



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR

Engenharia

Estudo de Dinâmica de Fluidos Computacional sobre o Casco de um Veículo Subaquático Autónomo Planador

Rúben Correia Martins Pereira

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em

Engenharia Aeronáutica

(Ciclo de estudos de Mestrado Integrado)

Orientador: Prof. Doutor Miguel Ângelo Rodrigues Silvestre

Covilhã, janeiro de 2015

Folha em branco

Dedicatória

Dedico esta dissertação de mestrado aos meus pais, Maria Fernanda Pereira, Joaquim Martins Pereira, pelo incentivo e apoio em todas as minhas escolhas e decisões.

A vitória desta conquista dedico com todo o meu amor, unicamente, a vocês! Parabéns!

Folha em branco

Agradecimentos

Ao Professor Doutor Miguel Ângelo Rodrigues Silvestre, orientador da tese, e ao colega Dr. João Paulo Salgueiro Morgado, agradeço o apoio, a partilha do saber e as valiosas contribuições para o trabalho.

Estou muito grato a todos os meus familiares, amigos e minha namorada, pelo tempo que me dedicaram.

Folha em branco

Resumo

Veículos subaquáticos planadores autônomos são veículos, que se deslocam verticalmente controlando a sua flutuabilidade, e horizontalmente devido à presença de asas. Ao atingirem a superfície, estes veículos diminuem a sua flutuabilidade entrando em mergulho ao mesmo tempo que a sua hidrodinâmica produz movimento horizontal. Alcançado o ponto de profundidade máxima, estes veículos tornam-se menos densos que a água que os envolve, fazendo com que estes se desloquem verticalmente até à superfície e mais uma vez, horizontalmente devido à sua forma exterior e essencialmente à presença das asas.

O escoamento da água em torno do casco de um veículo subaquático autônomo planador origina uma interação entre ambos, que se traduz em forças e momentos. Estas têm origem no campo de pressões em torno do casco e nas tensões de atrito viscoso em toda a sua superfície. Para o estudo desta interação do fluido com o casco do veículo, a análise CFD constitui uma ferramenta apropriada.

O motivo desta dissertação surge no âmbito de um trabalho de mestrado anterior [João Paulo Salgueiro Morgado, Persistent Gliding Waterframe, the waterframe conceptual project, Universidade da Beira Interior, Covilhã, June 2011], cujo objetivo principal foi projetar conceptualmente uma plataforma capaz de albergar todos os sistemas e sensores necessários à operação de um veículo subaquático autônomo planador. Esse trabalho decorreu de uma colaboração entre a Universidade da Beira Interior (UBI) e a Universidade de Saint Thomas (UST).

Esta dissertação apresenta um estudo CFD, cujo objetivo é compreender a interação de um fluido com o casco de um veículo subaquático autônomo planador, para desenvolver um novo corpo fuselado, com um arrasto hidrodinâmico reduzido. Para efetuar a análise CFD nos corpos sujeitos a análise, é indispensável a geração de um domínio computacional, que se resume a células ou elementos em que o escoamento é resolvido, bem como a escolha de um modelo de turbulência adequado ao caso.

Estudos semelhantes foram já realizados por outros autores com o intuito de otimizar fuselagens adequadas a este género de veículos. No entanto, os estudos encontrados na bibliografia abordam geralmente o caso de veículos subaquáticos com propulsão a hélice e números de Reynolds de operação significativamente superiores. Pelo que o tema abordado na presente dissertação assume bastante pertinência.

Corpos fuselados esbeltos e axi-simétricos, isto é, corpos delgados com contornos suaves quanto à sua geometria, são os mais adequados para aplicar em veículos subaquáticos autônomos planadores, quando se trata de escoamentos com baixos números de Reynolds. A dimensão transversal destes é muito inferior à sua dimensão longitudinal, evitando a separação da camada limite laminar na região traseira da fuselagem em condições normais de funcionamento.

Palavras-chave

Corpos Fuselados, Veículos Submarinos Autônomos, Dinâmica de Fluidos Computacional (CFD), Planadores Subaquáticos

Folha em branco

Abstract

Glider autonomous underwater vehicles are vehicles that move vertically controlling its buoyancy, and horizontally due to the presence of wings. When they reach the surface, these vehicles decrease its buoyancy entering a dive while its external shape produces horizontal motion. Reaching the point of maximum depth, these vehicles become less dense than the surrounding water, causing them to move vertically to the surface and again horizontally due to its outer shape and essentially the presence of the wings.

The flow of water around the hull of an autonomous underwater vehicle creates an interaction between them, which translates into forces and moments. These originate from the pressure field around the hull and the viscous friction tensions on the surface of the hull. For the study of the interaction of the fluid with the hull of the vehicle, CFD analysis is an adequate tool.

The reason of this thesis arises within a previous work master's degree [1], whose main objective was to conceptually design a platform able to accommodate all sensors and systems necessary for the operation of an autonomous underwater vehicle. This work resulted from a collaboration between the University of Beira Interior (UBI) and the University of ST. Thomas (UST).

This paper presents a CFD study of the interaction of a fluid with the hull of an autonomous underwater gliding vehicle, in order to develop a new body with a reduced hydrodynamic drag. To perform CFD analysis on the bodies subject to analysis, it is essential to generate a computational domain, containing the elements or cells in which the flow is solved, and to choose of an appropriate turbulence model.

Similar studies have been discussed by others in order to optimize bodies suitable for this type of vehicle, involving the development of optimization algorithms, reduction the requirement for propulsive power by drawing new geometries with reduced drag. However, the studies found in the literature deal with propeller propulsion cases operating at higher Reynolds numbers. Thus, making the present case a relevant problem.

Slender bodies and axy-symmetric, with smooth contours geometry, are the most appropriate for autonomous underwater vehicles, when it comes to low Reynolds numbers. The transverse dimension of these bodies is much lower than its longitudinal dimension, preventing separation of the laminar boundary layer in the afterbody in normal operation.

Keywords

Fuselages, Autonomous Underwater Vehicles, Computational Fluid Dynamics (CFD), Underwater Glider

Folha em branco

Índice

| | |
|--|----|
| 1. Introdução | 1 |
| 1.1 - Motivação | 1 |
| 1.2 - Objetivo | 2 |
| 2. Revisão Bibliográfica | 3 |
| 2.1 - Desenho de formas fuseladas | 3 |
| 2.1.1 - Parâmetros típicos de um corpo fuselado subaquático | 4 |
| 2.1.2 - Estudo da Esbeltez de corpos fuselados | 5 |
| 2.2 - Desenho conceptual da fuselagem de um veículo subaquático autónomo | 6 |
| 2.3 - Formulação matemática da resistência ao avanço relativamente a fuselagens com aplicação em veículos subaquáticos autónomos | 7 |
| 2.4 - Dinâmica de Fluidos Computacional | 9 |
| 2.4.1 - Modelos de turbulência para baixos números de Reynolds | 10 |
| 2.4.2 - Malhas e suas características | 11 |
| 2.4.2.1 - Tipos de Malha | 12 |
| 2.4.2.2 - Blocos e Domínios | 13 |
| 2.4.2.3 - Qualidade da malha | 13 |
| 2.4.2.4 - Implicações, do número de células utilizado, na construção de uma malha | 14 |
| 2.4.3 - Simulação da camada limite | 15 |
| 2.5 - Estado da arte | 17 |
| 2.5.1 - Fuselagens axi simétricas em veículos subaquáticos autónomos | 17 |
| 2.5.2 - A dinâmica de fluidos computacional, aplicada ao estudo hidrodinâmico de fuselagens em veículos subaquáticos autónomos | 19 |
| 3. Metodologia | 23 |
| 3.1 - Conceito do desenho do corpo fuselado original | 23 |
| 3.2 - Conceito do desenho do novo corpo fuselado | 24 |
| 3.2.1 - Corpo axi - simétrico | 24 |

| | |
|--|----|
| 3.2.2 - Perfil do novo corpo fuselado | 25 |
| 3.3 - Simulação CFD | 28 |
| 3.3.1 - Modelo de turbulência | 28 |
| 3.3.2 - Geração da malha nos corpos fuselados sujeitos a análise | 31 |
| 3.3.3 - Condições de fronteira | 33 |
| 4. Resultados | 35 |
| 4.1 - Simulação CFD do corpo fuselado original | 35 |
| 4.2 - Simulação CFD do novo corpo fuselado | 39 |
| 5. Conclusões | 44 |
| Referências Bibliográficas | 45 |
| Anexo 1 | 48 |
| Anexo 2 | 50 |
| Anexo 3 | 52 |

Folha em branco

Lista de Figuras

Figura 1 - PGW [1]

Figura 2 - Arranjo geral de um veículo subaquático autónomo [2]

Figura 3 - Representação dos parâmetros geométricos segundo Myring [6]

Figura 4 - Esbeltez de um corpo fuselado\ Razão entre o diâmetro máximo do corpo e o seu comprimento [19]

Figura 5 - Coeficiente de arrasto de corpos fuselados em função da esbeltez, com base numa área de referência igual a $v^2/3$ [19]

Figura 6 - Casco de um submarino [5]

Figura 7 - escoamento sobre uma placa plana [13]

Figura 8 - Progresso computacional [14]

Figura 9 - Exemplo de uma malha estruturada [18]

Figura 10 - Exemplo de uma malha não estruturada [18]

Figura 11 (a) - Exemplo de resolução de uma malha [18]

Figura 11 (b) - Exemplo de resolução de uma malha [18]

Figura 12 - Variação no tamanho das células. Malha suave identificada a verde e malha não suave identificada a azul [18]

Figura 13 - Perfil de velocidade de escoamento [17]

Figura 14 - Veículo subaquático autónomo Maya [6]

Figura 15 - As três principais secções do veículo subaquático Maya [6]

Figura 16 - C Scout [7]

Figura 17 - Autosub3 [8]

Figura 18 - Distribuição da pressão estática sobre o corpo fuselado sujeito a análise [2]

Figura 19 - Distribuição da velocidade sobre o corpo fuselado sujeito a análise [2]

Figura 20 - Fuselagem DREA [4]

Figura 21 - Distribuição do coeficiente de pressão, C_p , em redor da fuselagem DREA [4]

Figura 22 - Variação das tensões de corte em redor da fuselagem DREA [4]

Figura 23 - Perspetiva do desenho da fuselagem original

Figura 24 - Perfil da fuselagem original

Figura 25 - Perfil relativo ao novo corpo fuselado

Figura 26 (a) - Dimensões do corpo fuselado original [1]

Figura 26 (b) - Dimensões do tubo de cauda + cone de cauda [1]

Figura 27 - Perspetiva do desenho do novo corpo fuselado

Figura 28 - Perspetiva do novo veículo subaquático autónomo

Figura 29 (a) - Malha e fronteiras do domínio computacional

Figura 29 (b) - Resolução da malha na proximidade do corpo fuselado original

Figura 30 - Valores de y^+ relativos à geração de malha sobre o corpo fuselado original

Figura 31 - Historial do processo de convergência do coeficiente de arrasto relativo ao corpo fuselado original

Figura 32 (a) - Campo de velocidades sobre o corpo fuselado original. Valores da magnitude da velocidade em m/s.

Figura 32 (b) - Campo de velocidades na secção de cauda do corpo fuselado original. Valores da magnitude da velocidade em m/s

Figura 32 (c) - Linhas de corrente sobre a cauda do corpo fuselado original. Valores da magnitude da velocidade em m/s.

Figura 33 - Distribuição da pressão relativa sobre o corpo fuselado original. Valores de pressão relativa em pascal

Figura 34 - Distribuição do coeficiente de fricção na superfície do corpo fuselado original

Figura 35 - Estudo da esbeltez do novo corpo fuselado

Figura 36 - Historial do processo de convergência do coeficiente de arrasto, relativamente ao novo corpo fuselado

Figura 37 (a) - Campo de velocidades sobre o novo corpo fuselado. Valores da magnitude da velocidade em m/s

Figura 37 (b) - Campo de velocidades na secção de cauda do novo corpo fuselado. Valores da magnitude da velocidade em m/s

Figura 37 (c) - Linhas de corrente sobre a cauda do novo corpo fuselado. Valores da magnitude da velocidade em m/s

Figura 38 - Distribuição da pressão relativa sobre o novo corpo fuselado. Valores da pressão relativa em Pascal

Figura 39 - Distribuição do coeficiente de fricção sobre a superfície do novo corpo fuselado

Folha em branco

Lista de Tabelas

Tabela 3.1 - Coordenadas do novo corpo fuselado

Tabela 3.2 - Estudo de convergência de malha

Tabela 4.1 - Corpos fuselados com base num perfil NACA, com diferentes razões de esbeltez

Folha em branco

Nomenclatura

d - Diâmetro máximo da fuselagem [m]

a - Comprimento do nariz em percentagem [%]

η - Fator de potência

θ - Fator angular [em graus para medidas angulares]

b - Comprimento da secção central [%]

c - Comprimento da secção de cauda [%]

C_{DF} - Coeficiente de arrasto de fricção

R_e - Número de Reynolds

K - Fator de forma

L - Comprimento da fuselagem [m]

g - Gravidade [m/s^2]

v - Velocidade [m/s]

V - Volume [m^3]

S - Área molhada [m^2]

P - Pressão estática [Pa]

C_d - Coeficiente de arrasto

v_∞ - Velocidade do escoamento livre [m/s]

ν - Viscosidade cinemática da água [m^2/s^2]

R - Raio do corpo fuselado [m]

F - Valor constante utilizado para variar a espessura do perfil

x - Abcissa

y - Ordenada

X - Abcissa transformada do perfil do novo corpo fuselado

r - Coordenada radial

v_x - Velocidade axial [m/s]

xx

v_r - Velocidade radial [m/s]

ρ - Densidade [Kg/m³]

\overline{G}_k - Energia cinética turbulenta gerada devido aos gradientes de velocidade [J]

G_w - Representa a energia cinética gerada pela equação ω [J]

Γ_k, Γ_w - Representam a difusividade efetiva das equações k e ω , respetivamente

y_k, y_w - Representam a energia dissipada pelas equações k e ω , respetivamente [J]

D_w - Termo de difusão transversal [m²/s]

τ - Tensão de corte [Pa]

μ - Viscosidade dinâmica ou molecular [Pa.s]

P_∞ - Pressão do fluxo livre [Pa]

C_p - Coeficiente de pressão

D - Arrasto [N]

K - Energia cinética turbulenta [J]

ω - Taxa de dissipação específica

y^+ - Distância adimensional à parede

U - Velocidade do escoamento [m/s]

U_τ - Velocidade de fricção [m/s]

Folha em branco

Lista de Acrónimos

CFD - Computational Fluid Dynamics

RANS - Reynolds Averaged Navier Stokes

LES - Large Eddy Simulation

DES - Detached Eddy Simulation

SST - Shear Stress Transport

UBI - Universidade da Beira Interior

UST - Universidade de Saint Thomas

PGW - Persistent Gliding Waterframe

Folha em branco

1 - Introdução

Veículos subaquáticos autônomos são robôs subaquáticos, que não necessitam de piloto humano. Este tipo de veículos são especialmente úteis em locais inacessíveis como os rios e oceanos, permitem o acompanhamento e controle por equipas de arqueólogos, biólogos e outro tipo de investigadores. A utilização destes veículos é vantajosa em situações de risco, como por exemplo testes de poluição, exploração de escombros de navios etc. São inúmeras as aplicações deste tipo de veículos nos dias de hoje, tais como, aplicações em arqueologia, biologia marinha, inspeção de estruturas e patrulhamento dos rios e costas.

Os planadores subaquáticos são veículos subaquáticos autônomos que se deslocam verticalmente controlando a sua flutuabilidade, e se movem horizontalmente devido à presença de asas. Quando se encontra à superfície, o planador subaquático diminui a sua flutuabilidade, o que faz com que comece a afundar. Enquanto o veículo afunda, a sua forma exterior produz sustentação que é aproveitada da mesma maneira que num aeródino planador para a propulsão em movimento horizontal. O veículo usa um controle para ajustar o ângulo de arfagem, e de rolamento, para se deslocar na trajetória correta. Quando o planador atinge o ponto de profundidade máxima, um sistema de ajuste de flutuabilidade fá-lo ficar menos denso que a água que o rodeia, e mais uma vez, a sua forma exterior e principalmente as asas, fazem com que se desloque horizontalmente [1].

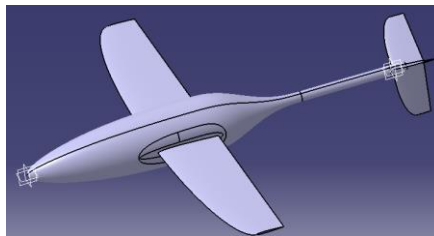


Figura 1 - PGW [1]

1.1 - Motivação

Esta dissertação surgiu no âmbito de um trabalho de mestrado anterior [1] cujo objetivo principal foi, desenvolver uma plataforma para albergar todos os sistemas e sensores necessários à operação de um veículo subaquático autônomo, veículo este capaz de identificar, nos oceanos, potenciais locais para a prática de aquacultura, entre muitas potenciais aplicações. Esse trabalho decorreu de uma colaboração entre a Universidade da Beira Interior (UBI) e a Universidade de Saint Thomas (UST). A UBI foi responsável pelo desenvolvimento da plataforma, enquanto a UST se encarregou dos restantes sistemas. O veículo designou-se, então, por Persistent Gliding Waterframe (PGW), (ver Fig.1). No final, cumpriram-se os requisitos de missão da plataforma, tendo sido construído um protótipo da mesma em metade da escala para testes de desempenho. No entanto, após a realização dos

testes de desempenho, o autor deparou-se com uma razão de desempenho inferior ao que havia estimado. A estimativa rondava os 13:1, enquanto os ensaios em piscina apontavam para um valor de 8:1. As suspeitas recaíram sobre a fuselagem do veículo.

1.2 - Objetivos

A hipótese de que a fuselagem do PGW estaria a contribuir excessivamente para o arrasto parasita, degradando a razão de planeio motivou a realização desta dissertação. Os objetivos são identificar os problemas ao nível do desenho da forma da fuselagem original e propor uma nova forma fuselada, que por sua vez seja mais eficaz que a primeira.

2 - Revisão Bibliográfica

2.1 - Desenho de formas fuseladas

Existem, vários aspetos a serem considerados, quando desenvolvemos uma forma de fuselagem. Inicialmente é importante que o veículo subaquático autónomo tenha a capacidade de acolher, os seus sistemas internos de bordo, e ao mesmo tempo assegurar a integridade dos mesmos. É importante também que, o interior da fuselagem seja de fácil acesso, para ser possível efetuar a manutenção ou substituição, dos vários sistemas de bordo. Os acessos ao interior da fuselagem terão que seguir a linha ou seja a forma da fuselagem, já que o peso e o arrasto da mesma devem ser baixos, como é pressuposto nos requisitos de missão. Partindo da observação de torpedos e submarinos, a maior parte dos veículos subaquáticos autónomos, optam por uma forma de fuselagem essencialmente cilíndrica. O cilindro é considerado um compromisso ótimo. A geometria cilíndrica é ideal por causa da sua capacidade de lidar com a pressão e forças dinâmicas aplicadas ao casco. Um casco esférico ou cilíndrico não exhibe concentrações de tensão. Assim, construído com determinado material, obtém-se uma maior pressão admissível no exterior do casco. Este é um problema importante, quando no interior se procura manter a pressão atmosférica normal à superfície. Apesar de a forma esférica providenciar, maior eficiência estrutural, esta é considerada ineficiente em termos de resistência hidrodinâmica ao avanço dificultando, ainda, o acesso aos sistemas internos e a sua disposição. Isto deve-se ao fato de que, muitos dos componentes de bordo, carga assim como baterias apresentam uma forma retangular [2].

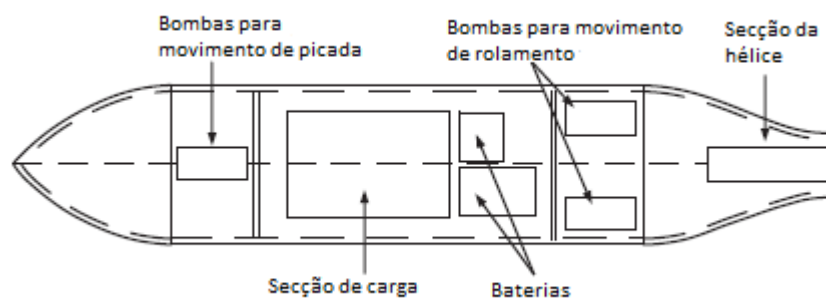


Figura 2 - Arranjo geral de um veículo subaquático autónomo [2]

Segundo a referência [2], um corpo fuselado designado por torpedo, que tem um nariz em forma de cone, seguido por uma secção central cilíndrica e uma secção traseira cônica, provavelmente será uma boa escolha, relativamente ao problema da diminuição do arrasto da fuselagem.

2.1.1 - Parâmetros típicos de um corpo fuselado subaquático

Equação de Myring, que define a secção do nariz é:

$$r(x) = \frac{d}{2} \left[1 - \left(\frac{x-a}{a} \right)^2 \right]^{\frac{1}{\eta}} \quad \text{Eq. (1)}$$

Equação de Myring, que define a forma da secção da cauda é:

$$r(x) = \left(\frac{d}{2} \right) - \left[\frac{3d}{2(100-a-b)^2} - \frac{\text{tang}(\theta)}{(100-a-b)} \right] (x-a-b)^2 + \left[\frac{d}{(100-a-b)^3} - \frac{\text{tang}(\theta)}{(100-a-b)^2} \right] (x-a-b)^3 \quad \text{Eq. (2)}$$

Onde os parâmetros geométricos são:

- d = diâmetro máximo do veículo.
- a = comprimento do nariz em percentagem.
- η = fator de potência igual a 2.
- θ = fator angular igual a 25° .

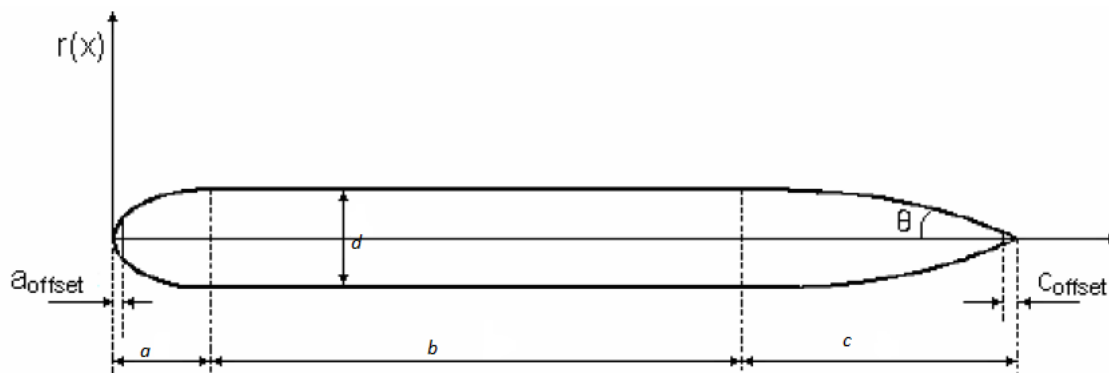


Figura 3 - Representação dos parâmetros geométricos segundo Myring [6]

2.1.2 - Estudo da esbeltez de corpos fuselados

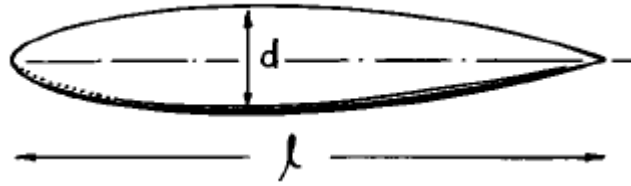


Figura 4 - Esbeltez de um corpo fuselado\ Razão entre o diâmetro máximo do corpo e o seu comprimento [19]

Na grande maioria dos veículos subaquáticos autônomos, é usual a utilização de fuselagens básicas ao nível do desenho, com contornos delgados, contornos estes similares aos de um perfil NACA simétrico. Segundo a referência bibliográfica [19], a razão de esbeltez ótima, para fuselagens com aplicação em veículos subaquáticos é $d/l=0,25$ ou $l/d=4$, ver gráfico da Fig.5. Aquando do desenho de fuselagens, se estas diferem um pouco em relação à sua forma hidrodinâmica ideal, tanto em relação ao contorno como às secções transversais. Geralmente os valores de arrasto são ligeiramente mais elevados.

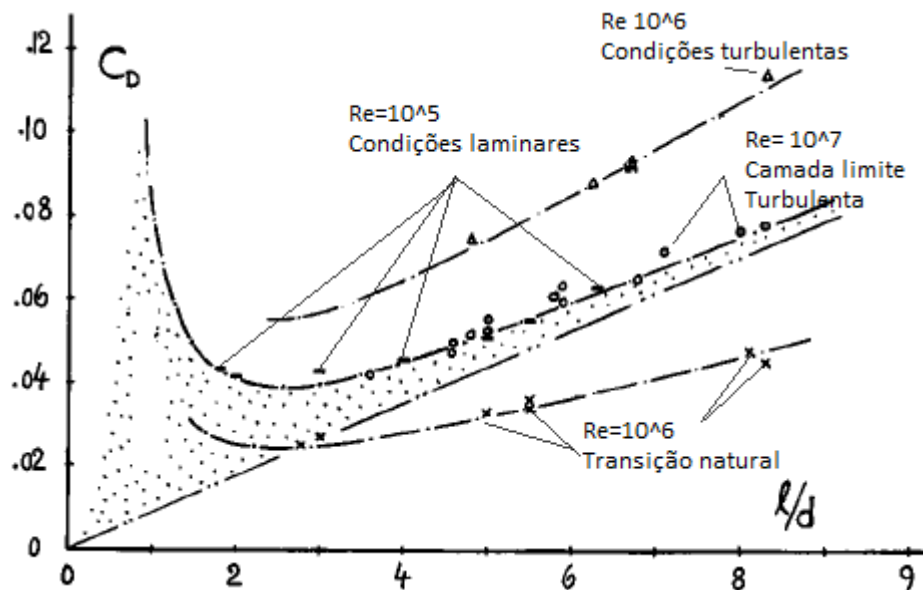


Figura 5 - Coeficiente de arrasto de corpos fuselados em função da esbeltez, com base numa área de referência igual a $V^{2/3}$ [19]

2.2 - Desenho conceptual da fuselagem de um veículo subaquático autónomo

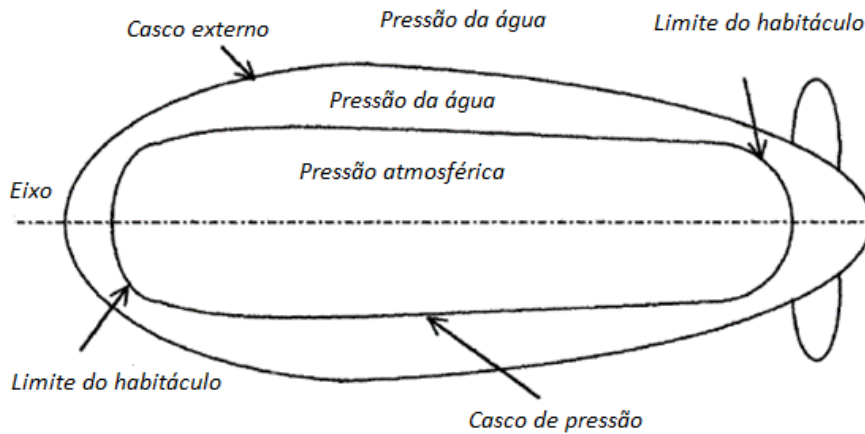


Figura 6 - Casco de um submarino [5]

Um casco de pressão é em muitos casos, envolvido por um casco hidrodinâmico, este é o caso do PGW [1]. O casco hidrodinâmico é inundado, evitando desta forma falhas devido à pressão hidrostática. Como vimos anteriormente, também Carl T. F. Ross [5], menciona a forma cilíndrica como vantajosa para a sua aplicação no casco de pressão. Esse autor descreve a forma cilíndrica como uma boa estrutura para resistir aos efeitos da pressão hidrostática. O espaço adicional no casco de pressão pode ser obtido, através do aumento do comprimento do casco de pressão cilíndrica. No caso do PGW, a maior parte dos sistemas estão sujeitos à pressão hidrostática, apenas o sistema propulsivo é isolado da pressão hidrostática, bem como as baterias. Um cilindro de diâmetro relativamente curto pode conter um volume maior do que uma esfera com o dobro do diâmetro, mantendo a área frontal reduzida, o que minimiza o arrasto para qualquer geometria do casco hidrodinâmico exterior. Pelo que, ao nível hidrodinâmico o cilindro é melhor do que uma forma esférica do mesmo volume. A forma cilíndrica é mais facilmente ligada a outra secção do que uma forma esférica de igual volume. A forma cilíndrica pode apresentar algumas desvantagens, ao nível da sua estabilidade. No entanto, muitas vezes os veículos subaquáticos estão estacionados aquando de uma missão e quando se movem, movem-se lentamente, pelo que, segundo a bibliografia, constata-se que as vantagens da forma cilíndrica acabam por superar as suas desvantagens [5].

2.3 - Formulação Matemática da resistência ao avanço relativamente a fuselagens com aplicação em veículos subaquáticos autónomos

A otimização da geometria da fuselagem, para reduzir o arrasto, é um aspeto fundamental, por forma a aumentar a autonomia do veículo. Tradicionalmente, a resistência total relativa ao movimento da fuselagem deve-se fundamentalmente à resistência por fricção. A resistência por fricção deve-se à ação da viscosidade. Os elementos de água têm a mesma velocidade do corpo, quando em contacto com o casco, enquanto a uma curta distância a partir dele, movem-se com velocidade igual ao fluxo exterior. A região entre o casco da fuselagem e o fluxo exterior formam a designada camada limite. As alterações de velocidade, na camada limite, vizinhas ao casco, conduzem à formação de tensões de corte sobre a superfície do mesmo, gerando desta forma resistência por fricção/atrito. Normalmente, o cálculo cuidadoso da resistência por atrito exige um enorme esforço computacional, inconciliável com um processo de otimização. Dada esta razão a resistência por fricção é habitualmente aproximada pelo arrasto gerado por uma camada limite turbulenta sobre uma placa plana, com o mesmo número de Reynolds do corpo em análise [9]. Atente-se à formulação desenvolvida por Van Manen e Van Oossanen, no ano de 1988 [10]:

$$C_f = \frac{0,075}{(\log_{10}(Re) - 2)^2} \quad \text{Eq. (3)}$$

Onde, C_f é o coeficiente adimensional de arrasto por fricção, relativo à área molhada do corpo. Re é o número de Reynolds para o comprimento e velocidade do corpo em estudo.

O movimento de um fluido sobre uma fuselagem pode ser representado aproximadamente por um escoamento sobre uma placa plana. Onde, o fluido aproxima-se da placa com velocidade uniforme, por sua vez a placa exerce uma ação retardadora sobre o fluido diminuindo desta forma a velocidade do fluido nas vizinhanças da superfície da placa. Numa ordenada y , suficientemente longe da placa, o escoamento não é afetado pela presença do corpo. É espetável que a velocidade cresça suavemente e gradativamente segundo y , formando assim perfis de velocidade [9].

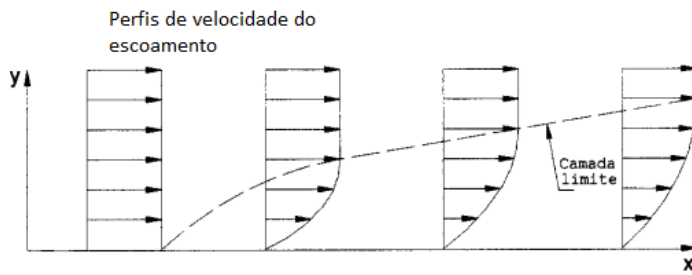


Figura 7 - Escoamento sobre uma placa plana [13]

O arrasto de forma ou de pressão está associado à geometria do corpo, contendo uma parcela proporcional ao próprio arrasto de fricção. Formas desadequadas de fuselagens, induzem fluxos de separação, impedindo um aumento de pressão até ao valor de estagnação na traseira da fuselagem, como é antecipado pela teoria de fluido perfeito. Durante o movimento de uma fuselagem num meio de fluido, forma-se um gradiente de pressão entre a parte dianteira e traseira da fuselagem. É normal assumir, na ausência de separação, que a resistência de forma é proporcional à resistência por atrito/fricção, segundo um fator de proporcionalidade k , conhecido como fator de forma, descrito por Hendrix no ano de 2001 [11].

$$K = 0,6 \sqrt{\frac{D}{L^3} + 9 \frac{D}{L^3}} \quad \text{Eq. (4)}$$

Onde L é o comprimento da fuselagem e V o volume de fluido deslocado pela fuselagem. As expressões acima descritas de k e C_f são frequentemente aplicadas em trabalhos, com o objetivo de estimar o arrasto de fricção e de forma em veículos subaquáticos autónomos. A utilização destas fórmulas devem-se ao fato de que camadas laminares não são muito prováveis de ocorrer sobre a superfície de veículos subaquáticos autónomos em água do mar real, devido à presença de turbulência ambiental, isto para elevados valores de número de Reynolds. A maior parte dos veículos subaquáticos autónomos, operam numa gama de números de Reynolds, que varia de 10^6 a 5×10^6 . Os fatores de forma da fuselagem dependem fortemente da esbeltez, tal como proposto por Horner no ano de 1965, para corpos de revolução [12].

O coeficiente de arrasto total com referência à área molhada, S_w , é:

$$C_{D_w} = (1 + k)C_f \quad \text{Eq. (5)}$$

muitas reservas quanto às análises efetuadas em túneis de vento, como por exemplo efeitos de parede com conseqüente interferência aerodinâmica. Por outro lado, as análises CFD sofrem também de algumas limitações, tais como os modelos de turbulência e a velocidade de processamento e capacidade de armazenamento dos computadores, contudo tais limitações tenderão a diminuir com o avanço científico e tecnológico. Com o passar dos anos, foi-se dando razão à argumentação do Professor Dean Chapman. Visto que hoje em dia, em certos casos, uma simulação tridimensional segundo as equações de Navier-Stokes medianas do tempo, Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS), não é uma tarefa difícil e pode mesmo ser realizada em poucas horas em computadores pessoais comuns. Todavia, é bom ter a noção de que tudo isto não é assim tão linear. Por exemplo é discutível a possibilidade de avaliar o efeito do número de Reynolds através de modelos de turbulência. O progresso dos computadores ainda não resolveu o problema e dificilmente o resolverá [14]. Embora seja uma área em estudo com progressos promissores, o desenvolvimento dos modelos de turbulência só recentemente se tornou uma área de pesquisa muito ativa. Existem principalmente dois tipos de modelos de turbulência. O modelo de turbulência, como o desenvolvido por Langtry [1] (Segundo [15]). O segundo tipo são os modelos fenomenológicos. A maioria destes modelos simulam a física da energia cinética laminar, desenvolvidos por Mayle e Schulz [2] (segundo [15]). Um exemplo deste tipo de modelo é o modelo de turbulência *k-kl-w*, desenvolvido por Walters Cokljat [3] (Segundo [15]). A complexidade da geometria, aquando de uma análise *CFD*, não revela grande dificuldade. É sabido que, as principais limitações em simulações de escoamentos sobre superfícies, não se cingem ao tempo de processamento, mas sim ao tempo necessário para a preparação da malha sobre a superfície do corpo e também ao volume de dados da malha [14].

2.4.1 - Modelos de turbulência para baixos números de Reynolds

P. Catalano, R. Tognaccini [16], desenvolveram uma análise numérica de escoamento incompressível em redor de um perfil, Selig-Donovan 7003, para um valor de Reynolds igual a 6×10^4 . O desempenho do perfil foi estudado através da utilização das equações subjacentes aos métodos *RANS* (Reynolds Averaged Navier-Stokes), e *LES* (Large-Eddy-Simulations). Algumas limitações dos modelos de turbulência *RANS*, em escoamentos para baixos valores de Reynolds, foram superadas pelo modelo *SST Low Reynolds k- ω* , [5] (segundo [16]), uma modificação recente do conhecido modelo *SST* (Shear Stress Transport). A presença de regiões laminares longas fazem com que a zona de transição do escoamento seja particularmente crucial [16]. Este é um caso semelhante ao presente estudo.

As bolhas de recirculação do escoamento surgem após a separação da camada limite. Dois tipos de bolhas podem ser encontradas, com relação à forma das mesmas. O primeiro tipo é o denominado bolha curta ou laminar, e aparece nos escoamentos sobre geometrias curvas. O segundo tipo é o chamado de bolha fina e longa, sendo esta formada em perfis finos, quando

sujeitos a escoamentos para baixos valores de Reynolds. O modelo SST Low Reynolds $k-\omega$ é capaz de capturar esses fenômenos. Escoamentos com relação a baixos valores de Reynolds podem então ser simulados pelo método *RANS*. Sendo que o modelo SST Low Reynolds $k-\omega$, segundo os autores, proporcionou uma boa concordância, com dados experimentais, e também com os dados que resultaram da utilização do método *LES* [16].

Uma bolha laminar resultante, sobre o perfil SD 7003 foi captada, onde os resultados obtidos a partir do método *RANS* e *LES* revelaram uma boa concordância. O modelo SST Low Reynolds $k-\omega$ revelou resultados comparáveis aos da simulação através do método *LES*. Tanto o método *LES*, como o método *RANS* com o modelo SST Low Reynolds $k-\omega$, mostraram o mesmo tipo de bolha de recirculação. Os investigadores concluem que, escoamentos para baixos valores de Reynolds, e o fenômeno de formação de bolhas de separação laminar, podem ser simulados por modelos *RANS* e que a utilização do modelo SST-Low Reynolds $k-\omega$, para a localização do ponto de transição do escoamento, apresenta resultados satisfatórios [16].

A maioria das simulações encontradas na literatura têm como objetivo investigar a capacidade de métodos numéricos, para reproduzir bolhas de separação laminar. Windte [27], Radespiel [19], Yuan et al. [28] (segundo [16]), empregaram o modelo *RANS*, sem qualquer tratamento do fenômeno de transição, especial, alcançou também bons resultados através do modelo Spalart-Allmars. Uma bolha de recirculação, do escoamento, muito curta foi captada por Menter e Jones Launder [12] (segundo [16]), através da utilização de modelos de turbulência $k-\omega$. Galbrath e Visbal [9] (segundo [16]) aplicaram o modelo *LES*, para resolver o escoamento em torno de um perfil Selig-Donovan 7003, onde uma boa comparação com dados experimentais é revelada.

2.4.2 - Malhas e suas características

Para se proceder à análise CFD, é necessário gerar uma malha em redor dos corpos pretendidos para análise. A malha resume-se a células ou elementos, que definem os pontos onde o escoamento é resolvido. É uma representação discreta da geometria do problema, e ao mesmo tempo agrupa células em zonas de fronteira. A malha tem impactos significativos na resolução do problema, tais como taxa de convergência, precisão da solução e tempo de processamento necessário. A importância da malha, para a obtenção de boas soluções, tem a ver com a sua própria densidade, relações de células adjacentes, ou seja relação entre comprimento e volume, a sua própria resolução nas zonas críticas do escoamento, como por exemplo a camada limite. É também importante um refinamento da mesma com vista a adaptá-la da melhor maneira ao problema em causa, para ter a certeza de que a solução do escoamento obtida não foi induzida pelas características da malha utilizada, mas sim pelas condições de fronteira e pela geometria do corpo. O processo de geração de malha, envolve quatro etapas cruciais, tais como, criação de uma malha com o contorno desejado para a

geometria em causa, verificação da qualidade da malha, reparação da malha junto das fronteiras se necessário, execução do aperfeiçoamento da malha sempre que necessário [18].

2.4.2.1 - Tipos de malhas

As malhas estruturadas não devem ser utilizadas em problemas complexos. Elas são caracterizadas, por linhas que, atravessam todo o domínio computacional.

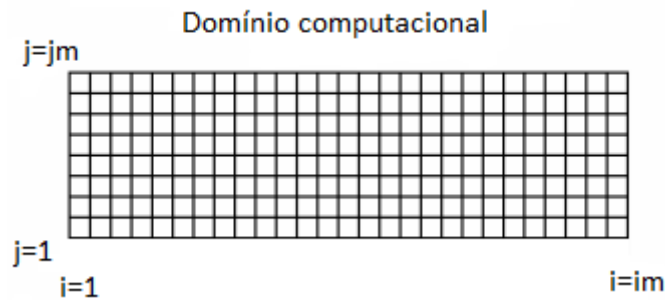


Figura 9 - Exemplo de uma malha estruturada [18]

Em malhas não estruturadas, as células são dispostas de uma forma arbitrária. Ao contrário das malhas estruturadas, nas malhas não estruturadas existe uma sobrecarga de memória e processamento do problema em causa. Contudo este tipo de malhas são mais utilizadas em problemas geometricamente complexos.

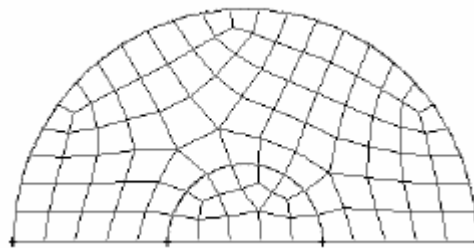


Figura 10 - Exemplo de uma malha não estruturada [18]

Resumindo, malhas estruturadas, seguem um padrão estruturado ou regular, enquanto malhas não estruturadas, seguem um padrão não linear ou irregular. Malhas estruturadas são normalmente aplicadas em problemas geometricamente mais simples, e requerem menor capacidade de memória e processamento (*CPU*). Pelo contrário, malhas não estruturadas são aplicadas em problemas geometricamente mais complexos, e requerem maior capacidade de memória e processamento (*CPU*).

2.4.2.2 - Blocos e domínios

É normal constituir a malha por vários blocos em redor da geometria. Isto porque na maior parte dos casos, necessitamos de mais resolução na malha em zonas críticas do escoamento. Ajusta-se, assim, a sua precisão como é o caso da zona da camada limite. Cada um dos blocos pode ser estruturado ou não - estruturado.

2.4.2.3 - Qualidade da malha

A densidade da malha deve ser alta o suficiente, para capturar todas as informações relevantes, características do escoamento. A malha na vizinhança da parede deve ser fina o suficiente, de modo a resolver o escoamento dentro da camada limite. As três medidas, que caracterizam a qualidade da malha são a assimetria, suavidade e a razão de aspeto da malha. As variações locais relativamente ao tamanho das células devem ser minimizadas, para a malha ser suave, células adjacentes não devem ter uma diferença de tamanho superior a 20 %. Malhas de má qualidade farão com que surjam soluções imprecisas e processos de convergência da solução lentos.

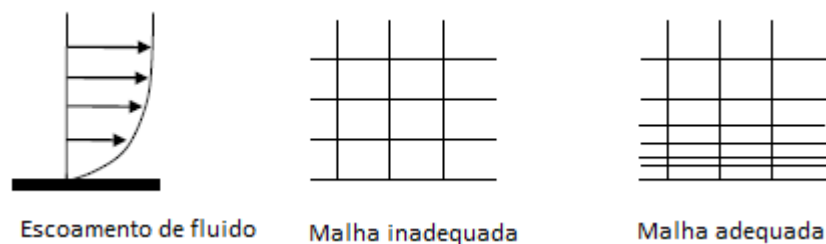


Figura 11 (a) - Exemplo de resolução de uma malha [18]

A razão de aspeto celular comprimento/altura deve ser adequada, onde o escoamento apresenta variação das suas características. As células podem ser esticadas, até onde, o escoamento está completamente desenvolvido, região onde o escoamento se torna aproximadamente constante ao longo do comprimento da célula.

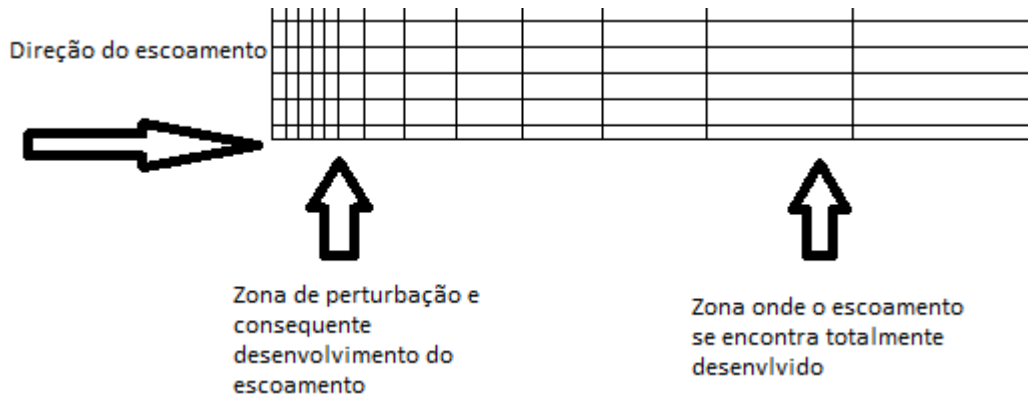


Figura 11 (b) - Exemplo de resolução de uma malha [18]

Como também já vimos anteriormente, a mudança no tamanho das células deve ser gradual. Idealmente a variação máxima deve ser inferior a 20 %.



Figura 12 - Variação no tamanho das células. Malha suave identificada a verde, e malha não suave identificada a azul [18]

2.4.2.4 - Implicações, do número de células utilizado, na construção de uma malha

Em problemas *2D*, relativamente pequenos, o número de células utilizado é da ordem de 10^4 . Para problemas de tamanho intermédio, o número de células utilizado é da ordem de 10^5 . O número de células utilizado em problemas de maior complexidade pode ser da ordem de 10^6 , tais problemas podem ser executados eficientemente usando múltiplos CPUs, contudo a geração de malha e pós processamento pode tornar-se lento. O número de células pode ser também da ordem de 10^7 . Mas estas malhas são enormes e devem ser evitadas se possível. Porém elas são comuns em aplicações aeroespaciais.

2.4.3 - Simulação da camada limite

Nas proximidades de uma parede a velocidade do escoamento altera-se rapidamente. Uma adequada resolução da malha próxima da parede permite captar características importantes do escoamento na subcamada viscosa, como por exemplo, o fenómeno da recirculação.

A camada limite típica apresenta o perfil representado na FIG. 13.

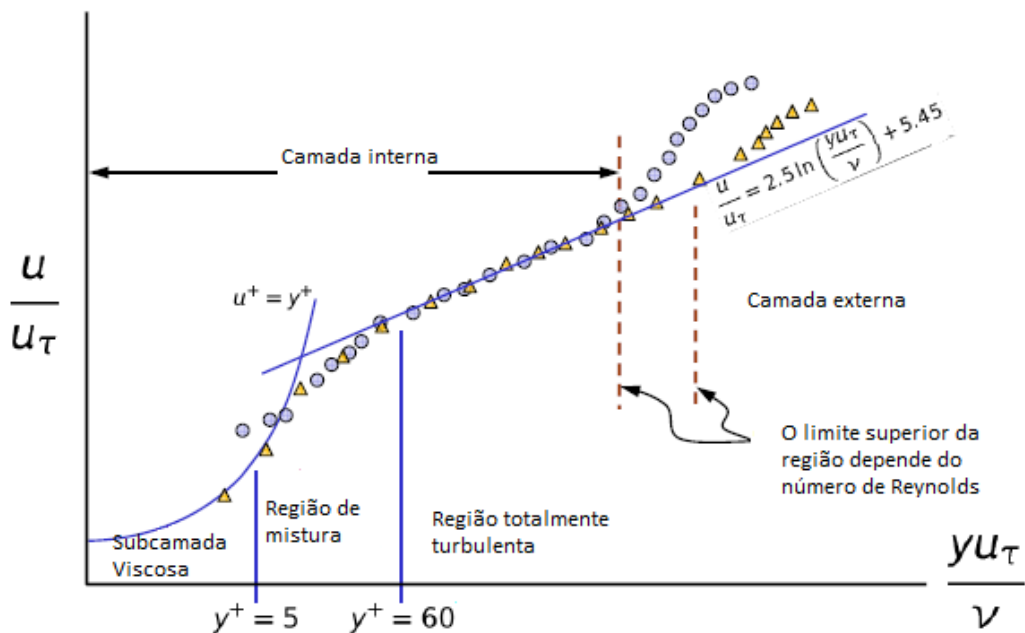


Figura 13 - Perfil de velocidade de escoamento [17]

A velocidade é adimensional, u/u_τ ;

$$u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_{parede}}{\rho}} \quad \text{Eq. (6)}$$

O vetor relativo à distância à parede é descrito da seguinte forma;

$$y^+ = \frac{yu_\tau}{\nu} \quad \text{Eq. (7)}$$

Na região próxima da parede, os gradientes de solução são muito elevados, pelo que os cálculos inerentes a uma simulação *CFD*, na região próxima da parede são de extrema importância para o sucesso da simulação. Tendo a malha, por isso, de ter resolução suficiente na proximidade da parede. Assim sendo as forças aplicadas sobre uma parede são a chave para a simulação, como é o caso do presente problema, que envolve o cálculo do arrasto hidrodinâmico, é usual a primeira célula da malha ter tamanho aproximado $y^+ \leq 1$, provocando um aumento significativo da contagem da malha, na direção normal à parede.

Durante a fase de pré-processamento, é necessário saber o tamanho adequado, para a primeira camada de células, denominada camada de inflação, de modo a que o valor de y^+

esteja de acordo com a gama desejada. Durante o pré-processamento, o campo de velocidades real não é conhecido, até que se tenha calculado a solução, e na verdade é inevitável redimensionar o tamanho das células, mais próximas da parede num processo iterativo que implica repetir várias vezes o pré-processamento.

2.5 - Estado da arte

2.5.1 - Fuselagens axi-simétricas em veículos subaquáticos autónomos

Maya

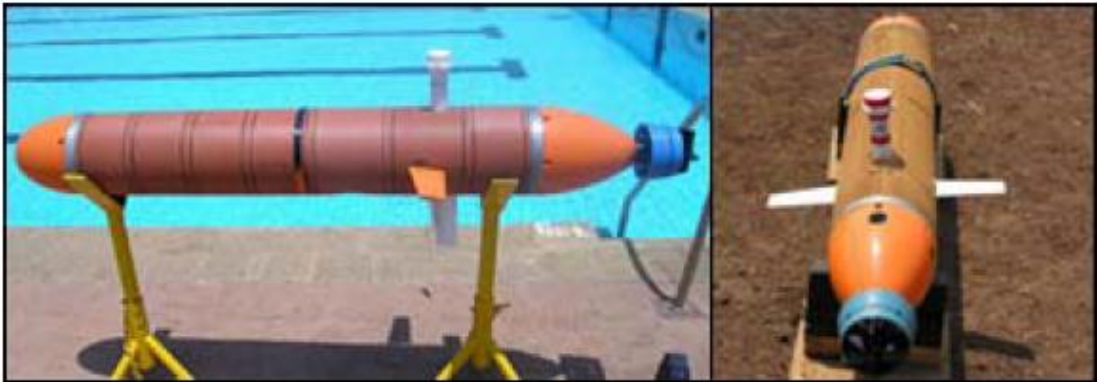


Figura 14 - Veículo subaquático autónomo Maya [6]

Maya é um veículo subaquático autónomo, que nasceu de um projeto realizado por uma parceria entre Portugal e a Índia. Este veículo possui uma velocidade de cerca de 1,2 m/s, e uma autonomia entre 6 a 7 horas. A sua eficiência propulsiva total está avaliada em 26 %. O peso do veículo é de 55 kg. A secção do nariz deste veículo é designada por torpedo, forma esta que é bastante usual, quando se trata de veículos subaquáticos autónomos. A parte central da fuselagem conserva uma forma cilíndrica constante até à cauda. Igualmente à secção do nariz também a secção da cauda é removível [6].

A Fig. 15 representa, as três secções principais da fuselagem acima descritas. Neste veículo, a forma da secção do nariz e da cauda, são definidas de acordo com as equações de Myring [1] segundo [6].

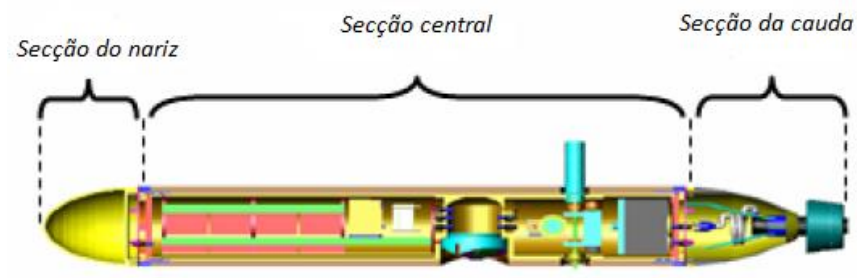


Figura 15 - As três principais secções do veículo subaquático Maya [6]

C Scout

C-Scout é um dos veículos subaquáticos autônomos característicos entre muitos veículos em atividade nos dias de hoje. É um veículo ao nível hidrodinâmico simplificado, que possui superfícies de controle, que obviamente ditam a sua manobrabilidade direcional, goza também de uma fuselagem esbelta. A sua fuselagem axi-simétrica é composta pela secção do nariz em forma de elipse, pela secção central em forma cilíndrica, sucedida da secção de cauda em forma de uma elipse cúbica.

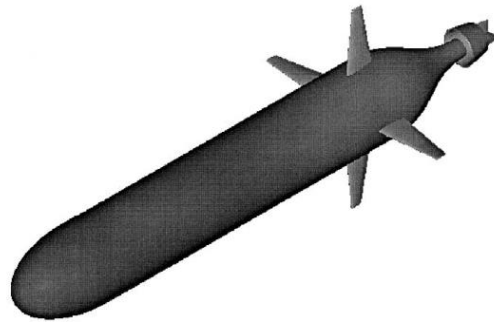


Figura 16 - C Scout [7]

O arrasto da fuselagem do C-Scout foi testado e melhorado por Thomas (2003) [7], num tanque de testes, para velocidades até 2,5 m/s. Os resultados experimentais tornaram possível estimar o coeficiente de arrasto da fuselagem, para um ângulo de ataque igual a 0° , sem superfícies de controle. Um coeficiente de arrasto, $C_{Df(\alpha=0^\circ)} = 0,0077$, baseado na área molhada da fuselagem, revelou uma boa concordância para com os dados experimentais [7].

Autosub 3



Figura 17 - Autosub 3 [8]

O Autosub3, é um exemplo, de um veículo subaquático autônomo, com 7 metros de comprimento, com um diâmetro de 0.9 metros, e massa igual 2400 Kg. Este veículo é capaz de acomodar no seu interior, carga com dimensão de 1 m³ ou 100 Kg. Uma ligeira flutuabilidade é assegurada, já que em caso de falha, possibilita que o veículo seja capaz de regressar à superfície. O veículo é capaz de operar numa profundidade até 1600 metros e também de manobrar devido à ação de quatro superfícies de controlo [8]. Também o Autosub3 tem a fuselagem dividida em nariz, secção intermédia cilíndrica e cone de cauda.

2.5.2 - A dinâmica de fluidos computacional, aplicada ao estudo hidrodinâmico de fuselagens em veículos subaquáticos autônomos

Khairul Alam, Tabrata Ray, Sreenatha G. Anavatti [2], apresentam um estudo de otimização, relativo ao desenho de veículos subaquáticos autônomos, com base na evolução de algoritmos de otimização. Segundo os autores, projetos anteriores nesta área são projetos essencialmente funcionais, motivo este que os levou a desenvolverem um projeto numa vertente não funcional, mas sim de otimização. Especificamente, o objetivo deste estudo é identificar a conceção ideal de um veículo subaquático autônomo em forma de torpedo, com um comprimento igual a 1,3 metros. O desenho preliminar identificado através do processo de otimização foi ainda analisado com a ajuda da ferramenta de desenho *CATIA*, por forma a gerar o projeto detalhado ao nível do desenho. A capacidade de identificar projetos preliminares ótimos de veículos subaquáticos autônomos, com diferentes conjuntos de requisitos foi também demonstrada neste estudo. Com base nos resultados obtidos, através da realização do exercício de otimização os autores apresentaram hipótese de formas fuseladas ótimas do respetivo veículo, partindo de um único objetivo, a minimização do arrasto da fuselagem. Para uma melhor compreensão dos parâmetros hidrodinâmicos como o arrasto, os autores efetuaram análises *CFD*, sobre as fuselagens que resultaram do método empírico. Os valores do arrasto obtidos, relativos aos corpos analisados, a partir de ambos os métodos, empírico e análise *CFD*, revelaram boa concordância. Para além da estimativa do arrasto, a análise *CFD* foi realizada com a finalidade de se obter a distribuição de pressão e velocidade em todo o veículo sob influência do escoamento de água em seu redor [2].

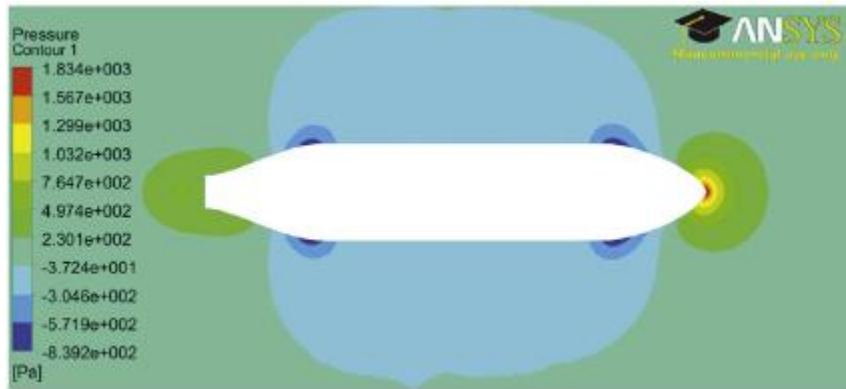


Figura 18 - Distribuição da pressão estática sobre o corpo fuselado sujeito a análise [2]

Atente-se à Fig. 18 [2]. Através das análises *CFD* os autores concluem que, a pressão estática é mais elevada nas secções do nariz e cauda da fuselagem em comparação com a secção central da mesma.

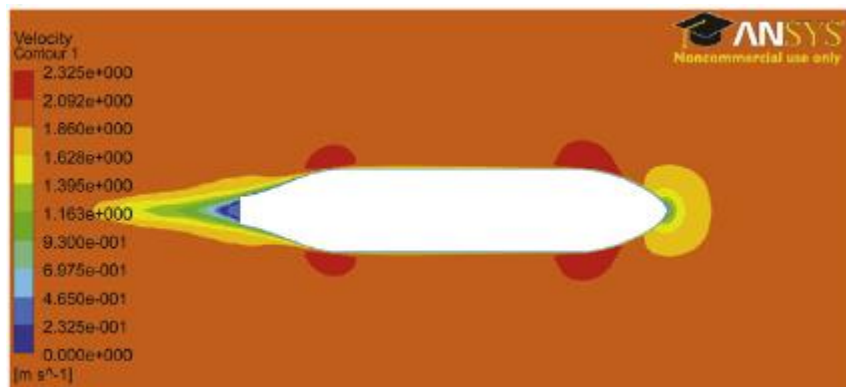


Figura 19 - Distribuição da velocidade sobre o corpo fuselado sujeito a análise [2]

Quanto à distribuição da velocidade sobre o corpo sujeito a análise, representada na Fig. 19 [2], os autores concluem, que a velocidade do escoamento em redor da secção do nariz é baixa, e o fluxo é acelerado à medida que o escoamento chega ao cone de cauda da fuselagem, diminuindo depois devido à variação de forma da cauda.

Segundo T. Sarkar, P.G. Sayer e S.M. Fraser [3], a redução da exigência de potência propulsiva através do desenho de novas formas fuseladas com arrasto mínimo é um requisito importante para o bom funcionamento dos veículos subaquáticos autónomos. Os autores efetuaram simulações *CFD* em quatro formas fuseladas axi-simétricas diferentes, adequadas a veículos subaquáticos autónomos. Além do objetivo principal do estudo, a obtenção de formas fuseladas com arrasto mínimo, este estudo teve também como propósitos, a eficiência computacional, a estabilidade numérica e uma forte correlação com dados experimentais. A aplicação da dinâmica de fluidos computacional ao estudo das diferentes fuselagens, demonstrou ser suficientemente precisa, para efeitos de projeto, pelo que, segundo os

autores, o método *CFD* deve ser utilizado de forma a reduzir os custos de projeto, durante fases iniciais do desenho. Neste estudo a tecnologia *CFD* é dita como uma ferramenta de baixo custo, apenas quando se trata de análises a geometrias simples ao nível do desenho, como é o caso das quatro fuselagens abordadas neste estudo. Os valores do arrasto, relativos aos corpos sujeitos a análise, obtidos tanto experimentalmente como através da ferramenta *CFD*, revelaram boa harmonia [3].

Os investigadores Md. Mashud Karim, Md. Mahbubar Rahman e Md. Abdul Alim [4] desenvolveram um método de volumes finitos baseado em equações do modelo *RANS* (Reynolds Averaged Navier-Stokes), para o cálculo do arrasto viscoso. O método foi utilizado para analisar uma fuselagem denominada DREA, para diferentes razões l/d , que variam de 4 a 10.

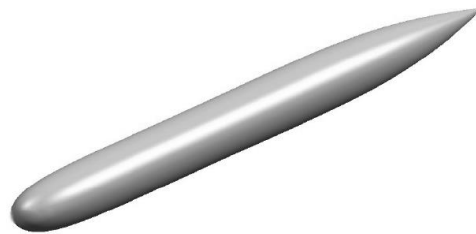


Figura 20 - Fuselagem DREA [4]

O modelo de turbulência usado para simular o fluxo turbulento sobre os corpos foi, o modelo *SST K- ω* . Este estudo foi realizado para um valor de Reynolds igual a $2,3 \times 10^7$, que é duas ordens de magnitude superior ao do PGW. Os resultados obtidos através do método dos volumes finitos foram comparados com dados experimentais, comparação essa considerada satisfatória pelos autores.

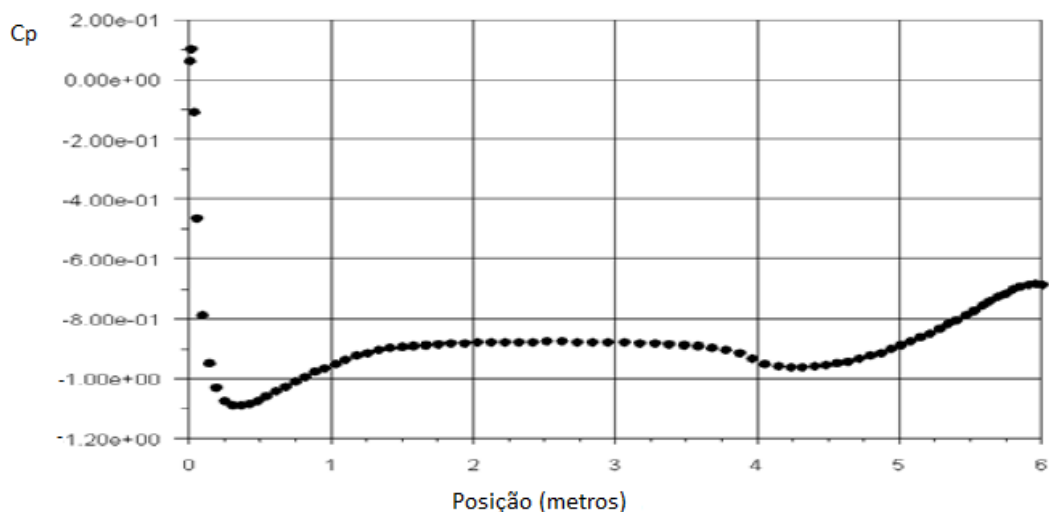


Figura 21 - Distribuição do coeficiente de pressão, C_p , em redor da fuselagem DREA [4]

Atente-se à figura 21 [4]. O valor do coeficiente de pressão diminui perto da ponta do nariz, aumentando e tornando-se constante em torno da secção central do corpo, à medida que o escoamento se desenvolve. Junto à cauda do corpo, o coeficiente de pressão diminui novamente, aumentando de seguida no extremo traseiro do corpo.

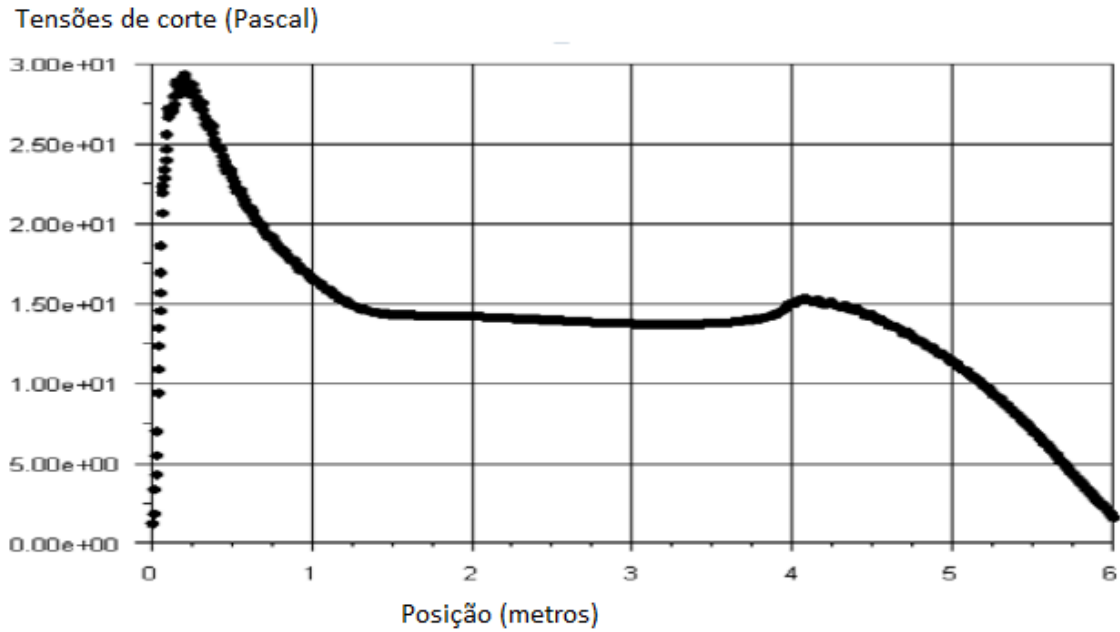


Figura 22 - Variação das tensões de corte em redor da fuselagem DREA [4]

A curva relativa à variação das tensões de corte, sobre a fuselagem DREA, representada na Fig. 22, evidencia uma tendência oposta à curva relativa à variação do coeficiente de pressão.

3 - Metodologia

3.1 - Conceito do desenho do corpo fuselado original

O conceito de desenho do corpo fuselado original é baseado numa forma fuselada de um torpedo otimizada no sentido de estender o escoamento laminar. Embora, a forma tenha sido obtida para operação em números de Reynolds elevados na ordem de 10^7 [1]. Esta forma fuselada (ver Fig.26) foi adotada a partir de um trabalho de Jerome Parsons [20].

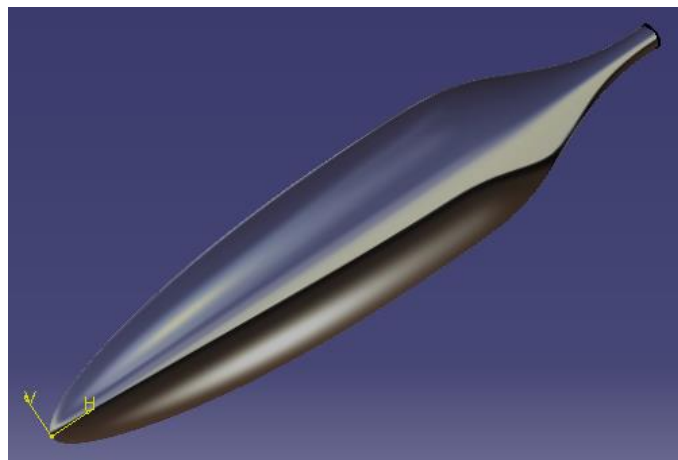


Figura 23 - Perspetiva do desenho da fuselagem original

O corpo de revolução da Fig. 23, é o ponto de partida do presente estudo. Este corpo será analisado de modo a identificar se existe algum problema ao nível hidrodinâmico que leve a que a fuselagem possa ser a responsável pela insuficiente razão de planeio demonstrada pelo protótipo do PGW. A verificar-se um coeficiente de arrasto excessivo, este corpo original será melhorado através da construção de novas formas fuseladas baseadas num novo conceito de desenho. A fuselagem original possui 1,5 metros de comprimento, um raio máximo igual a 154,68 mm, um volume igual a 67 dm^3 e uma área molhada igual $1,065 \text{ m}^2$. Estes valores, aqui referenciados, estão entre outros representados no **Anexo 1**, assim como as coordenadas do perfil da respetiva fuselagem.

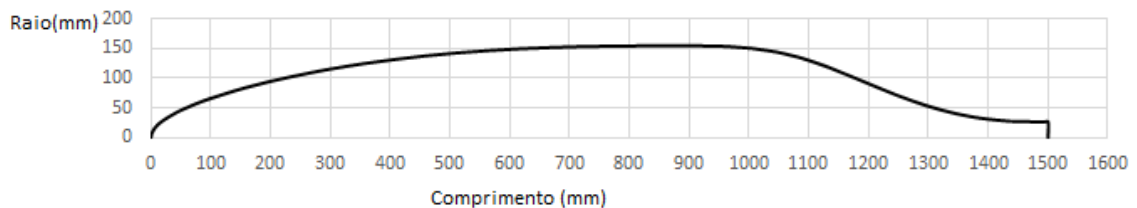


Figura 24 - Perfil da fuselagem original

3.2 - Conceito do desenho do novo corpo fuselado

3.2.1 - Corpo axi-simétrico

Muitos estudos, tanto experimentais como computacionais, têm sido levados a cabo para a obtenção de formas fuseladas de baixo arrasto. Uma vez que se tratam de fuselagens para aplicação em veículos subaquáticos autónomos, verifica-se através da literatura que estes estudos são maioritariamente efetuados em corpos axi-simétricos. Uma das considerações mais importantes na interpretação dos resultados destes estudos é o comprimento característico, com base no volume, que é usado para definir o número de Reynolds. $V^{1/3}$ é geralmente usado como o comprimento característico do corpo, sendo que também em alguns casos o número de Reynolds se baseia num comprimento característico, igual ao comprimento do corpo L . A definição do coeficiente do arrasto C_D , pode ser baseada na área molhada, ou na área de referência equivalente a $V^{2/3}$. As técnicas de obtenção do arrasto requerem o conhecimento do número de Reynolds. A manutenção de regiões alargadas de camada limite laminar, através da forma adequada do corpo, tem sido uma estratégia importante na redução do arrasto. A forma do corpo é desenhada por forma a recuar a posição da transição tanto quanto possível. Existem estratégias para estender a região laminar, tal como não utilizar um corpo intermédio cilíndrico como usualmente se adota. Tal forma, que se possa manter um gradiente de pressão favorável, em direção à traseira do corpo. Isso normalmente implica um aumento progressivo do diâmetro, até atingir um valor máximo numa posição bastante recuada [21].

Então, para se iniciar o desenho da fuselagem necessita-se do cálculo do número de Reynolds. Assim, para uma velocidade igual 0,4 m/s, e um comprimento característico igual a $V^{1/3}$, o número de Reynolds é aproximadamente igual a $1,54 \times 10^5$. Onde v_∞ é igual à velocidade do escoamento de aproximação, e $\nu = 1,05 \times 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}$ é a viscosidade cinemática da água do mar.

O número de Reynolds, baseado no comprimento do corpo $L=1,5$ metros, é aproximadamente igual a $9,52 \times 10^5$.

3.2.2 - Perfil do novo corpo fuselado

Para o novo corpo fuselado optou-se por um corpo baseado na forma do perfil NACA 0010 simétrico de 4 dígitos 2D. Este perfil foi transformado num corpo de revolução 3D com base numa área de referência equivalente a $V^{2/3}$.

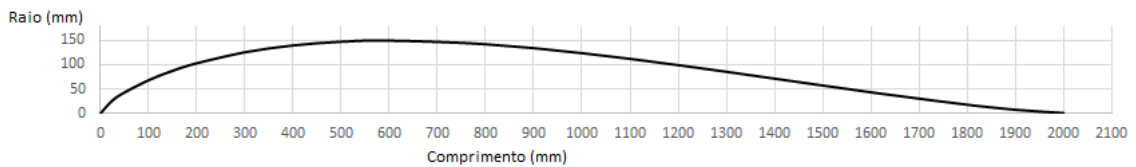


Figura 25 - Perfil relativo ao novo corpo fuselado

O perfil representado na figura 25 é uma transformação de um perfil NACA simétrico 2D, por forma a obter um corpo de revolução 3D. A coordenada x do perfil NACA foi multiplicada pelo comprimento L do novo corpo fuselado, enquanto a coordenada y foi multiplicada por um valor constante F de forma a variar a espessura do perfil, com o intuito de igualar o volume do novo corpo fuselado ao do corpo original. Por fim, com base num estudo, intitulado por, “Nota técnica sobre corpos fuselados” [22] calculou-se os diferentes raios ao longo do corpo fuselado da seguinte forma:

$$R = (yF)^{\frac{3}{2}}L \quad \text{Eq. (8)}$$

Onde $R(x)$ representa os diferentes raios do corpo fuselado ao longo do comprimento L , y a ordenada do perfil naca e F um valor constante.

O corpo fuselado original detém um comprimento igual a 1500 mm e um comprimento total igual a 2057,61mm, aquando da junção do tubo de cauda e do cone de cauda.

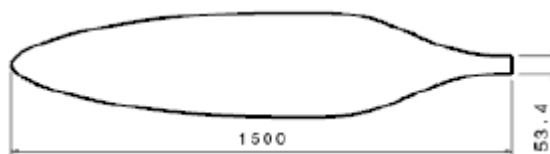


Figura 26 (a) - Dimensões do corpo fuselado original [1]

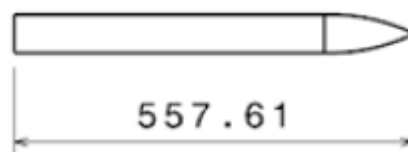


Figura 26 (b) - Dimensões do tubo de cauda + cone de cauda [1]

O novo corpo fuselado possui, um comprimento igual a 2000 mm, comprimento esse que resulta de um estudo de esbeltez, para corpos fuselados, descrito no capítulo 2.1. Uma vez que a distância entre o centróide do corpo fuselado original e o centro de pressões do perfil das empenagens no veículo subaquático original é igual a 1125,199 mm, a posição do centróide do novo corpo fuselado, obrigou a que o centro de pressões do perfil das empenagens coincidissem com o ponto ($x=1865\text{mm}$, $r=0\text{mm}$), relativo ao novo corpo fuselado, onde o eixo y assume-se como o eixo de simetria do corpo, com origem no nariz do mesmo. Desta forma, não é necessário o acoplamento de um tubo de cauda ao novo corpo fuselado.

O centróide do corpo fuselado original localiza-se no ponto ($x=716\text{mm}$, $r=0\text{mm}$), enquanto o centróide do novo corpo fuselado, está localizado no ponto ($x=740\text{mm}$, $r=0\text{mm}$), dados estes presentes no **Anexo 1** e **2** respetivamente. Estes dados foram retirados do desenho dos respetivos corpos fuselados no *software CATIA V5*.

Visando assegurar o mesmo volume da fuselagem original, visto que a nova fuselagem tem que assegurar os mesmos sistemas de bordo, utilizou-se um valor $F=0,615$ de forma a obter a espessura correta do perfil do novo corpo fuselado e conseqüentemente os diferentes raios ao longo do corpo. O valor F foi obtido por iterações ao nível do desenho, atribuindo-se diferentes valores a F e ao mesmo tempo analisando o volume do corpo correspondente a partir do seu desenho, efetuado no *software CATIA V5*.

Tabela 3.1 - Coordenadas do novo corpo fuselado

| x | y | X (mm) | R (mm) |
|-------|----------|--------|---------|
| 1,000 | 0,001050 | 2000 | 0,455 |
| 0,950 | 0,006720 | 1900 | 7,372 |
| 0,900 | 0,012070 | 1800 | 17,745 |
| 0,800 | 0,021870 | 1600 | 43,281 |
| 0,700 | 0,030530 | 1400 | 71,386 |
| 0,600 | 0,038030 | 1200 | 99,246 |
| 0,500 | 0,044120 | 1000 | 124,015 |
| 0,400 | 0,048370 | 800 | 142,359 |
| 0,300 | 0,050020 | 600 | 149,705 |
| 0,250 | 0,049520 | 500 | 147,466 |
| 0,200 | 0,047820 | 400 | 139,938 |
| 0,150 | 0,044550 | 300 | 125,833 |
| 0,100 | 0,039020 | 200 | 103,146 |
| 0,075 | 0,035000 | 150 | 87,624 |
| 0,050 | 0,029620 | 100 | 68,218 |
| 0,025 | 0,021780 | 50 | 43,014 |
| 0,013 | 0,015780 | 25 | 26,527 |
| 0,000 | 0,000000 | 0 | 0,000 |

Na Tabela 3.1, x e y representam as coordenadas do perfil 2D *NACA*, X e R as coordenadas do perfil do novo corpo fuselado, em milímetros, redimensionadas a partir do perfil *NACA*,

através do conceito acima descrito. Este novo corpo, com essas coordenadas possui o mesmo volume interno, que o corpo original.

O desenho das fuselagens, foi efetuado através do *software CATIA V5*. Foi também através da utilização do *software CATIA V5*, que se obtiveram valores relativos aos corpos fuselados, tais como os seus volumes e suas áreas molhadas.

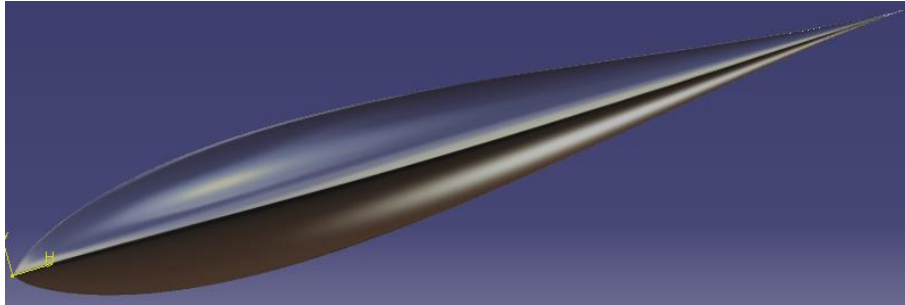


Figura 27 - Perspetiva do desenho do novo corpo fuselado

O novo corpo fuselado possui 2 metros de comprimento, um raio máximo de aproximadamente 150 mm, um volume de 67 dm^3 e uma área molhada igual a $1,156 \text{ m}^2$. Estes valores aqui referenciados, entre outros, estão contidos no **Anexo 2**, assim como as coordenadas do perfil da nova fuselagem.

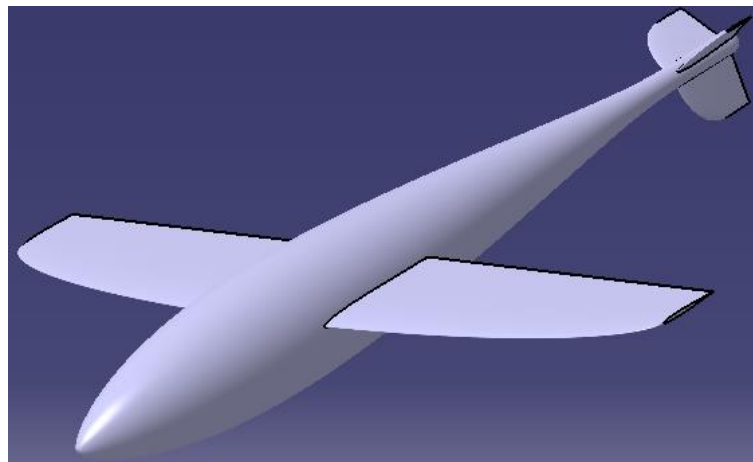


Figura 28 - Perspetiva do novo veículo subaquático autónomo

De acordo com a Fig. 28, o novo corpo fuselado foi adaptado ao veículo subaquático original, tendo em conta as alterações ao desenho, já enunciadas no presente capítulo, dada a nova posição do centróide do novo corpo fuselado. Em comparação com o veículo subaquático original, (ver Fig.1), o novo veículo subaquático (ver Fig.28) possui um comprimento de cauda inferior à do primeiro, resultado este que advém de uma secção traseira mais esbelta, do novo corpo fuselado, em comparação com o corpo fuselado original.

3.3 - Simulação CFD

O corpo original, assim como o novo corpo fuselado foram analisados, pelo método do CFD. O objetivo da simulação é identificar problemas ao nível hidrodinâmico no corpo original, problemas esses, que poderão estar afetar o desempenho do mesmo. Da mesma forma realizou-se uma simulação CFD ao novo conceito de corpo fuselado, corpo esse, desenhado de forma a poder superar quaisquer problemas identificados no primeiro. Uma vez que, o objetivo da simulação CFD é o cálculo do arrasto parasita, e sendo os corpos sujeitos a análise, axi-simétricos, as simulações foram resolvidas em duas dimensões, em coordenadas cilíndricas. Recorreu-se ao *software ANSYS FLUENT 14.5*, para a resolução das simulações CFD.

3.3.1 - Modelo de turbulência

Na simulação do corpo original e do novo corpo fuselado, utilizou-se o modelo de turbulência *SST k- ω (low Reynolds corrections)*. Este modelo de turbulência, como referido no ponto 2.4, é muito utilizado na simulação de escoamentos de baixo número de Reynolds em corpos aero ou hidrodinâmicos, com aplicação em veículos subaquáticos autónomos. O modelo de turbulência *SST k- ω* é baseado num modelo de turbulência primário padrão *k- ω* , que executado dentro da camada limite faz com que o modelo de turbulência *SST k- ω* seja capaz de resolver o escoamento dentro da subcamada-viscosa, em toda a extensão até à parede do corpo, motivo pelo qual o modelo *SST k- ω* é dos mais indicados, para utilizar em simulações que envolvam baixos números de Reynolds [4]. A informação relativa ao modelo de turbulência *SST k- ω* baseia-se na referência [4].

Formulação teórica do modelo de turbulência (*SST K- ω*)

Dado um escoamento, sobre uma forma fuselada axi-simétrica. A equação da continuidade é dada em coordenadas cilíndricas.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x} (\rho v_x) + \frac{\partial}{\partial r} (\rho v_r) + \frac{\rho v_r}{r} = 0 \quad \text{Eq. (9)}$$

Onde x representa a coordenada axial, r a coordenada radial, v_x a componente axial da velocidade e v_r a componente radial da velocidade.

A equação do momento axial é:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho v_x) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial x}(r \rho v_x v_x) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}(r \rho v_r v_x) \\ = -\frac{\partial p}{\partial x} + F_x \end{aligned} \quad \text{Eq. (10)}$$

A equação do momento radial é:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho v_r) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial x}(r \rho v_x v_r) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}(r \rho v_r v_r) \\ = -\frac{\partial p}{\partial r} + F_r \end{aligned} \quad \text{Eq. (11)}$$

Onde p é a pressão estática e F é a força gravítica, assumida como nula para efeitos deste cálculo.

Este modelo consiste em duas equações desenvolvidas por *Menter* [7] (segundo [4]). As equações foram desenvolvidas com o objetivo de cruzar a formulação do modelo de turbulência $k-\omega$, na região próxima da parede, com a formulação do modelo de turbulência $k-\varepsilon$ [3] (segundo [4]) num campo de fluxo mais distante da parede. Basicamente o modelo de turbulência $k-\varepsilon$ é convertido numa formulação $k-\omega$ junto da parede. O modelo de turbulência *SST* $k-\omega$ é semelhante ao modelo padrão $k-\omega$, mas inclui os seguintes refinamentos: o modelo $k-\omega$ padrão e o modelo $k-\varepsilon$ são ambos multiplicados por uma função de mistura, e seguidamente os modelos são somados. A função de mistura é criada com o intuito de ativar o modelo padrão $k-\omega$ em regiões próximas da parede, e de modo contrário ativar o modelo $k-\varepsilon$ em regiões distantes do corpo em estudo, ou seja na camada livre do escoamento. A definição da viscosidade turbulenta é formulada, por forma a ter em conta o transporte da tensão de corte turbulenta. Estas características tornam o modelo $k-\omega$ *SST* mais preciso e confiável, para uma ampla classe de escoamentos, como por exemplo escoamentos com gradientes de pressão adversos, ondas de choque transónicas, quando comparados ao modelo padrão $k-\omega$. O modelo (*SST*) (*shear-stress-transport*) $k-\omega$ é desta forma chamado, uma vez que a formulação da viscosidade turbulenta é alterada a partir do modelo padrão $k-\omega$, por forma a admitir o transporte da tensão de corte turbulenta. O uso da fórmula segundo o modelo padrão $k-\omega$, dentro da camada limite, faz com que este modelo seja executado em todo o percurso até à parede através da subcamada viscosa, motivo este que possibilita a utilização do modelo *SST* $k-\omega$, como modelo de turbulência em problemas que envolvem baixos valores de Reynolds, sem quaisquer funções adicionais. A formulação *SST* também

possui um comportamento segundo o modelo $k-\varepsilon$ na camada livre, evitando assim problemas comuns, do modelo padrão $k-\omega$, tais como a sua sensibilidade para a análise de propriedades turbulentas na camada livre ou não perturbada. Visto isto, o modelo $SST\ k-\omega$ é mais completo logo mais vantajoso ao nível do seu desempenho, quando comparado aos modelos padrões $k-\omega$ e $k-\varepsilon$.

Equações de transporte do modelo de turbulência ($SST\ K-\omega$)

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + \widetilde{G}_H - y_k + S_K \quad \text{Eq. (12)}$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \quad \text{Eq. (13)}$$

Onde, \widetilde{G}_k , representa a energia cinética turbulenta gerada devido aos gradientes de velocidade; G_ω representa a energia cinética gerada pela equação ω ; Γ_k , Γ_ω representam a difusividade efetiva das equações k e ω respectivamente; y_k e y_ω representam a energia dissipada pelas equações k e ω respectivamente, devido á turbulência; D_ω representa o termo de difusão transversal; S_k e S_ω são definidos como sendo a fonte das variáveis.

3.3.2 - Geração de malha nos corpos fuselados sujeitos a análise

A geração da malha sobre os corpos sujeitos a análise, foi realizada, através do *software Pointwise*. Uma vez que, as geometrias alvo de análise são simples ao nível do desenho, criou-se um domínio computacional com uma malha estruturada em semi “U” em redor das geometrias ver Fig.29.

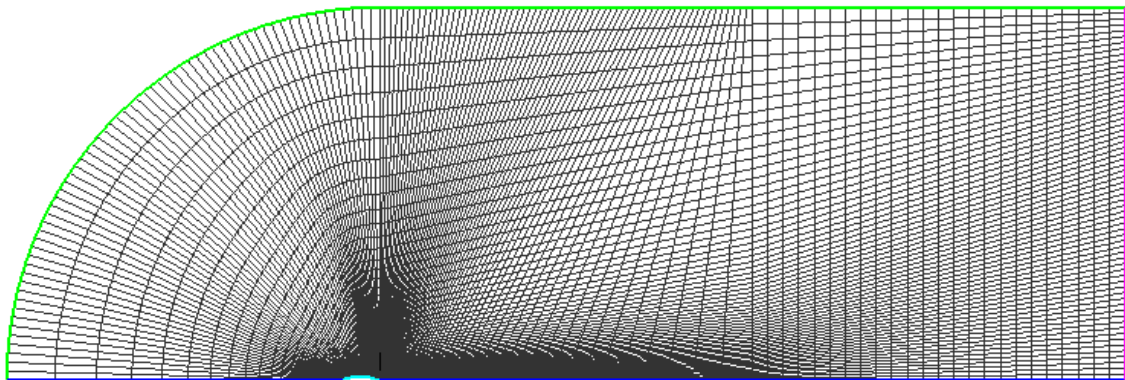


Figura 29 a) - Malha e fronteiras do domínio computacional

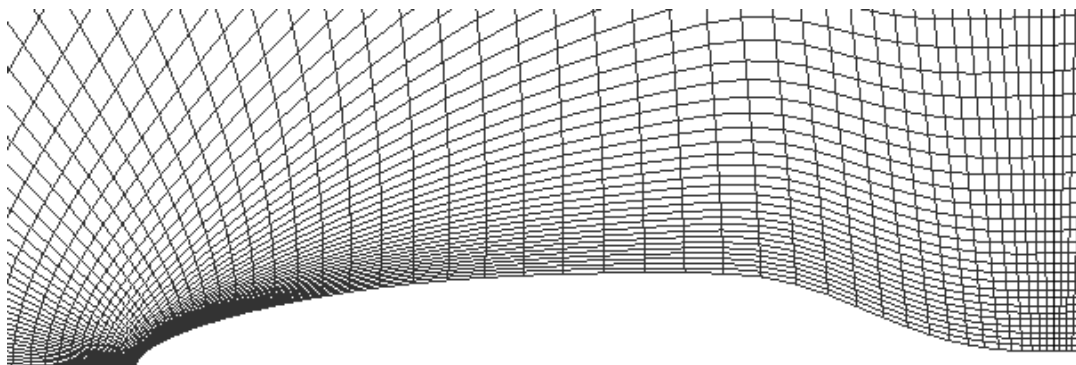


Figura 29 b) - Resolução da malha na proximidade do corpo fuselado original

A malha gerada sobre a fuselagem original, representada na Fig. 29 (a) é resolvida através de um domínio computacional finito. A construção do domínio computacional possui as seguintes dimensões, $10L$ a montante do bordo de ataque do corpo, $10L$ acima da superfície do corpo, $20L$ a jusante do bordo de fuga do corpo, onde L representa o comprimento do corpo. Através da solução deste domínio computacional, pretendemos capturar com precisão, a interação viscosa entre o fluido e o corpo, bem como o desenvolvimento da esteira originado pelo movimento do corpo no fluido. O domínio computacional finito apresentado na FIG. 29 a), tem um total de 9728 células. O número de células considera-se aceitável pois revelou bons resultados como se verificou posteriormente através da análise de convergência

da malha. Este valor teve resultados satisfatórios ao nível da convergência e tempo de processamento da solução. A malha está dividida em três blocos, de forma a aumentar a resolução da malha em zonas críticas do escoamento, como por exemplo, zonas próximas à parede do corpo em estudo. O método de construção do domínio computacional acima descrito baseia-se num estudo semelhante, efetuado sobre um corpo fuselado denominado DREA, referência [4].

A resolução da malha representada na FIG. 29 b), foi cuidada no que diz respeito à sua densidade, permitindo desta forma capturar todas as informações relevantes acerca das características do escoamento. As variações locais relativamente ao tamanho das células foram minimizadas obedecendo assim à regra de que não devem ter uma diferença de tamanho superior a 20. A razão de aspeto celular é próxima de 1, onde o escoamento apresenta variação das suas variáveis, por sua vez, as células são esticadas onde o escoamento se encontra totalmente desenvolvido. Na vizinhança da parede, a malha é suficientemente fina, por forma a resolver o escoamento dentro da camada limite, zona onde, a velocidade do escoamento se altera rapidamente. O critério utilizado para a resolução da malha próxima da parede do corpo, enquadra-se com a teoria do y^+ da primeira célula da malha, descrita no capítulo 2.4.

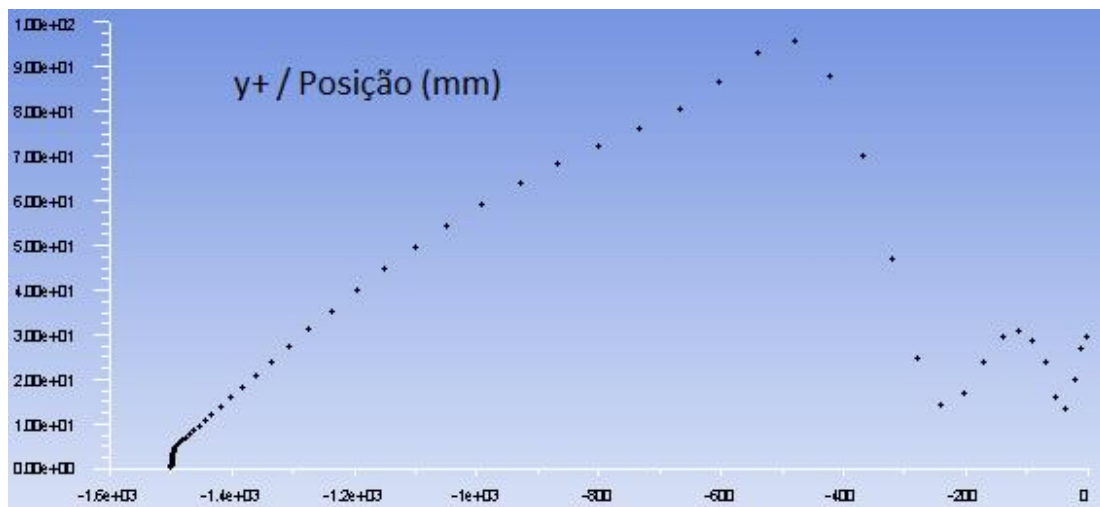


Figura 30 - Valores de y^+ relativos à geração de malha sobre o corpo fuselado original

Atente-se à Fig. 30. A primeira célula da malha tem um tamanho aproximado $y^+ \leq 1$, provocando um aumento significativo da contagem da malha. Como a malha, logo após o perfil, também foi refinada, por forma a captar a esteira provocada pelo movimento do corpo sobre o fluido, observa-se uma diminuição do tamanho das células da malha junto à cauda da fuselagem. O ponto mais à esquerda na Fig. 30, corresponde ao y^+ da primeira célula da malha.

Convergência de malha

A resolução da malha constitui-se como um fator crucial no sucesso da simulação CFD. O principal objetivo da simulação CFD é o cálculo do coeficiente de arrasto do corpo fuselado sujeito a análise, sendo que é necessário garantir o máximo de precisão e rigor. Os valores do coeficiente de arrasto, velocidade de escoamento do fluido e coeficiente de pressão sobre a superfície do corpo, constituem a solução da simulação CFD. Valores esses que não podem estar dependentes do número de células que constituem a malha, mas sim das condições de fronteira e da geometria do corpo. Para garantirmos, que o valor do coeficiente de arrasto é independente do número de pontos da malha, foram geradas sobre o corpo original quatro malhas sucessivamente mais refinadas quanto ao número de células, e por sua vez analisou-se o respectivo valor do coeficiente de arrasto, C_D , relativo à área de referência $V^{2/3}$, correspondente a cada malha.

Tabela 3.2 - Estudo de convergência de malha

| M | Nº de células | C_D | Nº de iterações | Variação do C_D | Variação\% |
|---------|---------------|-----------|-----------------|-------------------|------------|
| Malha 1 | 1083 | 0,15179 | 251 | | |
| Malha 2 | 5733 | 0,11662 | 363 | 0,03517 | 3,517 |
| Malha 3 | 9728 | 0,086689 | 410 | 0,029931 | 2,9931 |
| Malha 4 | 15132 | 0,0856843 | 434 | 0,00222 | 0,10047 |

Atendendo à tabela 2, verifica-se que a malha 3, com 9728 células é a mais adequada, pois ao utilizar um maior número de células a variação do coeficiente de arrasto relativamente à malha mais refinada é de apenas 0,100%. Uma vez que se atingiu uma variação do valor do coeficiente de arrasto pouco significativa para uma malha com 9728 células, não se justifica a malha com o maior número de células, visto que o ganho na precisão do cálculo do coeficiente de arrasto é irrelevante e consequentemente uma malha com um maior número de células provocaria um aumento do tempo de processamento.

Na simulação CFD do novo corpo fuselado, utilizou-se de igual modo uma malha com 9728 células, as mesmas dimensões do domínio computacional, relativamente ao comprimento do corpo, assim como as mesmas condições de fronteira e condições de volume do domínio computacional. Este último procedimento, condições de fronteira e condições de volume, está descrito no ponto seguinte.

3.3.3 - Condições de fronteira

Atente-se novamente à Fig. 29 a). Uma vez que as fuselagens sujeitas a análise no presente trabalho são axi-simétricas, o estudo bidimensional foi apenas efetuado na metade superior do perfil das fuselagens, onde o limite inferior do domínio computacional marcado a azul foi definido como sendo um eixo de simetria. O limite superior e esquerdo marcado a

verde foi definido como *velocity inlet*, o limite direito marcado a roxo foi modelado como *pressure outlet*, e finalmente a superfície do corpo marcada com azul mais claro foi modelada como *wall*. Na condição de fronteira *velocity inlet*, assumiu-se uma velocidade de escoamento igual a 0,4 m/s direcionada segundo o eixo de simetria, e uma intensidade turbulenta de entrada do fluido de 1%. Na condição de fronteira *pressure outlet*, assumiu-se uma intensidade turbulenta de saída de fluido de 0,1 %. Na condição de fronteira *wall*, foi assumida uma constante de rugosidade igual a 0,5. Os corpos fuselados sujeitos a análise foram simulados em água na qual estão imersos, com densidade igual a 1000 Kg/m³ e viscosidade igual a 8.91×10^{-4} Kg/m.s. A modelação das condições de fronteira e volume acima descritas baseiam-se num estudo idêntico efetuado sobre um corpo fuselado denominado DREA, referência [4]. A modelação das condições de fronteira e volume pode ser consultada no **Anexo 3**.

4 - Resultados

A simulação CFD sobre o corpo fuselado original, e o novo corpo fuselado foi efetuada no *software Ansys Fluent*, permitindo observar graficamente o historial de convergência do coeficiente de arrasto, o campo de velocidades, a distribuição do coeficiente de pressão, e a distribuição do coeficiente de fricção dos respetivos corpos fuselados.

4.1 - Simulação CFD do corpo original

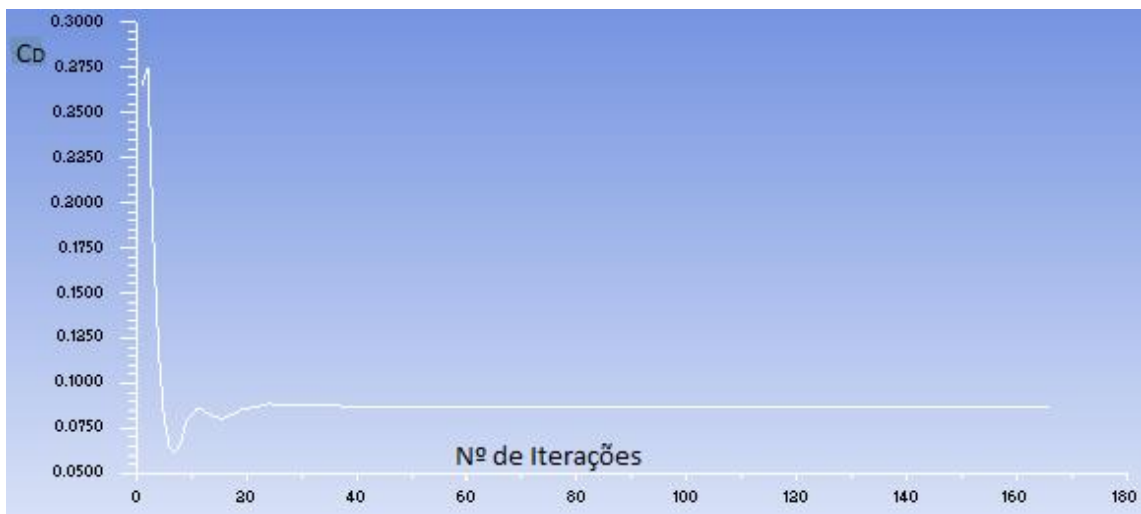


Figura 31 - Historial do processo de convergência do coeficiente de arrasto relativamente ao corpo fuselado original.

A solução da simulação CFD sobre o corpo original resultou num coeficiente de arrasto igual a 0,0866. O coeficiente de arrasto é baseado numa área de referência igual a $V^{2/3}$. Ou seja para um volume igual $0,067 \text{ m}^3$, a área de referência do corpo original é igual a $0,165 \text{ m}^2$.

Campo de velocidades

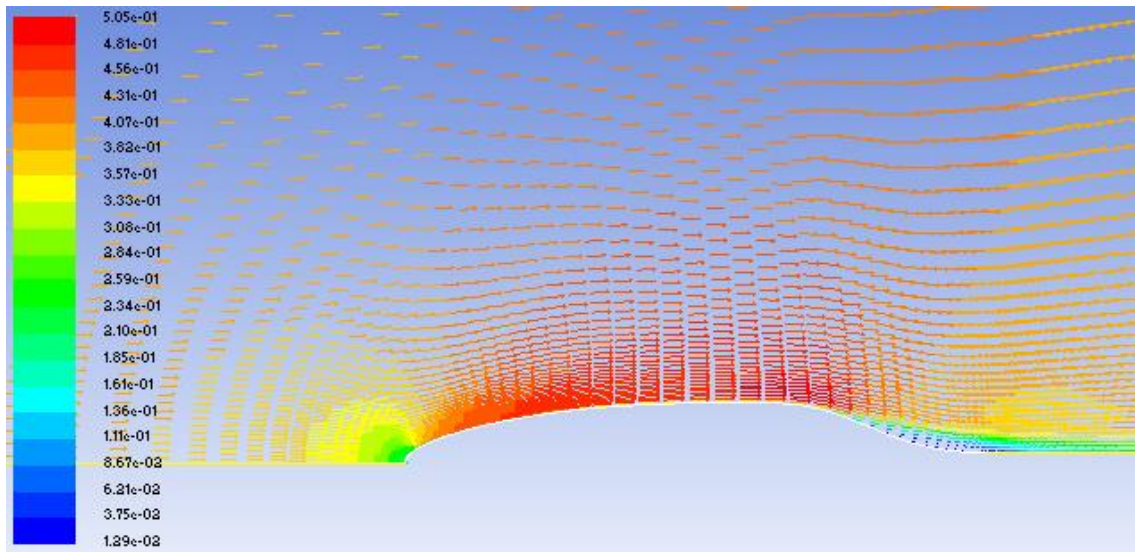


Figura 32 (a) - Campo de velocidades sobre o corpo fuselado original - valores da magnitude da velocidade em m/s

Quanto à distribuição de velocidade do escoamento sobre o corpo fuselado original, Fig. 32 (a), observa-se que a velocidade do escoamento em redor da secção do nariz é baixa, assim como também uma aceleração do escoamento à medida que este atinge a cauda do corpo, desacelerando por fim com a variação de forma, da cauda do corpo fuselado original.

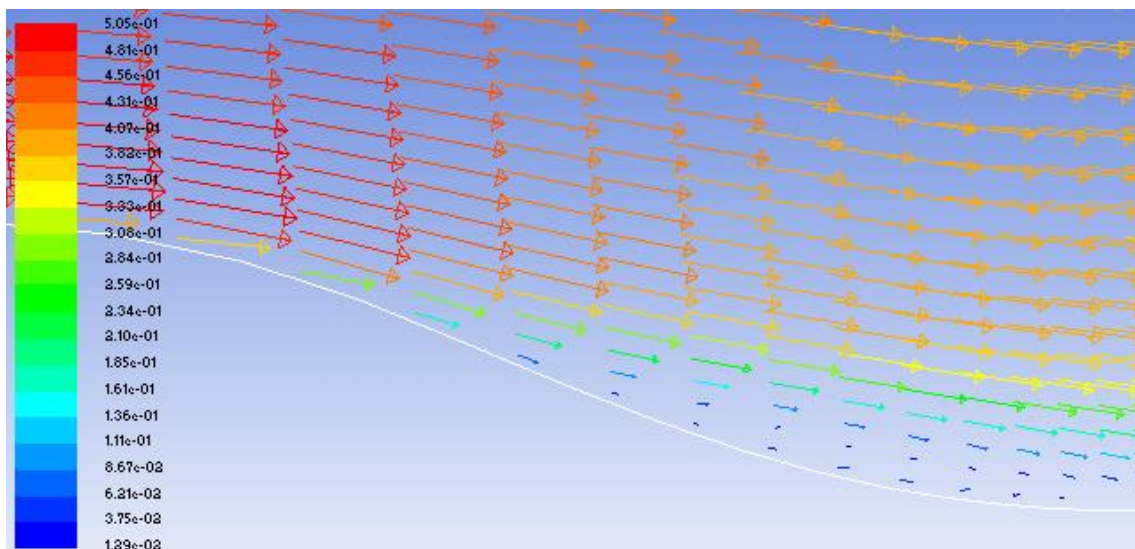


Figura 32 (b) - Campo de velocidades na secção de cauda do corpo fuselado original - valores da magnitude da velocidade em m/s.

Com vista ampliada dos vetores de velocidade em redor da cauda do corpo fuselado original, Fig.32 (b), observam-se variações de velocidade do escoamento dentro da camada

limite, assim como uma inversão do escoamento junto à cauda do corpo fuselado original. Denotando uma separação do escoamento nesta região traseira. Pelo que o coeficiente de arrasto, apesar de não ser extraordinariamente elevado no corpo original, poderá, provavelmente ser melhorado com a nova forma de corpo fuselado.

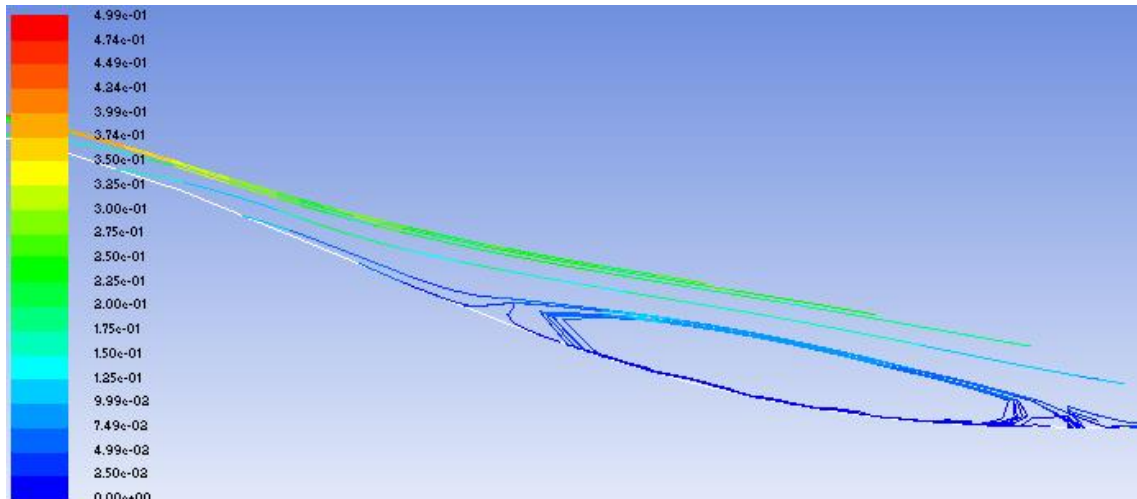


Figura 32 (c) - Linhas de corrente sobre a cauda do corpo fuselado original. Valores da magnitude da velocidade em m/s.

A Fig. 32 (c) exhibe as linhas de corrente em redor da cauda do corpo fuselado original.

Distribuição de pressão relativa

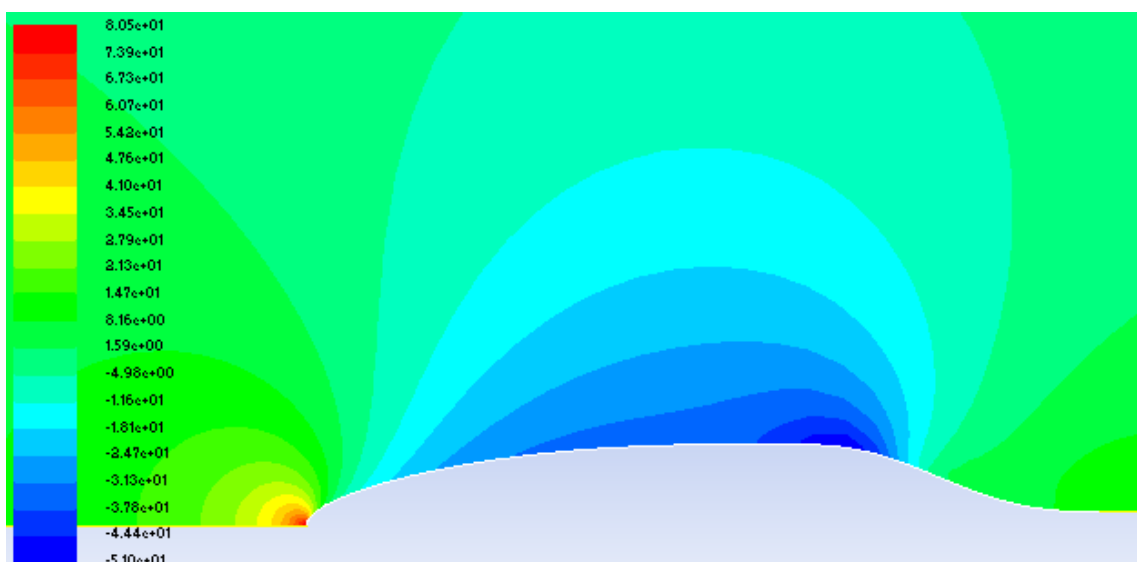


Figura 33 - Distribuição de pressão relativa sobre o corpo fuselado original. Valores de pressão relativa em Pascal.

A pressão relativa, Fig.33, é mais elevada nas secções do nariz e cauda do corpo fuselado original, em comparação com a secção central do mesmo. Este fenómeno pode ser explicado através do princípio de Bernoulli, princípio este, afirma que, num escoamento permanente, incompressível onde o efeito da viscosidade tem uma pequena influência, um aumento da velocidade do fluido ocorre em simultâneo com uma diminuição da pressão do fluido, ou uma diminuição da energia potencial deste. Na zona avermelhada, junto à secção do nariz do corpo, observa-se um ponto de estagnação, onde a velocidade do escoamento é aproximadamente igual a zero.

Distribuição do coeficiente de fricção

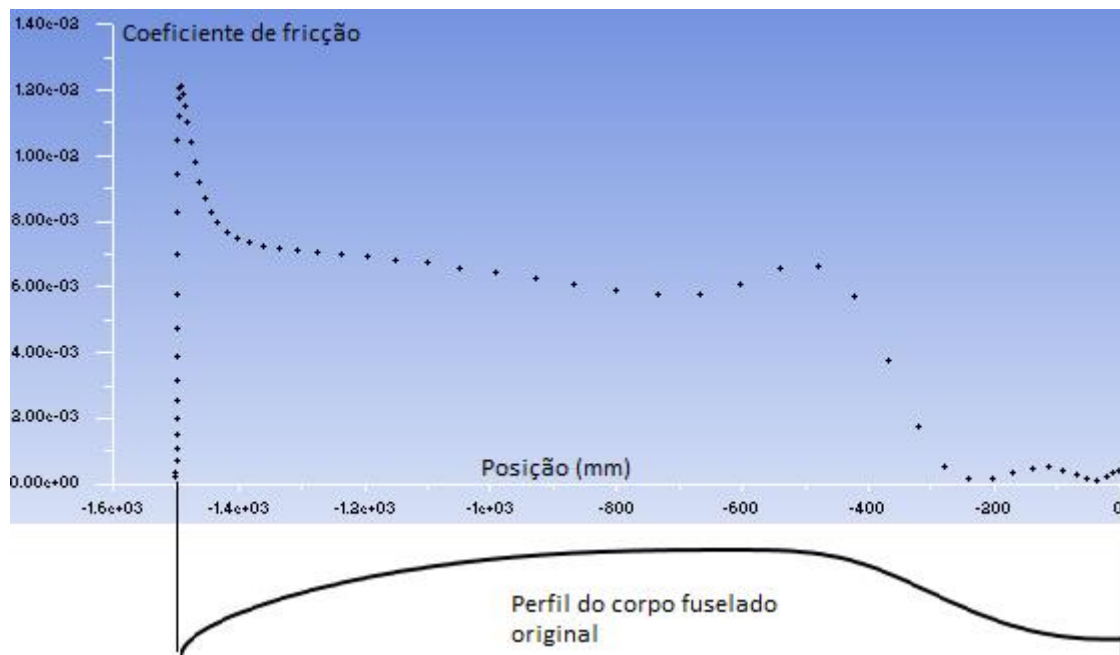


Figura 34 - Distribuição do coeficiente de fricção na superfície do corpo fuselado original

O coeficiente de fricção sobre a superfície do corpo fuselado original, Fig.34, é elevado na secção do nariz do corpo, diminuindo abruptamente de seguida e ligeiramente ao longo da secção central do mesmo, voltando a diminuir acentuadamente junto à cauda. Este fenómeno pode ser explicado com o aumento abrupto da velocidade local a partir do ponto de estagnação do nariz. A diminuição que se segue deve-se à diminuição subsequente da velocidade após o aumento abrupto da secção do nariz juntamente com o aumento da espessura da camada limite. O que diminui fortemente o gradiente de velocidade junto da parede na região intermédia do corpo. Os pontos onde o valor do coeficiente de fricção é máximo, correspondem às zonas de maior deformação do escoamento, zona da secção do nariz e zona da cauda, do corpo fuselado original, zonas caracterizadas por elevados gradientes de velocidade. O pico máximo do coeficiente de fricção é sobre a secção do nariz.

4.2 - Simulação CFD do novo corpo fuselado

O novo corpo fuselado com base num perfil NACA foi desenvolvido segundo o conceito descrito no capítulo 3.2. Com o intuito de estudar a esbeltez ideal do novo corpo fuselado, desenvolveu-se o mesmo corpo fuselado, para quatro comprimentos diferentes, logo razões de esbeltez (l/d) diferentes. Estes quatro corpos fuselados preservam um volume constante igual ao volume do corpo original, igual a 67 dm^3 . Uma vez que a simulação CFD é efetuada com base numa área de referência igual a $V^{2/3}$, os quatro corpos fuselados aqui tratados possuem também a mesma área de referência, que o corpo original, área de referência igual a $0,165 \text{ m}^2$.

Tabela 4.1 - Corpos fuselados com base num perfil NACA, com diferentes razões de esbeltez.

| Comprimento do corpo (milímetros) | C_D | l/d |
|-----------------------------------|----------|--------|
| NACA - 1500 mm | 0,077654 | 4,34 |
| NACA - 2000 mm | 0,070534 | 6,68 |
| NACA - 2500 mm | 0,075972 | 9,27 |
| NACA - 3000 mm | 0,10087 | 12,272 |

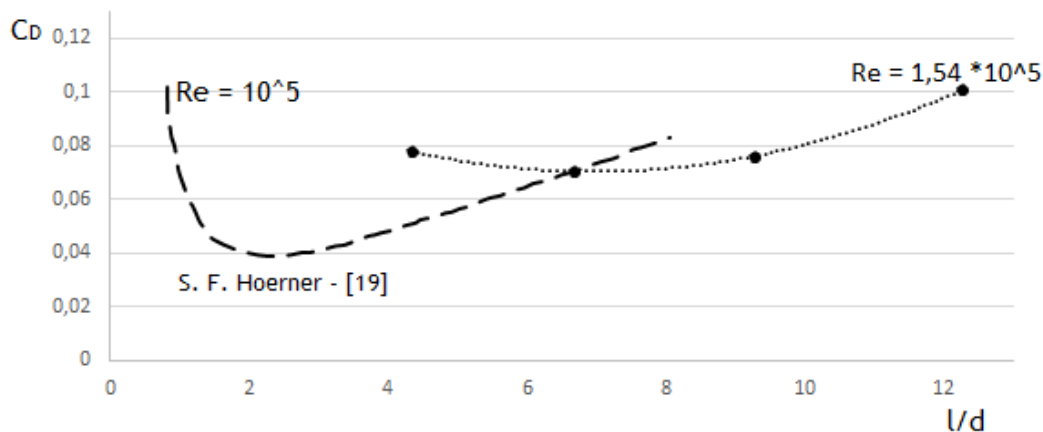


Figura 35 - Estudo da esbeltez do novo corpo fuselado.

Depois de corridas todas as simulações CFD sobre os corpos fuselados, enunciados na tabela 4.1, verificou-se que, o corpo fuselado com base num perfil NACA de comprimento igual a 2000 milímetros, com uma razão de esbeltez igual a ($l/d = 6,68$), é aquele que detém menor arrasto, como se pode ver a partir da Fig. 35, tendo sido, por isso, adotado como proposta de novo corpo fuselado para o PGW. Contudo pode-se observar, na mesma figura que, a razão de esbeltez ($l/d = 6,68$) do novo corpo fuselado é superior à razão de esbeltez ótima, indicada por Hoerner [19], ($2 < l/d < 4$). Este facto deve-se à diferença entre os valores de Reynolds associados às respetivas curvas.

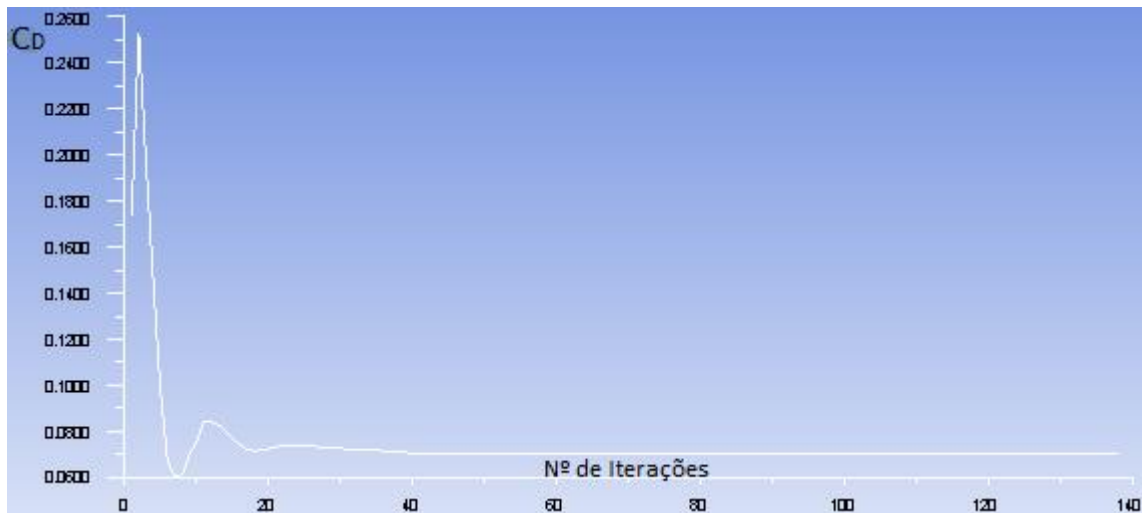


Figura 36 - Historial do processo de convergência do arrasto, relativamente ao novo corpo fuselado.

A solução da simulação CFD sobre o novo corpo fuselado resultou num coeficiente de arrasto igual a 0,0705.

Campo de velocidades

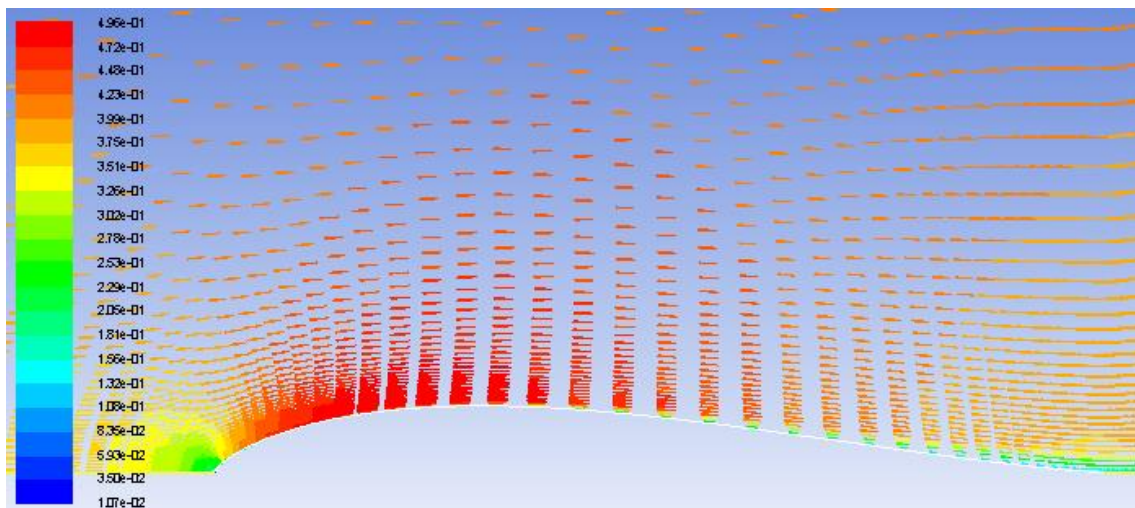


Figura 37 (a) - Campo de velocidades sobre o novo corpo fuselado - valores da magnitude da velocidade em m/s

Quanto ao campo de velocidades sobre o novo corpo fuselado, Fig.37 (a), tal como acontece com o corpo fuselado original, Fig.32 (a), observa-se que a velocidade do escoamento em redor do nariz é baixa. Junto à cauda do novo corpo fuselado, visualiza-se um gradiente de velocidade menos intenso, quando comparado com o gradiente de velocidade na mesma secção do corpo fuselado original. A diferença dos respetivos coeficientes de arrasto

do corpo fuselado original e do novo corpo fuselado poderá ser devida à ausência de separação na secção traseira do novo corpo fuselado.

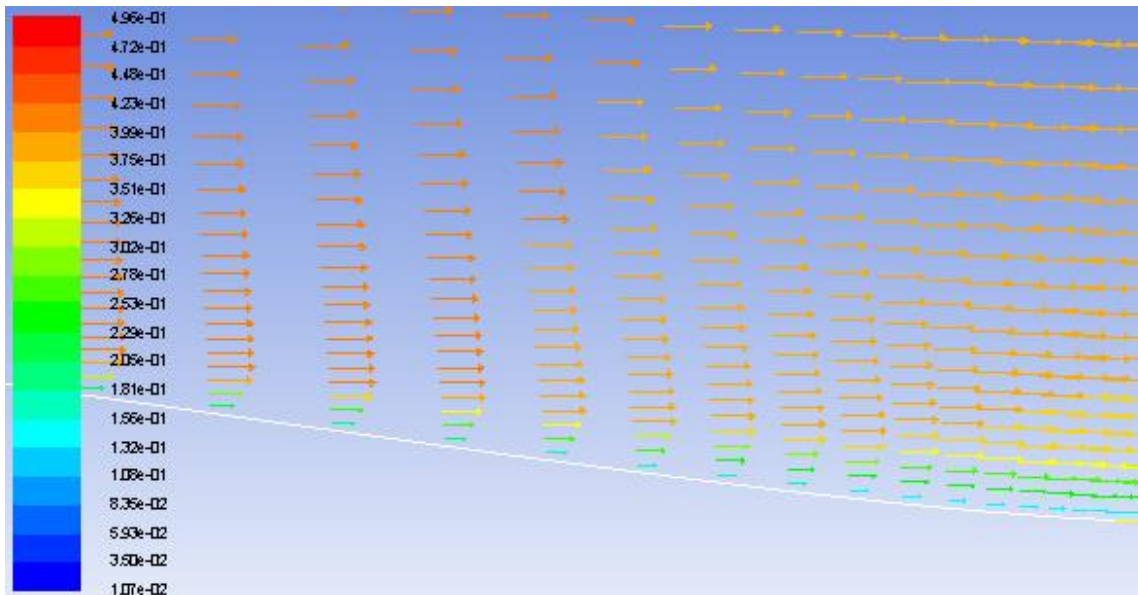


Figura 37 (b) - Campo de velocidades na secção de cauda do novo corpo fuselado - valores da magnitude da velocidade em m/s.

A vista ampliada sobre a secção de cauda do novo corpo fuselado, Fig.37 (b), permite visualizar claramente, um gradiente de velocidade menos intenso nesta secção do corpo, ao contrário do que acontecia na mesma secção do corpo original, Fig.32 (b), não há inversão do escoamento, devido a um contorno mais delgado, da secção de cauda do novo corpo fuselado.

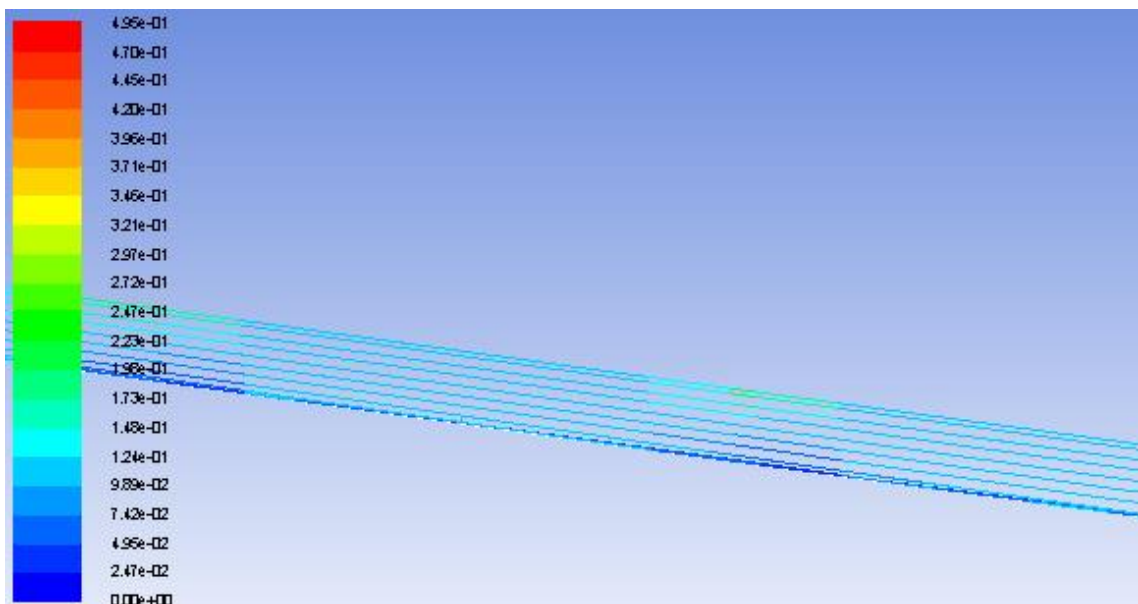


Figura 37 (c) - Linhas de corrente sobre a cauda do novo corpo fuselado. Valores da magnitude da velocidade em m/s.

A Fig.37 (c) exibe as linhas de corrente na secção de cauda do novo corpo fuselado. Uma vez que, não há inversão do escoamento nesta secção, ao contrário do que demonstrou a análise sobre a secção de cauda do corpo fuselado original, Fig. 32 (b), o escoamento na secção de cauda do novo corpo fuselado mostra-se uniforme, provando não haver recirculação do escoamento, fenómeno este, observado na secção de cauda do corpo fuselado original, Fig. 32 (c).

Distribuição da pressão relativa

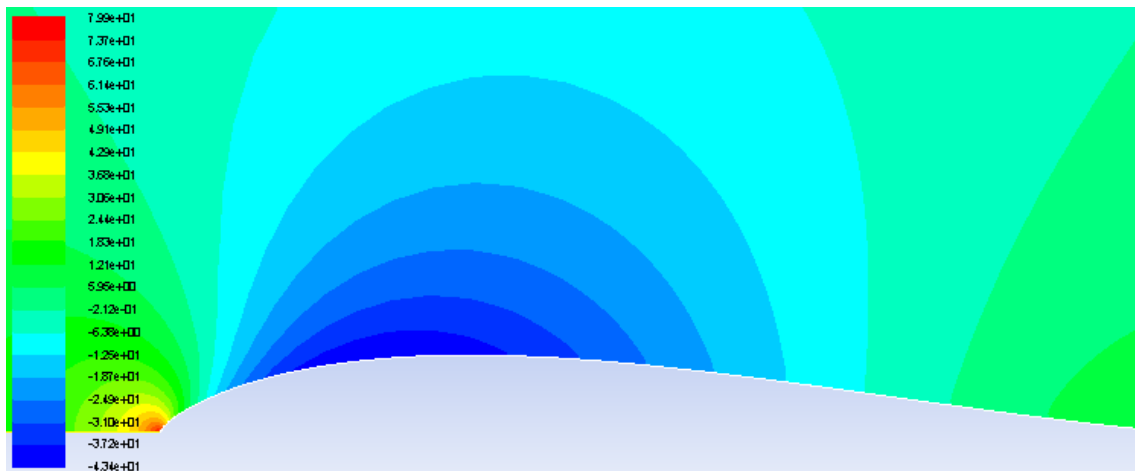


Figura 38 - Distribuição da pressão relativa sobre o novo corpo fuselado. Valores de pressão relativa em Pascal.

Tal como no corpo fuselado original, Fig.33, a pressão relativa exercida sobre o novo corpo fuselado, Fig.38, é mais elevada nas secções do nariz e cauda do corpo em comparação com a secção central do mesmo. Uma vez prolongada a secção central do novo corpo fuselado em relação à mesma secção do corpo fuselado original, o novo corpo fuselado detém maior área sujeita a baixa pressão por parte do fluido. Na zona avermelhada, junto à secção do nariz do corpo, observa-se um ponto de estagnação, onde a velocidade do escoamento é aproximadamente igual a zero.

Distribuição do coeficiente de fricção

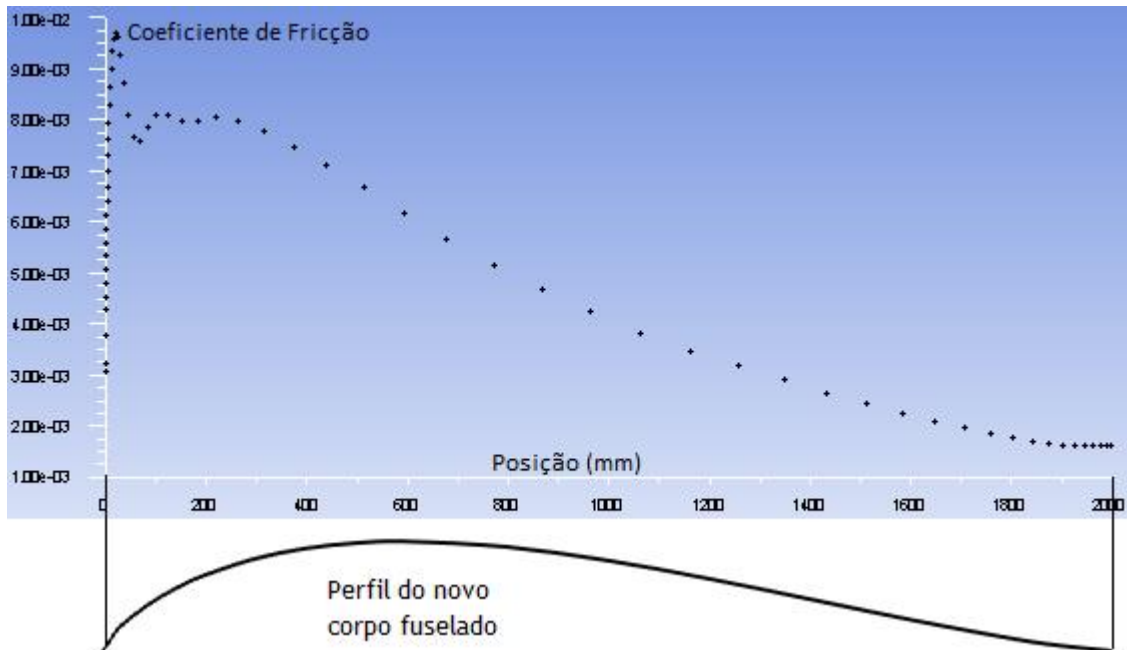


Figura 39 - Distribuição do coeficiente de fricção sobre a superfície do novo corpo fuselado

O coeficiente de fricção aplicado à superfície do novo corpo fuselado, Fig.39, é elevado na secção do nariz do corpo, diminuindo abruptamente de seguida. Depois da queda do valor do coeficiente de fricção verificada inicialmente, este diminui linearmente até à ponta da secção de cauda do corpo, fenómeno este que não se verificara no corpo fuselado original, Fig. 34. Isto é, ao contrário do que se verificara no corpo fuselado original, a esbeltez geométrica do novo corpo fuselado provoca uma menor deformação do escoamento, evitando assim variações acentuadas do coeficiente de fricção aplicado à superfície do corpo.

5 - Conclusões

Identificou-se um problema de separação do escoamento na região traseira da fuselagem original do PGW. Uma nova forma de fuselagem foi estudada, tendo permitido resolver o problema identificado. A nova fuselagem tem um coeficiente de arrasto 1,61 % inferior à anterior. O coeficiente de arrasto mais elevado na fuselagem original pode ser explicada pela contração de forma acentuada da região traseira. Quando se trata de escoamentos que envolvam baixos números de Reynolds, como é o caso do presente trabalho. Essa variação de forma é de tal maneira acentuada, que induz uma rápida desaceleração do fluido, fazendo mesmo com que o fluido atinja uma velocidade de escoamento próxima de zero num curto trecho ao longo do corpo, e ao mesmo tempo um aumento de pressão relativa sobre a superfície do corpo na secção de cauda, conduzindo a uma separação e consequente inversão do escoamento, fenómenos que contribuem para o arrasto hidrodinâmico do corpo.

Importa referir que, fatores como, tecnologia computacional, qualidade de malha, escolha do modelo de turbulência adequado e algoritmos de solução, levam a que a fiabilidade da solução do problema seja questionável, como tal, seria importante que futuramente se crie um protótipo do veículo subaquático autónomo (*PGW*), com o novo corpo fuselado, de forma a validar a solução do problema, comparando os dados numéricos a dados experimentais.

A solução deste género de estudos poderá atingir bons níveis de fiabilidade, com o progresso das ferramentas *CFD*, ferramentas essas, que no presente são úteis para efeitos de projeto.

Referências Bibliográficas

- [1] - João Paulo Salgueiro Morgado, Persistent Gliding Waterframe, the waterframe conceptual project, Universidade da Beira Interior, Covilhã, June 2011
- [2] - Khaisul Alam, Tapabrata Ray, Sreematha G. Anavatti, Design and construction of an autonomous underwater vehicle, School of Engineering and Information Technology, Australia, 2013.
- [3] - T. Sarkar, P.G. Sayer, S. M. Fraser, A study of autonomous underwater vehicle hull forms using computational fluid dynamics, International Journal for numerical methods in fluids, 25, U.K., 1997.
- [4] - Md. Mashud Karim, Md. Mahbubar Rahman, Md. Abdul Alim, Numerical computation of viscous drag for axisymmetric underwater vehicles, Journal Mekanikal, 26, Bangladesh, 2008.
- [5] - Carl T. F. Ross, A conceptual design of an underwater vehicle, Ocean Engineering, 33, U.K., 2006.
- [6] - <https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile>
- [7] - Doug Perrault, Neil Bose, Siu o´ Young, Christopher, D. Williams, Sensitivity of AUV response to variations in hydrodynamic parameters, Ocean Engineering, 30, Canada, 2003.
- [8] - A. B. Phillips, S. R. Turnock, M. Furlong, The use of computational Fluid Dynamics to Aid Cost Effective Hydrodynamic Design of Autonomous Underwater Vehicles, Journal of Engineering for the Maritime Environment, U.K., 2010.
- [9] - A. Alvarez, V. Bertram, L. Gualdesi, Hull hydrodynamic optimization of autonomous underwater vehicles operating at snorkeling depth, Ocean Engineering, 36, Spain, South Africa, Italy, 2009.
- [10] - Van Manen, J. D. Van Oossanen, P., 1988. Resistance. In: Lewis, E.V. (Ed.), Principles of Naval Architecture, Vol. 2, SNAME, Jersey city, N5.
- [11] - Hendrix, D. Percival, S. Noblesse, 2001. Practical ship optimization of a monohull, SNAME Annual Meeting.

- [12] - Horner, S. R., 1965. Fluid-Dynamic Drag, Published by author.
- [13] - <http://www.scielo.br/pdf/rbef/v23n2/v23n2a10.pdf>
- [14] - Kozo Fujii, Progress and future prospects of CFD aerospace-wind tunnel and beyond, Progress in Aerospace Sciences, 41, Japan, 2005.
- [15] - Rui Vizinho, José Páscoa, Miguel Silvestre, Turbulent Transition Modeling Through Mechanical Considerations, Dep. Of Electromechanical Engineering, Dep. Of Aerospace Sciences, University of Beira Interior, 2014.
- [16] - P. Catalano, R. Tognaccini, RANS analysis of the Reynolds number flow around the SD 7003 airfoil, Aerospace Science and Technology 15, Italy, 2011.
- [17] - ANSYS, Customer Training Material, Turbulence Modelling, Lecture 6, Introduction to ANSYS Fluent.
- [18] - André Bakker, Applied computational fluid dynamics, Meshing, 2006.
- [19] - Dr. Eng. S. F. Hoerner, Theoretical, Experimental and Statistical Information, Fluid-Dynamic Drag, 1965.
- [20] - Parsons, J., *et al* "Shaping of Axisymmetric Bodies for Minimum Drag in Incompressible Flow", Journal of Hydronautics, Vol. 8, 1974.
- [21] - Sagar M. Kale, Pankaj Joshi, Rajkumar S. Pant, A generic methodology for determination of drag coefficient of an aerostat envelope using CFD, Indian Institute of Technology Bombay, India.
- [22] - Galvão, F. L. "Nota Técnica Sobre Corpos Fuselados." São José dos Campos (1970)

Folha em branco

Anexo 1

Dados relativos ao corpo fuselado original

Measure Inertia

Definition
Selection: ReplaceFace.1...Part1

Result
Calculation mode: Exact
Type: Volume
Equivalent: 0

| Characteristics | | Center Of Gravity (G) | |
|-----------------|-----------|-----------------------|----------|
| Volume | 0,068m3 | Gx | 0mm |
| Area | 1,075m2 | Gy | 716,61mm |
| Mass | 67,996kg | Gz | 0mm |
| Density | 1000kg_m3 | | |

Inertia / G | Inertia / O | Inertia / P | Inertia / Axis | Inertia / Axis System

Inertia Matrix / G

| | | | | | |
|------|------------|------|------------|------|------------|
| IoxG | 6,375kgxm2 | IoyG | 0,671kgxm2 | IozG | 6,375kgxm2 |
| IxyG | 0kgxm2 | IxzG | 0kgxm2 | IyzG | 0kgxm2 |

Principal Moments / G

| | | | | | |
|----|------------|----|------------|----|------------|
| M1 | 0,671kgxm2 | M2 | 6,375kgxm2 | M3 | 6,375kgxm2 |
|----|------------|----|------------|----|------------|

Principal Axes

| | | | | | |
|-----|---|-----|---|-----|----|
| A1x | 0 | A2x | 1 | A3x | 0 |
| A1y | 1 | A2y | 0 | A3y | 0 |
| A1z | 0 | A2z | 0 | A3z | -1 |

Keep measure Create geometry Export Customize... OK Cancel

Coordenadas da fuselagem original

| X (mm) | R (mm) |
|---------|---------|
| 0 | 0 |
| 0,285 | 2,325 |
| 1,32 | 7,005 |
| 3,345 | 11,58 |
| 6,27 | 15,99 |
| 9,915 | 20,205 |
| 19,035 | 28,17 |
| 43,35 | 42,945 |
| 75,57 | 57,27 |
| 94,935 | 64,515 |
| 141,21 | 79,35 |
| 168,645 | 86,97 |
| 199,365 | 94,725 |
| 233,265 | 102,45 |
| 267,765 | 109,56 |
| 302,385 | 115,995 |
| 354,54 | 124,5 |
| 406,875 | 131,73 |
| 459,375 | 137,79 |
| 511,98 | 142,74 |
| 564,675 | 146,7 |
| 617,415 | 149,715 |
| 670,215 | 151,905 |
| 723,03 | 153,36 |
| 775,86 | 154,2 |
| 828,705 | 154,59 |
| 881,55 | 154,68 |

| | |
|----------|---------|
| 934,38 | 154,365 |
| 969,585 | 153,15 |
| 1004,685 | 150,345 |
| 1039,545 | 145,305 |
| 1056,81 | 141,84 |
| 1073,925 | 137,73 |
| 1090,89 | 132,99 |
| 1124,295 | 121,8 |
| 1173,33 | 102,09 |
| 1222,08 | 81,675 |
| 1271,385 | 62,655 |
| 1321,725 | 46,62 |
| 1373,25 | 35,055 |
| 1425,675 | 28,695 |
| 1460,865 | 27,09 |
| 1493,64 | 26,775 |
| 1500 | 26,7 |
| 1500 | 0 |

Anexo 2

Dados relativos ao novo corpo fuselado

Measure Inertia

Definition
Selection: CloseSurface.1...Part1

Result
Calculation mode: Exact
Type: Volume
Equivalent: 0

| Characteristics | | Center Of Gravity (G) | |
|-----------------|-----------|-----------------------|-----------|
| Volume | 0,067m3 | Gx | 0mm |
| Area | 1,185m2 | Gy | 740,114mm |
| Mass | 67,018kg | Gz | 0mm |
| Density | 1000kg_m3 | | |

Inertia / G | Inertia / O | Inertia / P | Inertia / Axis | Inertia / Axis System

Inertia Matrix / G

| | | | | | |
|------|------------|------|------------|------|------------|
| IoxG | 9,231kgxm2 | IoyG | 0,557kgxm2 | IozG | 9,231kgxm2 |
| IxyG | 0kgxm2 | IxzG | 0kgxm2 | IyzG | 0kgxm2 |

Principal Moments / G

| | | | | | |
|----|------------|----|------------|----|------------|
| M1 | 0,557kgxm2 | M2 | 9,231kgxm2 | M3 | 9,231kgxm2 |
|----|------------|----|------------|----|------------|

Principal Axes

| | | | | | |
|-----|---|-----|---|-----|----|
| A1x | 0 | A2x | 1 | A3x | 0 |
| A1y | 1 | A2y | 0 | A3y | 0 |
| A1z | 0 | A2z | 0 | A3z | -1 |

Keep measure Create geometry Export Customize...

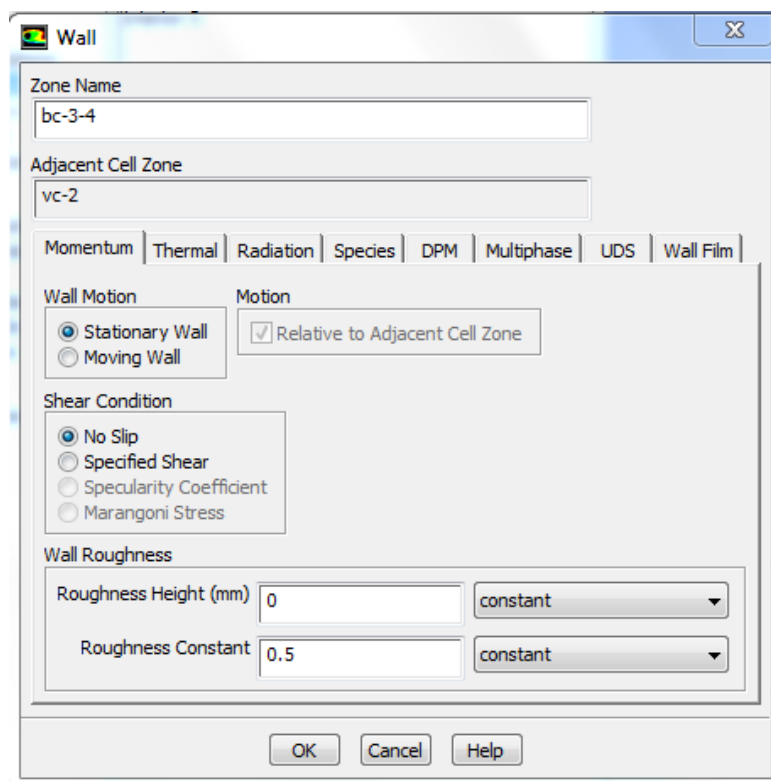
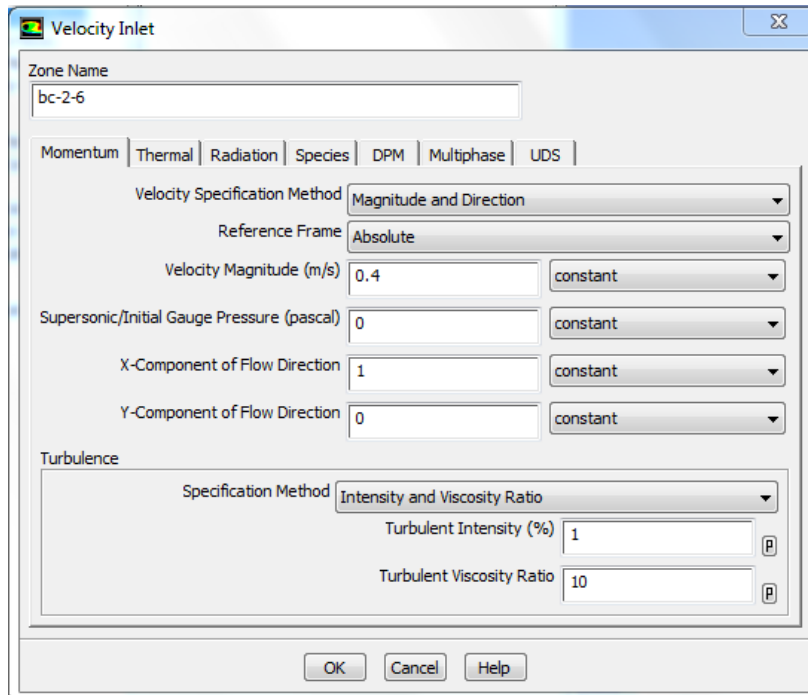
OK Cancel

Coordenadas do perfil NACA, e do novo corpo fuselado

| x | y | X (mm) | R (mm) |
|-------|-------|--------|---------|
| 1,000 | 0,001 | 2000 | 0,455 |
| 0,950 | 0,007 | 1900 | 7,372 |
| 0,900 | 0,012 | 1800 | 17,745 |
| 0,800 | 0,022 | 1600 | 43,281 |
| 0,700 | 0,031 | 1400 | 71,386 |
| 0,600 | 0,038 | 1200 | 99,246 |
| 0,500 | 0,044 | 1000 | 124,015 |
| 0,400 | 0,048 | 800 | 142,359 |
| 0,300 | 0,050 | 600 | 149,705 |
| 0,250 | 0,050 | 500 | 147,466 |
| 0,200 | 0,048 | 400 | 139,938 |
| 0,150 | 0,045 | 300 | 125,833 |
| 0,100 | 0,039 | 200 | 103,146 |
| 0,075 | 0,035 | 150 | 87,624 |
| 0,050 | 0,030 | 100 | 68,218 |
| 0,025 | 0,022 | 50 | 43,014 |
| 0,013 | 0,016 | 25 | 26,527 |
| 0,000 | 0,000 | 0 | 0,000 |

Anexo 3

Modelação das condições de fronteira



Pressure Outlet

Zone Name
bc-5-7

Momentum | Thermal | Radiation | Species | DPM | Multiphase | UDS

Gauge Pressure (pascal) 0 constant

Backflow Direction Specification Method Normal to Boundary

Average Pressure Specification
 Target Mass Flow Rate

Turbulence

Specification Method Intensity and Viscosity Ratio

Backflow Turbulent Intensity (%) 0.1

Backflow Turbulent Viscosity Ratio 10

OK Cancel Help