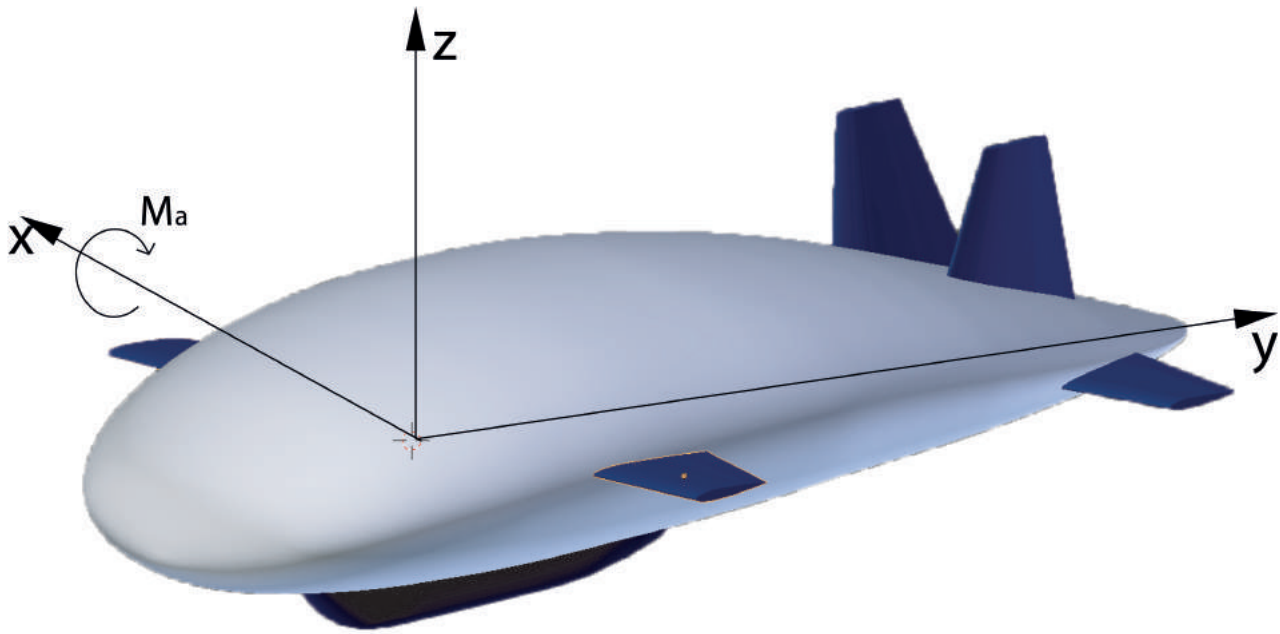


Figura 5.15: Referencial utilizado para calcular os momentos do veículo

O veículo foi simulado como um corpo rígido, o que significa que este momento representa apenas o momento aerodinâmico (devido ao vento relativo). O local escolhido para retirar o momento corresponde a 25% do comprimento do veículo, isto porque um dos requisitos deste veículo é que voe como se de uma aeronave de asa fixa se tratasse em voo de cruzeiro [48].

5.5. Coeficiente de Momento de Arfagem aerodinâmico C_{M_a}

Deste modo é apresentado na Figura 5.16, a curva correspondente ao coeficiente de momento de arfagem (C_{M_a}) em função do ângulo de ataque (α) para $\theta_e = 0^\circ$.

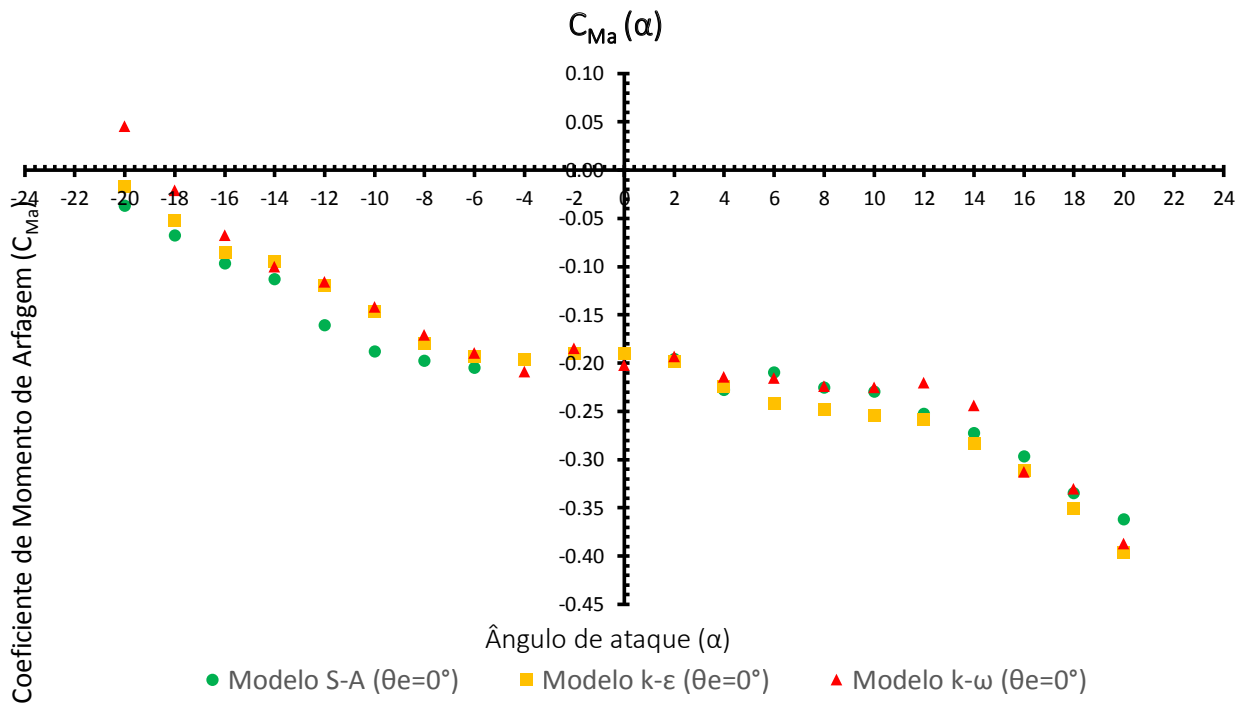


Figura 5.16: Curva de coeficiente de momento de arfagem aerodinâmico (C_{M_a}) em função do ângulo de ataque (α) para $\theta_e = 0^\circ$

Verifica-se que as curvas apresentadas não possuem um comportamento típico de uma curva de C_{M_a} em função de α , tal como demonstrado pela Figura 2.28. Verificamos que nas curvas da Figura 5.16, o valor de C_{m_0} não é positivo, sendo o valor de C_{M_a} para $\alpha = 0^\circ$ igual a -0.2 . Verifica-se alguma discrepância entre os três modelos, para os ângulos de ataque considerados.

5.5. Coeficiente de Momento de Arfagem aerodinâmico C_{Ma}

Na Figura 5.17, podemos visualizar as curvas de C_{Ma} em função de α , para os três modelos, considerando a deflexão de asas com $\theta_e = -10^\circ$. Visualizamos nestas curvas que o valor de C_{m_0} é positivo para os três modelos sendo de 0.04 para o modelo S-A, 0.03 para o $k-\varepsilon$ e 0.02 para o $k-\omega$, o que significa que neste caso, o modelo S-A é o mais otimista e o $k-\omega$ o mais pessimista. Verifica-se uma discrepância acentuada entre modelos nomeadamente nos ângulos de ataque negativos, sendo menos acentuada nos modelos $k-\varepsilon$ e $k-\omega$ para os ângulos de ataque positivos.

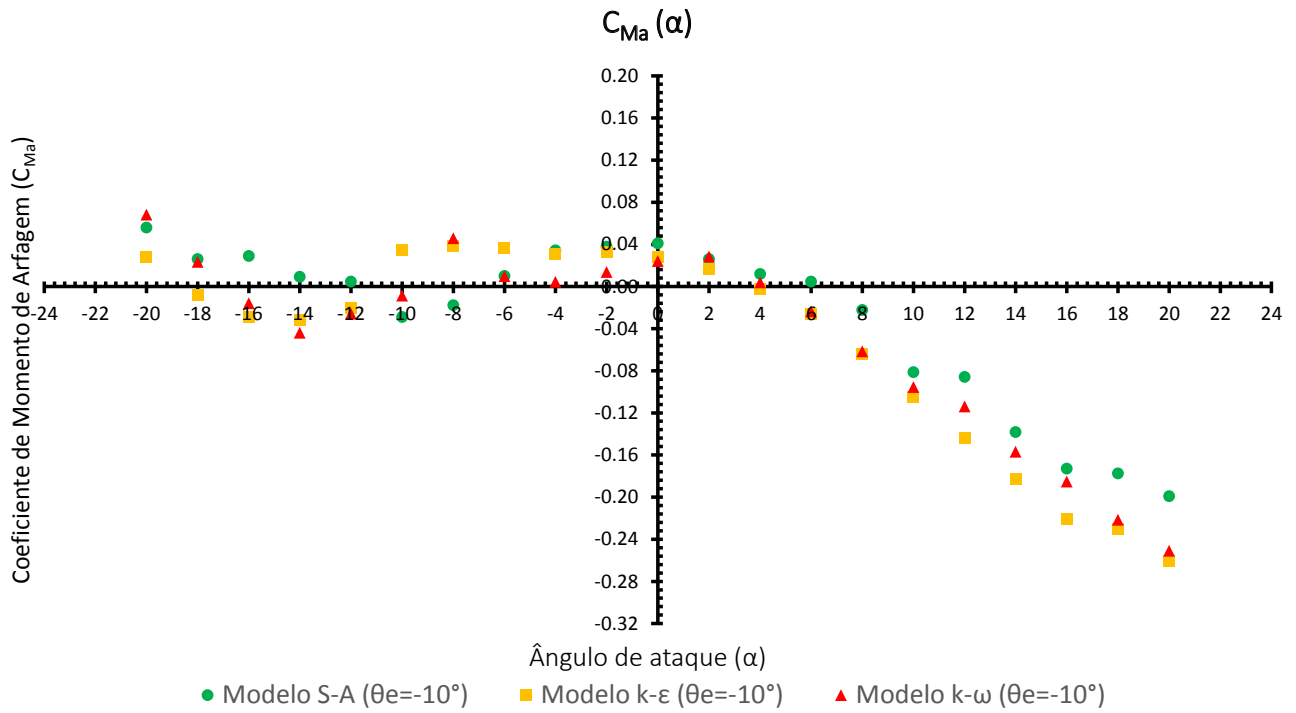


Figura 5.17: Curva de coeficiente de momento de arfagem aerodinâmico (C_{Ma}) em função do ângulo de ataque (α) para $\theta_e = -10^\circ$

5.5. Coeficiente de Momento de Arfagem aerodinâmico C_{Ma}

Na Figura 5.18, podemos visualizar as curvas de C_{Ma} em função de α , para os três modelos, considerando a deflexão de asas com $\theta_e = 10^\circ$. Visualizamos nestas curvas que o valor de C_{m_0} é negativo para os três modelos sendo de -0.42 para o modelo S-A, -0.37 para o $k - \varepsilon$ e -0.34 para o $k - \omega$. Verifica-se alguma discrepância entre modelos, especialmente para $\alpha = -6^\circ$ com o modelo $k - \omega$.

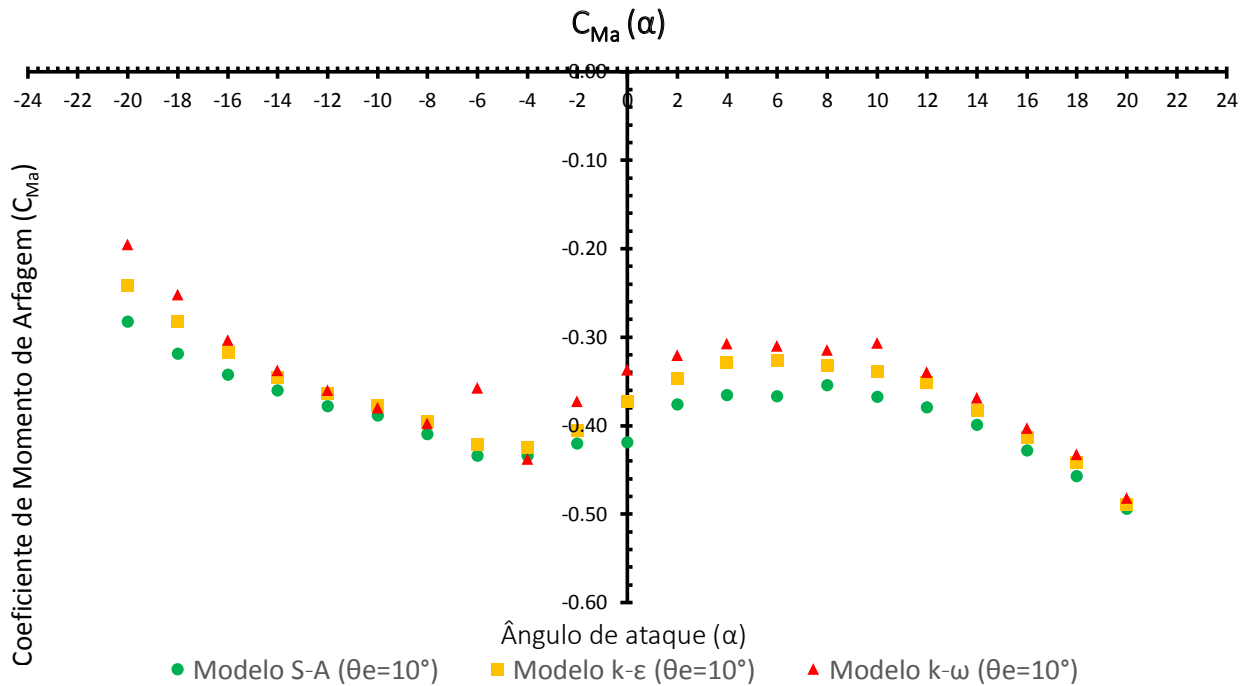


Figura 5.18: Curva de coeficiente de momento de arfagem aerodinâmico (C_{Ma}) em função do ângulo de ataque (α) para $\theta_e = 10^\circ$

5.6. Modelo Escolhido para os Restantes Coeficientes

Na Figura 5.19, podemos visualizar as curvas de C_{Ma} em função de α , para os três modelos, considerando o caso sem asas. Visualizamos nestas curvas que o valor de C_{m_0} é negativo para os três modelos sendo de -0.09 para o modelo S-A, -0.10 para o $k - \varepsilon$ e -0.11 para o $k - \omega$. Podemos também verificar que se trata de uma curva típica de C_{Ma} em função de α , para um veículo com um comportamento instável, o que significa que sem asas o veículo é instável. É possível ainda verificar que para o intervalo de $-4^\circ < \alpha < 4^\circ$ não existe discrepância entre modelos, algo que não se verifica no intervalo $-20^\circ < \alpha < -12^\circ$. É possível também verificar que para ângulos de ataque positivos não existe discrepância entre o modelo $k - \varepsilon$ e $k - \omega$, verificando uma discrepância entre estes dois modelos e o modelo S-A. Quanto aos ângulos de ataque negativos, verifica-se que a partir de $\alpha = -8^\circ$ existe discrepância entre modelos, sendo essa discrepância maior entre o modelo S-A e os outros dois, principalmente para os ângulos de ataque mais negativos. Para o intervalo de $18^\circ < \alpha < 20^\circ$ verifica-se uma grande discrepância entre o modelo S-A e os outros dois modelos.

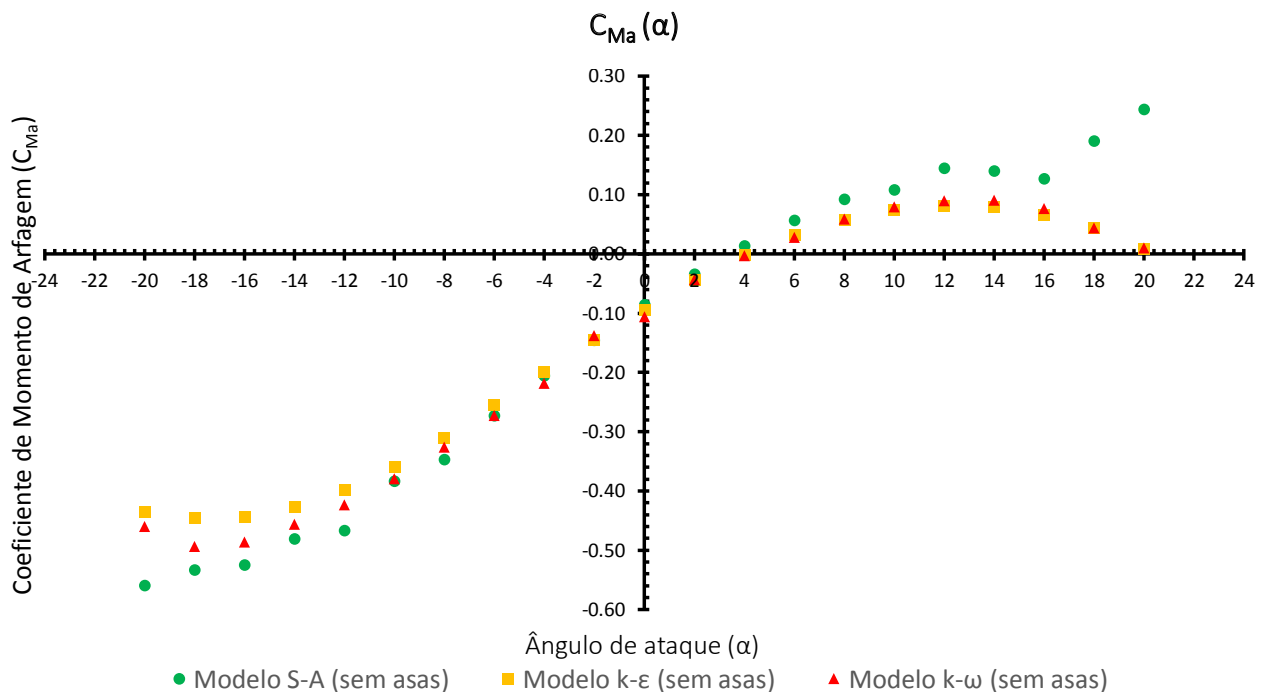


Figura 5.19: Curva de coeficiente de momento de arfagem aerodinâmica (C_{Ma}) em função do ângulo de ataque (α) para o caso sem asas

5.6 Modelo Escolhido para os Restantes Coeficientes

Até este momento verificamos quais as discrepâncias entre modelos, para os três coeficientes estudados nesta dissertação. Verificamos, que para o Coeficiente de Sustentação e de Resistência aerodinâmica as discrepâncias para os casos de $\theta_e = 0^\circ$, $\theta_e = -10^\circ$ e $\theta_e = 10^\circ$ não são consideráveis, sendo que para o caso sem asas são consideráveis para o intervalo de ângulos de ataque $18^\circ < \alpha < 20^\circ$ considerando o modelo de turbulência S-A. Para o coeficiente de momento de arfagem as discrepâncias são maiores tal como justificado ao longo do texto. Uma vez mais verifica-se uma maior discrepância para o intervalo de ângulos de ataque $18^\circ < \alpha < 20^\circ$ consi-

5.6. Modelo Escolhido para os Restantes Coeficientes

derando o modelo de turbulência S-A. Tendo em conta que o modelo S-A é aquele que consome menos recursos assim como o facto de todos os parâmetros estudados daqui para a frente estarem baseados nestes três coeficientes (portanto estas discrepâncias serão sempre refletidas) optou-se por apresentar em seguida os parâmetros calculados apenas para o modelo S-A para os quatro casos. A exceção será o coeficiente de momento de arfagem que será apresentado para os três modelos de turbulência devido às discrepâncias mais acentuadas.

5.6.1 Coeficiente de Sustentação C_L

A Figura 5.20 demonstra as curvas para os vários casos de estudo do coeficiente de sustentação (C_L) em função do ângulo de ataque (α). Consultando a Figura 2.33, verificamos que a Figura 5.20 encaixa perfeitamente nesta. Verificamos que quando $\theta_e > 0$, temos um aumento de C_L e quando $\theta_e < 0$ temos um abaixamento do valor de C_L . Verificamos também que para o caso de estudo sem asas, para $\alpha = 0^\circ$ o valor de C_L é de 0.06 e com asas com uma deflexão a zero graus é de 0.11, o que significa que as duas asas contribuem praticamente com metade do valor da sustentação em relação ao vento relativo. Verifica-se também que quando a deflexão aplicada é de $\theta_e = -10^\circ$, no intervalo de $-20^\circ < \alpha < -14^\circ$, a variação de C_L face à deflexão da asa a zero graus é praticamente zero. Quanto aos ângulos de ataque positivos, verifica-se que entre $14^\circ < \alpha < 20^\circ$, a variação é diminuta, tanto para $\theta_e = 10^\circ$ como para $\theta_e = -10^\circ$.

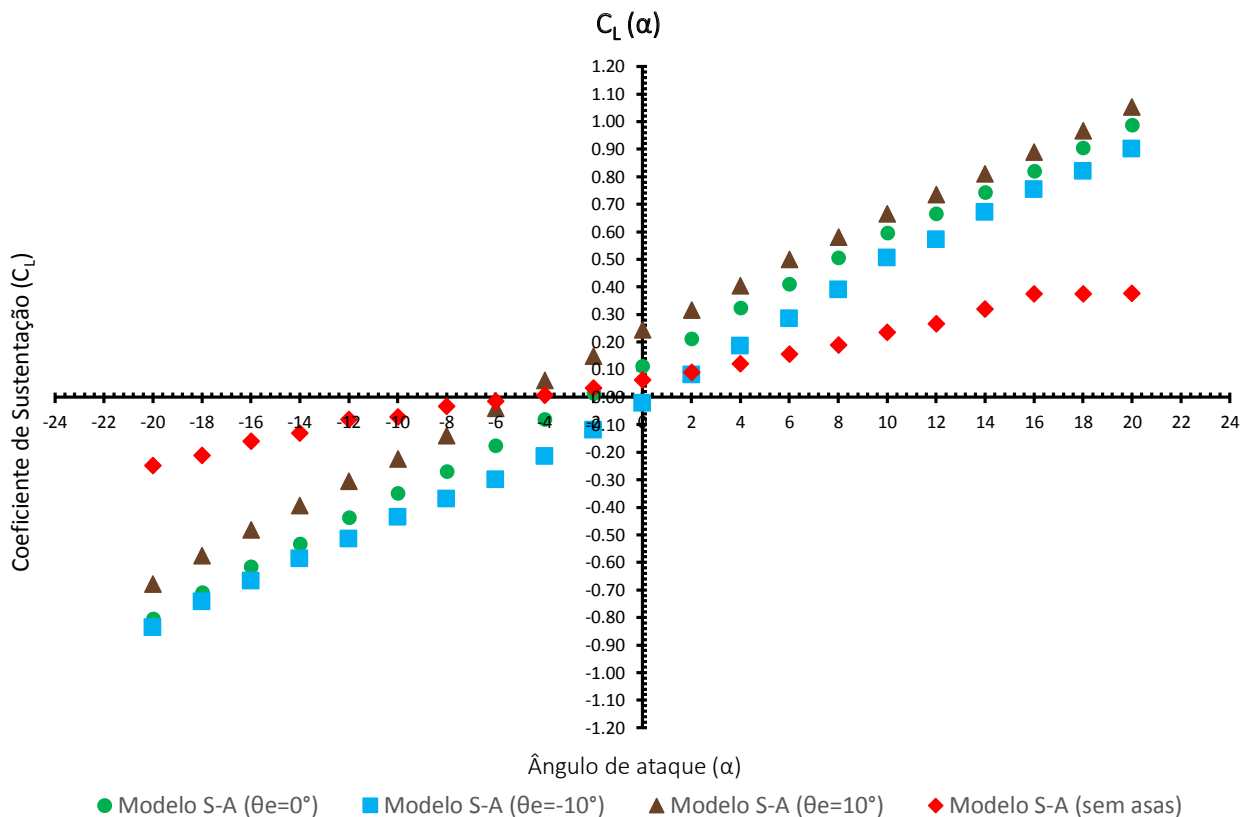


Figura 5.20: Curvas de coeficiente de sustentação (C_L) em função do ângulo de ataque (α) para os casos de estudo, considerando o modelo de turbulência S-A

5.6. Modelo Escolhido para os Restantes Coeficientes

5.6.2 Coeficiente de Sustentação Total $C_{L_{TOTAL}}$

A Figura 5.21 demonstra as curvas para os vários casos de estudo do coeficiente de sustentação total ($C_{L_{TOTAL}}$) em função do ângulo de ataque (α). Este coeficiente total é a soma da sustentação estática com a dinâmica gerada pelo vento relativo, tal como demonstra a equação (5.7):

$$C_{L_{TOTAL}} = C_L + C_{L_b} = C_L + \frac{L_b}{q_\infty V^{2/3}} \quad (5.7)$$

Onde L_b é calculado como:

$$L_b = (\rho_{ar_{1500m}} - \rho_{He}) \times V_g \times g = (1.0581 - 0.17559) \times \frac{11870}{2} \times 9.81 = 51381.806099 \text{ N} \quad (5.8)$$

Onde, $\rho_{ar_{1500m}} = 1.0581 \text{ kg/m}^3$ [141], $\rho_{He_{278.4K}} = 0.17559 \text{ kg/m}^3$ [19] (valor calculado para a Temperatura de 278.4 K) e V_g é o volume disponível para o gás sustentador [9], tendo sido dividido por 2 porque estamos a considerar metade do envelope. Verificamos então, que este valor é considerado constante.

Na Figura 5.21 verificamos então apenas um deslocamento das mesmas para valores superiores de C_L . Podemos ver que para $\theta_e = 0^\circ$, o valor de $C_{L_{TOTAL}}$ é igual a 1.30, valor este que pode ser considerado como o valor total de $C_{L_{TOTAL}}$ para o veículo.

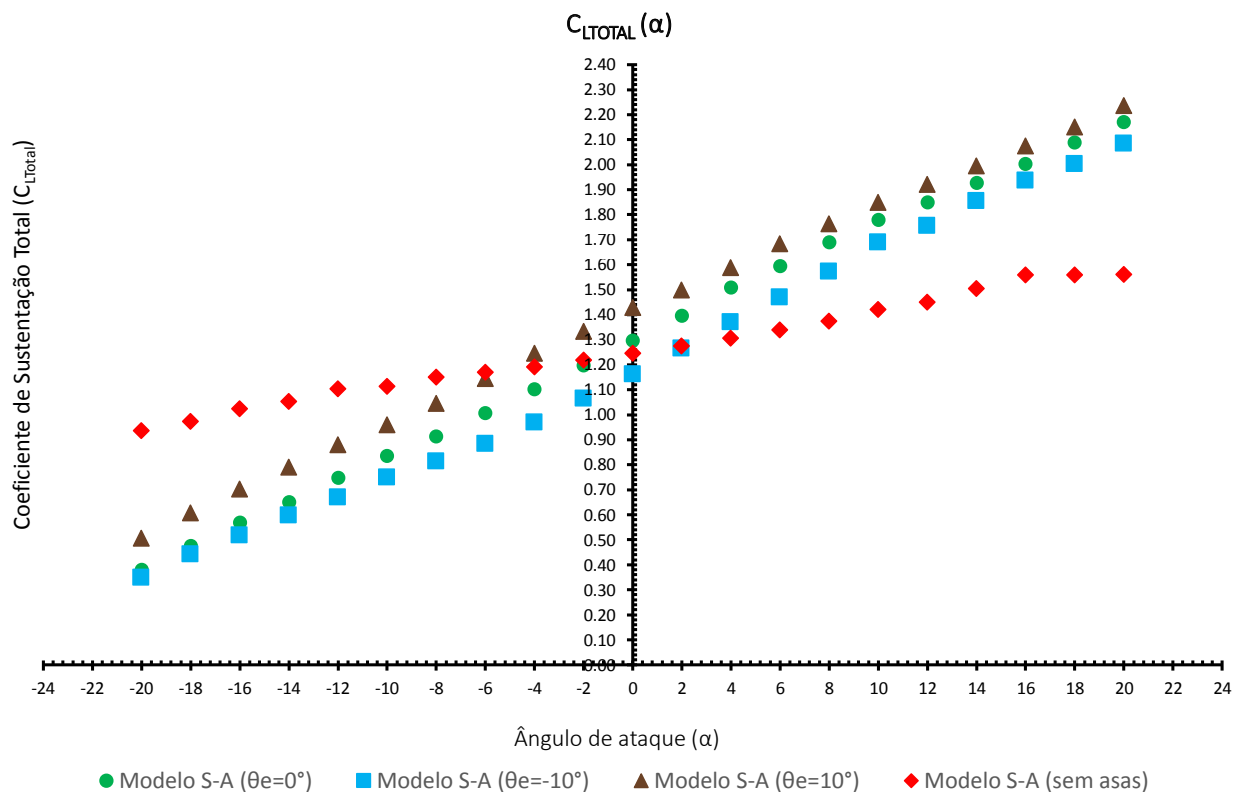


Figura 5.21: Curvas de coeficiente de sustentação total ($C_{L_{TOTAL}}$) em função do ângulo de ataque (α) para os casos de estudo, considerando o modelo de turbulência S-A

5.6. Modelo Escolhido para os Restantes Coeficientes

5.6.3 Coeficiente de Resistência Aerodinâmica C_D

A Figura 5.22 representa o coeficiente de resistência aerodinâmica (C_D) em função do ângulo de ataque (α) para os casos de estudo, para o modelo S-A. Verificamos que todas as curvas apresentam a forma de uma parábola sendo que no caso sem asas, essa parábola não é tão pronunciada. Deste modo, vemos também que o caso sem asas é aquele que apresenta menor valor de C_D para toda a gama de ângulos de ataque. Verificamos ainda que para $\alpha > 0^\circ$, o caso de estudo de $\theta_e < 0^\circ$ é aquele que apresenta maior valor de C_D e que para $\alpha < 0^\circ$ é o caso que apresenta maior valor de C_D . A discrepância entre o caso sem asas e o caso com uma deflexão $\theta_e = 0^\circ$ é muito grande para elevados ângulos de ataque (positivos ou negativos), sendo relativamente pequena para $\alpha = 0^\circ$.

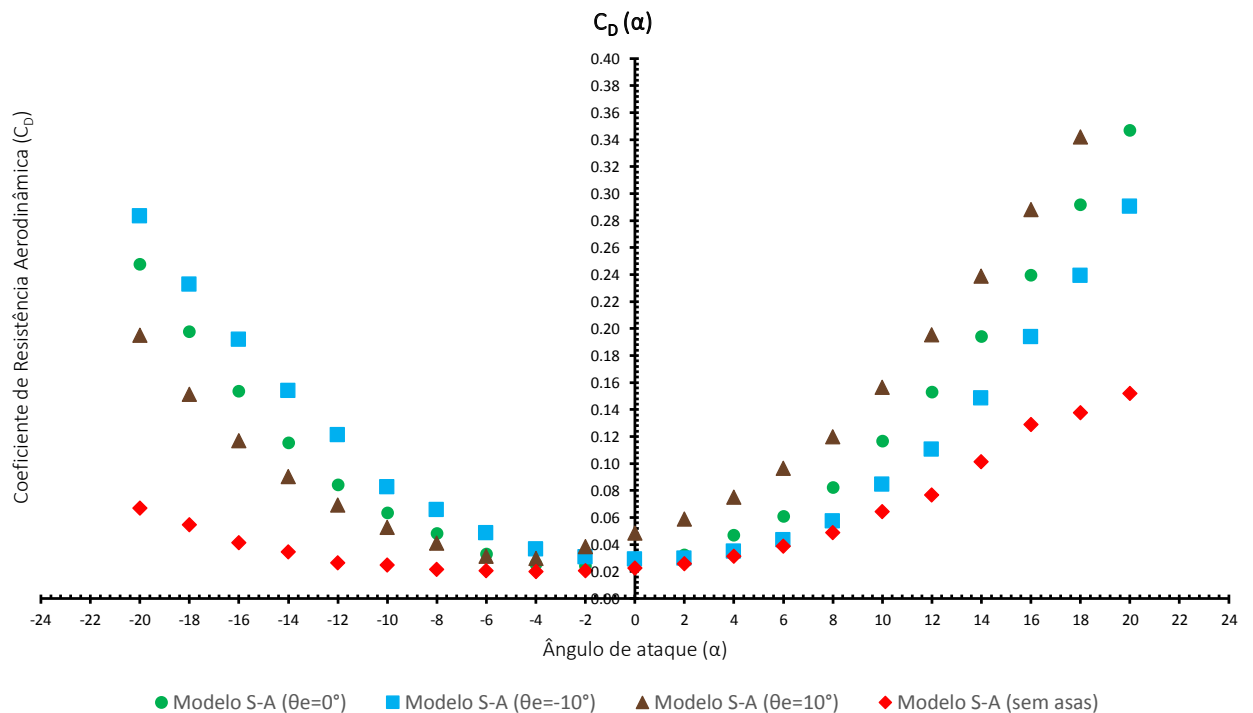


Figura 5.22: Curvas de coeficiente de resistência aerodinâmica (C_D) em função do ângulo de ataque (α) para os casos de estudo, considerando o modelo de turbulência S-A

5.6. Modelo Escolhido para os Restantes Coeficientes

5.6.4 Coeficiente de Momento de Arfagem C_{Ma}

As Figuras 5.23, 5.24 e 5.25 demonstra as curvas de coeficiente de momento de arfagem (C_{Ma}) em função do ângulo de ataque (α) para os casos de estudo, considerando os três modelos de turbulência. Verifica-se nestas Figuras que apenas o caso de estudo de $\theta_e = -10^\circ$ representa uma curva válida para voo (mas não para todos os ângulos de ataque), pois é a única que cumpre as duas condições necessárias para que tal ocorra, como representado no Capítulo 2 pelas equações (2.22) e (2.23). Verifica-se que para a simulação sem asas, o veículo apresenta um comportamento instável. No caso do modelo de turbulência S-A, para os ângulos de ataque $18^\circ < \alpha < 20^\circ$, a discrepância é considerável.

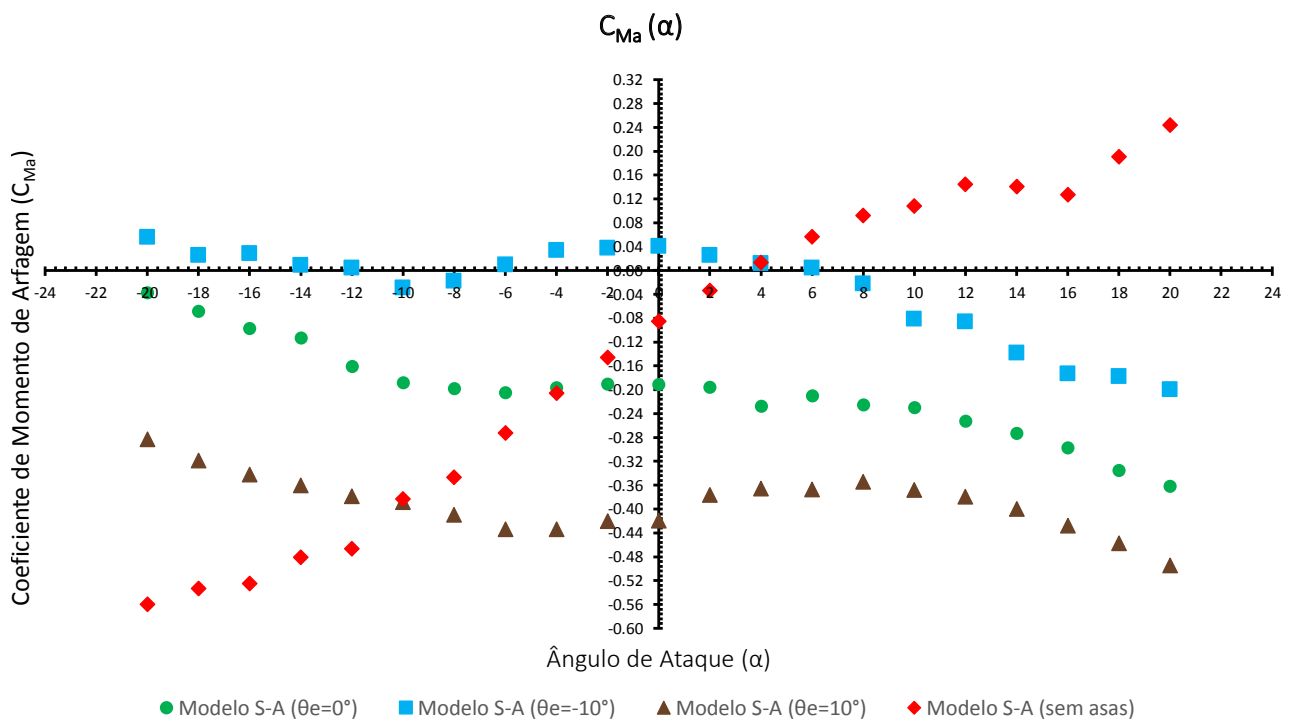


Figura 5.23: Curvas de coeficiente de momento de arfagem (C_{Ma}) em função do ângulo de ataque (α) para os casos de estudo, considerando o modelo de turbulência S-A

5.6. Modelo Escolhido para os Restantes Coeficientes

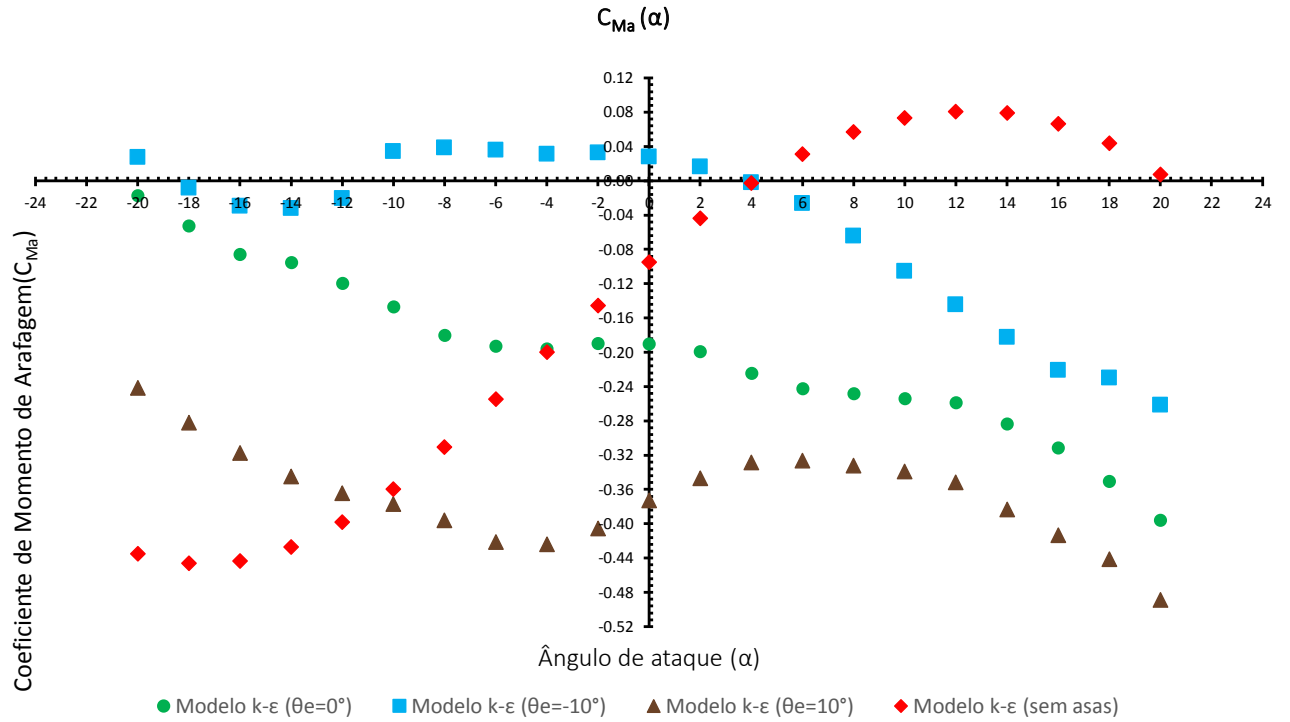


Figura 5.24: Curvas de coeficiente de momento de arfagem (C_{Ma}) em função do ângulo de ataque (α) para os casos de estudo, considerando o modelo de turbulência $k-\epsilon$

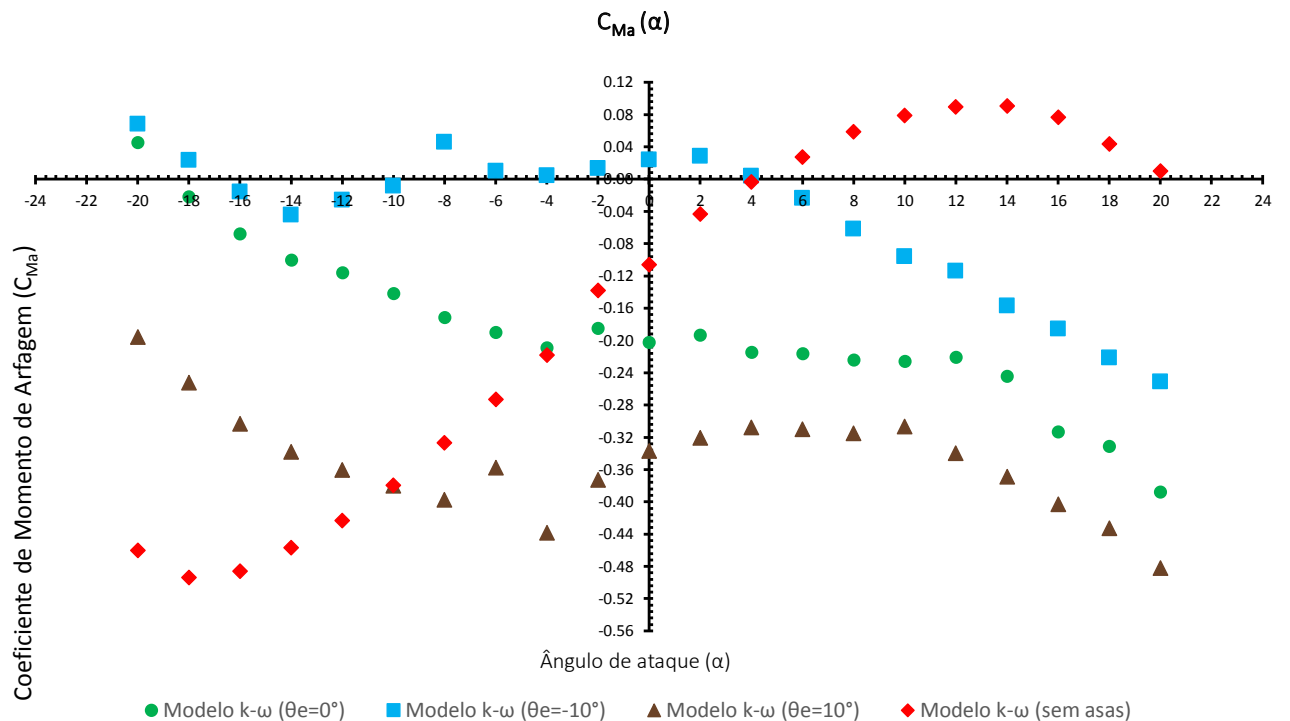


Figura 5.25: Curvas de coeficiente de momento de arfagem (C_{Ma}) em função do ângulo de ataque (α) para os casos de estudo, considerando o modelo de turbulência $k-\omega$

5.6. Modelo Escolhido para os Restantes Coeficientes

5.6.5 Coeficiente de Momento de Arfagem em torno do Centro de Gravidade

$$C_{M_{CG}}$$

Para verificar o Coeficiente de Momento de Arfagem na sua totalidade é necessário verificar qual o seu valor considerando o contributo da sustentação estática. Tendo em conta, que não existe uma distribuição de massa para este veículo, nem um modelo de peso disponível, resolveu-se criar um passeio de CG, entre o local do momento aerodinâmico e o local do centro de gravidade do envelope. De forma a dar prosseguimento a esta missão, foi derivada uma expressão, considerando o diagrama da Figura 5.26:

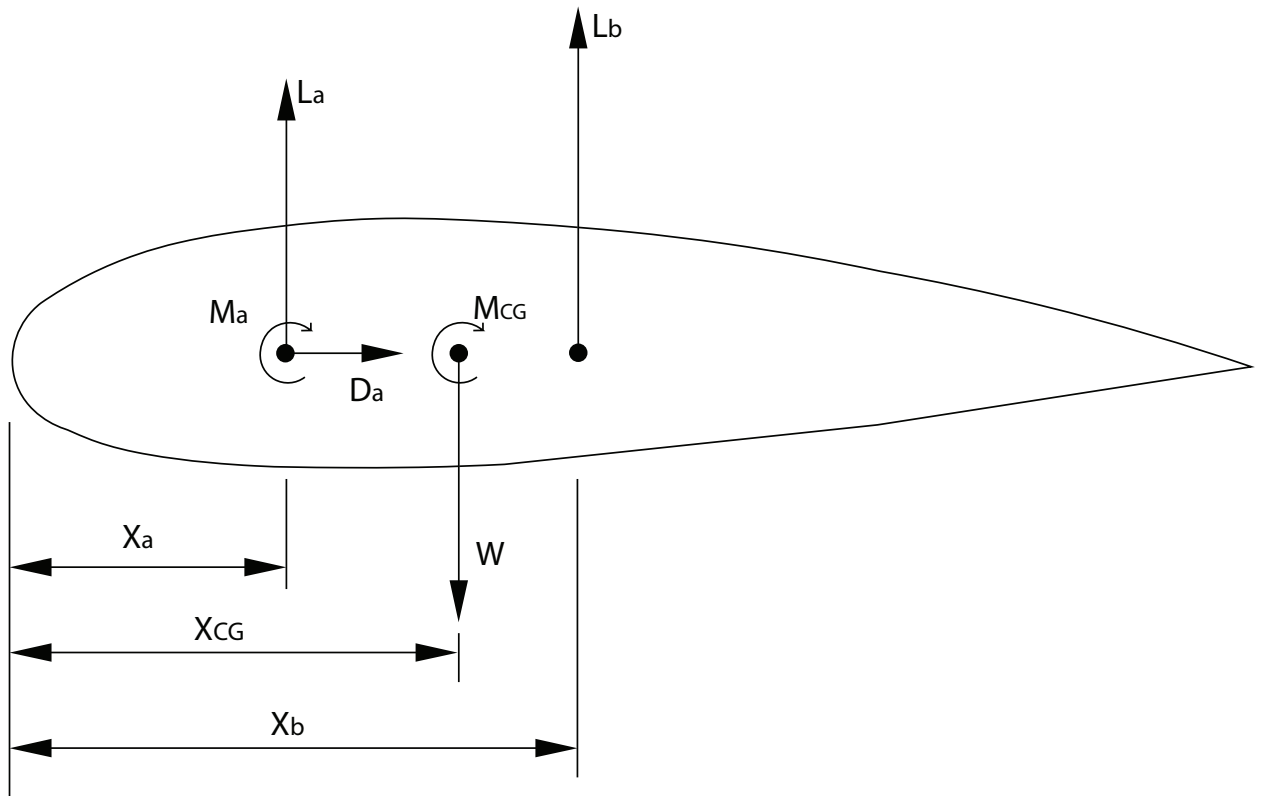


Figura 5.26: Diagrama utilizado para deduzir a expressão para o Coeficiente de momento de arfagem em torno do centro de gravidade $C_{M_{CG}}$

Onde M_a é o momento aerodinâmico, L_a é a força de sustentação dinâmica, D_a é a força de resistência aerodinâmica, M_{CG} é o momento em torno do centro de gravidade, X_a é a distância entre o início do envelope e o momento aerodinâmico, X_b é a distância entre o início do envelope e o centro de flutuabilidade e X_{CG} é a distância entre o início do envelope e o centro de gravidade. Deste modo chegou-se à expressão dada pela equação (5.9):

$$C_{M_{CG}} = C_{M_a} - C_{L_a} \frac{(X_a - X_{CG})}{V^{1/3}} - C_{L_b} \frac{(X_b - X_{CG})}{V^{1/3}} \quad (5.9)$$

Para implementação da mesma é necessário saber o valor de X_{CG} e de X_b . O valor de X_{CG} é aquele que pretendemos estimar e deste modo, recorrendo à aplicação "Blender" chegou-se ao centro de gravidade calculado pela aplicação que se situa nos 33.51 m, o que significa cerca de 44.68% de 75 m.

5.6. Modelo Escolhido para os Restantes Coeficientes

Quanto ao valor de X_{CG} , foi decidido aproximar o mesmo por três tentativas, expressas nas equações (5.10), (5.11) e (5.12).

$$X_{CG} = X_a \quad (5.10)$$

$$X_{CG} = \frac{(X_a + X_b)}{2} = X_{CG_{medio}} \quad (5.11)$$

$$X_{CG} = X_b \quad (5.12)$$

Deste modo, na Figura 5.27 podemos visualizar as curvas de coeficiente de momento de arfagem em torno do centro de gravidade ($C_{M_{CG}}$) em função do Coeficiente de Sustentação Total ($C_{L_{TOTAL}}$) para os casos de estudo, considerando o modelo de turbulência S-A e que $X_a = X_{CG}$. Verifica-se para os quatro casos, que nenhuma das curvas é válida pois não cumprem as condições enunciadas pelas equações (2.22) e (2.23).

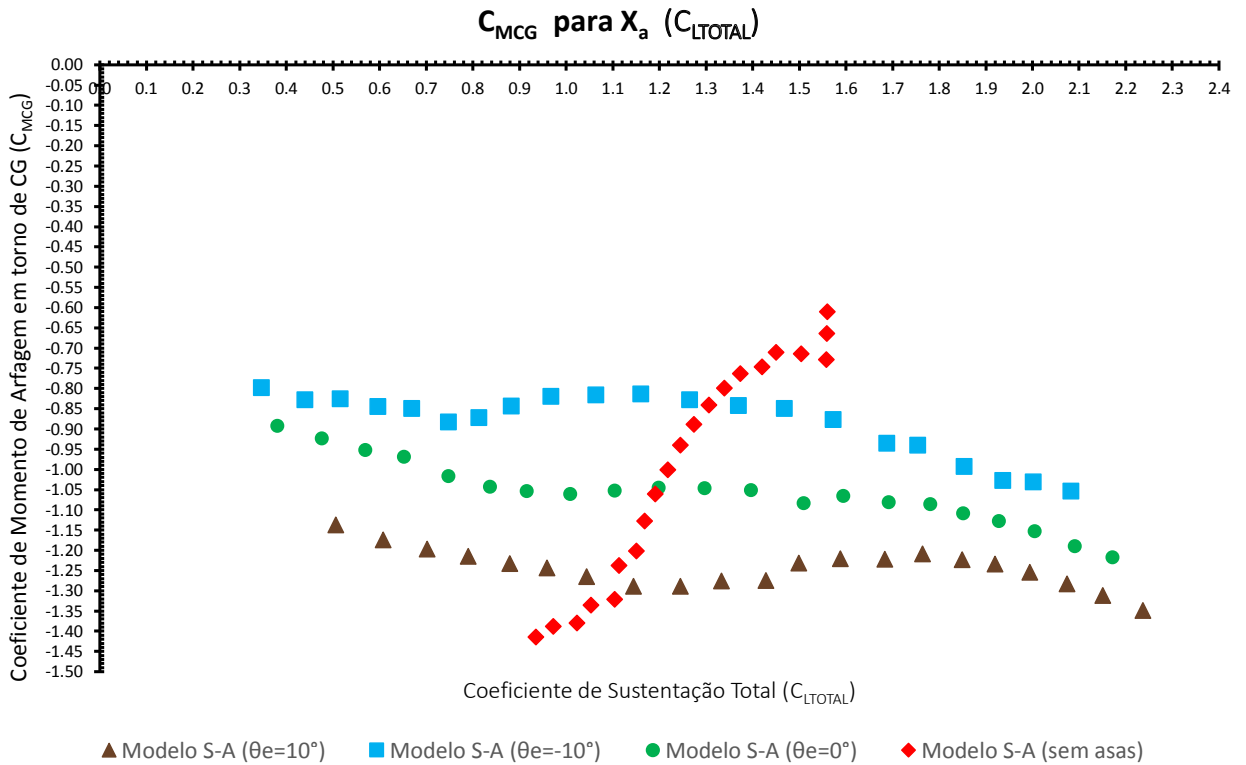


Figura 5.27: Curvas de coeficiente de momento de arfagem em torno do centro de gravidade ($C_{M_{CG}}$) em função do Coeficiente de Sustentação Total ($C_{L_{TOTAL}}$) para os casos de estudo, considerando o modelo de turbulência S-A e que $X_a = X_{CG}$

5.6. Modelo Escolhido para os Restantes Coeficientes

Na Figura 5.28, verificamos as curvas de coeficiente de momento de arfagem em torno do centro de gravidade (C_{MCG}) em função de $C_{L_{TOTAL}}$ para os casos de estudo, considerando o modelo de turbulência S-A e que $X_b = X_{CG}$. Neste caso, as curvas apresentam todas um declive positivo, o que significa que estamos perante curvas típicas de um veículo com um comportamento instável.

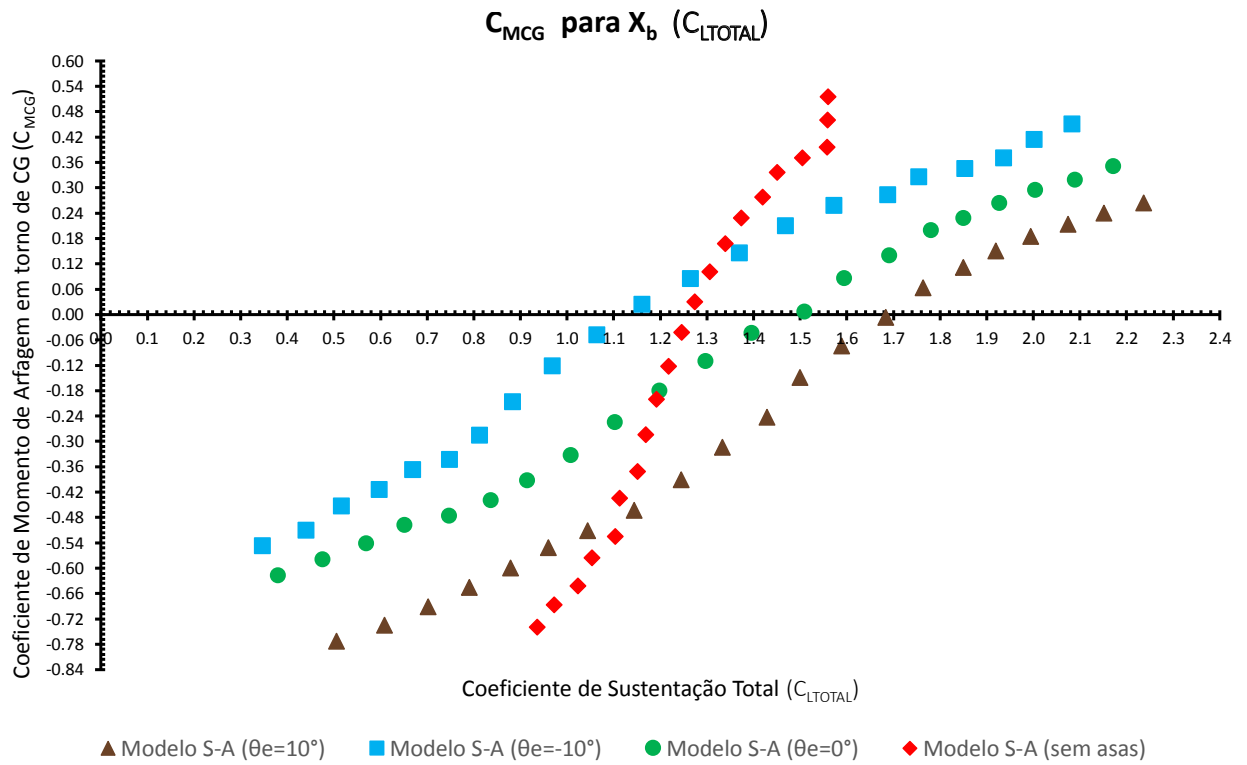


Figura 5.28: Curvas de coeficiente de momento de arfagem em torno do centro de gravidade (C_{MCG}) em função do Coeficiente de Sustentação Total ($C_{L_{TOTAL}}$) para os casos de estudo, considerando o modelo de turbulência S-A e que $X_b = X_{CG}$

5.6. Modelo Escolhido para os Restantes Coeficientes

Na Figura 5.29, que representa as curvas de coeficiente de momento de arfagem em torno do centro de gravidade ($C_{M_{CG}}$) em função do Coeficiente de Sustentação Total ($C_{L_{TOTAL}}$) para os casos de estudo, considerando o modelo de turbulência S-A e que $X_{CG_{medio}}$. Deste modo e visualizando a Figura, podemos observar curvas típicas de um veículo com um comportamento instável, sendo mais acentuado para o caso sem asas.

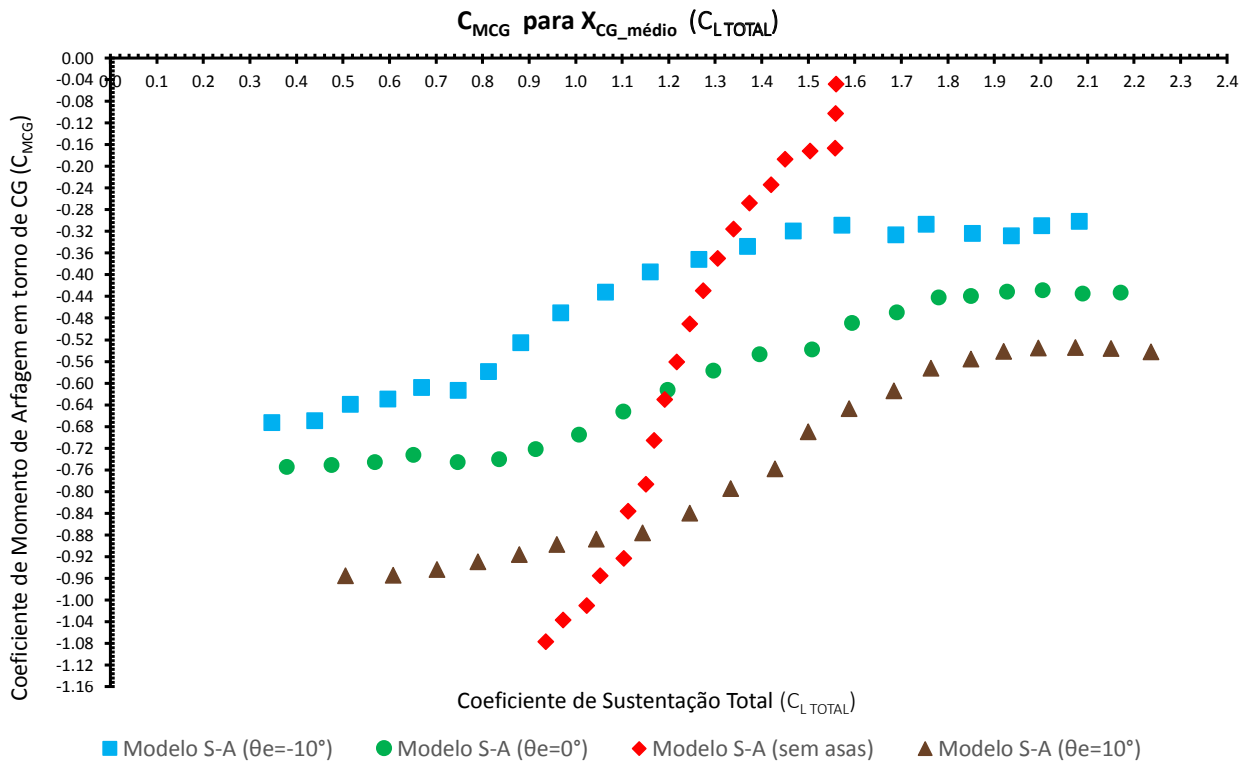


Figura 5.29: Curvas de coeficiente de momento de arfagem em torno do centro de gravidade ($C_{M_{CG}}$) em função do Coeficiente de Sustentação Total ($C_{L_{TOTAL}}$) para os casos de estudo, considerando o modelo de turbulência S-A e que $X_{CG_{medio}}$

Em seguida, estão expostas entre as Figuras 5.30 e 5.35, as curvas correspondentes aos modelos de turbulência $k - \varepsilon$ e $k - \omega$ para os coeficientes de momento de arfagem em torno do centro de gravidade ($C_{M_{CG}}$) em função do Coeficiente de Sustentação Total ($C_{L_{TOTAL}}$). Apesar de existirem discrepâncias entre os modelos de turbulência para o coeficiente de momento de arfagem, não se verificam diferenças nas conclusões que podem ser retiradas dos modelos $k - \varepsilon$ e $k - \omega$ face ao modelo S-A.

5.6. Modelo Escolhido para os Restantes Coeficientes

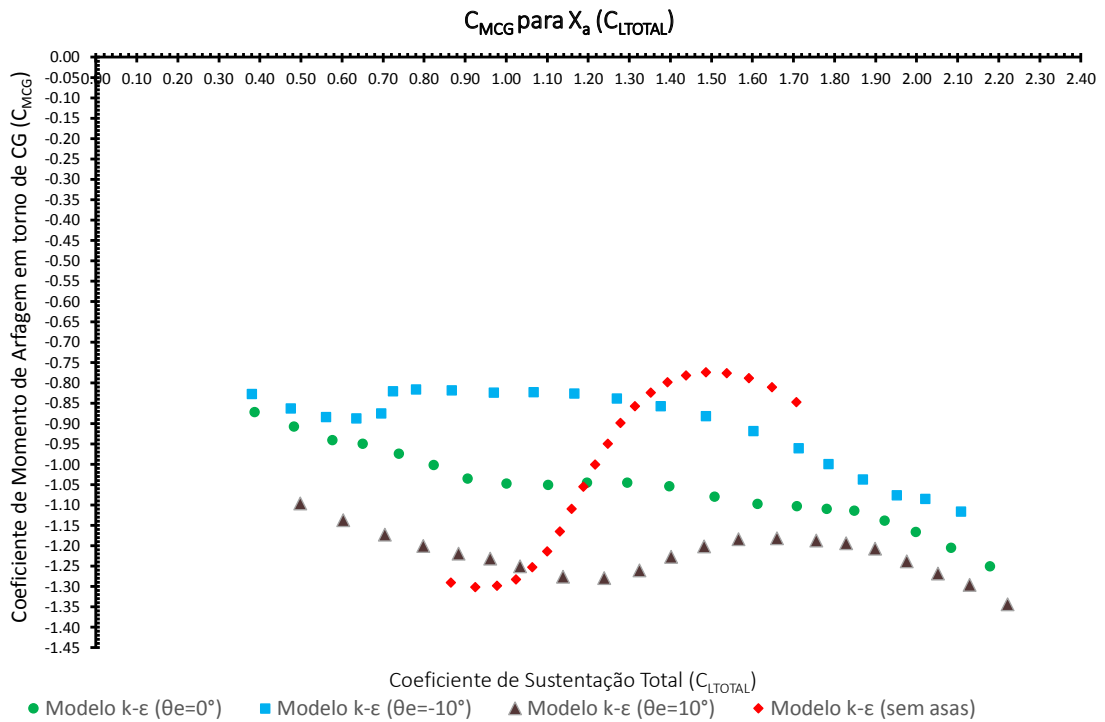


Figura 5.30: Curvas de C_{MCG} em função de C_{LTOTAL} para os casos de estudo, considerando o modelo de turbulência $k - \varepsilon$ e que $X_a = X_{CG}$

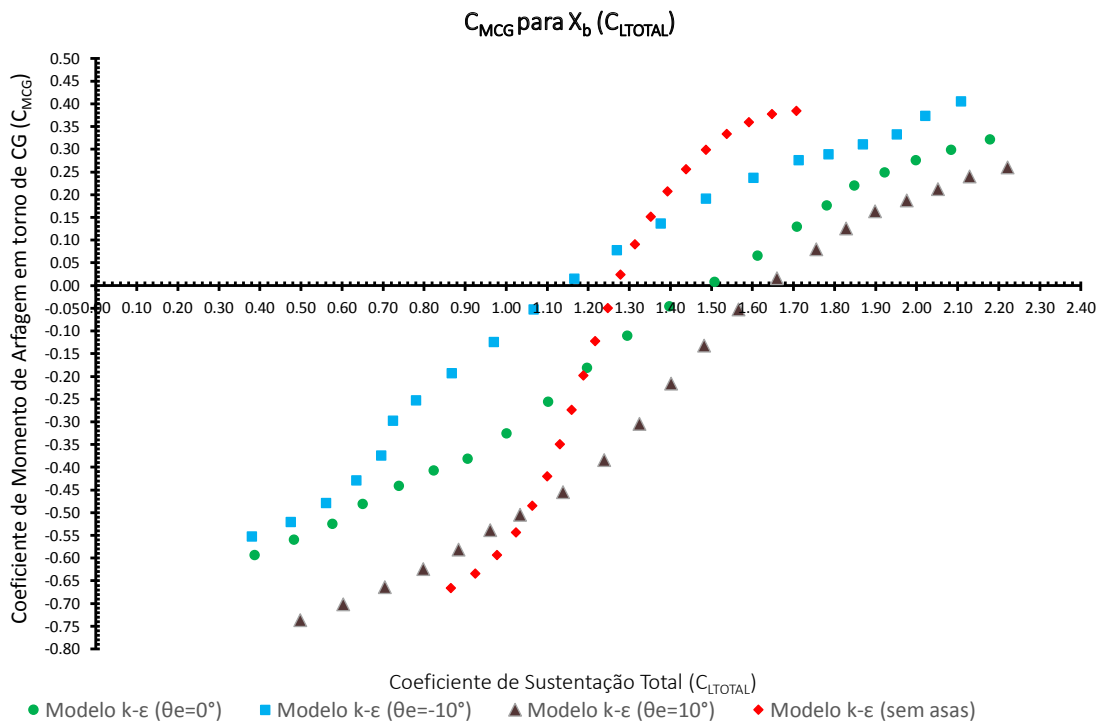


Figura 5.31: Curvas de C_{MCG} em função de C_{LTOTAL} para os casos de estudo, considerando o modelo de turbulência $k - \varepsilon$ e que $X_b = X_{CG}$

5.6. Modelo Escolhido para os Restantes Coeficientes

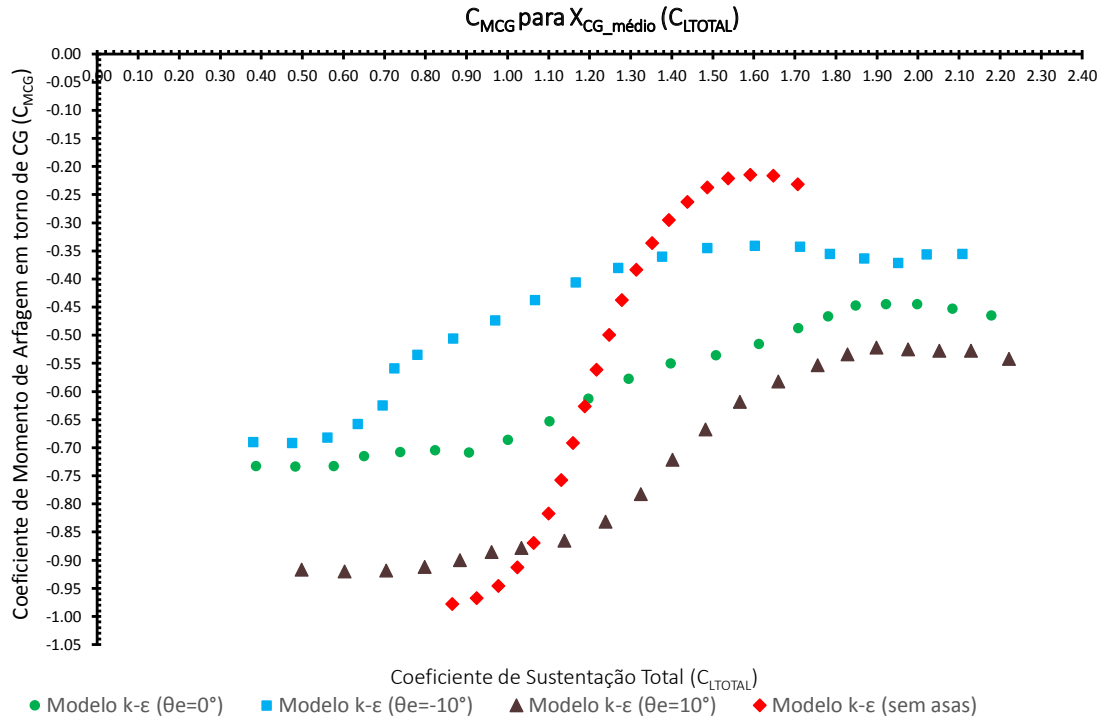


Figura 5.32: Curvas de C_{MCG} em função do C_{LTOTAL} para os casos de estudo, considerando o modelo de turbulência $k - \epsilon$ e que X_{CG_medio}

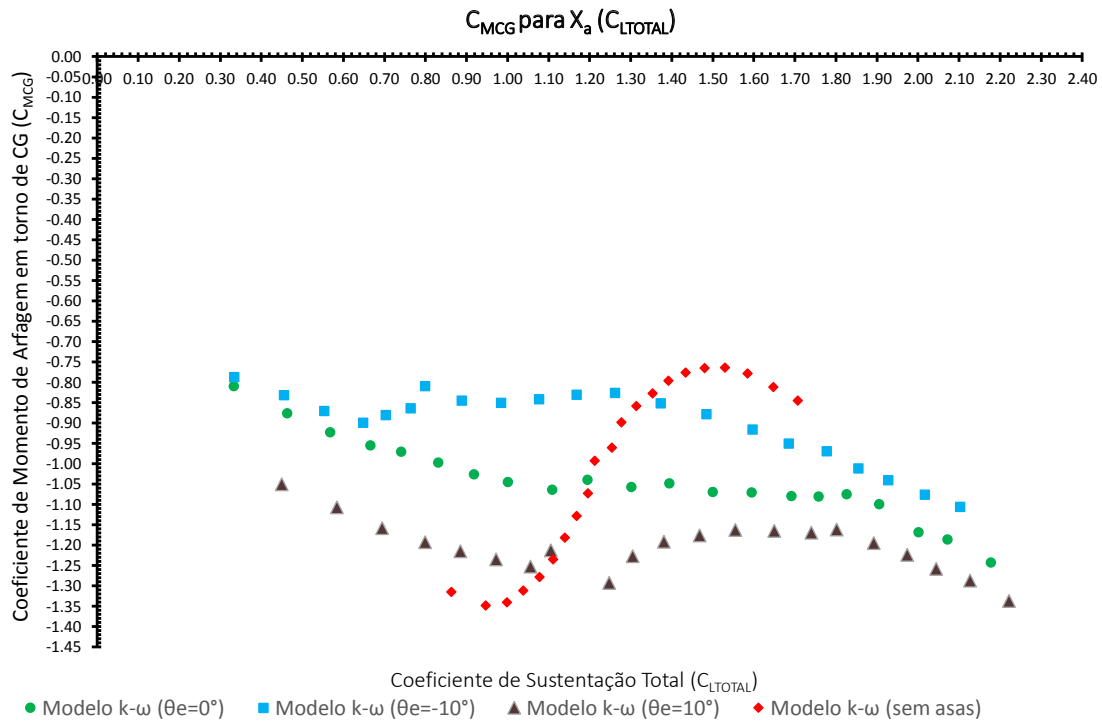


Figura 5.33: Curvas de C_{MCG} em função do C_{LTOTAL} para os casos de estudo, considerando o modelo de turbulência $k - \omega$ e que $X_a = X_{CG}$

5.6. Modelo Escolhido para os Restantes Coeficientes

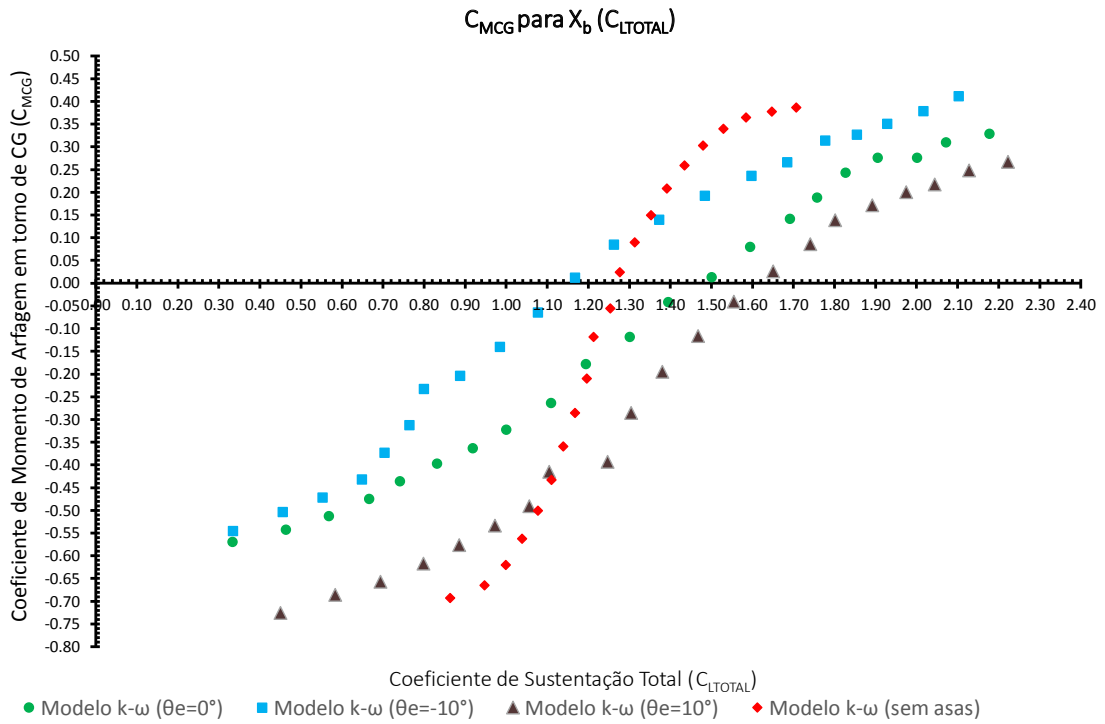


Figura 5.34: Curvas de C_{MCG} em função do C_{LTOTAL} para os casos de estudo, considerando o modelo de turbulência $k-\omega$ e que $X_b = X_{CG}$

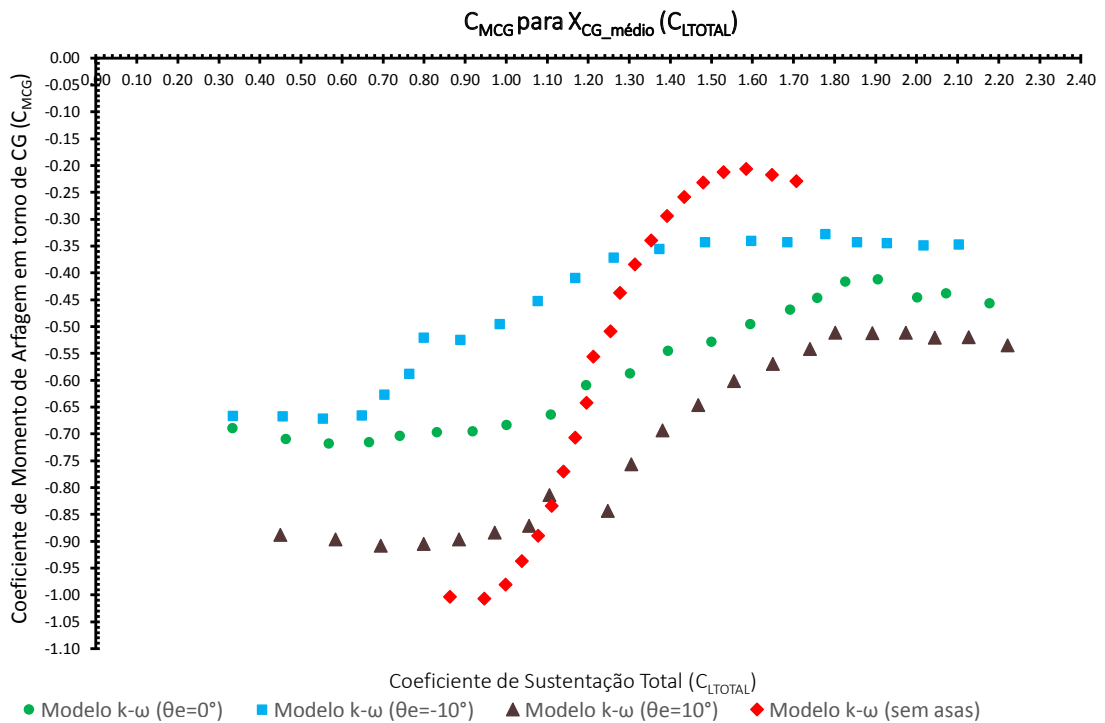


Figura 5.35: Curvas de C_{MCG} em função do C_{LTOTAL} para os casos de estudo, considerando o modelo de turbulência $k-\omega$ e que X_{CG_medio}

5.7 Polar de Resistência Aerodinâmica

Na Figura 5.36 podemos visualizar a curva característica de uma aeronave denominada Polar de Resistência Aerodinâmica. Verifica-se que a Polar do caso sem asas é muito mais pequena que todos os outros casos. Verifica-se que para os restantes três casos, a variação da curva na sua generalidade não é muito diferente.

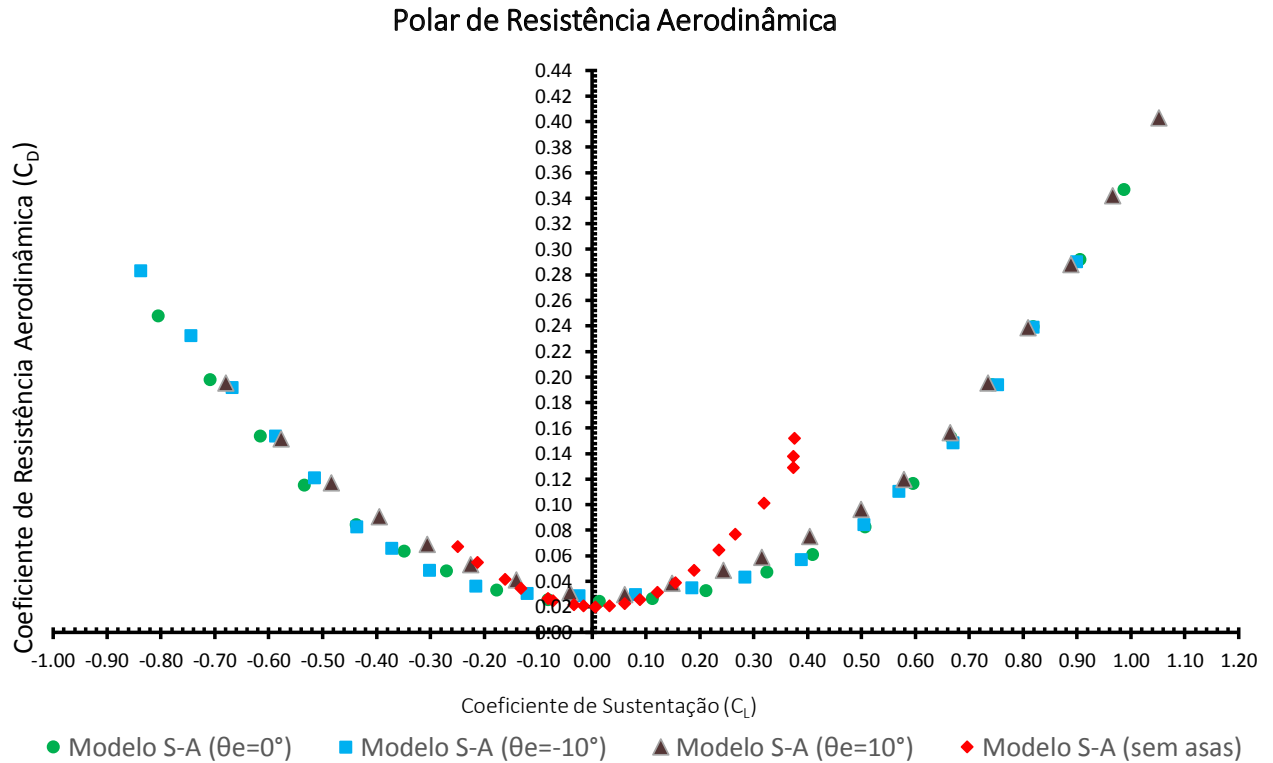


Figura 5.36: Curvas da Polar de Resistência Aerodinâmica, para os casos de estudo, considerando o modelo S-A

5.8. Polar de Resistência Aerodinâmica Total

5.8 Polar de Resistência Aerodinâmica Total

Na Figura 5.37 podemos visualizar a Polar de Resistência Aerodinâmica para $C_{L_{TOTAL}}$. Verifica-se uma grande diferença face à Figura 5.36, pois não temos o lado negativo do Coeficiente de sustentação. Devido à sustentação estática do hélio, a Polar de Resistência Aerodinâmica considerando o coeficiente de sustentação total move-se para a direita, ficando toda a Polar no Primeiro Quadrante. Verifica-se uma diferença substancial entre o caso sem asas e os restantes casos o que comprova que as asas fazem bastante diferença ao nível da sustentação gerada para todo o veículo.

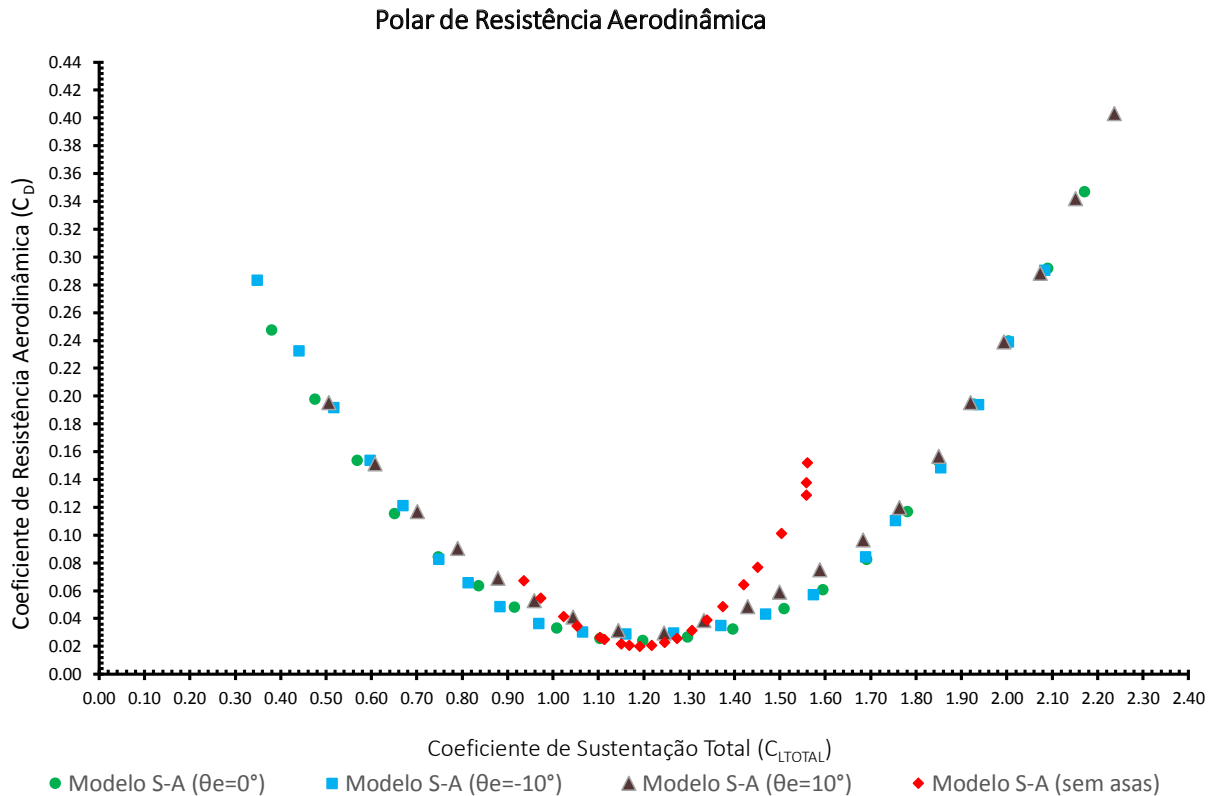


Figura 5.37: Curvas da Polar de Resistência Aerodinâmica, para $C_{L_{TOTAL}}$, considerando o modelo S-A

5.9 Conclusão

Conclui-se do presente capítulo que o modelo S-A é aquele que consome menos recursos computacionais, o que se traduz num menor número de iterações para os casos analisados do veículo com asas. Para o caso do veículo sem asas, o número de iterações não é tão elevado o que significa que as asas são um fator de morosidade dos cálculos. Quanto ao Coeficiente de Sustentação (C_L) dinâmico verifica-se que para $\theta_e = 0^\circ$ os três modelos não apresentam discrepâncias, para $\theta_e = -10^\circ$ e $\theta_e = 10^\circ$ apresentam discrepâncias não significativas e para o modelo sem asas verifica-se alguma discrepância entre o modelo S-A e os outros dois modelos, sendo essa discrepância mais significativa para ângulos de ataque elevados (negativos e positivos). Quanto ao valor de C_D verifica-se que não existe discrepância entre modelos para $\theta_e = 0^\circ$, existindo uma pequena discrepância para ângulos de ataque negativos no caso de $\theta_e = -10^\circ$ assim como para ângulos de ataque positivos para $\theta_e = 10^\circ$. Para o caso sem asas verifica-se uma discrepância significativa no valor de C_D para o intervalo de ângulo de ataque $18^\circ < \alpha < 20^\circ$ no modelo S-A relativamente aos restantes dois modelos. Quanto ao coeficiente de momento de arfagem aerodinâmico (C_{M_a}), verifica-se uma maior discrepância entre modelos de turbulência em todos os casos de estudo, no entanto após verificar o coeficiente de momento de arfagem em torno do centro de gravidade, verificamos que essas diferenças são muito pouco perceptíveis. Quanto as curvas de comparação entre casos de estudo, verifica-se que para a curva de C_L em função de α apresenta um comportamento típico de uma deflexão de "ailerons" e que a curva de $C_{L_{TOTAL}}$ apenas modifica o valor de C_L mantendo-se a tendência original. Quanto ao valor de C_D apresenta a forma típica (parábola) sendo menos acentuada para o caso de estudo sem asas. As curvas de C_{MCG} em função de $C_{L_{TOTAL}}$ para os valores de X_a , X_b e $X_{CG_{medio}}$ não apresentam curvas válidas para voo.

Capítulo 6

Conclusão

Conteúdo

6.1 Síntese da Dissertação	140
6.2 Considerações Finais	141
6.3 Propostas para Trabalho Futuro	142

6.1 Síntese da Dissertação

Esta dissertação deve ser vista apenas como o primeiro passo de uma longa caminhada. A falta de dados históricos na área dos veículos denominados como dirigíveis híbridos é notória sendo comprovada pela referência [90]. No entanto, tem sido realizados progressos ao nível industrial nesta área como comprovam os exemplos do P-791 da *Lockheed Martin* e o *Airlander 10* da *Hybrid Air Vehicles (HAV)*.

No Capítulo Um é realizada uma pequena contextualização histórica dos veículos dirigíveis em Portugal e no mundo assim como acerca da nova área de investigação, a Simulação, iniciada em 2015 no Núcleo de Investigação em Transportes (NIT) na Universidade da Beira Interior (UBI). Foram também definidos os objetivos a atingir nesta dissertação, o objeto de estudo e as limitações e dependências que tivemos de enfrentar.

No Capítulo Dois realizamos a revisão de literatura, onde revimos as configurações dos veículos dirigíveis, as duas componentes da sustentação para este tipo de veículo (estática, gerada a partir de um gás sustentador) e dinâmica, gerada a partir do vento relativo, a fonte das forças aerodinâmicas, as curvas típicas de coeficiente de sustentação, de resistência aerodinâmica e de momento. Quanto à estabilidade, são discutidos os conceitos de estabilidade estática e dinâmica, como analisar uma curva de C_M em função de α ou de C_L assim como a apresentação de casos com objetivos semelhantes aqueles que queríamos atingir com a presente dissertação. No Capítulo Três apresentamos a metodologia utilizada num estudo de Dinâmica de Fluidos Computacional, que se divide nas suas três fases, nomeadamente o pré-processamento, o processamento e o pós-processamento. São também apresentadas as equações utilizadas, os modelos de turbulência assim como os aspetos que é necessário considerar relativamente à geração de malha.

No Capítulo Quatro apresentamos o caso de estudo, o que significa apresentar todo o procedimento adotado ao nível da geração de malha, definições aplicadas no "solver" *ANSYS® Fluent®* e a forma de processar uma simulação numa máquina de grande poder de cálculo como um "cluster".

No Capítulo Cinco apresentamos os resultados do caso de estudo que revelaram que asas do veículo contribuem com praticamente metade da sustentação dinâmica face aos outros elementos constituintes do veículo, o que significa que caso se queira que o envelope gere mais sustentação dinâmica, então o mesmo tem de ser otimizado. Quanto ao coeficiente de resistência aerodinâmica, verifica-se que o valor deste aumenta bastante para os casos com asas, face ao caso sem asas, o que significa que grande parte da resistência provém das asas. Quanto ao coeficiente de momento de arfagem, foi necessário estimar um passeio de CG, não tendo sido possível obter nenhuma curva válida. Deste modo, será necessário que a equipa responsável pelo *design* do veículo proceda às alterações necessárias do sentido de se obterem curvas válidas de coeficiente de momento de arfagem em torno de centro de gravidade.

6.2. Considerações Finais

Aproveitamos para visitar a secção 1.2 e verificar quais os objetivos cumpridos:

1. Deste modo, podemos constatar que o objetivo um, que se refere à descrição das melhores definições de malha conseguidas considerando os recursos temporais e materiais, foi cumprido tal como demonstrado na secção 4.4;
2. Quanto ao objetivo dois, que se refere à descrição do procedimento numérico utilizado, podemos dizer que foi cumprido em excesso, sendo apresentado na secção 4.5. A configuração adotada na máquina utilizada para efetuar a inicialização das simulações pode ser verificada no Apêndice B e a forma como se pode submeter uma simulação em "cluster" pode ser verificada no Apêndice D;
3. Quanto ao objetivo três, que se relaciona com o desenhar das curvas de C_L , C_D e C_M em função de α , podemos afirmar que foi cumprido estando exposto nas secções 5.3, 5.4 e 5.5;
4. Quanto ao objetivo quarto, que se relaciona com o desenhar das curvas de C_M em função de C_L , foi atingindo, mas utilizando o coeficiente de momento de arfagem em torno do centro de gravidade ($C_{M_{CG}}$) em função do coeficiente de sustentação total ($C_{L_{TOTAL}}$), pois para o voo de cruzeiro são estes os coeficientes a considerar;
5. Quanto ao objetivo cinco, podemos afirmar que o mesmo foi cumprido tal como demonstra a secção 5.6. O modelo sugerido é o S-A, pois é o de mais fácil resolução e os resultados apresentados apesar de apresentarem algumas discrepâncias (principalmente no coeficiente de momento de arfagem) estas não são suficientemente significativas, para significarem resultados finais diferentes;
6. Quanto ao objetivo seis, podemos afirmar que foi cumprido tal como demonstram as secções 5.7 e 5.8;
7. Quanto ao objetivo sete, podemos dizer que o mesmo foi cumprido como demonstram todas as secções que contenham Figuras gráficas.

6.2 Considerações Finais

A ideia de base para esta dissertação ficou definida no final do curso de desenvolvimento profissional de curta-duração, "Modelling and Simulation of Air-Vehicles", na Universidade de Cranfield. No entanto, durante a realização da mesma, diversas situações provocaram atrasos na entrega, e este é sem dúvida o maior problema na realização de uma dissertação que envolve temáticas tão diversas como aerodinâmica, dinâmica de fluidos computacional ou controlo de um veículo. Quando estamos envolvidos em diversas temáticas é mais difícil conseguir chegar a resultados, mas para projetos interdisciplinares, não existe outra solução. Infelizmente o primeiro problema que esta dissertação encontrou, foi a falta de recursos computacionais para a realização da mesma. Durante cerca de quatro meses, a máquina "nit-simulator" possuía apenas 8GB de memória RAM o que implicou bastantes dificuldades na iteração de malha, mas que por outro lado revelou a capacidade de superação típica de qualquer português, pensou-se numa solução de recurso que foi utilizar espaço do disco rígido (nomeadamente o SSD) como memória RAM. A própria aplicação utilizada para realizar a iteração de malha, revelou-se que para este caso apresenta algumas limitações, nomeadamente no valor máximo de y^+ e no tempo que foi

necessário despende para chegar às malhas finais. O facto de não existirem dados de referência, sejam testes de voo ou em túnel de vento, implica que não é possível validar as simulações pois não existe forma de comparar os dados obtidos. Durante o processamento das simulações, o facto da ligação de rede utilizada pela Universidade da Beira Interior (UBI) ser ainda realizada através de cabos que suportam apenas 100Mbps e não 1Gbps, aumentou a morosidade com que foi realizado o envio e a descarga de dados, assim como o facto de um disjuntor não suportar cinco máquinas ligadas também foi a causa para alguns atrasos nas simulações. Uma opção que foi tomada durante a presente dissertação, foi de guardar resultados de simulações a cada 200 iterações nomeadamente para a malha 294 para os três modelos de turbulência. Esta opção revelou-se uma má opção pois 200 iterações é um número muito baixo e as simulações são relativamente grandes, o que implicou estar a limpar o disco rígido do "cluster" com alguma regularidade. Outro problema que ocorreu, foi o facto de as simulações para os modelos $k - \varepsilon$ e $k - \omega$ não terem convergido antes das 5000 iterações (exceto para o caso da malha com o código 297, veículo sem asas). Considerou-se alterar os fatores de relaxamento, mas como a preocupação com a fiabilidade do estudo era grande, decidiu-se não mexer em nada e manter os fatores por "defeito". Quanto à utilização do *Microsoft® Office® Excel™ 2016*, podemos afirmar que para efetuar o pós-processamento de um estudo CFD que envolva formas gráficas com muitos casos diferentes, dentro do mesmo gráfico, não é uma boa solução em termos de produtividade, sendo aconselhado o *TecPlot®*, apesar de ser uma aplicação paga.

6.3 Propostas para Trabalho Futuro

Aprendemos ao longo da vida, que um trabalho nunca está terminado e ainda bem pois se tudo estivesse feito, não existiria nada para melhorar. Dizem-nos os princípios da Gestão da Qualidade, que a procura pela melhoria de qualidade deve ser contínua, quer seja ao longo da vida académica, de um produto ou de uma empresa. Deste modo, deixamos algumas sugestões acerca de trabalhos a realizar futuramente:

- Realizar simulações numéricas do veículo em escoamento transiente de modo a determinar os coeficientes de sustentação, resistência aerodinâmica e de momento de arfagem;
- Realizar simulações numéricas do veículo com malhas estruturadas e não-estruturadas realizadas noutra aplicação, em escoamento permanente e transiente realizadas num outro "solver", com uma maior precisão se possível, de modo a determinar os coeficientes de sustentação, resistência aerodinâmica, de momento de arfagem, momento de rolamento, momento de guinada e de Força Lateral;
- Realizar a otimização das asas de modo a que o veículo seja estaticamente e dinamicamente estável e que cumpra os requisitos de projeto definidos pelo grupo de trabalho responsável;
- Realizar a otimização do formato do envelope e restantes componentes constituintes do veículo de forma a aumentar a sustentação dinâmica do veículo;
- Realizar testes em túnel de vento de modo a validar todos os itens anteriores, o que significa realizar a comparação dos dados obtidos em CFD com os dados de túnel de vento;
- Construir o veículo;
- Voar o veículo e confrontar os trabalhos realizados com os dados obtidos em voo.

Referências

- [1] F. Goineau e M. Cook, “The stability and control characteristics of the neutrally bouyant non-rigid airship,” Cranfield University, Bedford, Tech. Rep., 1999. [Online]. Disponível: <http://hdl.handle.net/1826/246> 2
- [2] J. Vilhena, P. Nóia, L. A. Tavares, e J. Soares, *História da Aviação - O Sonho dos Pioneiros*, D. d. D. e. Criatividade, Ed. Sintra: Euroimpala S.L., 2010. 2, 8
- [3] B. E. Prentice, R. P. Beilock, e A. J. Phillips, “Economics of Airships for Perishable Food Trade,” in *5th International Airship Convention and Exhibition*, F. . A. Association, Ed., Oxford, 2004, p. 1. [Online]. Disponível: https://umanitoba.ca/faculties/management/ti/media/docs/AA04_airship_large1.pdf 2
- [4] M. Macário, V. Reis, J. Silva, P. Gamboa, e J. Neves, “Sistema de Transporte Aéreo Multifuncional,” pp. 9;10;12;14;16-17;22;26-27;, 2016. 2, 3
- [5] L. Martin, “Case In Point,” 2016. [Online]. Disponível: <http://lockheedmartin.com/us/aeronautics/skunkworks/case-studies.html> (Acedido em: 2016-03-02). 2
- [6] H. A. Vehicles, “AIRLANDER 10,” 2016. [Online]. Disponível: <https://www.hybridairvehicles.com/aircraft/airlander-10> (Acedido em: 2016-03-02). 2
- [7] J. Dias, J. Lobo, J. Barbosa, e L. Mirisola, “DIVA - Dirigível Instrumentado para Vigilância Aérea,” p. 1, 2016. [Online]. Disponível: http://ap.isr.uc.pt/?w=project_information&ID=35 (Acedido em: 2016-03-02). 2
- [8] A. Elfes, S. S. Bueno, M. Bergerman, J. J. G. Ramos, e S. B. V. Gomes, “Project AURORA: Development of an Autonomous Unmanned Remote Monitoring Robotic Airship,” *Journal of the Brazilian Computer Society*, vol. 4, no. 3, apr 1998. [Online]. Disponível: http://www.scielo.br/scielo.php?script=sci_arttext&pid=S0104-65001998000100009&lng=en&nrm=iso&tlng=en 2
- [9] A. J. N. Marques, “Conceptual Design of a Hybrid Airship,” Dissertação, Universidade da Beira Interior, Covilhã, 2014. 2, 4, 14, 85, 86, 100, 125
- [10] P. Emanuel, “Operations of a Hybrid Airship Over Congested Areas,” Dissertação, Universidade da Beira Interior, Covilhã, 2014. 2
- [11] S. E. C. Claro, “Manufacturing Techniques of a Hybrid Airship Prototype,” Ph.D. dissertation, University of Beira Interior, Covilhã, 2015. 2
- [12] D. N. González, “STABILITY AND CONTROL OF HYBRID AIRSHIPS : A NEW CONCEPT,” Dissertação, Universidade da Beira Interior, Covilhã, 2015. 2
- [13] C. C. Prodanov e E. C. de.; Freitas, *Metodologia do trabalho científico: Métodos e Técnicas da Pesquisa e do Trabalho Acadêmico*, 2nd ed., Feevale, Ed. Novo Hamburgo: Universidade Feevale, 2013. [Online]. Disponível: <http://www.feevale.br/Comum/midias/8807f05a-14d0-4d5b-b1ad-1538f3aef538/E-bookMetodologiadoTrabalhoCientifico.pdf> 3
- [14] A. M. R. Correia e A. Mesquita, *Mestrados e Doutoramentos*, 1st ed., S. Vida Económica - Editorial, Ed. Porto: Uniarte Gráfica, S.A., 2013. [Online]. Disponível: <http://livraria.vidaeconomica.pt> 3

- [15] P. Pinto, “Redes - Como funciona um Switch?” 2011. [Online]. Disponível: <https://pplware.sapo.pt/microsoft/windows/redes-como-funciona-um-switch/> (Acedido em: 2017-03-20). 4
- [16] TP-Link, “SOHO Switches TL-SG108,” 2017. [Online]. Disponível: http://www.tp-link.pt/products/details/cat-4763_TL-SG108.html#specifications (Acedido em: 2017-02-24). 4
- [17] Y. K. Chen e X. Zhang, “CFD-RANS model validation of turbulent flow: A case study on MAAT airship,” in *Proceedings of 2014 International Conference on Modelling, Identification Control*. Melbourne: IEEE, dec 2014, pp. 254-258. [Online]. Disponível: <http://ieeexplore.ieee.org/document/7020761/> 5, 32, 33, 64, 65, 83, 99, 100
- [18] C. Stockbridge, A. Ceruti, e P. Marzocca, “Airship Research and Development in the Areas of Design, Structures, Dynamics and Energy Systems,” *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, vol. 13, no. 2, pp. 170-187, 2012. 8, 9, 10, 11
- [19] “Fluid Properties Calculator,” 1997. [Online]. Disponível: <http://www.mhtl.uwaterloo.ca/old/onlinetools/airprop/airprop.html> (Acedido em: 2016-03-11). 8, 125
- [20] L. Liao e I. Pasternak, “A review of airship structural research and development,” *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 45, no. 4-5, pp. 83-96, may 2009. [Online]. Disponível: <http://dx.doi.org/10.1016/j.paerosci.2009.03.001><http://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/S0376042109000153> 8, 9, 10, 11
- [21] G. A. Khoury e J. D. Gillett, *Airship Technology*, first edit ed., W. Shyy e M. J. Rycroft, Eds. London: Cambridge University Press, 1999. 8, 10, 11, 17, 19, 20, 21
- [22] Goodyear, “GOODYEAR RETIRES SPIRIT OF INNOVATION,” 2017. [Online]. Disponível: <http://www.goodyearblimp.com/news-and-events/2017/soi-retires-3-14-17.html> (Acedido em: 2017-03-23). 8
- [23] Goodyear, “Goodyear - CURRENT BLIMPS | BLIMP,” 2017. [Online]. Disponível: <http://www.goodyearblimp.com/behind-the-scenes/current-blimps.html> (Acedido em: 2017-03-23). 8
- [24] “The Goodyear Blimp – N10A “The Spirit of America”,” 2006. [Online]. Disponível: <http://www.skytamer.com/2.6.3.html> (Acedido em: 2017-03-23). 9
- [25] Y. Li, “Dynamics Modeling and Simulation of Flexible Airships,” PhD, McGill University, 2008. 9
- [26] AIRSHIPS.NET, “Zeppelin NT.” [Online]. Disponível: <http://www.airships.net/zeppelin-nt/> (Acedido em: 2017-03-23). 9, 10
- [27] Z. NT, “The ultimate way to travel.” [Online]. Disponível: <http://zeppelin-nt.de/en/zeppelin-NT/fields-of-application/passenger-flights.html> (Acedido em: 2017-03-25). 9
- [28] Z. NT, “Highest level of comfort, with maximum safety.” [Online]. Disponível: <http://zeppelin-nt.de/en/zeppelin-NT/technology.html> (Acedido em: 2017-03-25). 9
- [29] P. V. Gamboa e M. Â. R. Silvestre, “Introdução ao Avião,” Covilhã, pp. 3-5, 2012. 11, 16
- [30] HUSH, “HUSH Loves Airships, Part 4,” 2016. [Online]. Disponível: <http://cr4.globalspec.com/blogentry/27703/HUSH-Loves-Airships-Part-4> (Acedido em: 2017-03-27). 11

Referências

- [31] S. Writer, “Lockheed Martin LHM-1 (P-791) Cargo Hybrid Airship,” 2016. [Online]. Disponível: http://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft_id=1545 (Acedido em: 2016-03-27). 12
- [32] G. Norris, “Up Close: Lockheed Martin’s LMH-1 Hybrid Airship,” 2016. [Online]. Disponível: http://aviationweek.com/technology/close-lockheed-martin-s-lmh-1-hybrid-airship#slide-0-field_images-1431001 (Acedido em: 2016-03-27). 12
- [33] R. Gray, “Inside Lockheed’s giant blimp: Long-range LMH-1 airship will carry cargo and people to remote locations around the world,” 2016. [Online]. Disponível: <http://www.dailymail.co.uk/sciencetech/article-3485488/Inside-Lockheed-s-giant-blimp-Long-range-LMH-1-airship-carry-cargo-people-remote-locations-world.html> (Acedido em: 2017-03-27). 12
- [34] “VIDEOS,” 2017. [Online]. Disponível: <http://hybridhe.com/hybrid-airship/hybrid-airship-videos/> (Acedido em: 2017-03-27). 12
- [35] L. Martin, “P-791 First Flight,” 2006. [Online]. Disponível: <https://www.flickr.com/photos/lockheedmartin/23749084344/in/photostream/> (Acedido em: 2017-03-27). 12
- [36] “Lockheed Martin P-791,” 2014. [Online]. Disponível: http://research.omicsgroup.org/index.php/Lockheed_Martin_P-791 (Acedido em: 2017-03-27). 12
- [37] “Hybrid Air Vehicles HAV-3,” 2016. [Online]. Disponível: <http://research.omicsgroup.org/index.php/HAV-3> (Acedido em: 2017-03-28). 13
- [38] D. Baumert-Moyik e K. Beedle, “Photo Release - Northrop Grumman Awarded 517 Million Dollars Agreement for U.S. Army Airship With Unblinking Eye,” 2010. [Online]. Disponível: <http://news.northropgrumman.com/news/releases/photo-release-northrop-grumman-awarded-517-million-agreement-for-u-s-army-airship-with-unblinking-eye> (Acedido em: 2017-03-28). 13
- [39] G. B. Harland, “Photo Release - U.S. Army Airship Completes Historic Flight,” 2012. [Online]. Disponível: <http://news.northropgrumman.com/news/releases/photo-release-u-s-army-airship-completes-historic-flight> (Acedido em: 2017-03-28). 13
- [40] “Airlander 10 Technical Data.” [Online]. Disponível: <https://www.hybridairvehicles.com/downloads/Airlander-21.pdf> (Acedido em: 2017-03-28). 13
- [41] “HOW IT WORKS.” [Online]. Disponível: <https://www.hybridairvehicles.com/technical/how-it-works> (Acedido em: 2017-03-28). 13
- [42] E. Milberg, “World’s Largest Aircraft, the Airlander 10, Completes First Flight,” 2016. [Online]. Disponível: <http://compositesmanufacturingmagazine.com/2016/08/worlds-largest-aircraft-airlander-10-completes-first-flight/> (Acedido em: 2017-03-28). 13
- [43] E. Karasin, “Rope attached to £25million ‘big ass’ airship Airlander 10 hit power line before it crashed says manufacturer,” 2016. [Online]. Disponível: <http://www.dailymail.co.uk/news/article-3758450/Rope-attached-25million-big-ass-airship-Airlander-10-hit-power-line-crashed-says-manufacturer> (Acedido em: 2017-03-28). 13

- [44] “AIRLANDER PREPARES FOR FLIGHT ONCE MORE,” 2017. [Online]. Disponível: <https://www.hybridairvehicles.com/news-and-media/news/airlander-prepares-for-flight-once-more> (Acedido em: 2017-03-28). 13
- [45] B. Stevenson;, “HAV receives UK funding to bring airship back to flight,” 2015. [Online]. Disponível: <https://www.flightglobal.com/news/articles/hav-receives-uk-funding-to-bring-airship-back-to-flight-408982/> (Acedido em: 2017-03-28). 14
- [46] B. Stevenson;, “Airlander receives environmentally-friendly transport funding,” 2015. [Online]. Disponível: <https://www.flightglobal.com/news/articles/airlander-receives-environmentally-friendly-transport-410944/> (Acedido em: 2017-03-28). 14
- [47] S. Modak;, “Airlander 10, the World’s Largest Aircraft, Crashes on Second Test Flight,” 2016. [Online]. Disponível: <http://www.cntraveler.com/stories/2016-03-24/airlander-10-the-worlds-largest-aircraft-is-ready-to-fly> (Acedido em: 2017-03-28). 14
- [48] J. D. Anderson, *Aircraft performance and design*, first edit ed., ser. McGraw-Hill international editions: Aerospace science/technology series. Singapore: WCB/McGraw-Hill, 1999. [Online]. Disponível: <http://books.google.pt/books?id=PwtO7aiwbBwC> 15, 18, 19, 20, 21, 22, 24, 25, 31, 59, 119
- [49] J. D. Anderson, *Introduction to Flight*, fifth edit ed. New York: McGraw Hill International Edition, 2005. 15, 16, 18, 19, 21, 22, 23, 24, 25, 26, 27, 28, 29, 30, 31
- [50] N. Hall, “Aerodynamic Forces,” 2015. [Online]. Disponível: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/presar.html> (Acedido em: 2017-04-15). 15
- [51] J. J. Bertin e R. M. Cummings, *Aerodynamics for Engineers*, fifth edit ed., M. j. Horton, Ed. New York: Pearson Education International, 2009. 15
- [52] J. D. Anderson, *Fundamentals of Aerodynamics*, fifth edit ed., J. D. Anderson, Ed. New York: McGraw Hill Series, 2011. [Online]. Disponível: <https://avionicsengineering.files.wordpress.com/2016/11/john-d-anderson-jr-fundamentals-of-aerodynamics.pdf> 15, 18, 19, 20, 21, 54
- [53] D. G. Hull, *Fundamentals of airplane flight mechanics*. Austin: Springer, 2007. 15, 18
- [54] N. Maciel, J. E. Villate, C. Azevedo, F. M. Barbosa, e M. C. Marques, *Eu e a Física 12 - 1ª Parte*, primeira e ed., P. Editora, Ed., Porto, 2009. 16, 17
- [55] P. A. Tipler e G. Mosca, *Física para Cientistas e Engenheiros - Volume 1*, sexta ediç ed., LTC, Ed., 2009. 16
- [56] Infopédia;, “Arquimedes,” Porto. [Online]. Disponível: <https://www.infopedia.pt/Şarquimedes> (Acedido em: 2017-04-12). 16
- [57] C. Couto, “2016 - II FESTIVAL RUBIS GÁS BALÕES DE AR QUENTE - RIBEIRA GRANDE,” 2016. [Online]. Disponível: <https://www.cesarcouto.com/albuns/2016-ii-festival-rubis-gas-baloes-de-ar-quente/396/> (Acedido em: 2017-04-13). 17

Referências

- [58] M. J. Haque, Anwar U.;Asrar, Waqar; Omar, Ashraf A.; Sulaeman, Erwin; Ali, "AEROSTATIC AND AERODYNAMIC MODULES OF A HYBRID BUOYANT AIRCRAFT: AN ANALYTICAL APPROACH," *International Islamic University Malaysia Engineering Journal*;;, vol. 16, no. 1, pp. 9-17, 2015. [Online]. Disponível: <https://doaj.org/article/3d92711f45fd46c9b0e23611dee451b9> 17
- [59] J. L. d. A. B. Sachetti, *Aerodinâmica - Aviões Vol. II*, primeira e ed., F. A. Portuguesa, Ed. Direcção do Serviço de Instrução, 1977. 18, 19, 21, 26, 27, 28, 30
- [60] S. F. Hoerner, *Fluid Dynamic Lift*, second edi ed., H. V. Borst, Ed. New York: Mrs. Liselotte A. Hoerner, 1985. 19
- [61] S. B. V. Gomes, "An Investigation of the Flight Dynamics of Airships with Application to the YEZ-2A," PhD Thesis, Cranfield Institute of Technology, 1990. 19, 21, 26, 38, 39, 40, 41, 42, 110, 115, 119
- [62] F. M. White, *Mecânica dos Fluidos*, sexta ediç ed., A. J. Affonso e C. Crivelaro, Eds. Porto Alegre: The McGraw-Hill Companies, 2011. 21, 51, 59, 100
- [63] L. A. Oliveira e A. G. Lopes, *Mecânica dos Fluidos*, 5th ed. Lisboa: LIDEL - Edições Técnicas, Lda, 2016. 21, 49, 53, 59, 60, 61, 63, 64, 100
- [64] F. J. Hale, *Introduction to Aircraft Performance, Selection, and Design*, first edit ed. New York: John Wiley and Sons, Ltd., 1984. 21, 22, 24, 25, 28, 29, 30
- [65] S. K. Ojha, *Flight Performance of Aircraft*, first edit ed., J. S. Przemieniecki, Ed. Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1995. 21, 24, 25, 30, 31, 59, 99
- [66] V. de Brederote, *Fundamentos de Aerodinâmica Incompressível*, primeira e ed., V. de Brederote, Ed. Lisboa: Biblioteca do Instituto Superior Técnico (IST), 1997. 21, 25, 31, 59
- [67] S. Gudmundsson, *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures*, first edit ed., Butterworth-Heinemann, Ed. Oxford: Elsevier, 2014. 21, 24, 26
- [68] B. S. Massey, *Mecânica dos Fluidos*, sexta ediç ed. Lisboa: Fundação Calouste Gulbenkian, 2002. 21, 33, 57, 58, 59, 60
- [69] L. M. Nicolai e G. E. Carichner, *Fundamentals of Aircraft and Airship Design, Volume 1*, first edit ed., J. A. Schetz, Ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2010, vol. 1. 21, 26
- [70] C. P. Burgess, *Airship Design*, C. d. F. Chandler, Ed. New York: The Ronald Press Company, 1927. 21
- [71] D. F. Anderson e S. Eberhardt, *Understanding Flight*, first edit ed. New York: McGraw Hill Companies, 2001. 22, 24, 26, 27
- [72] P. V. Gamboa e M. A. R. Silvestre, "Introdução ao Avião e Disciplinas de Projecto," Covilhã, pp. 14-15, 2012. 24
- [73] R. C. Nelson, *Flight Stability and Automatic Control*, first edit ed., A. T. Brown e J. M. Morriss, Eds. New York: McGraw Hill Book Company, 1989. 26, 27, 28, 29, 30, 31

- [74] B. W. McCormick e M. P. Papadakis, *Aircraft Accident Reconstruction and Litigation*, revised ed ed. Tucson: Lawyers Judges Publishing Co., 1998. 26, 28, 29
- [75] CAE;, *Principles of Flight ATPL Ground Training Series*, K. P. C. P. Ltd, Ed. Singapore: CAE Oxford Aviation Academy, 2014. 27, 30, 31
- [76] J. D. Anderson, *COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS: The Basics with Applications*, first edit ed., J. J. Corrigan e E. Castellano, Eds. New York: McGraw Hill, Inc., 1995. [Online]. Disponível: <http://scholar.google.com/scholar?hl=en&btnG=Search&q=intitle:Computational+Fluid+Dynamics+the+Basics+With+Applications#2> 28, 49, 50, 51, 52, 53, 55, 56, 57, 58, 104
- [77] B. Etkin e L. D. Reid, *Dynamics of Flight - Stability and Control*, third edit ed., C. Robichaud, C. Beckham, e C. Ronda, Eds. John Wiley and Sons, Ltd., 1996. 28, 29
- [78] B. W. McCormick, *Aerodynamics Aeronautics and Flight Mechanics*, second edi ed., C. Robichaud e S. Amanatidis, Eds. Pennsylvania: John Wiley and Sons, Ltd., 1995. 28
- [79] C. D. Perkins e R. E. Hage, *Airplane Performance, Stability and Control*. John Wiley and Sons, Ltd., 1949. 28
- [80] A. Ul Haque, W. A. Asrar, A. A. Omar, e E. Suleiman, “Wind Tunnel Testing on a Generic Model of a Hybrid Lifting Hull,” *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. 8, no. 4, pp. 467-474, 2016. [Online]. Disponível: <http://www.jatm.com.br/ojs/index.php/jatm/article/view/645> 32, 99, 100
- [81] M. I. Mahzan e S. Muhamad, “An Evolution of Hybrid Airship Vehicle (HAV) Envelope: Aerodynamics Analysis,” *Applied Mechanics and Materials*, vol. 660, pp. 498-502, 2014. [Online]. Disponível: <http://www.scientific.net/AMM.660.498> 33, 34
- [82] A. D. Marco, “Unit Juggler - Convert everything with ease,” Esch-sur-Alzette, 2016. [Online]. Disponível: <https://www.unitjuggler.com/convert-speed-from-kt-to-ms.html> (Acedido em: 2017-05-24). 33
- [83] P. Liu, G. Y. Fu, L. J. Zhu, e X. L. Wang, “Aerodynamic Characteristics of Airship Zhiyuan-1,” *Journal of Shanghai Jiaotong University (Science)*, vol. 18, no. 6, pp. 679-687, 2013. [Online]. Disponível: https://www.researchgate.net/publication/271742334_Aerodynamic_characteristics_of_airship_Zhiyuan-1 35, 36
- [84] S. C. Gu, D. X. Liu, e Y. F. Wang, “Study of Airship Stability Based on a Low Resistance Profile,” *Advanced Materials Research*, vol. 791-793, pp. 1493-1496, 2013. [Online]. Disponível: <http://www.scopus.com/inward/record.url?eid=2-s2.0-84886867142&partnerID=tZOtx3y1> 36, 37
- [85] V. Voloshin, Y. K. Chen, e R. Calay, “A comparison of turbulence models in airship steady-state CFD simulations,” 2012. 37, 65, 99, 100
- [86] A. Sayma, *Computational Fluid Dynamics*, first edit ed. bookboon.com, 2009. 44, 49, 63
- [87] Y. A. Cengel e J. M. Cimbala, *Fluid Mechanics: Fundamentals and Applications*, third edit ed., B. Stenquist e L. Buczek, Eds. New York: The McGraw-Hill Companies, 2014. [Online]. Disponível: http://highered.mheducation.com/sites/0073380326/information_center_view0/index.html 44, 45, 49, 55, 61, 71, 72

Referências

- [88] S. Jamshed, *USING HPC FOR COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS - A Guide to High Performance Computing for CFD Engineers*, first edit ed., B. Guerin, Ed. Oxford: Hayton, Joe;, 2015. [Online]. Disponível: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/B9780128015674000027> 44, 45, 47, 49, 58, 73
- [89] V. M., “Intel tem o primeiro processador de consumo com um Teraflop,” p. 1, 2017. [Online]. Disponível: <https://pplware.sapo.pt/gadgets/hardware/intel-tem-o-primeiro-processador-de-consumo-com-um-teraflop/> (Acedido em: 2017-06-13). 44
- [90] G. E. Carichner e L. M. Nicolai, *Fundamentals of Aircraft and Airship Design Volume 2 - Airship Design and Case Studies*, primeira e ed., J. A. Schetz, Ed. Blacksburg, Virginia: AIAA Education Series, 2013. 44, 63, 140
- [91] H. Versteeg e W. Malalasekera, *An Introduction to Computational Fluid Dynamics*, second edi ed. Harlow: Pearson Education Limited, 2007. [Online]. Disponível: <http://www.ncbi.nlm.nih.gov/pubmed/6686412> 44, 45, 46, 47, 49, 55, 59, 61, 62, 63, 64, 65, 97, 103, 104
- [92] J. Tu, G.-H. Yeoh, e C. Liu, *Computational Fluid Dynamics - A Practical Approach*, second edi ed. Oxford: Elsevier, 2013. [Online]. Disponível: http://doi.wiley.com/10.1002/14356007.i07_i01 44, 45, 46, 47, 48, 49, 50, 51, 52, 71, 73, 74
- [93] N. Ashgriz e J. Mostaghimi, “Fluid Flow Handbook,” in *An Introduction to Computational Fluid Dynamics*, second edi ed. Toronto: Department of Mechanical Industrial Eng., 2007, ch. 20, p. 2. 44, 45, 46
- [94] C. T. Shaw, *USING COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS*, fisrt edit ed. Dunedin: Prentice Hall, 1992. 44, 45
- [95] D. Sofialidis, “Express Introductory Training in ANSYS Fluent - Lecture 1 - Introduction to the CFD Methodology,” Ljubljana, pp. 1-14, 2013. 44, 45, 47, 49
- [96] J. F. Wendt, *Computational Fluid Dynamics*, third edit ed., J. F. Wendt, Ed. Chaussée de Waterloo: Springer, 2009. [Online]. Disponível: <http://link.springer.com/10.1007/978-3-540-85056-4> 45, 49, 55, 58
- [97] L. A. F. Mendes, “Ferramentas de Melhoria da Qualidade,” Coivlhã, pp. 8-19, 2014. 46, 48
- [98] OpenFOAMWiki, “OpenFOAM guide/Finite volume method (OpenFOAM),” 2010. [Online]. Disponível: [https://openfoamwiki.net/index.php/OpenFOAM_guide/Finite_volume_method_\(OpenFOAM\)](https://openfoamwiki.net/index.php/OpenFOAM_guide/Finite_volume_method_(OpenFOAM)) (Acedido em: 2017-06-01). 47
- [99] D. Sofialidis, “Express Introductory Training in ANSYS Fluent - Lecture 2 - Boundary Conditions Solver Settings,” Ljubljana, 2013. 48, 100, 103, 105
- [100] A. Bakker, “Lecture 2 - Flow Fields Applied,” Dartmouth, p. 3, 2006. [Online]. Disponível: <http://www.bakker.org/dartmouth06/engs150/> 49
- [101] T. Chung, *Computational Fluid Dynamics*, second edi ed. Cambridge: Cambridge University Press, 2010. 49

- [102] K. Masatsuka, *I do like CFD, VOL.1 - Governing Equations and Exact Solutions*, second edi ed. CRADLE, 2016. 49, 55
- [103] A. Bakker, “Lecture 3 - Conservation Equations,” Dartmouth, 2006. [Online]. Disponível: <http://www.bakker.org/dartmouth06/engs150/03-cnsrv.pdf> 49, 50
- [104] J. Blazek, *Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications*, third edit ed., H. Gray, Ed. Oxford: Elsevier, 2015. 49, 63, 64, 65, 67
- [105] W. H. Mason, “2 . Getting Ready for Computational Aerodynamics : Fluid Mechanics Foundations,” pp. 1-39, 1997. 49
- [106] A. L. S. da Silva, “Antoine Lavoisier.” [Online]. Disponível: <http://www.infoescola.com/biografias/antoine-lavoisier/> (Acedido em: 2017-06-04). 50
- [107] H. Kendall, *100 Greatest Science Discoveries of All Time*. London: Libraries Unlimited, 2007. [Online]. Disponível: <http://scholar.google.com/scholar?hl=en&btnG=Search&q=intitle:100+greatest+science+discoveries+of+all+time#9> 50
- [108] P. J. M. Coelho, “Transferência de Calor:: Origens Físicas e Equações de Taxas de Transferência,” Lisboa. [Online]. Disponível: <https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/3779571590077/transp1.pdf> 56
- [109] M. F. F. Silva, “Capacidades térmicas,” Covilhã, pp. 1-4, 2012. 57
- [110] O. Reynolds, “An Experimental Investigation of the Circumstances Which Determine Whether the Motion of Water Shall Be Direct or Sinuous, and of the Law of Resistance in Parallel Channels,” *Philosophical Transactions of the Royal Society of London*, vol. 174, no. 0, pp. 935-982, 1883. [Online]. Disponível: <http://rstl.royalsocietypublishing.org/cgi/doi/10.1098/rstl.1883.0029> 58
- [111] D. Sofialidis, “Express Introductory Training in ANSYS Fluent - Lecture 3 - Turbulence Modeling, Heat Transfer Transient Calculations,” Ljubljana, p. 23, 2013. 59, 63, 64
- [112] R. H. Nichols, *Turbulence Models and Their Application to Complex Flows*. Birmingham: University of Alabama at Birmingham, 2001. 59, 63, 64, 65, 67, 69
- [113] S. R. Turns, *An Introduction to Combustion - Concepts and Applications*, second edi ed., J. P. Holman e J. Lloyd, Eds. Singapore: McGraw Hill, 2000. 59
- [114] C. B. da; Silva, “Introdução às Características de escoamentos Turbulentos,” Lisboa, pp. 1-12, 2010. [Online]. Disponível: https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/3779574370531/MFII_Aula_Turb_Characteristics_handout.pdf 59, 101
- [115] J. F. A. de Souza, L. R. de Oliveira, J. L. L. de Azevedo, I. D. Soares, e M. M. Mata, “Uma Revisão sobre a Turbulência e sua Modelagem,” *Revista Brasileira de Geofísica*, vol. 29, no. 1, pp. 21-41, 2011. [Online]. Disponível: <http://www.scielo.br/pdf/rbg/v29n1/02.pdf> 59, 60, 62, 64, 65
- [116] A. P. S. Freire, “Teoria de Camada Limite,” Rio de Janeiro, 1990. [Online]. Disponível: http://www.turbulencia.coppe.ufrj.br/notas_aulas/CursoCamadaLimite_APSF.pdf 60, 61
- [117] P. K. Kundu, I. M. Cohen, e D. R. Dowling, *Fluid Mechanics*, sexta ediç ed. London: Elsevier, 2016. 61, 62

Referências

- [118] H. Schlichting e K. Gersten, *Boundary Layer Theory*, nona edição. Braunschweig: Springer, 2017. [Online]. Disponível: <http://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/S0997754600011018> 61
- [119] A. Inc, “ANSYS Fluent Theory Guide,” Southpointe, pp. 20-25;42-44;77;108-109;146;625-626;699, 2013. 63, 65, 66, 67, 68, 69, 70, 85, 86, 99, 100, 119
- [120] L. Eça, “Escoamento em Regime Turbulento,” Lisboa. [Online]. Disponível: <https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/3779572013172/AulaT11.pdf> 65
- [121] X.-L. Wang, “Computational Fluid Dynamics Predictions of Stability Derivatives for Airship,” *Journal of Aircraft*, vol. 49, no. 3, pp. 933-940, may 2012. [Online]. Disponível: <http://arc.aiaa.org/doi/10.2514/1.C031634> 65
- [122] C. Online, “RNG k-epsilon model,” p. 1, 2010. [Online]. Disponível: https://www.cfd-online.com/Wiki/RNG_k-epsilon_model (Acedido em: 2017-06-11). 68
- [123] F. R. Menter, “Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications,” *AIAA Journal*, vol. 32, no. 8, pp. 1598-1605, 1994. [Online]. Disponível: <http://arc.aiaa.org/doi/10.2514/3.12149> 69
- [124] C. Online, “SST k-omega model,” 2011. [Online]. Disponível: https://www.cfd-online.com/Wiki/SST_k-omega_model (Acedido em: 2017-06-12). 69, 70
- [125] A. Bakker, “Lecture 7 - Meshing,” Dartmouth, 2006. [Online]. Disponível: <http://www.bakker.org/dartmouth06/engs150/07-mesh.pdf> 71
- [126] G. Bono e A. M. Awruch, “Numerical Study Between Structured and Unstructured Meshes for Euler and Navier-Stokes,” *Mechanica Computacional*, vol. 26, pp. 3134-3146, 2007. 71
- [127] A. Bakker, “Lecture 5 - Solution Methods,” Dartmouth, 2006. [Online]. Disponível: <http://www.bakker.org/dartmouth06/engs150/05-solv.pdf> 73, 104
- [128] P. V. Gamboa, “Introdução Ao Método Dos Elementos Finitos,” Covilhã, 2016. [Online]. Disponível: [http://webx.ubi.pt/~sim\\$pgamboa/pessoal/10371/apontamentos/01-IntroducaoAoMetodoDosElementosFinitos.pdf](http://webx.ubi.pt/~sim$pgamboa/pessoal/10371/apontamentos/01-IntroducaoAoMetodoDosElementosFinitos.pdf) 73
- [129] A. Inc, “Workshop 2 - Transonic Flow Over a NACA 0012 Airfoil - Introduction to ANSYS FLUENT,” Southpointe, pp. 9-, 2010. 76, 85, 98
- [130] Blender, “Subdivide,” 2017. [Online]. Disponível: <https://docs.blender.org/manual/en/dev/modeling/meshes/editing/subdividing/subdivide.html> (Acedido em: 2017-03-04). 77
- [131] G. A. L. Silva, M. N. Arima, e F. D. Sousa, “Mesh Generation in OpenFoam with SnappyHex-Mesh,” LCFT, São José do Campos, Tech. Rep., 2010. 81
- [132] J. Oliveira, “CFD Analysis of the Combustion of Bio-Derived Fuels in the CFM56-3 Combustor,” Dissertation, University of Beira Interior, 2016. 81, 86, 99
- [133] C. Fonte, “Design of a Low Consumption Electric Car Prototype,” Ph.D. dissertation, 2015. 81, 82, 86, 87, 94, 99
- [134] D. Combust, “A Concise Introduction to Pre-Processing, Meshing, and Running OpenFOAM® Cases with HELYX-OS,” Jeju Korea, Tech. Rep. OF Workshop, 2013. 81, 82, 84

- [135] P. Geremia e E. Villiers, “A Comprehensive Tour of snappyHexMesh with HELYX-OS,” Bologna, p. 4;, 2012. 81, 86, 99
- [136] Engys®, “HELYX-OS The market leading open-source GUI for OpenFOAM®,” 2016. [Online]. Disponível: <http://engys.com/products/helyx-os> (Acedido em: 2016-06-19). 81
- [137] P. Geremia, “Introducing HELYX-OS, an Open-Source Graphical User Interface for OpenFOAM®,” in *Workshop HPC enabling of OpenFOAM for CFD applications@Cineca*, no. March, Cineca - Casalecchio di Reno (BO), 2015. [Online]. Disponível: http://www.training.prace-ri.eu/uploads/tx_pracetmo/HELYXosWHOCA15.pdf 82
- [138] P. Geremia, “Practical CFD Applications Using HELYX-OS,” Guimarães, Tech. Rep. June, 2016. 82, 84, 87
- [139] J. B. Barlow, W. H. Rae, e A. Pope, *Low-Speed Wind Tunnel Testing*, third edit ed. Canada: Wiley-Interscience Publication, 1999. 83
- [140] Pointwise, “Compute Grid Spacing for a Given Y+.” [Online]. Disponível: <http://www.pointwise.com/yplus/> (Acedido em: 2016-04-22). 85, 86
- [141] E. Torenbeek, “International Standard Atmosphere,” in *Advanced Aircraft Design: Conceptual Design, Technology and Optimization of Subsonic Civil Airplanes*, first edit ed., Wiley, Ed. John Wiley and Sons, Ltd., 2013, vol. 05287, ch. Appendix B, pp. 397-398. 86, 102, 103, 125
- [142] A. Jackson e D. P. Combest, “snappyHexMesh - Theory and Application,” Guimarães, Portugal, 2016. 86, 87, 92
- [143] A. Inc, “ANSYS Fluent Getting Started Guide,” Southpointe, p. 25;30, 2013. 97
- [144] T. Lutz e S. Wagner, “Drag reduction and shape optimization of airship bodies,” in *12th Lighter-Than-Air Systems Technology Conference*. Reston, Virigina: American Institute of Aeronautics and Astronautics, jun 1997, pp. 1-11. [Online]. Disponível: <http://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.1997-1483> 100
- [145] A. Inc., “4.14.6. Menter-Lechner ϵ -Equation (ML- ϵ),” London, 2016. [Online]. Disponível: https://www.sharcnet.ca/Software/Ansys/16.2.3/en-us/help/flu_th/flu_th_sec_ml-ep.html (Acedido em: 2016-12-12). 100
- [146] D. Teijin Films, “Mylar Physical-Thermal Properties,” DuPont Teijin Films, Hopewell, Tech. Rep., 2003. [Online]. Disponível: http://usa.dupontteijinfilms.com/informationcenter/downloads/Physical_And_Thermal_Properties.pdf 100
- [147] A. Bakker, “Lecture 6 - Boundary Conditions Applied Computational Fluid Dynamics,” Dartmouth, 2006. [Online]. Disponível: <http://www.bakker.org/dartmouth06/engs150/06-bound.pdf> 100, 102
- [148] A. Inc., “6.3.2. Using Flow Boundary Conditions,” London, 2016. [Online]. Disponível: https://www.sharcnet.ca/Software/Ansys/16.2.3/en-us/help/flu_ug/x1-4300008.63.2.html (Acedido em: 2016-12-12). 101, 102

Referências

- [149] Semantic Scholar, “Boundary Conditions for Incompressible Flow Inlets.” [Online]. Disponível: <https://pdfs.semanticscholar.org/1a52/9eda57938b7efeb98a21820631319dc8d618.pdf> 101, 103, 104
- [150] A. Inc, “ANSYS Fluent User’s Guide,” Southpointe, p. 46;582;1415, 2013. 103, 104
- [151] P. Geremia, F. Campos, A. Jackson, e E. D. Villiers, “MAAT: CFD based airship aerodynamic optimization and docking,” International OpenFOAM Workshop, Seoul, Tech. Rep., 2013. [Online]. Disponível: https://sourceforge.net/projects/openfoam-extend/files/OpenFOAM_Workshops/OFW8_2013_Jeju/Wed/Track2/EugeneDeVilliers-OFW8.tar/download 103
- [152] P. Geremia, F. Campos, A. Jackson, e E. D. Villiers, “MAAT: Airship Optimisation and Docking Study,” International OpenFOAM Workshop, Seoul, Tech. Rep. April, 2013. [Online]. Disponível: https://sourceforge.net/projects/openfoam-extend/files/OpenFOAM_Workshops/OFW8_2013_Jeju/Wed/Track2/EugeneDeVilliers-OFW8.tar/download 103
- [153] J.-m. Liu, C.-j. Lu, e L.-i. Xue, “Investigation of Airship Aeroelasticity Using Fluid-Structure Interaction,” *Journal of Hydrodynamics*, vol. 20, no. 2, pp. 164-171, 2008. 103
- [154] S. Patankar e D. Spalding, “A calculation procedure for heat, mass and momentum transfer in three-dimensional parabolic flows,” *International Journal of Heat and Mass Transfer*, vol. 15, no. 10, pp. 1787-1806, oct 1972. [Online]. Disponível: <http://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/0017931072900543> 103
- [155] “SIMPLE algorithm,” 2016. [Online]. Disponível: https://www.cfd-online.com/Wiki/SIMPLE_algorithm (Acedido em: 2017-06-16). 103, 104
- [156] A. Computer Inc., *Motherboard B150M-PLUS D3*, first edit ed., Taiwan, 2015. [Online]. Disponível: http://dlcdnet.asus.com/pub/ASUS/mb/LGA1151/B150M-PLUS_D3/E10637_B150M-PLUS_D3_UM_web.pdf?_ga=1.200171950.1602417067.1488236362 159
- [157] P. Pinto, “Dual Boot com Windows 8 e Ubuntu 12.10 + UEFI,” 2013. [Online]. Disponível: <https://pplware.sapo.pt/linux/dual-boot-com-windows-8-e-ubuntu-12-10-uefi/> (Acedido em: 2016-11-15). 159
- [158] © 2016 Canonical Ltd., “Install Ubuntu 16.04 LTS,” p. 1, 2016. [Online]. Disponível: <http://www.ubuntu.com/download/desktop/install-ubuntu-desktop> (Acedido em: 2016-08-13). 159
- [159] U. MATE, “Download Ubuntu MATE,” 2017. [Online]. Disponível: <http://cdimage.ubuntu.com/ubuntu-mate/releases/16.04.2/release/ubuntu-mate-16.04.1-desktop-amd64.iso> (Acedido em: 2016-11-15). 159
- [160] Jenny, “Why not use SSD space as RAM?” 2013. [Online]. Disponível: <http://superuser.com/questions/617864/why-not-use-ssd-space-as-ram/617870> (Acedido em: 2017-02-24). 159
- [161] G. Chrome, “Get a fast, free web browser,” 2016. [Online]. Disponível: <https://www.google.com/chrome/browser/desktop/> (Acedido em: 2016-11-15). 160
- [162] M. Limited, “MEGA,” 2016. [Online]. Disponível: <https://mega.nz/sync> (Acedido em: 2016-11-15). 160

- [163] TeamViewer, “Linux para TeamViewer,” 2016. [Online]. Disponível: https://download.teamviewer.com/download/teamviewer_i386.deb (Acedido em: 2016-11-15). 160
- [164] P. Pinto, “Notepadqq - A melhor alternativa ao Notepad++ para Linux,” 2016. [Online]. Disponível: <https://pplware.sapo.pt/linux/notepadqq-a-melhor-alternativa-ao-notepad-para-linux/> (Acedido em: 2016-11-15). 160
- [165] W. Community, “Product Download,” 2016. [Online]. Disponível: [http://kdl.cc.ksofsoft.com/wps-community/download/a21/wps-office_10.1.0.5672\sim\\$a21_amd64.deb](http://kdl.cc.ksofsoft.com/wps-community/download/a21/wps-office_10.1.0.5672\sim$a21_amd64.deb) (Acedido em: 2016-11-15). 160
- [166] Grsync, “Grsync: Download,” 2016. [Online]. Disponível: <http://www.opbyte.it/grsync/download.html> (Acedido em: 2016-11-15). 160
- [167] U. Apps directory, “pyRenamer,” 2016. [Online]. Disponível: <https://apps.ubuntu.com/cat/applications/precise/pyrenamer/> (Acedido em: 2016-11-15). 160
- [168] U. Apps directory, “Alarm Clock applet,” 2016. [Online]. Disponível: <https://apps.ubuntu.com/cat/applications/alarm-clock-applet/> (Acedido em: 2016-11-15). 160
- [169] T. Zander, Benito van der, Sundermeyer, Jan, Braun, Daniel, Hoffmann, “Welcome to TeXstudio,” 2016. [Online]. Disponível: http://download.opensuse.org/repositories/home:/jsundermeyer/xUbuntu_16.04/amd64/textstudio-qt4_2.12.2-1_amd64.deb (Acedido em: 2016-11-15). 160
- [170] “NOMACHINE,” 2016. [Online]. Disponível: <https://www.nomachine.com/download/download&id=3> (Acedido em: 2016-11-15). 160
- [171] “How to install texlive-full On Ubuntu 16.04 Lts? Uninstall and remove texlive-full Package,” 2016, (Acedido em: 2016-11-15). 160
- [172] Peterson-ca, “SSH/OpenSSH/Configuring,” 2015. [Online]. Disponível: <https://help.ubuntu.com/community/SSH/OpenSSH/Configuring> (Acedido em: 2016-11-15). 160
- [173] H. Jethva, “How to Secure an SSH Server in Ubuntu 14.04,” 2015. [Online]. Disponível: <https://www.maketecheasier.com/secure-ssh-server-ubuntu/> (Acedido em: 2016-11-15). 160
- [174] T. F. Club, “How to secure an Ubuntu 16.04 LTS server - Part 1 The Basics,” 2016. [Online]. Disponível: <https://www.thefanclub.co.za/how-to/how-secure-ubuntu-1604-lts-server-part-1-basics> (Acedido em: 2016-11-15). 160
- [175] J. M, “How to Install The Latest Blender Release in Ubuntu,” 2014. [Online]. Disponível: <http://ubuntuhandbook.org/index.php/2014/10/install-the-latest-blender-release-ubuntu/> (Acedido em: 2016-11-15). 160
- [176] C. Greenshields, “Download v4.1 | Ubuntu,” 2016. [Online]. Disponível: <https://openfoam.org/download/4-1-ubuntu/> (Acedido em: 2016-11-15). 160
- [177] “HELYX-OS.” [Online]. Disponível: https://github.com/ENGYS/HELYX-OS/releases/download/v2.3.1/HELYX-OS-2.3.1-linux-x86_64.bin (Acedido em: 2016-11-15). 160

Referências

- [178] “Installation of the Latest 64 Bit Linux Binaries.” [Online]. Disponível: <http://engys.github.io/HELYX-OS/installation/> (Acedido em: 2016-11-15). 160
- [179] A. Inc, “Installation Guide for Linux,” ANSYS, Southpointe, Tech. Rep. July, 2015. [Online]. Disponível: <http://windows.epfl.ch/info/linux.pdf> 160
- [180] J. M, “Install The Latest FileZilla FTP Client in Ubuntu 16.04,” 2016. [Online]. Disponível: <http://ubuntuhandbook.org/index.php/2016/06/install-latest-filezilla-ubuntu-16-04/> (Acedido em: 2016-11-15). 160

Apêndice A

Especificações Técnicas das Máquinas Utilizadas

A.1 Especificações da Máquina *nit-simulator*

Caixa: Micro-ATX Cooler Master N200 N1 USB 3.0;

Fonte de alimentação: NOX Urano VX 650W (ATX 12V v2.2);

Sistema Operativo: Microsoft® Windows® 10 Home 64-bits;

Processador: 6ª Geração Intel® Core™ i7-6700 Quad-Core @ 3.40 GHz com Turbo até 4.0 GHz, com 8 MB de Cache;

Placa-Mãe: ASUS® B150M-PLUS D3;

Chipset: Intel® HM170 Express;

Memória RAM: (1x8GB) Kingston® DDR3 @ 800 MHz;

Monitor: LG 29UM58-P Class 21:9 UltraWide® Full HD IPS LED Monitor (29" Diagonal);

Placa Gráfica: Intel® HD Graphics 530 + ASUS® NVIDIA® GTX 970 4GB GDDR5;

Armazenamento:

Hard Disk Drive (HDD): Toshiba DT01ACA100 1TB and 32MB of cache @ 7200rpm;

Solid State Drive (SSD): Toshiba THNSNJ256GCSU 256GB;

Teclado e Rato: Genius®.

A.2 Especificações da Máquina Mestre, *almourol.local*

Caixa: ATX 1Life C:Sense Black com Fonte de Alimentação de 500W;

Sistema Operativo: Linux®, CentOS 6.6, Rocks Cluster Distribution 6.2 (Sidewinder) 64-bits;

Processador: Legacy Intel® Core™ 2 Quad-Core Q9550 @ 2.83 GHz com 12 MB Cache;

Placa-mãe: ASUS® P5Q3 Deluxe/WiFi-AP @n;

Chipset: Intel® P45/ICH10R;

Memória RAM: (4x2GB) Kingston® DDR @ 400 MHz;

Placa Gráfica: NVIDIA® GeForce® 8400 GS 256MB DDR2;

Armazenamento: HDD: Western Digital® Green® WD10EZR-00A 1TB com 64MB Cache;

Drives Ópticas:

DVD-ROM GDR8163B ATA Device;

DVDRAM GSA-4163B ATA Device.

A.3 Especificações das Máquinas Escravas

A.3.1 *computer-0-0.local, computer-0-1.local, computer-0-2.local e computer-0-3.local*

Nome: *computer-0-0.local, computer-0-1.local, computer-0-2.local e computer-0-3.local*;

Caixa: ATX Cooler Master ELITE 430 USB 3.0;

Fonte de Alimentação: NOX Urano VX 650W (ATX 12V v2.2);

Sistema Operativo: Linux®, CentOS 6.6, Rocks Cluster Distribution 6.2 (Sidewinder) 64-bits;

Processador: 6ª Geração Intel® Core™ i7-6700 Quad-Core @ 3.40 GHz com Turbo até 4.0 GHz, com 8 MB Cache

Placa-mãe: ASUS® B150-PLUS D3;

Chipset: Intel® B150;

Memória RAM: (4x8GB) HyperX® Fury Kingston® DDR3 @ 1867 MHz;

Placa Gráfica: Intel® HD Graphics 530 + NVIDIA® GTX 960 4GB GDDR5;

Armazenamento: HDD: Toshiba DT01ACA050 500GB e 32MB de cache @ 7200rpm.

A.3.2 *computer-0-4.local*

Caixa: ATX Cooler Master Elite 335U;

Fonte de Alimentação: NOX Urano VX 650W (ATX 12V v2.2);

Sistema Operativo: Linux®, CentOS 6.6, Rocks Cluster Distribution 6.2 (Sidewinder) 64-bits;

Processador: 4ª Geração Intel® Core™ i7-4770 Quad-Core @ 3.40 GHz com Turbo até 3.90 GHz, com 8 MB Cache;

Placa-mãe: ASUS® H87-PLUS;

Chipset: Intel® HM87;

Memória RAM: (4x8GB) Kingston® DDR3 @ 1600 MHz;

Placa Gráfica: NVIDIA® GTX 650 1GB GDDR5;

Armazenamento: HDD: Toshiba HDWD110 1TB e 64MB de cache @ 7200rpm;

Drive Óptica: DVD: HL-DT-ST DVD-RAM GH24NSBO.

Apêndice B

Configuração de *Hardware/Software* da Máquina *nit-simulator*

Neste Apêndice é apresentado passo por passo, como realizar a configuração da máquina *nit-simulator*. Considerando a referência [156], configurar a *"Unified Extensible Firmware Interface"* (UEFI) e a *"Basic Input/Output System"* (BIOS). Depois de pressionar o botão de arranque desta máquina, devemos utilizar as teclas *"Delete"* (DEL) ou F2 para entrar nas definições. Pressionamos a tecla F7 e acedemos às configurações avançadas (*"Advanced\APM Configuration"*) e modificações a definição de *"Restore AC Power Loss"* para *"Power On"*. Esta modificação permite que a máquina arranque automaticamente mesmo após um corte de energia. No separador *"Boot"*, devemos modificar a opção *"Wait For 'F1' If Error"* para *"Disabled"* e no separador *"Secure Boot"* devemos modificar a opção *"OS Type"* para *"Other OS"*. Estas modificações permitem que a máquina arranque mesmo com algum erro na BIOS e que a mesma, possa ter mais do que um sistema operacional ao mesmo tempo. Finalmente, devemos aceder ao separador *"Exit"*, selecionar *"Save Changes and Reset"* e em seguida *"OK"*. Depois desta primeira configuração, temos aquilo que precisamos para realizar a instalação do sistema operativo Linux, utilizando para isso as referências [157, 158]. Antes desse passo, foi necessário proceder-se à diminuição do volume C: (Disco SSD) chamado de SISTEMA, de 238.47GB para 138.47GB e também à diminuição do volume D: (Disco HDD), chamado de DADOS, de 931.51GB para 867.39GB. Este passo foi realizado recorrendo à aplicação *"diskmgmt.msc"* disponível no sistema operativo Microsoft® Windows® 10 Home 64-bit. A distribuição escolhida foi a *Ubuntu MATE 16.04.2 LTS*, disponível na referência [159], sendo o idioma escolhida, o Inglês (Reino Unido). Quando estamos nos menus de instalação, criamos a partição *"/boot"* com 300MB, a partição *"/"* com 61440MB e a partição *"/swap"* com 20480MB no disco *"/dev/sba"* (Disco SSD). No *"/dev/sdb"* (disco HDD) criamos uma partição *"/swap"* com 65658MB. Esta configuração foi realizada para conseguir realizar as simulações quando a máquina tinha apenas 8GB de RAM, mas apesar do aumento de memória RAM, em setembro de 2016, esta opção, revelou-se uma aposta ganha, pois durante o processo de geração de malha, existiram picos em que os 32GB de RAM não se revelaram suficientes. No entanto, é importante referir que a memória virtual não tem o mesmo desempenho que memória RAM [160]. Depois de terminada a instalação do sistema operativo, devemos proceder à instalação de todo o *"software"* necessário à prossecução dos trabalhos. Para isto, o primeiro passo é proceder à modificação dos *"drivers"* da placa gráfica pelo comando, *"System - Preferences - Hardware - Additional Driver"*. O segundo passo, é remover os pacotes que não necessitados de modo a libertar espaço em disco.

Abrindo o terminal via *"Applications - System Tools - MATE Terminal"*, devemos utilizar os seguintes comandos:

```
sudo apt-get purge transmission*
sudo apt-get purge thunderbird*
sudo apt-get remove --purge libreoffice*
sudo apt-get clean
sudo apt-get autoremove
sudo apt-get purge brasero*
sudo apt-get purge cheese*
sudo apt-get remove rhythmbox*
```

Falta agora proceder à instalação das aplicações necessárias como o *"Google Chrome"* (disponível em [161]), *"MEGA"* (disponível em [162]), *"TeamViewer"* (disponível em [163]), *"No-tpadqq"* (disponível em [164]), *"WPS Office"* (disponível em [165]), *"Grsync"* (disponível em [166]), *"pyRenamer"* (disponível em [167]), *"Alarm Clock Applet"* (disponível em [168]), *"TeXstudio"* (disponível em [169]), *"TeXlive"* e *"NoMachine"* (disponível em [170]). Para que estas duas últimas aplicações funcionem, é necessário abrir o Terminal e executar os comandos [171, 172, 173]:

```
sudo apt-get install texlive-full
sudo apt-get install openssh-server
sudo apt-get install openssh-client
```

É importante assegurar que não existem interferências numa conexão *"Secure Shell"* (SSH), portanto seguindo as referências [173, 174] decidimos mudar diversos parâmetros como a porta 22 (que é a porta por defeito) para a porta xxxx, *"ServerKeyBits"* para o valor de xxxx, *"MaxStartups"* para o valor de x, *"LogLevel"* para o modo *"VERBOSE"* e correr o comando:

```
sudo apt-get install fail2ban
```

Nas duas referências atrás citadas existem mais medidas de segurança, mas foram aplicadas apenas aquelas que eram consideradas necessárias face à ameaça considerada. Com a configuração base realizada, podemos agora passar à configuração das aplicações necessário a um estudo CFD propriamente dito. Para realizar o estudo, instalámos o *"Blender"* (disponível em [175]), o *OpenFOAM*® v4.0 seguindo a referência [176], o *HelyX^{OS}* v2.3.1 (disponível em [177] e instalado considerando [178]), o *ANSYS*® *Fluent*®, seguindo a referência [179] e o *FileZilla* (disponível e instalado através de [180]).

Todas as aplicações foram atualizados diariamente até à data de entrega da presente dissertação, tendo apenas sido deixados fora deste pacote, o *HelyX^{OS}* e o *ANSYS*® *Fluent*®, que ficaram na versão v2.3.1 e v16.2 respetivamente. Temos neste ponto todas as aplicações que necessitamos instaladas na máquina *"nit-simulator"*. Não menos importante, será também deixar a informação que existem para o sistema operativo *AndroidTM*, quatro aplicações para monitorizar um sistema à distância. Estas aplicações são análogas às utilizadas na configuração da máquina *"nit-simulator"*, tendo os seguintes nomes:

1. *"TeamViewer"*;
2. *"NoMachine"*;
3. *"Terminus"*;

4. "Turbo Client".

Apêndice C

Resultado das Verificações das Malhas em ANSYS® Fluent®

C.1 Comando "Check" para a malha com o código 294

```
Domain Extents:  
  x-coordinate: min (m) = 0.000000e+00, max (m) = 3.750000e+02  
  y-coordinate: min (m) = -3.750000e+02, max (m) = 3.000000e+03  
  z-coordinate: min (m) = -3.750000e+02, max (m) = 3.750000e+02  
Volume statistics:  
  minimum volume (m3): 1.572585e-07  
  maximum volume (m3): 1.955363e+03  
  total volume (m3): 9.492102e+08  
Face area statistics:  
  minimum face area (m2): 6.904795e-07  
  maximum face area (m2): 1.565877e+02  
Checking mesh.....  
Done.
```

Figura C.1: Resultado do comando "Check" para a malha com o código 294

C.2 Comando "Check" para a malha com o código 295

```
Domain Extents:  
  x-coordinate: min (m) = 0.000000e+00, max (m) = 3.750000e+02  
  y-coordinate: min (m) = -3.750000e+02, max (m) = 3.000000e+03  
  z-coordinate: min (m) = -3.750000e+02, max (m) = 3.750000e+02  
Volume statistics:  
  minimum volume (m3): 1.062713e-07  
  maximum volume (m3): 1.955024e+03  
  total volume (m3): 9.492102e+08  
Face area statistics:  
  minimum face area (m2): 3.061093e-06  
  maximum face area (m2): 1.564120e+02  
Checking mesh.....  
Done.
```

Figura C.2: Resultado do comando "Check" para a malha com o código 295

C.3 Comando "Check" para a malha com o código 296

```

Domain Extents:
  x-coordinate: min (m) = 0.000000e+00, max (m) = 3.750000e+02
  y-coordinate: min (m) = -3.750000e+02, max (m) = 3.000000e+03
  z-coordinate: min (m) = -3.750000e+02, max (m) = 3.750000e+02
Volume statistics:
  minimum volume (m3): 1.681122e-07
  maximum volume (m3): 1.955024e+03
  total volume (m3): 9.492102e+08
Face area statistics:
  minimum face area (m2): 3.061093e-06
  maximum face area (m2): 1.564169e+02
Checking mesh.....
Done.

```

Figura C.3: Resultado do comando "Check" para a malha com o código 296

C.4 Comando "Check" para a malha com o código 297

```

Domain Extents:
  x-coordinate: min (m) = 0.000000e+00, max (m) = 3.750000e+02
  y-coordinate: min (m) = -3.750000e+02, max (m) = 3.000000e+03
  z-coordinate: min (m) = -3.750000e+02, max (m) = 3.750000e+02
Volume statistics:
  minimum volume (m3): 2.561462e-08
  maximum volume (m3): 1.954394e+03
  total volume (m3): 9.492102e+08
Face area statistics:
  minimum face area (m2): 7.340686e-07
  maximum face area (m2): 1.563612e+02
Checking mesh.....
Done.

```

Figura C.4: Resultado do comando "Check" para a malha com o código 297

C.5 Comando "Report Quality" para a malha com o código 294

```

Mesh Quality:
Minimum Orthogonal Quality = 0.00000e+00
(Orthogonal Quality ranges from 0 to 1, where values close to 0 correspond to low quality.)
Warning: minimum Orthogonal Quality below 0.01.

Maximum Ortho Skew = 9.68630e-01
(Ortho Skew ranges from 0 to 1, where values close to 1 correspond to low quality.)

Maximum Aspect Ratio = 5.67263e+01

Fluent can try to improve the mesh quality via the TUI command
/mesh/repair-improve/improve-quality

```

Figura C.5: Resultado do comando "Report Quality" para a malha com o código 294

C.6. Comando "Report Quality" para a malha com o código 295

C.6 Comando "Report Quality" para a malha com o código 295

```
Mesh Quality:  
Minimum Orthogonal Quality = 0.00000e+00  
(Orthogonal Quality ranges from 0 to 1, where values close to 0 correspond to low quality.)  
Warning: minimum Orthogonal Quality below 0.01.  
  
Maximum Ortho Skew = 9.52750e-01  
(Ortho Skew ranges from 0 to 1, where values close to 1 correspond to low quality.)  
  
Maximum Aspect Ratio = 5.18992e+01  
  
Fluent can try to improve the mesh quality via the TUI command  
/mesh/repair-improve/improve-quality
```

Figura C.6: Resultado do comando "Report Quality" para a malha com o código 295

C.7 Comando "Report Quality" para a malha com o código 296

```
Mesh Quality:  
Minimum Orthogonal Quality = 0.00000e+00  
(Orthogonal Quality ranges from 0 to 1, where values close to 0 correspond to low quality.)  
Warning: minimum Orthogonal Quality below 0.01.  
  
Maximum Ortho Skew = 9.52750e-01  
(Ortho Skew ranges from 0 to 1, where values close to 1 correspond to low quality.)  
  
Maximum Aspect Ratio = 5.18992e+01  
  
Fluent can try to improve the mesh quality via the TUI command  
/mesh/repair-improve/improve-quality
```

Figura C.7: Resultado do comando "Report Quality" para a malha com o código 296

C.8 Comando "Report Quality" para a malha com o código 297

```
Mesh Quality:  
Minimum Orthogonal Quality = 0.00000e+00  
(Orthogonal Quality ranges from 0 to 1, where values close to 0 correspond to low quality.)  
Warning: minimum Orthogonal Quality below 0.01.  
  
Maximum Ortho Skew = 9.54653e-01  
(Ortho Skew ranges from 0 to 1, where values close to 1 correspond to low quality.)  
  
Maximum Aspect Ratio = 5.33236e+01  
  
Fluent can try to improve the mesh quality via the TUI command  
/mesh/repair-improve/improve-quality
```

Figura C.8: Resultado do comando "Report Quality" para a malha com o código 297

C.9 Comando "Orthogonal Quality" para a malha 294

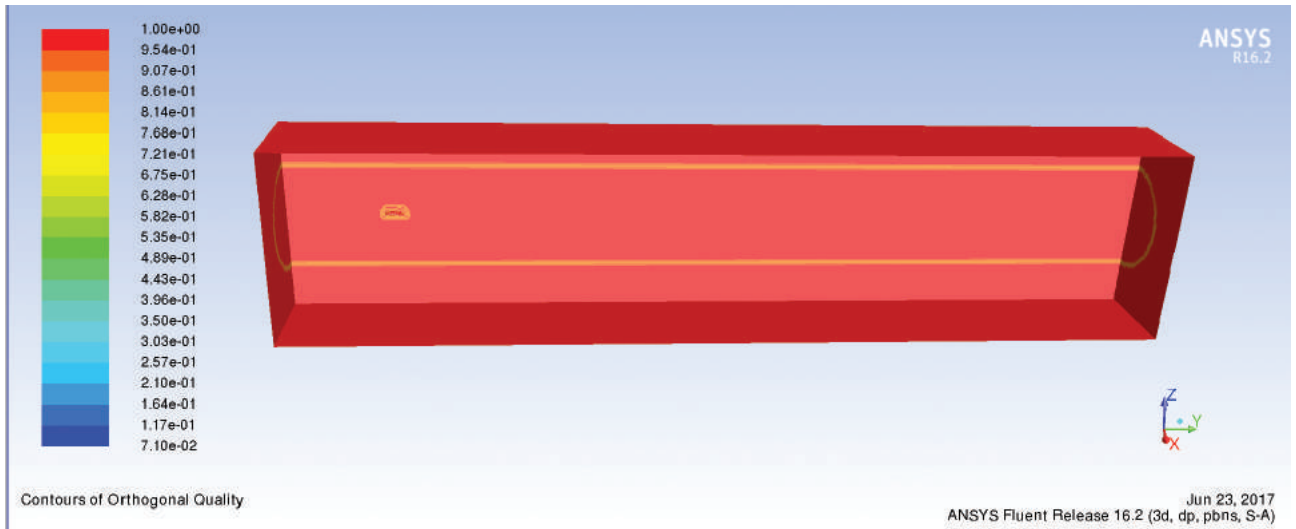


Figura C.9: Resultado do comando "Orthogonal Quality" para a malha 294

C.10 Comando "Orthogonal Quality" para a malha 294

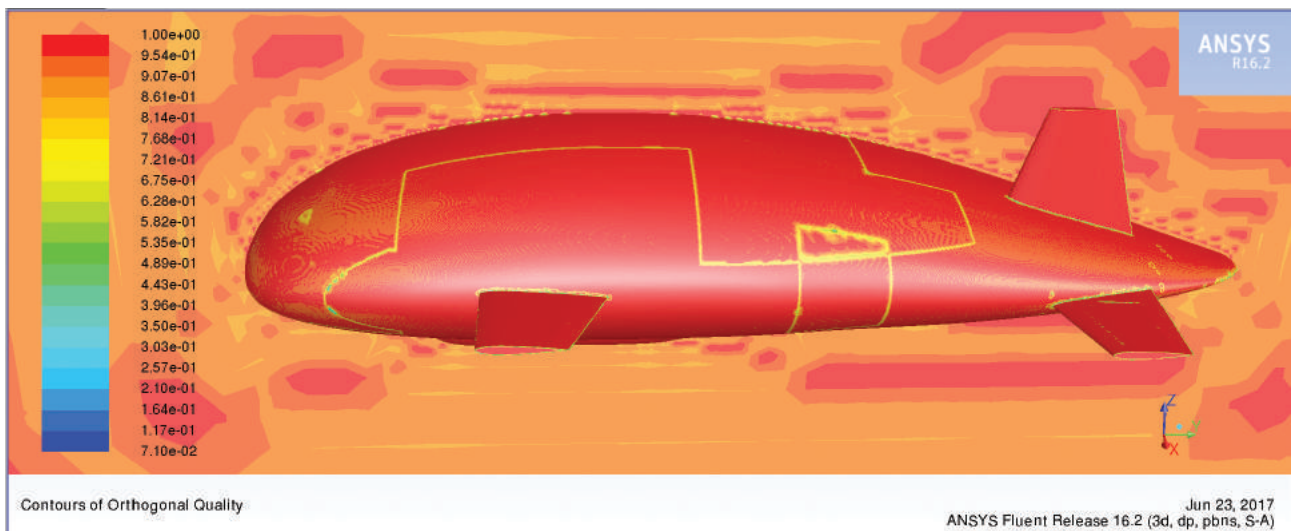


Figura C.10: Resultado do comando "Orthogonal Quality" para a malha 294, veículo aproximado

C.11. Comando "Cell Equiangle Skew" para a malha 294

C.11 Comando "Cell Equiangle Skew" para a malha 294

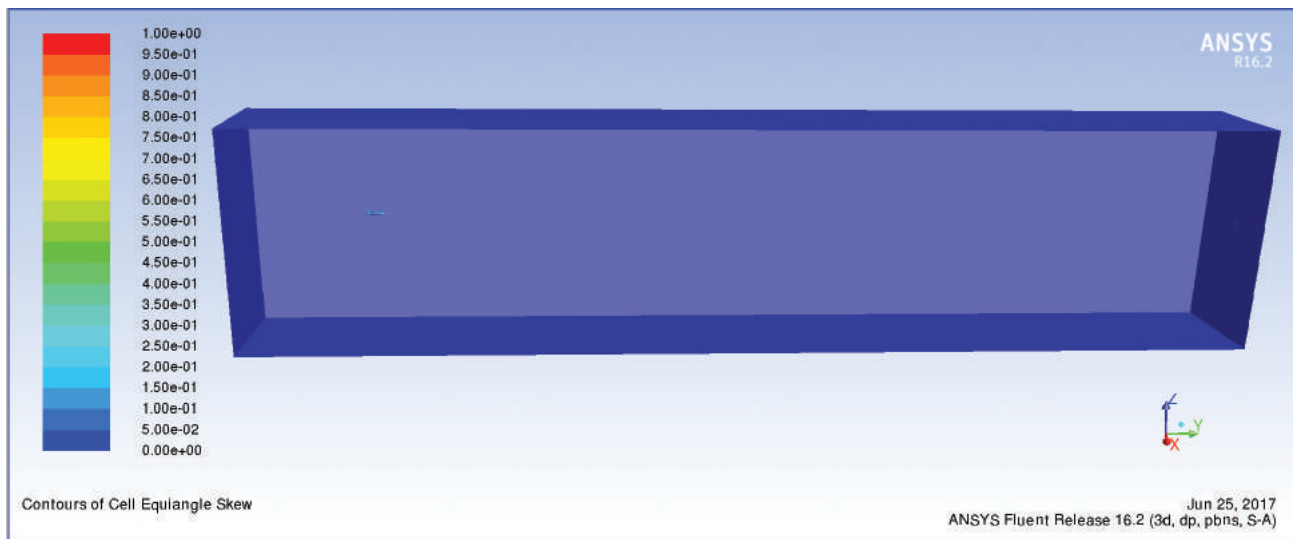


Figura C.11: Resultado do comando "Cell Equiangle Skew" para a malha 294

C.12 Comando "Cell Equiangle Skew" para a malha 294

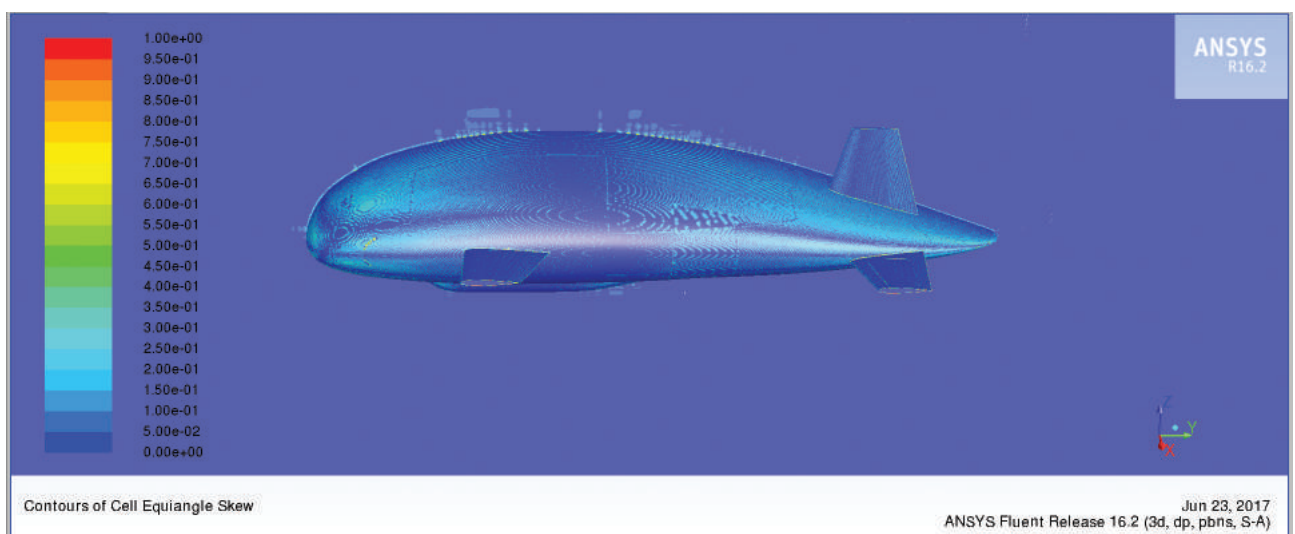


Figura C.12: Resultado do comando "Cell Equiangle Skew" para a malha 294, veículo aproximado

C.15. Comando "Orthogonal Quality" para a malha 295

C.15 Comando "Orthogonal Quality" para a malha 295

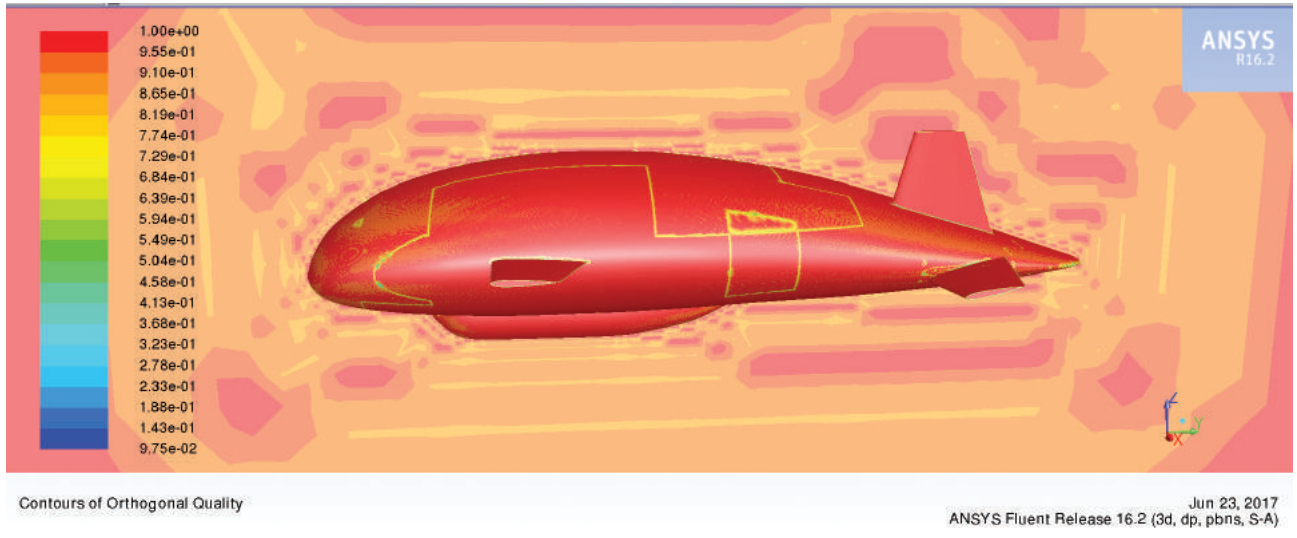


Figura C.15: Resultado do comando "Orthogonal Quality" para a malha 295, veículo aproximado

C.16 Comando "Cell Equiangle Skew" para a malha 295

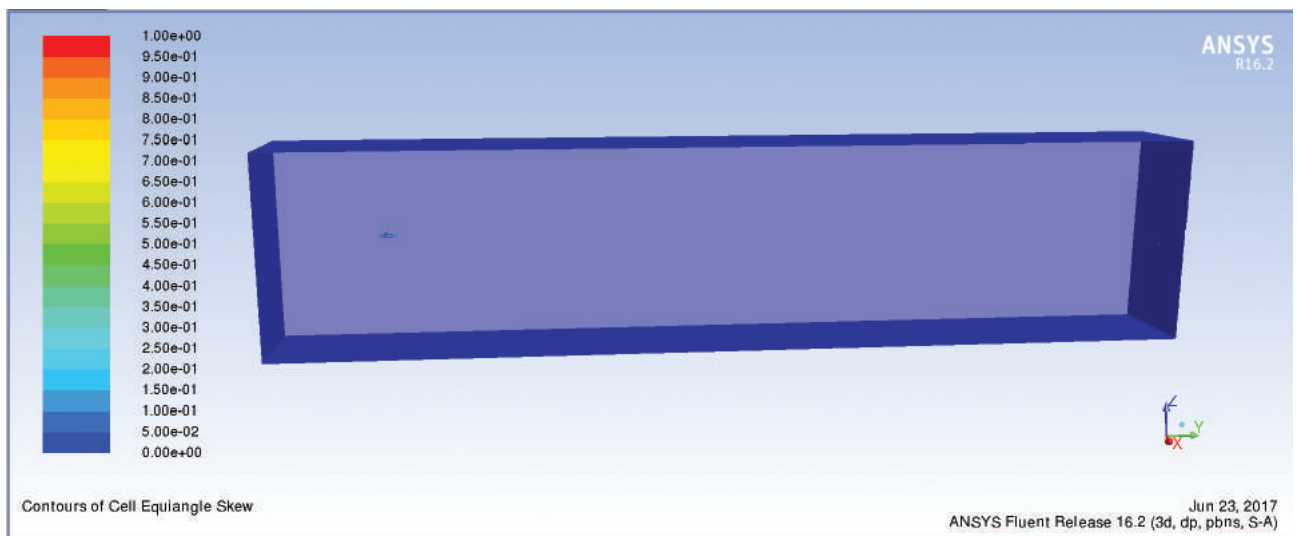


Figura C.16: Resultado do comando "Cell Equiangle Skew" para a malha 295

C.19. Comando "Orthogonal Quality" para a malha 296

C.19 Comando "Orthogonal Quality" para a malha 296

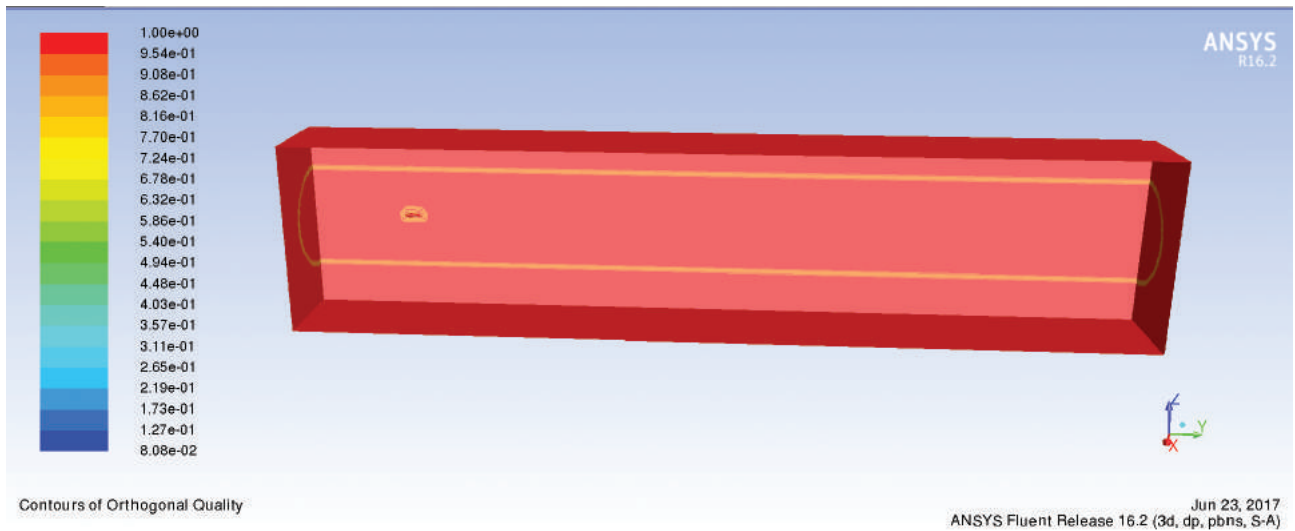


Figura C.19: Resultado do comando "Orthogonal Quality" para a malha 296

C.20 Comando "Orthogonal Quality" para a malha 296

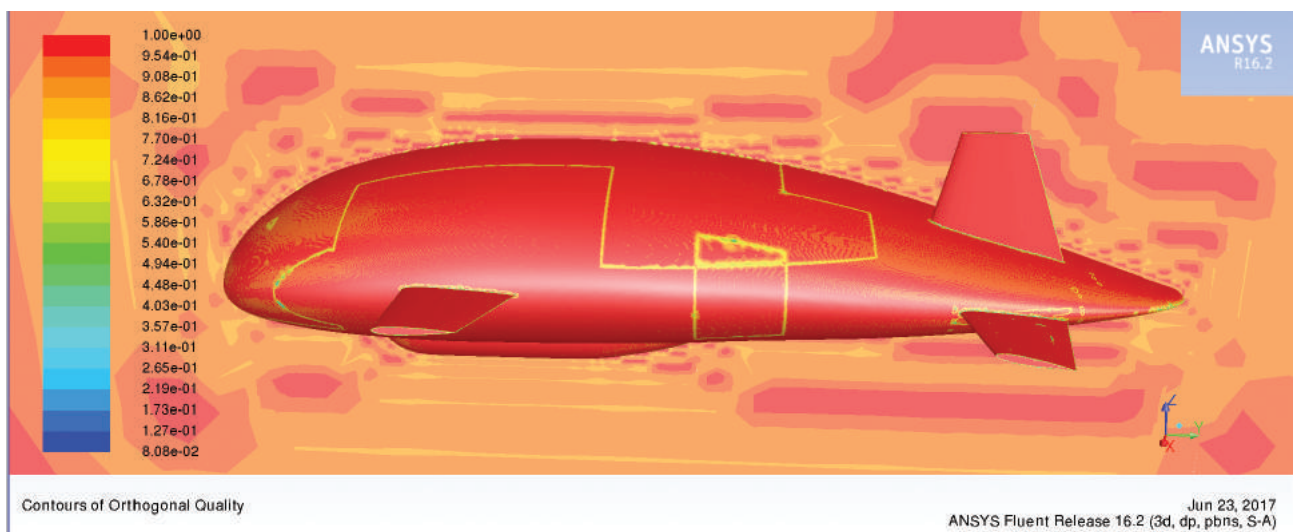


Figura C.20: Resultado do comando "Orthogonal Quality" para a malha 296, veículo aproximado

C.21 Comando "Cell Equiangle Skew" para a malha 296

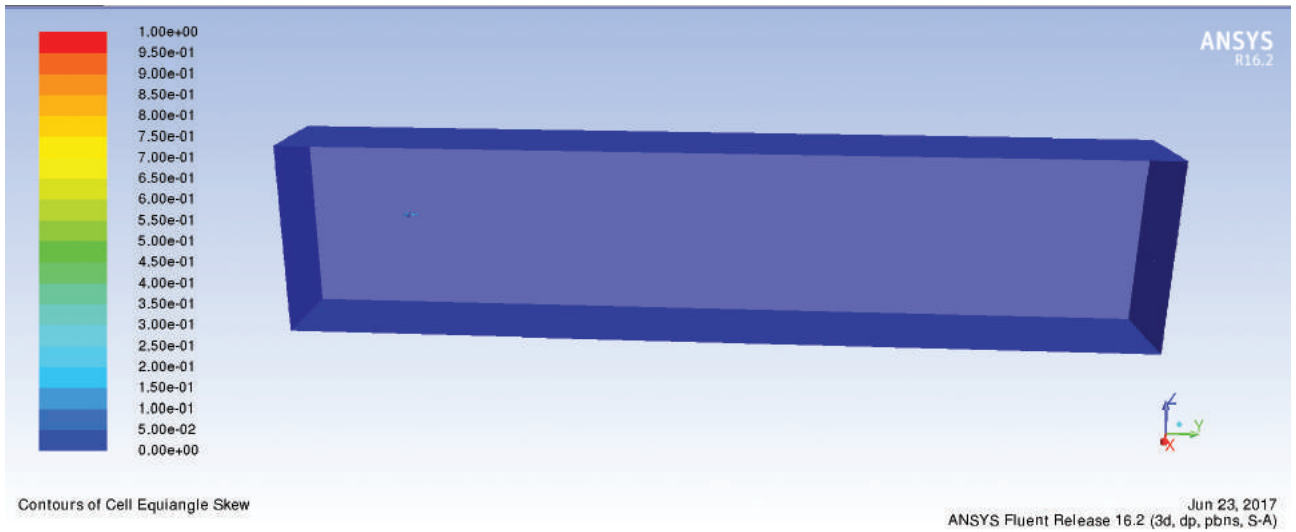


Figura C.21: Resultado do comando "Cell Equiangle Skew" para a malha 296

C.22 Comando "Cell Equiangle Skew" para a malha 296

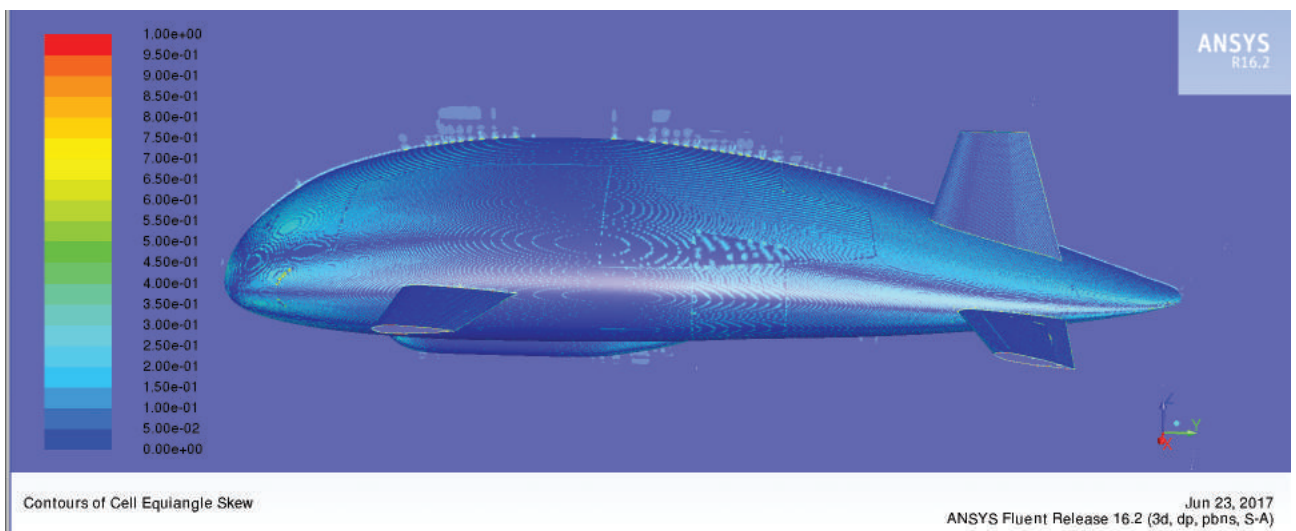


Figura C.22: Resultado do comando "Cell Equiangle Skew" para a malha 296, veículo aproximado

C.23. Comando "Poor Elements" para a malha 296

C.23 Comando "Poor Elements" para a malha 296

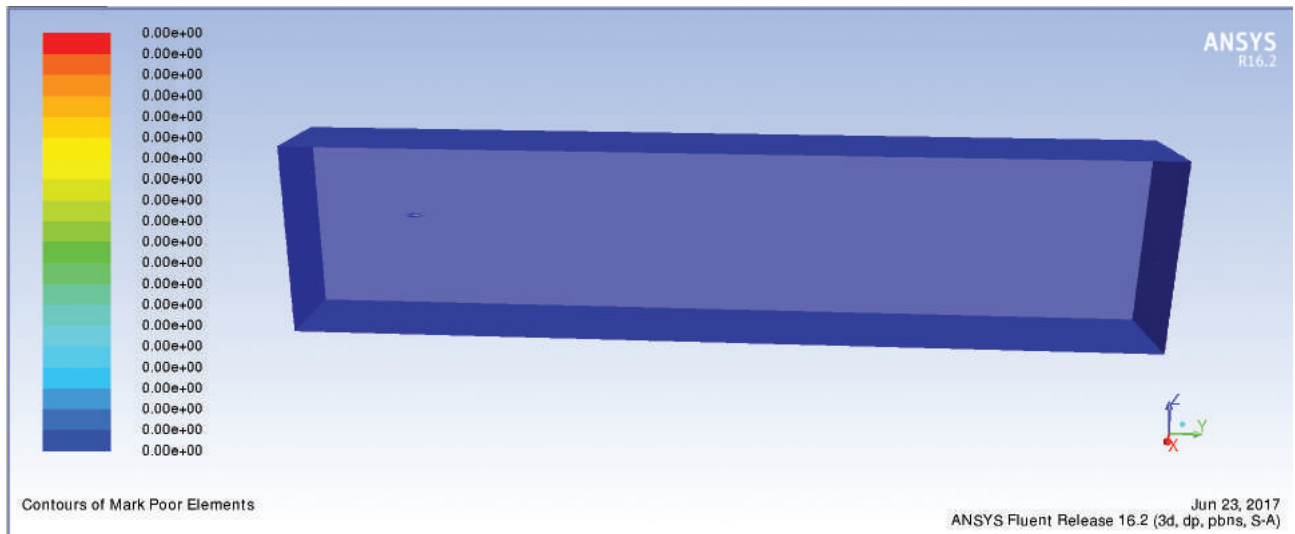


Figura C.23: Resultado do comando "Mark Poor Elements" para a malha 296

C.24 Comando "Orthogonal Quality" para a malha 297

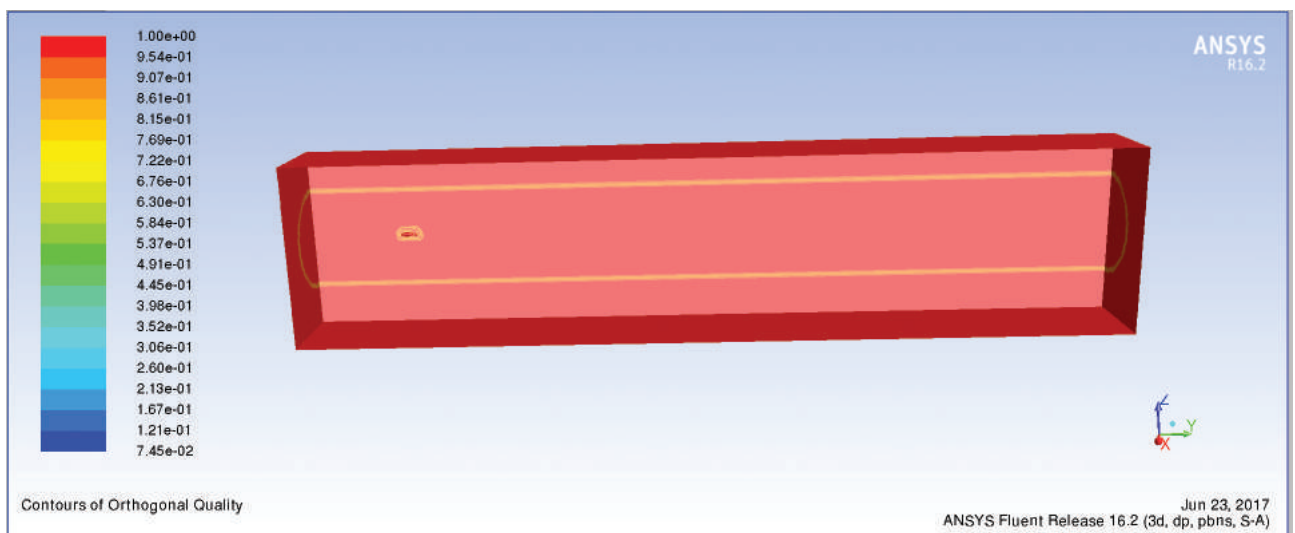


Figura C.24: Resultado do comando "Orthogonal Quality" para a malha 297

C.25 Comando "Orthogonal Quality" para a malha 297

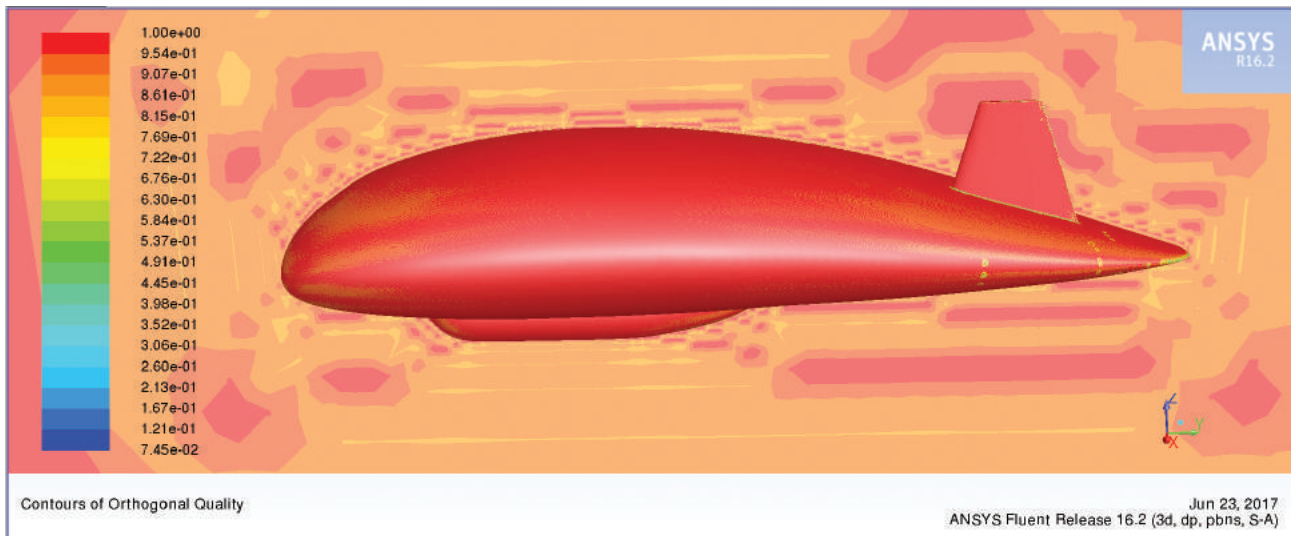


Figura C.25: Resultado do comando "Orthogonal Quality" para a malha 297, veículo aproximado

C.26 Comando "Cell Equiangle Skew" para a malha 297

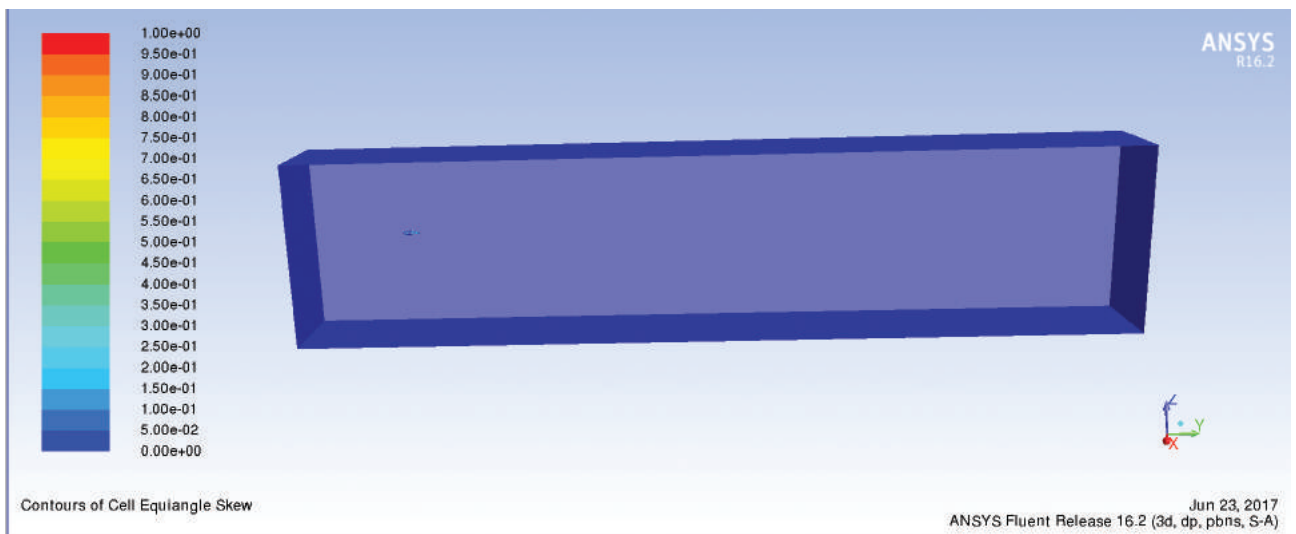


Figura C.26: Resultado do comando "Cell Equiangle Skew" para a malha 297

C.27. Comando "Cell Equiangle Skew" para a malha 297

C.27 Comando "Cell Equiangle Skew" para a malha 297

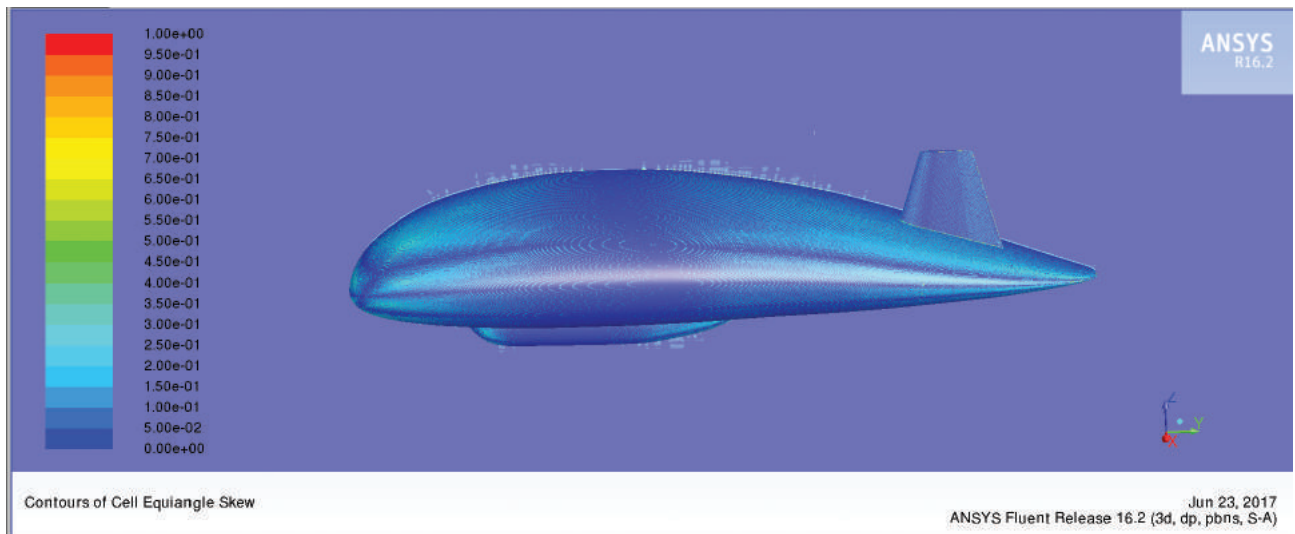


Figura C.27: Resultado do comando "Cell Equiangle Skew" para a malha 297, veículo aproximado

C.28 Comando "Mark Poor Elements" para a malha 297

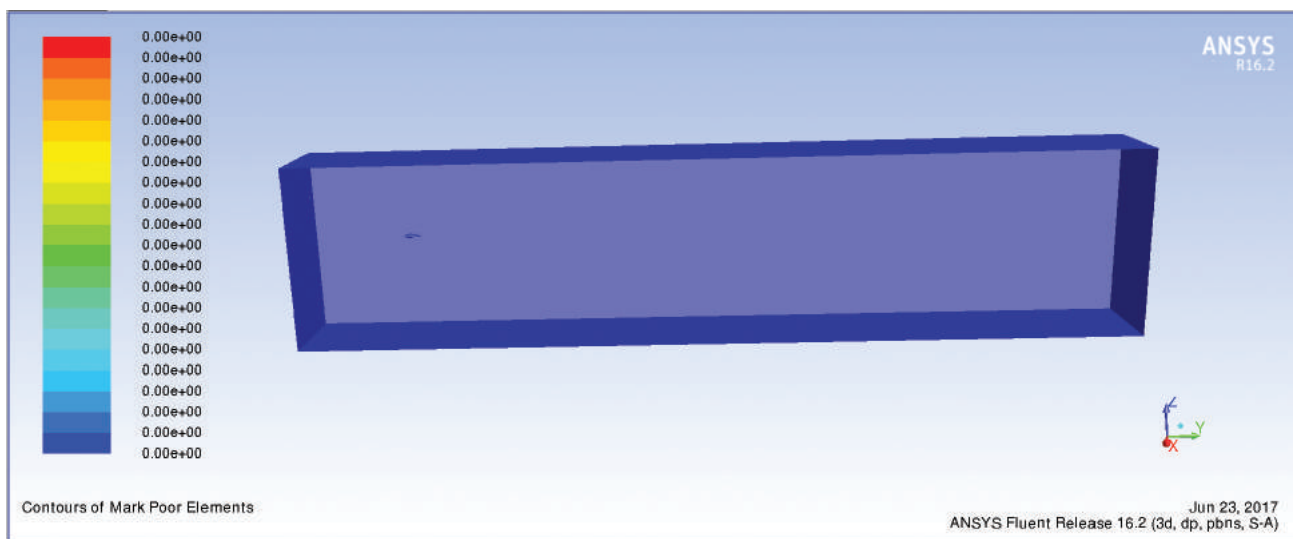


Figura C.28: Resultado do comando "Mark Poor Elements" para a malha 297

Apêndice D

Processamento da Simulação em "cluster"

Para processar a simulação em "cluster" é necessário enviar os dois ficheiros (com as extensões ".cas" e ".dat") que resultam da inicialização para as máquinas de cálculo. Deste modo, o primeiro passo é configurar a aplicação "FileZilla" começando pela janela da Figura D.1.

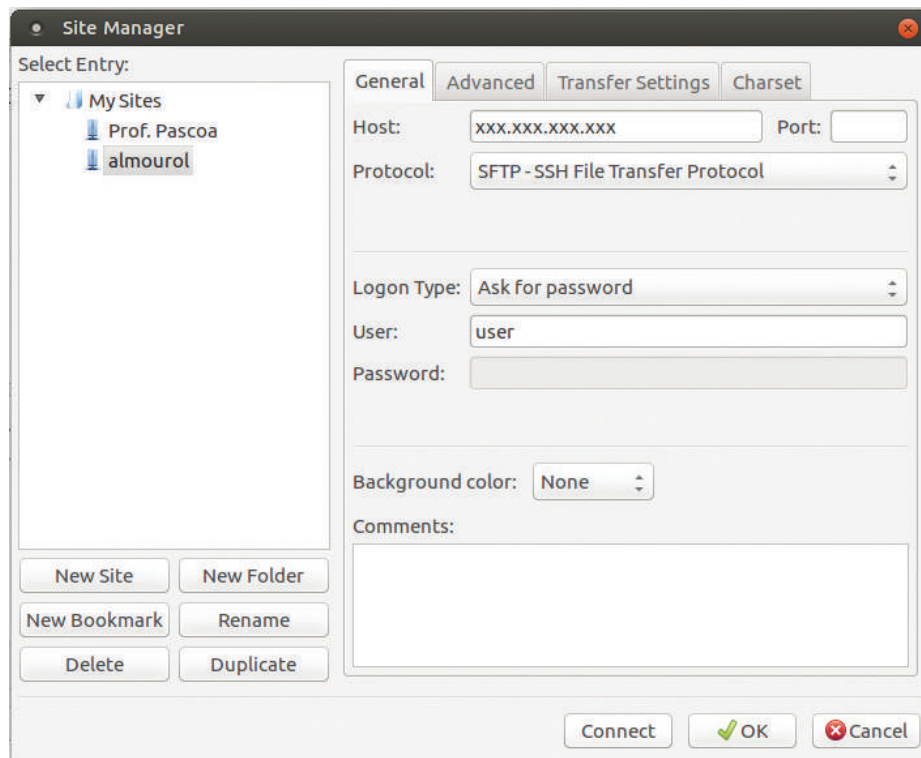


Figura D.1: Configuração do "cluster" almourol

No campo "Host" deve ser inserido o endereço no formato "Internet Protocol" (IP) do "cluster", o protocolo que hoje mais é utilizado é o "SSH File Transfer Protocol" (SFTP) e no campo User deve ser inserido o "username" previamente criado pelo administrador do sistema. Podemos guardar estas definições através do botão "New Site" e carregando no botão "Connect" somos transferidos para outra janela bastando agora inserir a palavra-chave e pressionar o botão "OK". A partir deste momento estamos ligados ao "cluster", neste exemplo, o "cluster" almourol. Falta agora configurar mais dois ficheiros, um relacionado com o número de processadores a utilizar assim como a sua distribuição pelas máquinas (com a extensão ".sh") e outro com o número de iterações, quais os ficheiros que devem ser lidos para iniciar a simulação e qual o caminho para onde devem ser enviadas as simulações depois de calculadas (com a extensão ".jou"). Foi também adotado um esquema em código para as pastas com as simulações. No Apêndice D.1 e D.2 estão exemplos de ficheiros ".sh" e ".jou" respetivamente, para um escoamento tridimensional e permanente. Depois de ter todos os ficheiros formatados basta agora enviar os mesmos para o "cluster" através do "FileZilla". Para fazer correr a simulação devemos agora abrir a aplicação "MATE Terminal" e executar os seguintes comandos (exemplo para uma das simulações realizadas nesta dissertação):

```
ssh -XC utilizador@xxx.xxx.xxx.xxx
cd
3Dcases/steady/294_Ubr45_subdivide_3_75m_deflection_zero_degrees_fluent_16_2_alpha_0_S_A
qsub run_case_294_Ubr45_subdivide_3_75m_deflection_zero_degrees_fluent_16_2_alpha_0_S_A.sh
```

A partir deste momento a simulação foi submetida e utilizando o comando *"qstat"* podemos saber qual o estado da mesma, onde *"qw"* significa em espera e *"r"* significa que está a correr. Enquanto a simulação corre é possível acompanhar a execução da mesma através do comando:

```
nano logfile_294_Ubr45_subdivide_3_75m_deflection_zero_degrees_fluent_16_2_alpha_0_S_A
```

Também é possível acompanhar o estado do *"cluster"* através do comando *"firefox"*. Após abrir o *"browser"* basta digitar *"xxx.xxx.xxx.xxx/ganglia/"* para aceder à página do *"cluster"*. Outro comando importante é o *"qalter -h u JOBID"* que permite colocar uma simulação em espera e o *"qalter -h U JOBID"* que permite voltar a colocar a simulação na lista. O parâmetro *"JOBID"* é o identificador da simulação sendo um número. O comando *"qdel JOBID"* permite apagar uma simulação da lista e o comando *"df"* permite verificar o espaço em disco. Depois de terminada a simulação, devemos descarregar a mesma do *"cluster"* para uma outra máquina (neste caso a máquina *"nit-simulator"*) de modo a podermos visualizar e retirar os resultados.

D.1. Exemplo de Ficheiro ".sh" para um caso tridimensional em escoamento permanente

D.1 Exemplo de Ficheiro ".sh" para um caso tridimensional em escoamento permanente

```
#!/bin/bash
#$ -S /bin/bash
# Parallel Fluent Gridengine submit script
# Replace {...} by proper values
#$ -V
#$ -pe mpi 32
#$ -N ltrindade
#$ -cwd

export ANSYSLMD_LICENSE_FILE /share/apps/ansys_inc/shared_files/licensing/license.dat

/share/apps/ansys_inc/v162/fluent/bin/fluent 3ddp -sge -t$NSLOTS -g -ssh -pethernet
-sgepe orte $NSLOTS <

steady_294_Ubr45_subdivide_3_75m_deflection_zero_degrees_fluent_16_2_alpha_0_S_A.jou >&

logfile_294_Ubr45_subdivide_3_75m_deflection_zero_degrees_fluent_16_2_alpha_0_S_A
```

D.2. Exemplo de Ficheiro ".jou" para um caso tridimensional em escoamento permanente

D.2 Exemplo de Ficheiro ".jou" para um caso tridimensional em escoamento permanente

```
; Read case
file read-case
    294_Ubr45_subdivide_3_75m_deflection_zero_degrees_fluent_16_2_alpha_0_S_A.cas

; Read data
file read-data
    294_Ubr45_subdivide_3_75m_deflection_zero_degrees_fluent_16_2_alpha_0_S_A.dat

; Run calculation
solve iterate 5000
; Write case
file write-case
    294_Ubr45_subdivide_3_75m_deflection_zero_degrees_fluent_16_2_alpha_0_S_A_result.cas
; Write data
file write-data
    294_Ubr45_subdivide_3_75m_deflection_zero_degrees_fluent_16_2_alpha_0_S_A_result.dat
; Exit
/exit
y
```

Apêndice E

Dados Genéricos Acerca das Malhas

Neste Apêndice mostramos dados genéricos acerca das malhas em estudo, tais como o número de processadores utilizados em cada simulação (N_{proc}), o número de iterações realizadas em cada simulação (I_{te}) e o valor de y^+ (máximo, acima de 300 e abaixo de 30) em função do ângulo de ataque (α) para as quatro malhas analisadas tal como explicitado entre as Tabelas E.1 e E.12. O valor máximo de y^+ foi obtido recorrendo ao ANSYS® Fluent® através do comando "Results - Contours - Turbulence - Wall Yplus", enquanto que o valor calculado em percentagem do valor de y^+ abaixo de 30 e acima de 300, foi calculado recorrendo às equações (E.1) e (E.2) respetivamente:

$$100 - \left(\frac{C_T - C_{ab30}}{C_T} \times 100 \right) \quad (E.1)$$

$$100 - \left(\frac{C_T - C_{ac300}}{C_T} \times 100 \right) \quad (E.2)$$

Onde o valor de C_T corresponde ao número total de células da malha em análise (disponível no centro de mensagens do ANSYS® Fluent® quando a malha é carregada), C_{ab30} e C_{ac300} corresponde ao número de células com y^+ abaixo de 30 e acima de 300 respetivamente (calculado através do comando "Adapt - Yplus/Ystar").

Tabela E.1: Dados genéricos acerca da iteração 294 para o modelo de turbulência S-A

α	N_{proc}	I_{te}	y^+		
			y^+ Max	Acima de 300 [%]	Abaixo de 30 [%]
-20	32	550	1188.856000	0.01217422	1.071341225
-18	32	551	1170.798000	0.011898205	0.924964712
-16	32	612	1152.233000	0.011908063	0.742104969
-14	32	599	1133.474000	0.01141518	0.735145455
-12	32	429	1093.475000	0.010380124	0.922451007
-10	32	438	1074.550000	0.01052799	0.788002272
-8	32	491	1056.724000	0.011129307	0.516758676
-6	32	643	1042.539000	0.011395464	0.310437683
-4	32	1136	1029.227000	0.012282654	0.150398442
-2	32	2391	1031.467000	0.011967209	0.150891325
0	32	254	1028.912000	0.013031837	0.092987383
2	16	2537	1022.677000	0.011760198	0.194215777
4	16	1123	1026.499000	0.012361516	0.265338852
6	16	678	1090.424000	0.012164362	0.500138648
8	16	650	1116.488000	0.011819344	0.610761399
10	16	611	1152.810000	0.012617815	0.720516676
12	16	743	1235.848000	0.012115074	0.832933523
14	16	761	1291.658000	0.011888348	0.930810309
16	16	737	1332.555000	0.011819344	1.106424666
18	16	819	1372.512000	0.012095359	1.061986298
20	16	1013	1396.398000	0.012233366	1.182969459

Tabela E.2: Dados genéricos acerca da iteração 294 para o modelo de turbulência $k - \varepsilon$

α	N_{proc}	I_{te}	y^+		
			y^+ Max	Acima de 300 [%]	Abaixo de 30 [%]
-20	32	5000	1072.607000	0.012115074	0.394050424
-18	32	5000	1073.309000	0.012036213	0.449144931
-16	32	1513	1070.214000	0.011819344	0.454389211
-14	32	5000	1064.193000	0.013051553	0.381304459
-12	32	5000	1055.442000	0.012193935	0.335673314
-10	32	5000	1043.498000	0.011651764	0.336057763
-8	32	5000	1027.750000	0.011898205	0.361874996
-6	32	5000	1005.548000	0.012253081	0.366054647
-4	32	5000	990.604700	0.012115074	0.37327046
-2	32	1347	965.118400	0.012351658	0.384567347
0	32	779	950.495500	0.012085501	0.387189487
2	32	1678	942.233400	0.011819344	0.388155539
4	32	5000	973.758400	0.012607957	0.37986524
6	32	5000	943.300500	0.013110699	0.366370092
8	32	1321	942.087100	0.01361344	0.354186014
10	32	5000	1033.194000	0.013869739	0.370165294
12	32	1429	1141.416000	0.013376856	0.477485727
14	32	5000	1158.199000	0.013219133	0.534226464
16	32	5000	1183.067000	0.01335714	0.490073969
18	32	5000	1201.558000	0.013790878	0.474124262
20	32	5000	1226.070000	0.013869739	0.455838288

Tabela E.3: Dados genéricos acerca da iteração 294 para o modelo de turbulência $k - \omega$

α	N_{proc}	I_{te}	y^+		
			y^+ Max	Acima de 300 [%]	Abaixo de 30 [%]
-20	32	5000	949.924100	0.010202686	0.799190725
-18	32	5000	958.714400	0.011720767	0.736919836
-16	32	5000	951.101600	0.011602475	0.739758844
-14	32	5000	946.666400	0.011641906	0.657112155
-12	32	5000	942.698900	0.01111945	0.610238943
-10	32	5000	941.858700	0.011848917	0.549200262
-8	32	5000	944.870500	0.0125981	0.472744188
-6	32	5000	954.957900	0.011543329	0.442885312
-4	32	634	965.181900	0.011641906	0.521510073
-2	32	921	970.958200	0.01204607	0.526586772
0	32	387	959.459500	0.012440377	0.193851043
2	32	1568	961.375900	0.011789771	0.442875454
4	32	1048	957.637500	0.012479808	0.460106658
6	32	5000	954.613200	0.013366998	0.451530487
8	32	5000	974.895000	0.013416286	0.490182403
10	32	5000	1062.492000	0.013110699	0.64948232
12	32	5000	1120.428000	0.011947494	0.878318227
14	32	5000	1132.095000	0.012519238	0.872709213
16	32	5000	1182.618000	0.013002264	0.82148877
18	32	5000	1214.671000	0.013002264	0.950584791
20	32	5000	1242.400000	0.013347283	0.754939653

Tabela E.4: Dados genéricos acerca da iteração 295 para o modelo de turbulência S-A

α	N_{proc}	I_{te}	y^+		
			y^+ Max	Acima de 300 [%]	Abaixo de 30 [%]
-20	32	619	1185.531000	0.014482827	1.160313387
-18	32	580	1167.710000	0.014473074	1.040666705
-16	32	780	1150.219000	0.014765657	0.816138999
-14	32	614	1130.020000	0.014609613	0.808873204
-12	32	613	1107.547000	0.014365794	0.741062365
-10	32	467	1079.973000	0.013653844	1.014412315
-8	32	490	1054.623000	0.013946426	0.577011433
-6	32	719	1040.704000	0.014151234	0.275963686
-4	32	1117	1026.308000	0.015185025	0.164587333
-2	32	2451	1027.246000	0.014872937	0.162919613
0	32	246	1027.927000	0.01630659	0.102667152
2	32	2474	1016.752000	0.014560849	0.170273183
4	32	1249	1020.924000	0.015302058	0.188881422
6	32	625	1079.554000	0.013858651	0.440258436
8	32	603	1087.398000	0.014141481	0.556589184
10	32	5000	1015.422000	0.015175272	0.455531235
12	32	1300	1164.998000	0.014853431	0.747382144
14	32	602	1263.672000	0.014648624	0.858582948
16	32	641	1326.714000	0.014677882	1.003118635
18	32	588	1343.526000	0.014580354	1.161600749
20	32	714	1407.947000	0.014551096	1.186197173

Tabela E.5: Dados genéricos acerca da iteração 295 para o modelo de turbulência $k - \varepsilon$

α	N_{proc}	I_{te}	y^+		
			y^+ Max	Acima de 300 [%]	Abaixo de 30 [%]
-20	32	5000	1071.622000	0.015438596	0.455804312
-18	32	5000	1072.512000	0.015448349	0.519119136
-16	32	5000	1069.634000	0.015555629	0.520942899
-14	32	5000	1063.658000	0.015536124	0.465108432
-12	32	5000	1055.421000	0.015321563	0.397697455
-10	32	5000	1044.208000	0.018130354	0.37825048
-8	32	5000	1028.826000	0.01587747	0.355633864
-6	32	5000	1031.515000	0.015935986	0.35679444
-4	32	5000	1017.802000	0.015419091	0.369209685
-2	32	5000	962.475200	0.015019228	0.377801854
0	32	847	949.698500	0.014414558	0.38130309
2	32	1397	939.738300	0.014287772	0.372047734
4	32	5000	951.828900	0.015224036	0.355282765
6	32	1131	933.446900	0.015731178	0.334889774
8	32	5000	944.005700	0.015565382	0.305953378
10	32	5000	1019.938000	0.016930766	0.382522183
12	32	5000	1141.712000	0.01587747	0.444832474
14	32	5000	1162.345000	0.016277332	0.491596888
16	32	5000	1162.345000	0.016472387	0.471633018
18	32	5000	1205.456000	0.017008788	0.470140848
20	32	5000	1228.751000	0.017155079	0.471223403

Tabela E.6: Dados genéricos acerca da iteração 295 para o modelo de turbulência $k - \omega$

α	N_{proc}	I_{te}	y^+		
			y^+ Max	Acima de 300 [%]	Abaixo de 30 [%]
-20	32	5000	948.757500	0.013273487	0.933776615
-18	32	5000	955.828100	0.014833926	0.850810009
-16	32	5000	948.578200	0.014726646	0.866131573
-14	32	5000	944.156800	0.014746151	0.749342446
-12	32	5000	977.024000	0.014833926	0.661821308
-10	32	5000	939.370600	0.014902195	0.610209779
-8	32	5000	942.083000	0.015711673	0.514964466
-6	32	5000	950.601300	0.014570602	0.453502664
-4	32	660	962.002600	0.01459986	0.473788375
-2	32	969	968.669400	0.014073212	0.462562965
0	32	340	957.408800	0.015038734	0.164480052
2	32	993	1019.331000	0.013458789	0.524863503
4	32	759	954.612400	0.013809888	0.470950326
6	32	769	952.547500	0.014424311	0.431832064
8	32	5000	1027.805000	0.01481442	0.45284923
10	32	5000	1054.026000	0.014248761	0.596341375
12	32	5000	1118.712000	0.014775409	0.712496573
14	32	5000	1150.592000	0.014911948	0.8283982
16	32	5000	1183.507000	0.015243541	0.94757675
18	32	5000	1215.247000	0.015721426	0.903074972
20	32	5000	1242.383000	0.015857964	1.01023814

Tabela E.7: Dados genéricos acerca da iteração 296 para o modelo de turbulência S-A

α	N_{proc}	I_{te}	y^+		
			y^+ Max	Acima de 300 [%]	Abaixo de 30 [%]
-20	32	613	1190.431000	0.014155754	1.125064469
-18	32	516	1171.851000	0.013686178	1.050832362
-16	32	495	1149.796000	0.013412259	0.866876045
-14	32	427	1119.763000	0.012883986	0.933800379
-12	32	511	1107.273000	0.012502455	0.758012724
-10	32	476	1082.623000	0.012463324	0.713549766
-8	32	500	1059.683000	0.012893769	0.544091602
-6	32	645	1043.945000	0.013294865	0.335511904
-4	32	1094	1031.417000	0.013666612	0.244825079
-2	32	2347	1032.713000	0.013793789	0.275054021
0	32	671	1017.535000	0.014018794	0.302338331
2	32	2478	1022.960000	0.014517718	0.36067334
4	32	1203	1026.122000	0.015182951	0.414156067
6	32	1056	1036.207000	0.015437304	0.441166458
8	32	663	1160.172000	0.014635112	0.671199899
10	32	5000	1030.289000	0.01448837	0.64519714
12	32	952	1157.085000	0.014605764	0.813227011
14	32	824	1281.608000	0.014361193	0.853532267
16	32	825	1333.392000	0.014361193	0.907279129
18	32	840	1382.681000	0.014498153	0.993240848
20	32	1030	1432.563000	0.014654678	1.061172813

Tabela E.8: Dados genéricos acerca da iteração 296 para o modelo de turbulência $k - \varepsilon$

α	N_{proc}	I_{te}	y^+		
			y^+ Max	Acima de 300 [%]	Abaixo de 30 [%]
-20	32	5000	1071.746000	0.014067708	0.319575676
-18	32	5000	1072.269000	0.01376444	0.4005775
-16	32	5000	1069.017000	0.01351987	0.41797137
-14	32	5000	1062.659000	0.013285082	0.384964105
-12	32	5000	1053.960000	0.012747026	0.354392764
-10	32	5000	1042.118000	0.012844855	0.348317627
-8	32	5000	1026.428000	0.012766592	0.366650649
-6	32	5000	1004.027000	0.0139014	0.367188705
-4	32	5000	979.541900	0.013607915	0.394570843
-2	32	5000	966.089400	0.014155754	0.39954052
0	32	5000	949.542100	0.014263365	0.400284015
2	32	5000	947.531200	0.014605764	0.401917748
4	32	5000	995.721300	0.015212299	0.400567717
6	32	5000	933.393900	0.015730789	0.392878414
8	32	5000	939.884800	0.016122102	0.383379287
10	32	5000	1040.851000	0.016376456	0.40089055
12	32	5000	1139.157000	0.016024274	0.466288763
14	32	5000	1153.573000	0.016171016	0.482547824
16	32	5000	1177.885000	0.016337324	0.494678532
18	32	5000	1195.150000	0.016317759	0.499971043
20	32	5000	1219.460000	0.016474284	0.470387768

Tabela E.9: Dados genéricos acerca da iteração 296 para o modelo de turbulência $k - \omega$

α	N_{proc}	I_{te}	y^+		
			y^+ Max	Acima de 300 [%]	Abaixo de 30 [%]
-20	32	5000	953.668300	0.012365496	0.709000751
-18	32	5000	960.649300	0.01358835	0.682939294
-16	32	5000	952.684700	0.013294865	0.738192712
-14	32	5000	948.360300	0.013324213	0.676776112
-12	32	5000	944.074300	0.012854637	0.640511165
-10	32	5000	943.979400	0.013011163	0.58039568
-8	32	5000	947.854100	0.01383292	0.519409524
-6	32	5000	955.902200	0.01338291	0.560497406
-4	32	1039	968.190700	0.01345139	0.450313403
-2	32	1857	972.337600	0.01435141	0.499198199
0	32	5000	957.892300	0.014517718	0.52188458
2	32	1253	960.558700	0.014595981	0.555899476
4	32	5000	956.343300	0.014811203	0.568646503
6	32	5000	959.657700	0.015143819	0.559088679
8	32	5000	1000.210000	0.014967728	0.580043498
10	32	5000	1073.107000	0.014879683	0.68178492
12	32	5000	1123.672000	0.014762289	0.700675563
14	32	5000	1144.854000	0.015339476	0.709235538
16	32	5000	1180.931000	0.015515567	0.878361087
18	32	5000	1210.221000	0.015740572	0.907357392
20	32	5000	1237.529000	0.015779703	0.870720697

Tabela E.10: Dados genéricos acerca da iteração 297 para o modelo de turbulência S-A

α	N_{proc}	I_{te}	y^+		
			y^+ Max	Acima de 300 [%]	Abaixo de 30 [%]
-20	32	612	971.431400	0.005942064	0.403837106
-18	32	665	983.680300	0.005910174	0.397810004
-16	32	580	994.848800	0.005750727	0.383098347
-14	32	643	1007.725000	0.005559391	0.373010658
-12	32	462	1014.716000	0.0050279	0.485420897
-10	32	677	1028.788000	0.005336165	0.380355856
-8	32	502	1034.648000	0.004666487	0.594525265
-6	32	671	1040.701000	0.004879083	0.461312488
-4	32	1095	1043.042000	0.005166088	0.375731889
-2	32	2346	1042.978000	0.005070419	0.377762183
0	32	223	1032.909000	0.006920006	0.299983864
2	32	2471	1038.853000	0.004762155	0.399383216
4	32	1276	1035.775000	0.004528299	0.414445656
6	32	721	1031.898000	0.004198775	0.509656863
8	32	578	1027.274000	0.003475948	0.591389471
10	32	1213	1021.778000	0.004209405	0.398819836
12	32	536	1014.869000	0.003656655	0.638213784
14	32	705	1006.278000	0.004592078	0.482550848
16	32	845	995.578700	0.005091679	0.416114537
18	32	424	983.391000	0.003422799	0.98670147
20	32	348	970.166000	0.003486578	1.047567761

Tabela E.11: Dados genéricos acerca da iteração 297 para o modelo de turbulência $k - \varepsilon$

α	N_{proc}	I_{te}	y^+		
			y^+ Max	Acima de 300 [%]	Abaixo de 30 [%]
-20	32	1058	1072.468000	0.005389314	0.39019906
-18	32	989	1073.177000	0.005399943	0.393802566
-16	32	943	1071.369000	0.005314905	0.401083985
-14	32	917	1067.363000	0.005059789	0.41480707
-12	32	926	1060.473000	0.004953491	0.443401259
-10	32	1099	1050.040000	0.004825934	0.481519757
-8	32	1275	1034.376000	0.004655857	0.535412893
-6	32	926	1015.051000	0.00448578	0.597724838
-4	32	944	994.371800	0.004528299	0.627158782
-2	32	1085	974.430100	0.00448578	0.638947241
0	32	740	955.368300	0.00449641	0.615678587
2	32	1429	935.897200	0.004315703	0.61045935
4	32	1016	916.910200	0.004220035	0.554876074
6	32	1002	899.283900	0.004071217	0.537400667
8	32	1006	880.925700	0.004018068	0.532819219
10	32	1031	865.084300	0.004113736	0.524187813
12	32	1057	851.478500	0.00447515	0.450066149
14	32	1087	875.498100	0.004677116	0.39913873
16	32	1128	908.140400	0.004666487	0.375593701
18	32	1164	969.248900	0.004772785	0.366367026
20	32	1375	1009.080000	0.005059789	0.362061954

Tabela E.12: Dados genéricos acerca da iteração 297 para o modelo de turbulência $k - \omega$

α	N_{proc}	I_{te}	y^+		
			$y^+ \text{ Max}$	Acima de 300 [%]	Abaixo de 30 [%]
-20	32	661	917.276900	0.004039328	0.655614782
-18	32	653	891.439400	0.005229866	0.595875251
-16	32	634	886.048200	0.005219237	0.530055468
-14	32	648	889.510100	0.005070419	0.543353361
-12	32	614	887.147600	0.005081049	0.607302297
-10	32	597	887.399800	0.004985381	0.703331999
-8	32	598	897.457800	0.004634597	0.753781077
-6	32	604	894.252000	0.004368852	0.80109436
-4	32	623	883.147200	0.004315703	0.820642581
-2	32	1005	868.206200	0.004666487	0.84584586
0	32	389	869.527200	0.004730265	0.391177003
2	32	1016	858.612000	0.004177515	0.760775491
4	32	759	832.244600	0.004049958	0.654955734
6	32	723	839.139500	0.003964919	0.594153222
8	32	689	816.384300	0.00389051	0.553015858
10	32	675	788.790900	0.003879881	0.561477186
12	32	686	794.620200	0.003996809	0.582832474
14	32	686	789.045100	0.004209405	0.606473172
16	32	692	804.502500	0.004538929	0.587945413
18	32	740	872.382500	0.004910972	0.520616197
20	32	757	886.890900	0.005112939	0.481594165

Consultando as Tabelas supracitadas, podemos verificar que o número de processadores variou entre 16 e 32, sendo que a grande maioria das iterações foram processadas recorrendo a 32 processadores. Por motivos logísticos, foi necessário processar algumas simulações com 16 processadores, pois o "cluster" *almourol* é utilizado por vários alunos do Departamento de Ciências Aeroespaciais (DCA). Quanto ao número de iterações realizadas para atingir os critérios de convergência (que foram mantidos constantes para todas as simulações) podemos verificar que para a malha 294, modelo de turbulência S-A, a convergência foi atingida com metade das iterações previstas (exceto para o ângulo de ataque de 2°). Quanto ao valor de y^+ , este apresenta um valor máximo de 1029 para $\alpha = 0^\circ$, aumentando à medida que α aumenta e diminuiu (exceção para $\alpha = 2^\circ$). Quanto ao intervalo de y^+ , para este modelo, percebemos que a percentagem de células que estão fora do intervalo é muito pequena, sendo superior no parâmetro "Abaixo de 30" face ao parâmetro "Acima de 300". Quanto ao modelo de turbulência $k - \varepsilon$ para esta mesma malha, todas as simulações foram processadas com 32 processadores e o número de iterações é para a grande maioria dos ângulos de ataque igual a 5000, o que significa que os critérios de convergência não foram atingidos. No entanto uma visualização mais cuidada dos ficheiros de registo emanados pelo ANSYS® *Fluent*® comprovam que a convergência foi atingida nos parâmetros de continuidade, velocidade (nas três direções) e energia cinética turbulenta (k_{kte}), não tendo sido atingida convergência no parâmetro, Taxa de Dissipação de Turbulência (ε). Quanto ao valor máximo de y^+ para $\alpha = 0^\circ$ é de 950 sendo que este valor aumenta quando aumenta e diminuiu com o valor de α , exceto para $\alpha = 2^\circ$. Quando consideramos os valores de y^+ , entre 30 e 300, podemos verificar que a malha se encontra praticamente toda entre estes dois valores. Quanto ao modelo de turbulência $k - \omega$, foram processados com 32 processadores e praticamente todos os ângulos de ataque, exceto no intervalo entre $-4^\circ < \alpha < 4^\circ$ não convergiram. Após verificação dos ficheiros de registo verifico-se convergência em todos os parâmetros, exceto a energia cinética turbulenta (k_{kte}) e a taxa de dissipação de energia (ω). O valor de y^+ máximo para $\alpha = 0^\circ$ foi de 959 e verifica-se que os valores aumentam com o aumento e com a diminuição de α . Quando consideramos os valores de y^+ , entre 30 e 300, podemos verificar que a malha se encontra praticamente toda entre estes dois valores. Quanto à malha 297, quando em comparação com aquilo que já se concluiu para a malha 294, verificamos que as simulações com esta malha foram processadas com 32 processadores para todas as simulações. Quanto ao número de iterações, verificamos que ao contrário da malha 294, para os três modelos de turbulência obtivemos convergência. Isto permite concluir que as asas complicam bastante o cálculo. Quanto ao valor de y^+ máximo para $\alpha = 0^\circ$ este foi de 1033 para o modelo S-A (um pouco mais alto que na malha 294), 955 para o modelo $k - \varepsilon$ (diferença muito pequena para a malha 294) e 870 para o modelo $k - \omega$, verificando-se uma grande diferença para este modelo face à malha com o código 294.

Apêndice F

Artigo Científico Apresentado na *International Conference on Engineering* (ICEUBI2015)

Insights and Challenges of Flight Simulation Systems in Air Transportation

Martins, Laura N.¹; Trindade, Luís G.¹; Neves, João¹; Silva, Jorge¹ and Bousson, Kouamana¹

0. Abstract

Simulation is present during design, development and validation of aeronautical vehicles or systems in order to lower the costs and prevent problems during the construction phase. Flight Simulation software like X-Plane, Microsoft Flight Simulator (MSFS)/Lockheed Martin Prepar3D® and Flight Gear are the most used software when it comes to simulation of aeronautical systems in a virtual World. The X-Plane uses Computational Fluid Dynamics (CFD) and MSFS/Lockheed Martin Prepar3D® and Flight Gear use the Newtonian model for the simulation of the flight dynamics. The MATrix LABoraty (MATLAB)/Simulink enables the simulation of dynamic systems and the evaluation of the system performance. The main objective of this paper is to survey the tools and methods needed for the creation of a virtual simulation tool for a Rigid Hybrid Airship. This will allow the further testing of systems like avionics and flight controls of the vehicle.

Keywords: Flight Simulation, PCATD, X-Plane, FlightGear, Prepar3D®, MSFS, Airship.

¹ LAETA-UBI/AeroG, Aerospace Sciences Department, Faculty of Engineering, University of Beira Interior, Covilhã, Portugal.

Insights and Challenges of Flight Simulation Systems in Air Transportation

1. Introduction

When building a new product or finding a solution to a problem, the resolution is supported by a set of elements grouped together in a particular order for a particular reason to achieve a certain objective. For that reason, it is correct to refer it as a system, comprised by its elements and its interconnections, limited by a boundary [1]. Normally the system is considered as the product but in reality it comprises a number of products for testing and training before the implementation of the final product.

Simulation was first applied in the Industrial field through mathematical models to verify and improve either their products or their method of production [2]. During the World War II, with the appearance of the first computers it was particularly used to design and develop the hydrogen bomb. Since then, simulation has been evolving as fast as technology, being a very important tool of management, design, engineering and training in different kind of fields [2].

2. Why do we simulate systems?

The best way to verify if the purpose of the system will be achieved is to test it before its production. This test has to be made to the system in development process considering its environment, which will not only suppress any major unplanned circumstances but it can also improve the efficiency of the system [2]. In order to realise this test, a model is made representing the system in study which will be applied through simulation to show how this specific system will behave. This model can be a physical, mathematical or logical representation of the system, which will also define what type of simulation will be necessary, being the most important part of simulation process [3].

There are several types of simulation:

- Virtual Simulation, representing physical and electronic (logical) systems;
- Constructive Simulation, which main focus consists in representing a system and its employment - commonly used in engineering due to its mathematical and logical models simulated with Computer Aided Design (CAD), Computer Aided Engineering (CAE) and Computer Aided Manufacturing (CAM);
- Live Simulations, where simulated operations co-exist with real operators and equipment, like in a fire drill [4].

In this particular case, we will focus on virtual simulation where the human operator interacts with a mock-up of the real World scenario, reproducing the physical movements needed, along with a computer generated reproduction of the system. Since it is applied on a graphic environment, it provides a better understanding of how the system will work by behaving and transmitting the sensation of how the real event would be. The actions made by the operator and the ones made by computer based are thus comparable to what happens in a real World, being immersive. It also makes it possible to change and add new variables to the simulated system [4]. This allows a better understanding of the system reaction to changes within its cycle or/and its environment. This is why it is mainly used on military training, emergency & rescue procedures and transportation, especially flight training, later described in this paper.

3. Simulation as a method of verification, validation, accreditation and training

Once simulation is used, it is important to establish confidence that it is a reliable source of information, given through virtual or physical interaction. The verification assures that after the simulation results analysis, the implementation of the model represents accurately the

requirements and objectives of the system designed. After this verification, the level of confidence in the simulation must be determined by defining its accuracy in the represented system when compared to the real World situation. The validation has to consider that the system is a valid representation or not from the operators perspective. The *accreditation* happens when a formal certification is given to the model or simulation validated. The organization more related to that subject decides where the simulation will be applied and reaffirms the statement that the simulation and the system represented is indeed viable [4].

Although in simulation the main objective is to achieve a high level of accuracy with respect to the real World, this can be a serious issue, not only due the technologic development required but also due to its cost. It is necessary to evaluate the level of reliability that is required and to achieve the correct balance between fidelity and cost before the implementation of the simulation [4]. But it is also the opportunity to achieve high levels of fidelity that give simulation a major importance in testing models and training. The test of models assures the concept, configuration and design of full system without manufacturing any test component, allowing a better management of resources. This can predict either its performance as final product, as well as its integrity [4].

Due to its reliability, simulation also appears as a training method. Nowadays, simulators are considered a main tool when it comes to training due to their realness. From normal operation to adverse situations (that would not be safe or easily achievable) it is possible to train them in simulation [5]. Once experienced in real life, this training allows a better reaction and better understanding of the situation. That is why simulation is not only a good training method but also a good evaluation of human performance and behaviour regarding a particular system or final product [5]. The experience gained during the simulation training provides the knowledge necessary to work effectively in the real World system.

4. Flight Simulation

4.1. Introduction

Simulation has made a major contribution to the aeronautical sector. From being applied to engineering or flight training, Flight Simulation is today one discipline of aviation [6]. Aeronautical engineering uses simulation mainly to design and evaluate aircraft systems, allowing a full reproduction of the designed aircraft on flight simulation software. This will not only make evident any design problem but it will also allow manoeuvring studies to verify the flying capabilities. Flight simulation software together with a physical reproduction of the designed cockpit - Flight Simulator - can be used for flight training [7].

Flight simulators or flight training devices (FTDs) have been used in pilot training for multiple purposes, teaching them the basics of flying and communications or teaching how to fly certain aircrafts, like Type Rating; «...to enable pilots to become proficient in instrument flying and multicrew cooperation (MCC)...» by Crew Resource Management (CRM); [8:10-10] or how to act in certain abnormal flight situations [7]. Since the expenses regarding simulating a certain aircraft are lower than a real flight and some situations are impractical for real training, flight simulation is widely used in civil and military aviation, enhancing the safety level of Aviation [7].

Like every activity in the aeronautical sector, flight training is strictly regulated, especially when it comes to FTDs. The National Aviation Authorities (NAA), in Portugal - Autoridade Nacional de Aviação Civil (ANAC) ensures that all FTDs meet certain standards, although the differences between each country have been translated to different regulation. This process started in 1992 [9], however only in 1995 the first document from International Civil Aviation Organization (ICAO) with the work from Royal Aeronautical Society (RAeS), International Committee on FSTD Qualification (ICFQ), Civil Aviation Safety Authority (CASA) and the Civil Aviation Authority (CAA) was issued. This first effort resulted in the Joint Aviation Requirements (JAR) Standard Training Device (STD) 1A or JAR-STD-1A published in 1995 [10]. Although there

were several updates and reviews to the regulation made, it did not result as expected and the US Federal Aviation Administration (FAA) and the European Joint Aviation Authorities (JAA) ended using different terms for similar FTDs.

In March 2006 the Royal Aeronautical Simulation Flight Simulation Group (RAeS FSG) established an International Working Group (IWG) with the goal to harmonize flight simulation regulation [11]. The results of the IWG meetings are the development of a matrix with 150 Training Tasks with each of the 14 Training Types [10]. The ICFO developed a new qualification criteria for the complete suite of Flight Simulation Training Devices (FSTD) [12]. This new classification covers the 26 types of Training Devices to 7 types of devices as shown in Figure 1. The highest type is Level VII, similar to the current Level D Full Flight Simulator (FFS) used by FAA, but it includes enhancements like the fidelity of visual systems and the simulation of communications and air traffic control [12].

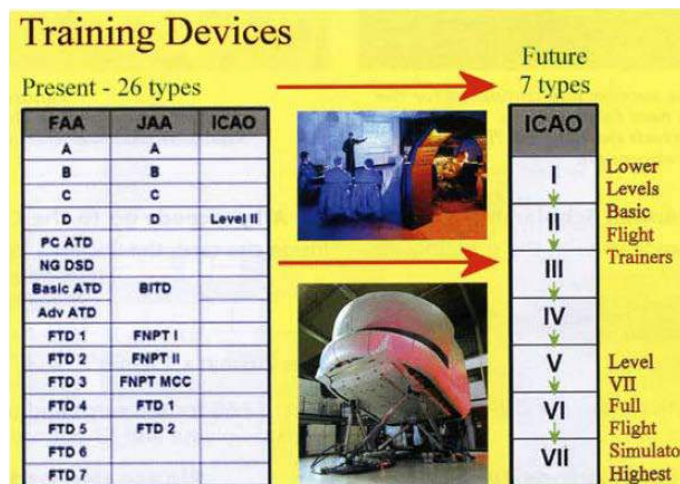


Figure 1 - Training Devices, Present to Future [11:1]

The classification mentioned above was published in *ICAO Doc 9625 Manual of Criteria for the Qualification of Flight Simulation Training Devices Volume 1 - Aeroplanes, Third Edition* published in July 2009 [12] but until now, only 2 NAAs, Singapore and Russia, have adopted this qualification [12]. In the meantime, the FAA adopted the JAR-FSTD A in 2008 [13] and in 2010 the European Aviation Safety Agency (EASA) adopted the Certification Specifications (CS) FSTD(A) with the same applicability that JAR-FSTD A [14]. By 2016 a review by EASA is expected to assure the alignment with the new ICAO doc. 9625, 3rd edition [15].

4.2. Flight Simulators classification according to JAR-FSTD A and CS-FSTD(A) Regulation

According to JAR-FSTD A and the CS-FSTD(A), the FSTD are divided by level of fidelity as following:

«**Full Flight Simulator (FFS):** A full size replica of a specific type or make, model and series aeroplane flight deck, including the assemblage of all equipment and computer programs necessary to represent the aeroplane in ground and flight operations, a visual system providing an out of the flight deck view, and a force cueing motion system. It is in compliance with the minimum standards for FFS Qualification.» [13:1-B-1]. This type of simulator is used to qualify pilots in Type-Rating of a specific aircraft like Airbus A320 or Boeing 737. In this type of Flight Simulator it is possible for a pilot to fly a new type of aircraft without having flined that aircraft in real World. This is called the Zero Flight Time Training (ZFTT) [16]. It has the capability to act as a Fixed Based Simulator (FBS) without motion, making the operation of Simulator less expensive [16]. It has four levels of fidelity A, B, C and D, where A has the lowest capabilities and the D has the highest level of fidelity which include a motion system with six degrees of freedom, providing effects like turbulence, windshear, engine failure and other abnormal

situations. In Figure 2 we have in the left side the exterior of Airbus A320 FFS and in the right side we have the inside of the simulator. The classification applied by FAA is the same in the EASA.



Figure 2 - Full Flight Simulator (FFS), outside in the left, inside in the right [17:1]

«Flight Training Device (FTD): A full size replica of a specific aeroplane type's instruments, equipment, panels and controls in an open flight deck area or an enclosed aeroplane flight deck, including the assemblage of equipment and computer software necessary to represent the aeroplane in ground and flight conditions to the extent of the systems installed in the device. It does not require a force cueing motion or visual system. It is in compliance with the minimum standards for a specific FTD Level of Qualification.» [13:1-B-1]. The FAA has seven categories for this type of device but JAA has only three levels, both including a level for helicopters (level 7 and 3, respectively) [18]. The FAA Level 1, 2 and 3 are no more in production [19]. Level 4 has touch screens that help the trainee to learn procedures for instruments, Flight Management Systems (FMS), Master Control Display Unit (MCDU), Primary Flight Display (PFD), Navigation Display (ND), Electronic Centralized Aircraft Monitoring (ECAM) and other type of systems. In this type of device the control yoke doesn't exist [19]. Level 5 represents a "class" of aircraft (like single-engine, multi-engine, gas turbine propulsion or piston propulsion), that also requires a qualification. Level 5 represents a device that looks like the aircraft the operator is going to fly [19]. At this stage a yoke or a sidestick is used. Level 6 makes use of a dynamic model with all the aerodynamic data [19]. It's the most realistic way to simulate the flight [18].

«Flight and Navigation Procedures Trainer (FNPT): A training device which represents the flight deck or cockpit environment including the assemblage of equipment and computer programs necessary to represent an aircraft or its class in flight operations to the extent that the systems appear to function as in the aircraft. It is in compliance with the minimum standards for a specific FNPT Level of Qualification.» [13:1-B-1]. There are three categories, each one with its traits. For instance, between FNPT I and II, their big difference is the visual system that can be generated by 5 channels in FNPT II [20],[21]. The FNPT III is only used for helicopters [19] and the MCC qualification is only possible in FNPT II and FNPT III [13]. For MCC qualification the FNPT II has to accomplish certain minimums of technical requirements, like dual controls [13].

«Basic Instrument Training Device (BITD): A ground based training device which represents the student pilot's station of a class of airplanes. It may use screen based instrument panels and spring-loaded flight controls, providing a training platform for at least the procedural aspects of instrument flight.» [13:1-B-1]. This type of classification is primary used by EASA. In FAA this type of device can be classified as Basic ATD or Advanced ATD.

4.3. Flight Simulators classification according to ICAO Qualification Levels

The qualifications referred in the ICAO Doc. 9625 "Manual of Criteria for the Qualification of Flight Simulation Training Devices" Volume I, Aeroplanes and Volume II Helicopters divide the FSTD in seven categories [22], like in Table 1 [23]. This was based on 200 Training tasks, 15 Training types, 13 FSTD features and the existing NAA FSTD requirements and standards. This

subdivided the FSTD in two designations, for Training (T) or Training to proficiency (TP), with the fidelity level of each feature defining its type [22].

Level of feature fidelity [22:I-1-2] :

- *«None or Not Applicable (N): Feature not required for FSTD;*
- *Generic (G): The lowest level of required fidelity for a given FSTD feature;*
- *Representative (R): The intermediate level of required fidelity for a given FSTD feature;*
- *Specific (S): The highest level of required fidelity for a given FSTD feature.»*

Table 1 - Qualification levels of Flight Simulation Training Devices (FSTDs) according to ICAO 9625 [23:82]

Type of FSTD	Characteristics of requirements
I	<i>The first level would contain an enclosed or perceived cockpit/flight deck, excluding distraction, which will represent that of the aeroplane derived from, and appropriate to class, to support the approved use; lighting environment for panels and instruments should be sufficient for the operation being conducted; modelling of aerodynamics and engines (thrust, temperature, mass); aircraft systems; sound system; visual system. The ATC environment simulation is not required.</i>
II	<i>Meets the same requirements as 1st level, but also to include the simulation of ATC environment as messages, visual environment, airport movements, weather reports and others.</i>
III	<i>Meets the previous requirements, but also uses for example the simulation of runway condition, including information on pavement condition (wet, dry). The ATC environment simulation is not required.</i>
IV	<i>This level meets the same requirements as previous levels. It is added for example on ATC environment simulation; sounds of outside environment (weather, meteoric water); voice control.</i>
V	<i>This level meets the same requirements as level IV, but is added for example on runway conditions simulation (dry, wet, icings, water holes); aircraft systems simulation (communication, navigation, warning device); dynamic feeling of control; failure of brakes dynamics and tires; degradation of brakes efficiency.</i>
VI	<i>This level meets the same requirements as level V, but is added for example on ATC extended environment simulation; the motion system includes the acceleration feeling, Buffet in the air due to flap and spoiler/speed brake extension; Buffet due to atmospheric disturbances, e.g. turbulence in three linear axes (isotropic), In-flight vibrations A motion system (force cueing) should produce cues at least equivalent to those of a 6 DOF platform motion system (i.e., pitch, roll, yaw, heave, sway, and surge). Weather environment contains e.g. simulation of turbulence.</i>
VII	<i>The highest approved level. It has to meet all previous requirements with their details and authentic realization as in the real aircraft.</i>

4.4. Personal Computer-based Aviation Training Device (PCATD)

PCATD acronym is only used by FAA and this device consists in three main parts, the PCATD software, the approved flight controls configuration, and a Personal Computer (PCATD Hardware) like in Figure 3 [24]. ELITE company was the first company to have a PCATD device certified in 2003. It is important to refer that for that certification, the FAA has to certify all the 3 parts [11].



Figure 3 - PCATD certified by FAA from ELITE Company [24]

4.4.1. PCATD Software

The idea of creating the PCATD software was mainly to reduce the cost of simulation. With the improvement of computer processor capability (more memory, and more graphic possibilities) as well as high performance Personal Computer (PC) - the designers of this type of software have now more resources than ever. The software engineers have to choose between two types of flight models: the Newtonian model or the Computational Fluid Dynamics (CFD) model. The Newtonian model used by Microsoft Flight Simulator (MSFS) has the advantage of being easier to implement but less realistic with stall situation, tight turns and other abnormal situations of flying. The Newtonian Model uses steady-state derivatives [25:6]:

$$C_D = C_{D0} + C_{D\alpha} \alpha + C_{Di_h} i_h + C_{D\delta_e} \delta_e + \Delta C_{Dflap} + \Delta C_{DSpoiler} \quad (1)$$

$$C_L = C_{L0} + C_{L\alpha} \alpha + C_{Li_h} i_h + C_{L\delta_e} \delta_e + \Delta C_{Lflap} + \Delta C_{LSpoiler} \quad (2)$$

$$C_M = C_{M0} + C_{M\alpha} \alpha + C_{Mi_h} i_h + C_{M\delta_e} \delta_e + \Delta C_{Mflap} + \Delta C_{MSpoiler} \quad (3)$$

$$C_l = C_{l0} + C_{l\beta} \beta + C_{la_e} \delta_a + C_{ler} \delta_r \quad (4)$$

$$C_Y = C_{Y0} + C_{Y\beta} \beta + C_{Ya_e} \delta_a + C_{Yer} \delta_r \quad (5)$$

$$C_N = C_{N0} + C_{N\beta} \beta + C_{Na_e} \delta_a + C_{Ner} \delta_r \quad (6)$$

Where:

C_D = Airplane drag coefficient

C_L = Airplane lift coefficient

C_M = Airplane pitching moment coefficient

C_l = Airplane rolling moment coefficient

C_Y = Airplane side force coefficient

C_N = Airplane yawing moment coefficient

β = Sideslip angle

0 = At zero – lift state

α = Angle of attack

i_h = Horizontal tail incidence angle

δ_e = Elevator deflection

flaps = Due to flaps

spoiler = Due to spoiler

δ_a = Aileron deflection

δ_r = Rudder deflection

$$C_{D\alpha} = \frac{\partial C_D}{\partial \alpha}$$

$$C_{Di_h} = \frac{\partial C_D}{\partial i_h}$$

$$C_{L\alpha} = \frac{\partial C_L}{\partial \alpha}$$

$$C_{M\alpha} = \frac{\partial C_M}{\partial \alpha}$$

$$C_{M\delta_e} = \frac{\partial C_M}{\partial \delta_e}$$

$$C_{la_e} = \frac{\partial C_l}{\partial a_e}$$

$$C_{Y\beta} = \frac{\partial C_Y}{\partial \beta}$$

$$C_{Yer} = \frac{\partial C_Y}{\partial er}$$

$$C_{Na_e} = \frac{\partial C_N}{\partial a_e}$$

$$C_{D\delta_e} = \frac{\partial C_D}{\partial \delta_e}$$

$$C_{Li_h} = \frac{\partial C_L}{\partial i_h}$$

$$C_{L\delta_e} = \frac{\partial C_L}{\partial \delta_e}$$

$$C_{Mi_h} = \frac{\partial C_M}{\partial i_h}$$

$$C_{l\beta} = \frac{\partial C_l}{\partial \beta}$$

$$C_{ler} = \frac{\partial C_l}{\partial er}$$

$$C_{Ya_e} = \frac{\partial C_Y}{\partial a_e}$$

$$C_{N\beta} = \frac{\partial C_N}{\partial \beta}$$

$$C_{Ner} = \frac{\partial C_N}{\partial er}$$

The CFD uses the blade element theory. The blade element theory implies breaking the aircraft into small elements and then calculating the forces and moments on each of these elements many times per second [26]. With this method, the simulator, like X-Plane has the possibility to compute the forces applied on the airplane more detailed [26]. The great advantage of this method is to predict how an airplane will fly, which is not possible with Newtonian model which is based on stability derivatives that we will not explore in this paper.

4.4.1.1. X-Plane by Laminar Research

The first version of X-Plane was released by Laminar Research in 1993. Instead of Microsoft Flight Simulator, the X-Plane is an «*engineering tool that can be used to predict the flight characteristics of fixed and rotary-wing aircraft with incredible accuracy.*» [27:1]. Because of this, X-Plane can be used for pilot training and therefore improve their pilot skills (flying an airplane like a real plane) or for engineers to predict how a certain aircraft concept would fly since it can simulate jets, single and multi-engine airplanes, gliders, helicopters and Vertical Take-Off and Landing (VTOLs) [27]. The scenery for X-Plane covers terrain from 74° North to 60° South Latitude and has 33000 airports to test the airplanes [27]. It is possible to test the Space Shuttle due to a realistic model of Earth Atmosphere and since X-Plane has its own weather engine, it allows the user to download from Internet the real weather. X-Plane has the ability to make the various systems of an aircraft fail like engines, hydraulics, instruments and others reflecting that in flight dynamics (like when an engine fails the asymmetrical thrust make the airplane turn to the side with an engine failure) [27]. X-Plane simulator is very popular in Air Forces, space agencies and aircraft manufactures to test the conceptual aircraft design and flight testing [27]. X-Plane simulator is a software with certification from FAA so pilots flying with PCATD (certified hardware and flight controls) can log hours towards aviation licenses and ratings but with only the X-Plane software that is not possible [27].

4.4.1.2. Microsoft Flight Simulator X and Prepar3D® by Lockheed Martin

The history of this software started in 1975, when Bruce Artwick introduced his Master Thesis. Bruce Artwick concluded that computers in 1975 did not have the capability to handle the mathematical computations for aircraft simulation routines. Just after the presentation of this thesis, Artwick with his Flight Instructor started a company called SubLOGIC that developed a commercial aircraft simulator based on his thesis called FSI Flight Simulator, compatible with Apple II. In 1982, Artwick authorized the Microsoft to use the code of FSI Flight Simulator to produce a version for IBM PC [25]. That version was called Microsoft Flight Simulator 1.01. Microsoft supported this software until 2006, releasing several versions with the last one called Microsoft Flight Simulator X (FSX) [28]. In 2009 Microsoft closed the ACES Game Studio, the publisher of Microsoft Flight Simulator, due to a change in their business strategy [29]. In 2011 the Lockheed Martin released the Prepar3D® based in Microsoft Enterprise Simulation Platform (ESP) that is the commercial-use version of Microsoft Flight Simulator X SP2. To do that, Lockheed Martin negotiated with Microsoft the intellectual property (including source code) and hired members of the original ACES Studio team [30]. The Prepar3D® maintains compatibility with the FSX system but add-ons made to FSX has some limitations when applied in Prepar3D® [31]. The Prepar3D® has 40 high-detail cities and more than 24900 airports [32]. This simulator has an Air Traffic Control engine, weather engine, failure mode and the entire World represented.

Microsoft and now Lockheed Martin have a Software Development Kit (SDK) that enables people with some programming knowledge to development airport scenery, modified terrain, creation of new aircraft flight models, aircraft panels and aircraft design. The policy from Lockheed Martin refers that the code from simulator engine (the core of the software) is closed but the developers can produce add-ons for the simulator. The main programming language is C and for some add-ons are the C++ [31][33]. Prepar3D® uses the Newtonian model like the older versions of the Microsoft Flight Simulator.

Since FSX and the Prepar3D® are the base package for flight simulation, there are many freeware and payware add-ons for that, allowing limitless possibilities when it comes to recreate the real World, making the simulator “as real as it gets” .

4.4.1.3. The FlightGear Flight Simulator

FlightGear is an open source GPL flight simulator developed by volunteers around the World [34]. In 1996, David Murr started this simulator as an alternative to other simulators like Microsoft Flight Simulator. In 1997 Curt Olson made a multi-platform using OpenGL (Direct3D/DirectX will never be supported because it is a proprietary interface restricted to Microsoft Windows Operating System) and the first version of FlightGear was released [34]. FlightGear is compatible with many type of processors and operating systems (OS) like Microsoft Windows (32 and 64 bits), Linux, Solaris, FreeBSD, MacOS, Irix and OS-X and is written in C++ [34]. Since 1996, many things have changed, but the main change was the 3D engine, changing from the Portable Library (PLIB) to OpenSceneGraph [35]. The FlightGear included LaRCsim, a Flight Dynamics Model (FDM) from National Aeronautics and Space Administration (NASA) but was replaced by the University of Illinois at Urbana-Champaign (UIUC) FDM. In 2000, the JSBSim was the default FDM [35]. The engine of the FlightGear is the SimGear that dynamically creates a string like /position/latitude and changes the aircraft to that position [36]. It is widely used by academic and research environments for development flight simulation ideas since it allows the users to create new and experimental aircraft like gliders, helicopters, fighter jets or commercial jets [35]. To simulate the terrain, FlightGear uses TerraGear. TerraGear is an open-source software that converts the Geographic Information System (GIS) data available in 3D models or maps of the Earth. This software imports 3D models like the Digital Elevation Model (DEM), a set of elevation points on a regular grid. Objects like runways, taxiways, airport beacons, radio transmission towers, landmass outlines, lakes, islands, ponds, urban areas, glaciers, land usage and vegetation are available from various government agencies and are rendered by the TerraGear. [36] The weather effects are presented in FlightGear too, like 3D clouds, wind, lighting effects, time of the day, thunderstorm and other effects [36].

The first FDM in FlightGear was based on LaRCsim from NASA and it was sufficient for the most common situations in flight but in abnormal situations like deep stalls, spins or steep turns, it demonstrated an incorrect aircraft behaviour [36]. So FlightGear decided to support different flight models. JSBSim is the default FDM software since 2000 developed by Jon Berndt. This model can be used to model the Cessna 172 or the X-15 [36]. The YASim model is another FDM based in geometric information and not in aerodynamic coefficients, providing the best results when it comes to the modelling of a new aircraft design, especially for a rotorcrafts and helicopters [36]. There is also a FDM developed by Christian Mayer for a hot air balloons [34]. Last but not least there is the FDM by UIUC which initial idea was the modelling of aircrafts in icing conditions. The team has now the challenge of modelling nonlinear aerodynamics, resulting in more realism in extreme aircraft attitudes, like stall or high angle of attack in flight [34]. Although FlightGear is not certified by the FAA, the development team is making all the efforts to add it to the FAA-approved software for a PCATD flight training device [36]. The FlightGear is a freeware flight simulator and in constant development due its open source, make it a valuable tool used by universities and other research groups.

5. Case Study - Hybrid Airship Flight Simulation Design

When talking about aerospace vehicles, we find different categories. One is the vehicles lighter than air (LTA), where we find airships. Mainly used in the beginning of Aviation, the airships attract the present organizations and researchers to develop further studies regarding its flight capabilities. While most vehicles use their propulsion system to maintain themselves in the air - the heavier than air vehicles, the LTA vehicles use lighter than air gases to make them lift from the ground and a propulsion system to make them move in the air. In the past few years new ideas have come up and new concepts are being developed in order to increase the LTA

lifting abilities, by combining its concept with the traditional airfoil and rotorcraft technology applied in other air vehicles, becoming a hybrid system [37]. This will create operational advantages like hovering and VTOL operation, reducing the ground support and necessary facilities, allowing a reduced transport time. Airships can also have several designs and structure types but we will focus on one in particular: the rigid airship, shown in figure 4.

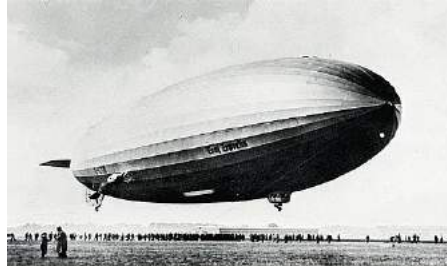


Figure 4 - Example of a Rigid Airship, Graf Zeppelin II [40]

The rigid airship consists in an internal stiff framework supporting the gondola, the propulsion system, the empennage and ballonets with lighter than air gas - normally helium - enabling the proper lift (buoyancy) and trim capacity adequate for each flight phase [38]. The gondola is suspended in the lower part of the airship where the cockpit and crew/passengers/cargo facilities are located. The propulsion can be made by several forms and it can also be associated with the empennage, consisting in fins, rudders and elevators that provide the dynamic and steering needed to successfully control this vehicle [39].

At University of Beira Interior, we are conducting a research regarding this kind of vehicles. The main objective is to simulate the flight of a rigid hybrid airship, studying its design, control, dynamics and stability (specially its buoyancy and static lift) in order to achieve the results necessary to apply it properly on a real World prototype. The National Aerospace Laboratory (NLR) in Amsterdam has already applied this studies to a standard rigid airship using a PC based desktop environment tool. At NLR this tool was developed using the MATrix LABoratory (MATLAB)/Simulink software to support the flight dynamics and control. MATLAB is a computer software that combines the mathematical computation with advanced visualization; Simulink is a MATLAB add-on that enables the simulation of dynamic systems and the evaluation of the system performance [41].

With this type of software, together with a PCATD software and the knowledge associated we believe that this will lead to the creation of a virtual simulation tool for this type of airships, which will also fund the testing of further systems regarding the avionics and the airship manoeuvring with the development of a flight training device.

6. Conclusion and Future Work

By simulating a technical system, its behaviour can be tested before it is built. This avoids costly redesigning in case of possible errors that would otherwise only be found when operating the system. It also allows training, developing, strengthening and reinforcing habits which are conducive to the increased safety of the operation, making it possible for operators to incorporate these habits naturally when carrying out their daily work. Because of that, flight simulation is used nowadays to teach, learn and research. If we want to design and develop a new aircraft concept, we should use a flight simulation software based on CFD, but if we want a platform for an aircraft enough documented and tested we can use a simulator based in Newtonian model, allowing an accurate representation of the aircraft in study.

Regarding our project, we will start by designing the airship with CAD software and discuss the ideal propulsion system, using modelling and simulation to develop the data for its control and stability. Once that is achieved, that data will be connected to a PCATD software in order to simulate the airship in a virtual World environment, developing the necessary flight controls and avionics. The PCATD software chosen will be the FlightGear, with its open source limitless facilities and Prepar3D® due its learning curve. Finally, with this accurate digital

representation of the prototyped airship, a flight training facility can be produced for teaching, flight training and studies on pilot behaviour.

7. References

- [1] Ryan, M. and I. Faulconbridge, *Lecture notes from the coursera MOOC on "Introduction to Systems Engineering"*. <https://www.coursera.org/course/introse> (29/08/2015)
- [2] History of Simulation by Lander Simulation. www.landersistimulation.com (28/08/2015)
- [3] Dannenmann, P., *Lectures notes from the iversity MOOC on "Modelling and Simulation using MATLAB®"*. <https://iversity.org/en/courses/modelling-and-simulation-using-matlab-august-2015> (29/08/2015)
- [4] Systems Engineering Fundamentals. p. 117-123, Defense Acquisition University Press, Virginia USA, January 2001.
- [5] Why Train with Simulation by Lander Simulation. www.landersistimulation.com (28/08/2015)
- [6] Allerton, D.J.; Cook, M.V. and J. Gautrey, *The Design and Evaluation of Flight Control Laws Using a PC Simulator*. Proceedings of the Royal Aeronautical Society conference Flight Simulation - the Next Decade, May 2000.
- [7] Royal Aeronautical Society Flight Simulation Group specialist paper, *The Impact of Flight Simulation in Aerospace*, Royal Aeronautical Society, December 2008.
- [8] John A. Wise, V. David Hopkin, Daniel J. Garland. *Handbook of Aviation Human Factors*. p. 10-10, CRC Press, New York, USA, 2010.
- [9] Rickard Wikander, Dr. Nicklas Dahlström. *The Multi Crew Pilot Licence - Revolution, Evolution or not even a Solution?*. p. 69, Lund University, Ljungbyhed, Sweden, N. D.
- [10] Clément, S. *Into 7 Equals 9625 - The New Regulatory Matrix*. Proceedings of EATS conference, Prague, Czech Republic, November 2009.
- [11] Strachan, I. *RAeS simulation initiative praised in Montréal*. http://www.raes-fsg.org.uk/uploads/081216123730_200810_RAeS_Flight_Simulation_Initiative.pdf (12/08/2015)
- [12] Fuller, Q.; Weeks, R. *Flight Simulation Operational Plan 2012-14*. https://www.casa.gov.au/sites/g/files/net351/f/_assets/main/aoc/training/download/fso_plan2012_14.pdf (05/08/2015)
- [13] Auer, A. *JAR-FSTD A: Aeroplane Flight Simulation Training Devices*. p.27-35, JAA, Saturnusstraat, The Netherlands, 2008.
- [14] EASA. *Certification Specifications for Aeroplane Flight Simulation Training Devices*. p.5-8, EASA, Cologne, Germany, 2012.
- [15] EASA. *List of Horizontal tasks - Extract from the 4-Year Rulemaking Programme 2013-2016*. http://easa.europa.eu/system/files/dfu/Annex%20I%20-%20Horizontal%20tasks_0.pdf (09/08/2015)
- [16] P. A. T. M. Oliveira. *Os Simuladores e as TI para PC para a formação do pessoal aeronáutico*. p. 45, Instituto Superior de Ciências do Trabalho e da Empresa, Lisboa, Portugal, 2005.

- [17] Training Centre, C. *Airbus A320 Flight Simulator*. <http://www.catc.cz/facilities-and-devices/airbus-a320-full-flight-simulator/> (21/08/2015)
- [18] Wikipedia. *Flight Simulator*. https://en.wikipedia.org/wiki/Flight_simulator (21/08/2015)
- [19] Marsh, A. *ABCs of Simulators - A tangled web we weave*. <http://www.aopa.org/News-and-Video/All-News/2011/May/1/ABCs-of-Simulators> (21/08/2015)
- [20] Elite. *FNPT I*. <http://www.flyelite.ch/en/products/fnpt1.php> (22/08/2015)
- [21] Elite. *FNPT II*. <http://www.flyelite.ch/en/products/fnpt2.php> (22/08/2015)
- [22] ICAO. *Doc 9625 AN/938: Manual Criteria for the Qualification of Flight Simulation Training Devices: Volume I - Aeroplanes* ICAO. p. I-1-1 and I-1-2, ICAO, Montréal, Canada, 2009.
- [23] Koblen, I.; Kovacova, J.: "Selected information on flight simulators - main requirements, categories and their development, production and using for flight crew training in the both Slovak Republic and Czech Republic conditions" *Incas Bulletin*, Vol. 4 n° 3 (2012), ISSN 2066-8201, pp.73-86.
- [24] Elite. *PC ATD*. <http://www.flyelite.ch/en/products/pcatd.php> (23/08/2015)
- [25] Zyskowski, M. *Aircraft Simulation Techniques Used in Low-Cost, Commercial Software*. *Proceedings of AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit*, Texas, USA, Aug 2003.
- [26] X-Plane. *Appendix A: How X-Plane Works*. http://wiki.x-plane.com/Appendix_A:_How_X-Plane_Works (25/08/2015)
- [27] X-Plane. *Chapter 1: About X-Plane*. http://wiki.x-plane.com/Chapter_1:_About_X-Plane (25/08/2015)
- [28] S. Reweti. *PC-Based Aviation Training Devices for Pilot Training in Visual Flight Rules Procedures; Development, Validation and Effectiveness*. p. 1-33, Massey University, Palmerston North, New Zealand, 2014.
- [29] Microsoft. *About The Aces Team*. <https://www.microsoft.com/Products/Games/FSInsider/news/Pages/AMessageFromAces.aspx> (26/08/2015)
- [30] Wikipedia. *Microsoft Flight Simulator*. https://en.wikipedia.org/wiki/Microsoft_Flight_Simulator (26/08/2015)
- [31] S. Thomas. *Flight Simulator System for Research and Teaching Application*. p. 22-26, Ryerson University, Toronto, Canada, 2013.
- [32] Martin, L. *Prepar3D®* <http://www.prepar3d.com/> (26/08/2015)
- [33] Martin, L. *Prepar3D® SDK Overview* <http://www.prepar3d.com/SDK/sdk%20overview.html> (26/08/2015)
- [34] M. Basler, M. Spott, S. Buchanan, J. Berndt, B. Buckel, C. Moore, C. Olson, D. Perry, M. Selig, D. Walisser, and others. *The FlightGear Manual*. p. 1-21, The FlightGear, 2015.
- [35] Wikipedia. *FlightGear*. <https://en.wikipedia.org/wiki/FlightGear> (26/08/2015)

[36] Perry, A. *The FlightGear Flight Simulator*. <http://flightgear.org/Papers/UseLinux-2004/fgfs.pdf> (26/08/2015)

[37] *Introduction to LTA: Hybrid Airships* by The Airship Association. <http://www.airship-association.org> (28/08/2015)

[38] *Introduction to LTA: Rigid Airships* by The Airship Association. <http://www.airship-association.org> (28/08/2015)

[39] *Introduction to LTA: Non-rigid Airships* by The Airship Association. <http://www.airship-association.org> (28/08/2015)

[40] *Graf Zeppelin II in September 14 in German History* by German Culture
<http://www.germanculture.com.ua/september/september14.htm>

[41] Lemmers, A.J.J., Marsman A.P.L.A., *A basic flight simulation tool for rigid airships*, p. 4-6, National Aerospace Laboratory NLR, Amsterdam, Netherlands, 2000.

