

UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA
FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA

RAFAEL DOS SANTOS NOGUEIRA

**SIMULAÇÃO COMPUTACIONAL DO ESCOAMENTO SOBRE
UM AEROFÓLIO NREL S809**

Uberlândia, MG

2023

RAFAEL DOS SANTOS NOGUEIRA

SIMULAÇÃO COMPUTACIONAL DO ESCOAMENTO SOBRE
UM AEROFÓLIO NREL S809

Projeto de Conclusão de Curso apresentado
ao Curso de Graduação em Engenharia
Aeronáutica da Universidade Federal de
Uberlândia, como parte dos requisitos para
obtenção do título de BACHAREL em
ENGENHARIA AERONÁUTICA

Área de Concentração: CFD

Orientador: Prof. Dr. João Rodrigo Andrade

Uberlândia, MG

2023

NOGUEIRA, R. S. *Simulação computacional do escoamento sobre um aerofólio NREL S809*. 2022. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia Aeronáutica) – Faculdade de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia.

RESUMO

O presente estudo tem como principal objetivo verificar a precisão da análise CFD do aerofólio NREL S809 realizada a partir do software comercial ANSYS Fluent comparando os dados obtidos em CFD com dados experimentais. O aerofólio em questão opera em baixos números de Reynolds devido ao foco do desenvolvimento do mesmo ter sido a utilização em turbinas eólicas. A partir dos conceitos relativos à fluidodinâmica computacional (CFD) expostos no relatório, foram escolhidos os parâmetros de entrada apropriados para a simulação em questão, principalmente no que se refere à modelagem da camada limite a partir do modelo de turbulência RANS *k-w* SST, e as regiões de maior refinamento ao redor do aerofólio. Para a verificação da qualidade da simulação foram analisadas a convergência da simulação entre malhas sucessivamente refinadas e a qualidade da modelagem da camada limite a partir do parâmetro adimensional y^+ , onde ambas obtiveram bons resultados. Entre os dados experimentais disponíveis na documentação utilizada, foram escolhidos os dados para o escoamento com número de Reynolds igual a $2 \cdot 10^6$, onde os gráficos analisados foram as curvas relacionando o ângulo de ataque com os coeficientes de arrasto e sustentação, e também os gráficos relacionando o coeficiente de pressão ao longo da corda. Por fim, verificou-se uma boa modelagem do escoamento mas com maiores divergências quando o aerofólio é submetido a um regime de *stall*, o que ocorre devido à necessidade de modelagem dos efeitos turbulentos presentes nos modelos de turbulência RANS.

Palavras-chave: CFD; NREL S809; Comparação com dados experimentais; Simulação.

NOGUEIRA, R. S. *Computational Simulation of flow over an airfoil NREL S809*. 2022. Final Project (under graduation Aeronautics Engineering) – Faculdade de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia.

ABSTRACT

The main objective of this study is to verify the precision of the NREL S809 airfoil's CFD analysis which was performed using the commercial software ANSYS Fluent, comparing the data obtained in CFD with experimental data. The airfoil in question operates in low Reynolds numbers due to the focus of its development being the use in wind turbines. From the concepts related to computational fluid dynamics (CFD) exposed in this report, the appropriate input parameters were chosen for the simulation in question, especially with regard to the boundary layer modeling considering the RANS *k-w* SST turbulence model and the regions with more refinement around the airfoil. In order to verify the quality of the simulation, it was analyzed the convergence of meshes successively refined and the boundary limit modelling through the dimensionless parameter y^+ , where both parameters presented good results. Among the experimental data available in the used documentation, it was chosen the data for flow with Reynolds number equal to $2 \cdot 10^6$, where the graphs analyzed were the curves correlating the angle of attack with the drag and lift coefficients, and also the graphs correlating the pressure coefficient along the airfoil's chord. And, concluding the analysis, it was verified a good modelling of the flow with greater divergencies when the airfoil is subjected to a stall regime due to the need to model the turbulent effects in RANS turbulence models.

Keywords: CFD; NREL S809; Comparison with experimental data; Simulation.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Aerofólio NREL S809	9
Figura 2 - Etapas da Análise CFD	11
Figura 3 - Exemplo de Domínio Computacional Externo	11
Figura 4 - Exemplo de Domínio Computacional Interno	12
Figura 5 - Exemplo de domínio computacional com eixo de simetria	13
Figura 6 – Exemplo de malha estruturada	14
Figura 7 - Exemplo de malha não estruturada.....	14
Figura 8 - Exemplos de razão de aspecto em elementos triangulares	15
Figura 9 - Exemplos de razão de aspecto em elementos quadrados	15
Figura 10 - Exemplos de elementos com <i>Skewness</i> alto e baixo	16
Figura 11 - Espectro de qualidade de elementos de malha.....	16
Figura 12 - Modelagem da camada limite.....	17
Figura 13 - Modelagem por funções de parede e resolvida.....	18
Figura 14 – Lei da Parede (<i>Law of the Wall</i>).....	19
Figura 15 - Função de Parede de Spalding	20
Figura 16 - Exemplo de Corpo de Influência.....	22
Figura 17 – Figura referente ao Teorema de Gauss.....	24
Figura 18 - Exemplo da transição do escoamento.....	26
Figura 19 - Exemplos de modelagem da turbulência.....	27
Figura 20 - Domínio computacional da análise	30
Figura 21 - Zoom do domínio computacional na região do aerofólio	30
Figura 22 - Domínio computacional com corpo de influência	31
Figura 23 - Zoom corpo de influência	31
Figura 24 – Visão externa da malha	32
Figura 25 - Zoom da modelagem da camada limite.....	34
Figura 26 - Zoom dos Elementos da Camada Limite.....	34
Figura 27 - Transição dos elementos da camada limite.....	35
Figura 28 – Malha com zoom na região do corpo de influência.....	36
Figura 29 – Gráfico de Barras do <i>Skewness</i> . $\alpha = 17,2^\circ$	36
Figura 30 - Tabela da qualidade de malha. $\alpha = 17,2^\circ$	37
Figura 31 - Gráfico do refinamento de malha	40
Figura 32 - Malha grosseira	40

Figura 33 - Malha média	40
Figura 34 - Malha refinada.....	41
Figura 35 – Contorno de y^+ . $\alpha = 0^\circ$	41
Figura 36 – Contorno de y^+ . $\alpha = 10,2^\circ$	42
Figura 37 – Contorno de y^+ . $\alpha = 20^\circ$	42
Figura 38 - Contorno de Velocidade. $\alpha = -3^\circ$	43
Figura 39 - Contorno de Velocidade. $\alpha = 0^\circ$	43
Figura 40 - Contorno de Velocidade. $\alpha = 5,4^\circ$	44
Figura 41 - Contorno de Velocidade. $\alpha = 10,2^\circ$	44
Figura 42 - Contorno de Velocidade. $\alpha = 14^\circ$	44
Figura 43 - Contorno de Velocidade. $\alpha = 17,2^\circ$	45
Figura 44 - Contorno de Velocidade. $\alpha = 20^\circ$	45
Figura 45 - Contorno de Pressão. $\alpha = -3^\circ$	46
Figura 46 - Contorno de Pressão. $\alpha = 0^\circ$	46
Figura 47 - Contorno de Pressão. $\alpha = 5,4^\circ$	47
Figura 48 - Contorno de Pressão. $\alpha = 10,2^\circ$	47
Figura 49 - Contorno de Pressão. $\alpha = 14^\circ$	47
Figura 50 - Contorno de Pressão. $\alpha = 17,2^\circ$	48
Figura 51 - Contorno de Pressão. $\alpha = 20^\circ$	48
Figura 52 - Gráfico do Coeficiente de Sustentação	49
Figura 53 - Gráfico do Coeficiente de Arrasto.....	49
Figura 54 – Gráfico do coeficiente de pressão x corda, $\alpha = 1,02^\circ$	50
Figura 55 - Gráfico do coeficiente de pressão x corda, $\alpha = 5,4^\circ$	50
Figura 56 - Gráfico do coeficiente de pressão x corda, $\alpha = 9,2^\circ$	51

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Parâmetros da modelagem da camada limite.....	34
Tabela 2 - Parâmetros de malha	37
Tabela 3 – Parâmetros definidos para a simulação	38
Tabela 4 - Análise do refinamento de malha	39

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	8
2	AEROFÓLIO NREL S809	9
3	FLUIDODINÂMICA COMPUTACIONAL (CFD)	10
3.1	Pré-processamento	11
3.1.1	Definição do Domínio Computacional	11
3.1.2	Geração da Malha	13
3.1.2.1	Parâmetros de Qualidade dos Elementos	15
3.1.2.2	Camada Limite	17
3.1.2.3	Cálculo Estimativo da Altura do Primeiro Elemento de Malha	20
3.1.2.4	Corpo de Influência	21
3.2	Processamento e Modelos de Turbulência	22
3.2.1	Método dos Volumes Finitos	22
3.2.2	Equações Governantes	24
3.2.3	Modelagem da Turbulência	25
4	DEFINIÇÃO DOS PARÂMETROS DA ANÁLISE	29
4.1	Domínio Computacional	29
4.2	Malha	32
4.2.1	Modelagem da Camada Limite.....	32
4.2.2	Modelagem do Corpo de Influência.....	35
4.2.3	Parâmetros de Qualidade da Malha	36
4.2.4	Parâmetros Gerais da Malha.....	37
4.3	Modelo de Turbulência e Parâmetros Gerais	37
5	RESULTADOS E DISCUSSÕES	39
5.1	Análise do Refino de Malha	39
5.2	Camada Limite	41
5.3	Contornos de Velocidade e Pressão	42
5.4	Comparação com os Dados Experimentais	48
6	CONCLUSÕES	52
	REFERÊNCIAS	54

1 INTRODUÇÃO

Durante o desenvolvimento de protótipos que sofrem alta influência aerodinâmica como veículos de passeio e de corrida, aeronaves, turbinas eólicas, entre outros, é essencial se obter os aspectos das forças e das características relativas ao escoamento nos mesmos, apesar de ainda ser imprescindível o uso de testes experimentais na validação dos resultados das análises, nos últimos anos a área da fluidodinâmica computacional tem apresentado forte crescimento na indústria e isso se deve ao rápido aumento da capacidade computacional dos computadores modernos.

A fluidodinâmica computacional, ou do inglês CFD (*Computational Fluid Dynamics*), baseia-se na solução numérica das equações governantes que descrevem o escoamento do fluido (conjunto de equações de Navier-Stokes) através de métodos computacionais, entre as vantagens deste método estão a redução dos custos de prototipagem e o maior nível de detalhamento da análise, porém os resultados de uma simulação em CFD podem ser enganosos devido a vários problemas, como uma má construção de malha, definição equivocada do domínio computacional e/ou dos parâmetros de entrada dos cálculos, etc (VERSTEEG e MALALASKERA, 2007).

Devido à complexidade da análise é fundamental que se tenha um sólido conhecimento dos fundamentos teóricos do método de resolução para assim tomarmos as melhores decisões na construção do modelo e conseqüentemente realizar uma melhor análise dos resultados obtidos. Além disso é importante a utilização de métodos para se verificar a acurácia da simulação, no presente relatório o método escolhido foi a comparação com os dados presentes na documentação oficial.

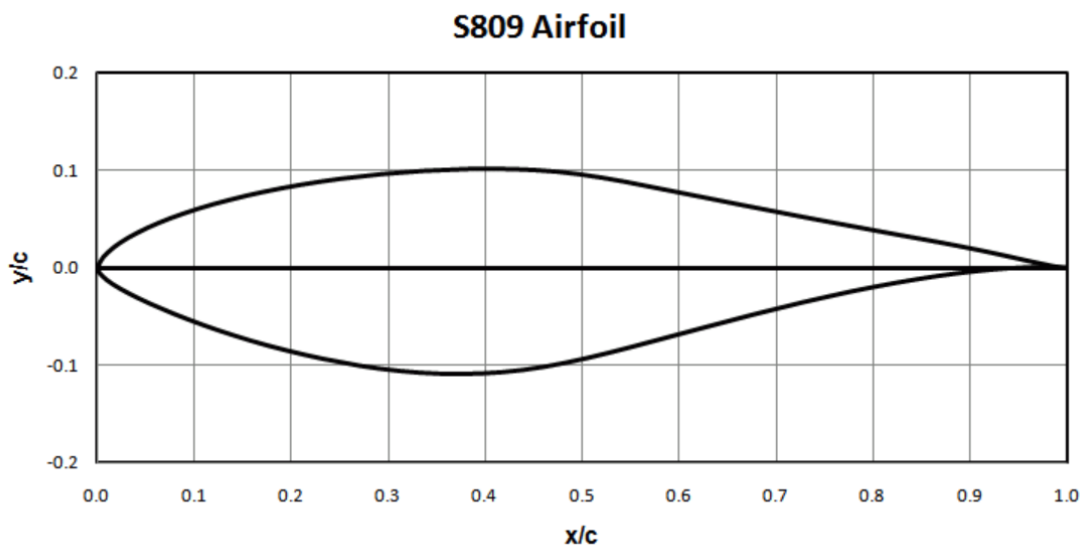
A geometria analisada no presente relatório é o aerofólio NREL S809 que foi desenvolvido com o intuito de ser utilizado em turbinas eólicas, e a documentação oficial utilizada para comparação entre os dados obtidos pelo CFD e os dados experimentais estão contidos em Somers (1997). O software escolhido para a análise foi o ANSYS Fluent versão 18.1, este que apresenta uma boa interface com o usuário e é muito utilizado na indústria.

2 AEROFÓLIO NREL S809

O perfil a ser analisado foi desenvolvido pela instituição americana NREL (*National Renewable Energy Laboratory*) com o intuito de se projetar um aerofólio especificamente para o uso no desenvolvimento de turbinas eólicas, pois na época de seu desenvolvimento a maioria dos aerofólios utilizados em turbinas eólicas de eixo horizontal (*HAWT – Horizontal Axis Wind Turbine*) haviam sido desenvolvidos originalmente para aeronaves. Os testes experimentais conduzidos no aerofólio foram realizados no túnel de vento de baixa turbulência da *Delft University of Technology* localizado na Holanda. Os principais objetivos dos testes referentes a um coeficiente de sustentação máximo relativamente baixo e um perfil com baixo coeficiente de arrasto foram atendidos. Atualmente alguns dos modelos de pás que possuem o perfil S809 são as pás NREL Phase II, Phase III e Phase VI, todas utilizadas em modelos de turbinas de eixo horizontal.

A espessura do aerofólio é 21% e os testes foram realizados em baixos números de Mach com escoamento praticamente incompressível e número de Reynolds entre 1 e 3 milhões. No presente estudo será analisado o desempenho do aerofólio para o número de Reynolds de 2 milhões, onde após a criação do modelo computacional este será comparado com os dados da documentação oficial contidos em Somers (1997) para a verificação da acurácia da simulação.

Figura 1 - Aerofólio NREL S809



Fonte: (NREL, 2014)

3 FLUIDODINÂMICA COMPUTACIONAL (CFD)

A fluidodinâmica computacional é a análise do escoamento de fluidos, transferência de calor e fenômenos associados utilizando-se de métodos de solução numérica, com essa ferramenta é possível analisar escoamentos complexos envolvendo interações fluido-fluido, fluido-sólido ou gás-fluido.

As principais vantagens da metodologia são referentes à redução dos custos de prototipagem no desenvolvimento de novos produtos, a possibilidade de se estudar sistemas onde experimentos controlados são muito difíceis ou impossíveis de se obter, como em sistemas com volumes de controle muito grandes, a possibilidade de se estudar sistemas que ocorrem sob condições perigosas e/ou além dos limites de performance, por exemplo análises de acidentes e estudos de segurança, e maior nível de detalhamento na análise dos resultados.

Com o aumento da capacidade computacional e a redução dos custos da mesma ao longo dos anos este método se torna cada vez mais viável, pois comparado à outras metodologias CAE (*Computer-Aided Engineering*), a fluidodinâmica computacional historicamente se apresenta relativamente atrasada devido ao seu maior grau de complexidade e maior demanda de recursos computacionais (VERSTEEG e MALALASKERA, 2007).

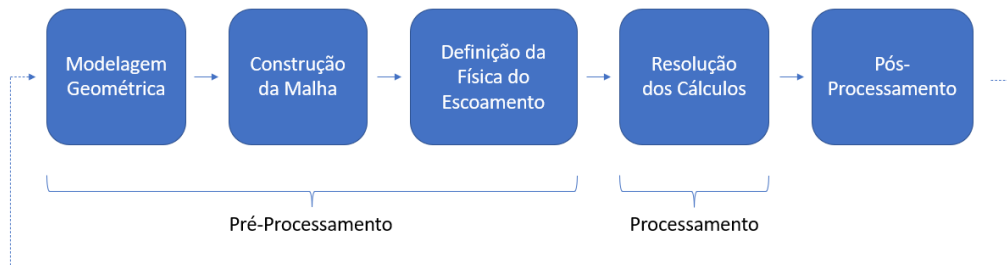
Algumas das aplicações do CFD são:

- Aerodinâmica de aviões e veículos terrestres (análise das forças de arrasto e sustentação);
- Hidrodinâmica de navios;
- Engenharia elétrica e eletrônica: resfriamento de equipamentos eletrônicos;
- Análise do ambiente interno e externo de construções: análise das forças do vento em estruturas; aquecimento e ventilação interna;
- Desenvolvimento de energias renováveis: turbinas eólicas;
- Engenharia Biomédica: fluxo sanguíneo por veias e artérias.

Na Figura 2 é possível se observar as etapas da análise em CFD, onde a linha pontilhada representa o caráter cíclico da mesma em aplicações industriais. Neste

capítulo serão expostos conceitos referentes ao pré-processamento e processamento, e no Capítulo 5 será realizado o pós-processamento.

Figura 2 - Etapas da Análise CFD



Fonte: De autoria própria

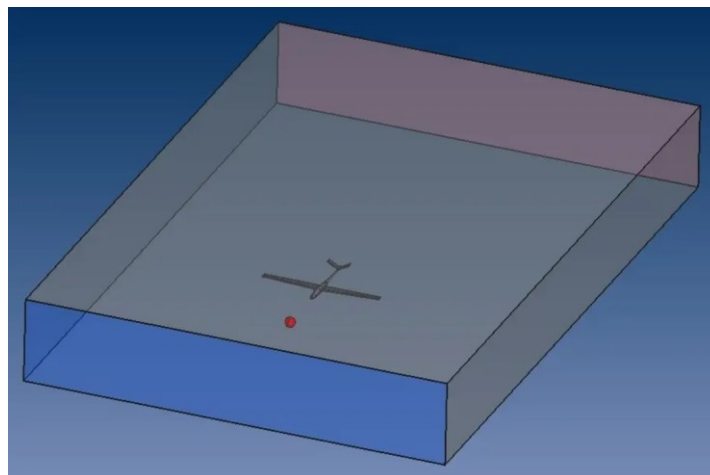
3.1 Pré-processamento

O pré-processamento consiste na definição dos parâmetros de entrada do problema a ser analisado e nesta seção serão apresentadas melhores práticas e conceitos importantes na definição dos mesmos.

3.1.1 Definição do Domínio Computacional

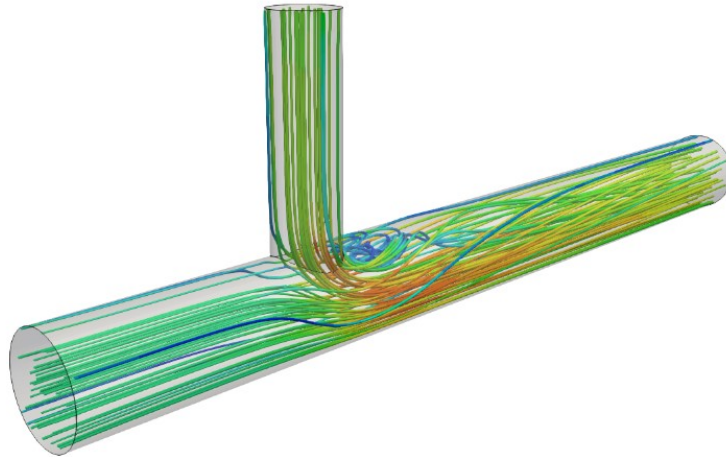
O domínio computacional é a região onde a simulação será calculada, após a definição do domínio, este deve ser subdividido com o intuito de criar uma malha onde serão calculadas as equações discretizadas do escoamento. Em análises aerodinâmicas externas, como a mostrada na Figura 3, o domínio é todo o espaço ao redor do objeto a ser analisado. Já em análises aerodinâmicas internas, como a mostrada na Figura 4, o domínio é definido pelos limites internos do espaço da geometria em questão.

Figura 3 - Exemplo de Domínio Computacional Externo



Fonte: (IDEALSIMULATIONS, 2020)

Figura 4 - Exemplo de Domínio Computacional Interno

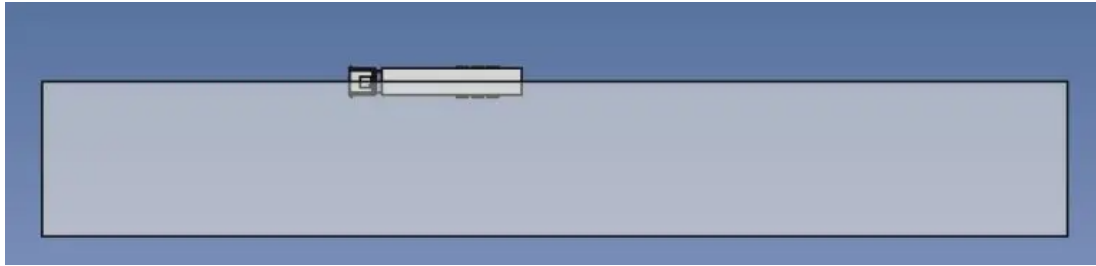


Fonte: (SIMFLOW, 2022)

Em análises aerodinâmicas externas, as definições dos parâmetros da geometria, principalmente no que se refere às dimensões do domínio computacional, são dependentes do efeito que o corpo tem sobre o escoamento, no geral é necessário espaço suficiente para que as perturbações induzidas pela presença da geometria não interfiram, ou tenham menor interferência possível, com as condições de contorno, pois se a distância for muito curta os parâmetros definidos para as condições de contorno afetarão nos resultados da análise do escoamento, isto ocorre pois dentro do algoritmo o escoamento é sempre forçado a atender os parâmetros definidos para as condições de contorno. A melhor forma de se avaliar este ponto é através de simulações CFD prévias com geometrias e condições similares, quando não se tem dados prévios para a análise é recomendado realizar uma simulação com o domínio superdimensionado considerando também a capacidade computacional disponível e as melhores práticas envolvidas no processo (AMARAL, 2020).

Uma outra boa prática para a análise é a divisão do domínio computacional considerando as condições de simetria do objeto a ser analisado conforme mostrado no exemplo da Figura 5, essa prática reduz o tempo necessário para os cálculos e a demanda computacional.

Figura 5 - Exemplo de domínio computacional com eixo de simetria



Fonte: (IDEALSIMULATIONS, 2020)

3.1.2 Geração da Malha

A geração da malha consiste em subdividir a região a ser analisada num conjunto de pequenos volumes de controle onde a solução dos cálculos do escoamento serão realizadas, no geral, quanto maior for o número de volumes maior será a precisão da simulação, mas o número de elementos não é o único parâmetro utilizado para se verificar a qualidade de uma malha, pois na maior parte das simulações uma malha não uniforme é o ideal, onde nas áreas em que ocorre uma maior variação dos parâmetros de escoamento, por exemplo na camada limite, há maior demanda de refino de malha para a captura dos efeitos viscosos quando comparado a uma porção de malha localizada longe das superfícies presentes na análise.

A forma mais básica de se classificar uma malha é a partir da conectividade da mesma e existem basicamente duas classificações: malhas estruturadas e não-estruturadas. As malhas estruturadas são caracterizadas por uma conectividade regular que pode ser expressa em uma matriz bidimensional ou tridimensional na memória do computador, com isso os elementos da malha apenas podem ser quadriláteros para simulações 2D e hexaedros para simulações 3D, já malhas não-estruturadas são caracterizadas pela conectividade não regular entre elementos sendo o formato do elemento limitado apenas pela aceitação do mesmo no algoritmo de solução usado nos cálculos (ALLISON, 2020).

Abaixo estão listadas algumas das vantagens relacionadas a cada tipo de malha:

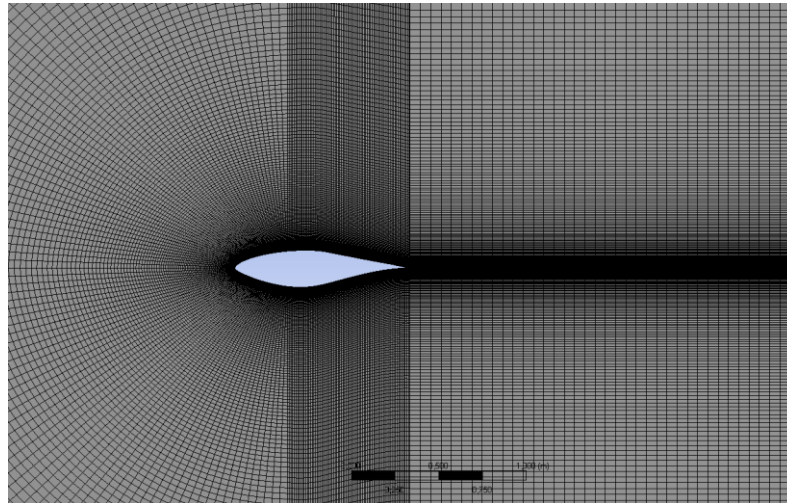
Malhas Estruturadas

- Redução do tempo e da memória computacional pois é possível se ocupar o mesmo volume com um menor número de hexaedros quando comparado a tetraedros.

- Melhor resolução em áreas que apresentam maior gradiente de variação de propriedades em uma das direções, por exemplo na camada limite onde a variação da velocidade do escoamento é maior na direção perpendicular a parede do objeto.

- Melhoria na qualidade dos elementos de malha

Figura 6 – Exemplo de malha estruturada

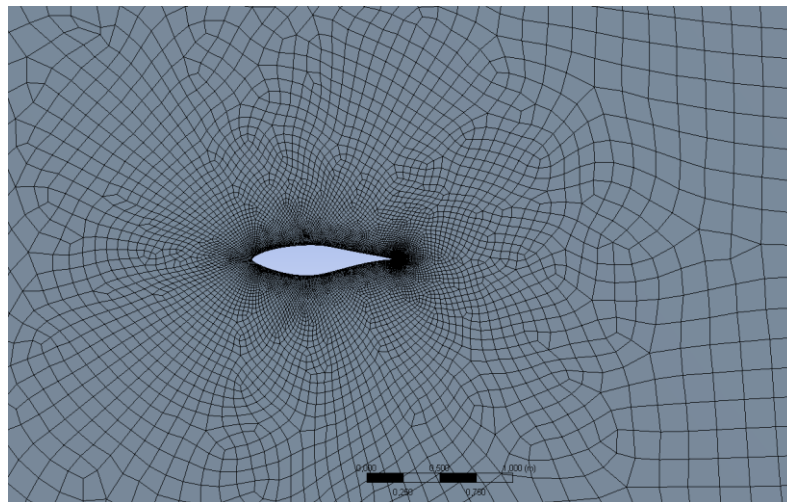


Fonte: De autoria própria

Malhas Não-Estruturadas

- Possibilidade de discretização do domínio de geometrias mais complexas onde uma malha estruturada não é viável.

Figura 7 - Exemplo de malha não estruturada



Fonte: De própria autoria

3.1.2.1 Parâmetros de Qualidade dos Elementos

Para se medir a qualidade de cada elemento de malha a fim de garantir a convergência do modelo e a qualidade da informação passada de elemento a elemento durante o cálculo, são utilizados parâmetros que definem o quão distante está o elemento de malha de seu formato ideal (formato equilátero), pois um elemento de malha ruim pode propagar um resultado ruim para os próximos elementos e comprometer o resultado final da simulação CFD (AMARAL, 2020). Nesta seção serão discutidos os parâmetros de Razão de Aspecto e *Skewness*.

Razão de Aspecto: A razão de aspecto é a razão entre a maior e a menor aresta de uma célula, a razão de aspecto ideal é 1, e quanto menor o valor da razão de aspecto maior será a qualidade do elemento.

Figura 8 - Exemplos de razão de aspecto em elementos triangulares



Fonte: (UYGUN, 2020)

Figura 9 - Exemplos de razão de aspecto em elementos quadrados



Fonte: (UYGUN, 2020)

Skewness: O *Skewness* também pode ser considerado como o grau de achatamento da célula, onde o valor do mesmo pode variar entre 0, elemento ideal, e 1, elemento ruim. Células com *Skewness* alto podem desestabilizar e diminuir a precisão da simulação.

Para todos os tipos de células o *Skewness* pode ser calculado pelo desvio equiangular representado pela equação abaixo (ANSYS, 2010):

$$Sk = \max \left[\frac{\theta_{max} - \theta_e}{180 - \theta_e}, \frac{\theta_e - \theta_{min}}{\theta_e} \right] \quad (1)$$

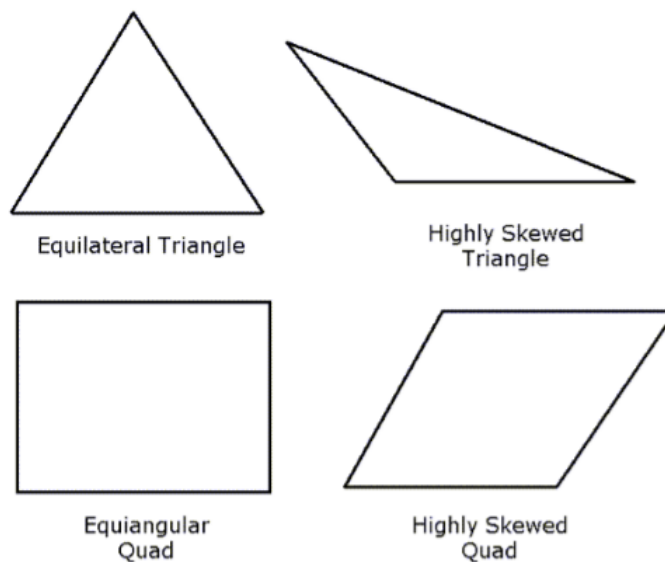
Onde,

θ_{max} = maior ângulo do elemento

θ_{min} = menor ângulo do elemento

θ_e = medida do ângulo interno do elemento equilátero

Figura 10 - Exemplos de elementos com *Skewness* alto e baixo



Fonte: (ANSYS, 2010)

Via de regra quanto menor o *Skewness* melhor a qualidade do elemento, abaixo na Figura 11 está representado um espectro relacionando o valor do *Skewness* à qualidade dos elementos de malha, onde os valores inaceitáveis estão na faixa de 0,98 a 1,00, mas dependendo da simulação e dos dados prévios da mesma, valores de 0,98 podem ser considerados aceitáveis, portanto, a melhor forma de se analisar o *Skewness* é pela comparação com a acurácia obtida em simulações similares.

Figura 11 - Espectro de qualidade de elementos de malha



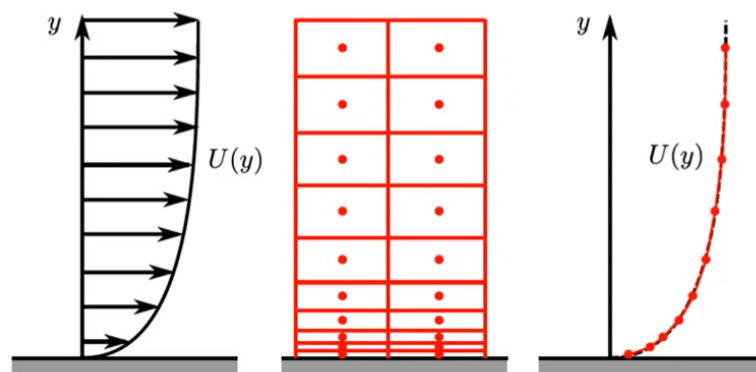
Fonte: (ANSYS, 2015)

3.1.2.2 Camada Limite

Quando um fluido escoar sobre uma superfície estacionária, a região do fluido que toca a parede desacelera devido aos efeitos viscosos e as partículas mais próximas adquirem velocidade igual à da superfície, essa região onde ocorre a variação da velocidade da superfície até a velocidade do escoamento é chamada de camada limite (FREIRE, 1990). O escoamento do fluido perto da parede é um fenômeno complexo onde modelos e aproximações são utilizados pelos algoritmos de CFD para estimar os parâmetros da camada limite.

Uma das formas para se modelar a camada limite é através do maior refino da mesma a fim de se capturar as variações dos parâmetros na região, preferencialmente o primeiro elemento de malha deve ser muito pequeno e estar posicionado na região onde $y^+ \approx 1$ (ANSYS, 2013), este parâmetro representa a relação entre os efeitos viscosos e turbulentos em relação à distância da parede, e quanto menor o valor de y^+ menor será a altura do primeiro elemento de malha. Neste método o modelo de fechamento da turbulência é modificado de forma a se resolver toda a região afetada pela viscosidade, esta resolução proporciona boa precisão, mas consequentemente provoca maior demanda de recursos computacionais e, eventualmente, pode ocasionar elementos de malha de menor qualidade (baixa razão de aspecto).

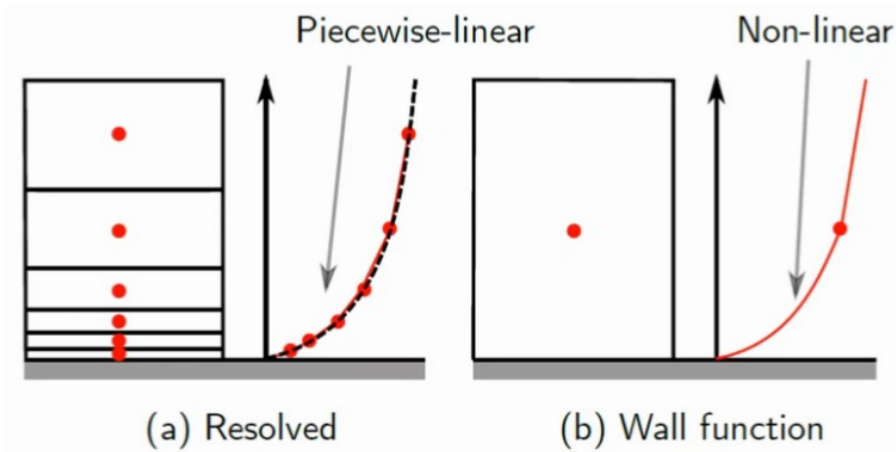
Figura 12 - Modelagem da camada limite



Fonte: (BAYON, 2022)

Outro método para tratar essas regiões de parede, é através das chamadas Funções de Parede (*Wall Functions*) onde correlações empíricas são utilizadas para satisfazer a física da região próxima à parede e o primeiro elemento de malha precisa estar posicionado na região onde $y^+ > 30$, consequentemente provocando uma menor demanda de refinamento na região e diminuindo o número de células na simulação.

Figura 13 - Modelagem por funções de parede e resolvida



Fonte: (BAYON, 2022)

O parâmetro utilizado para se obter a altura do primeiro elemento de malha, conforme já citado anteriormente, a fim de se atingir uma boa modelagem da região é o y^+ , que também pode ser interpretado como o número de Reynolds local, e a sua equação é dada por:

$$y^+ = \frac{yu_\tau}{\nu} \quad (2)$$

Onde,

 u_τ = velocidade de cisalhamento y = distância até a parede ν = viscosidade cinemática

Outro parâmetro importante para entendermos melhor a modelagem do escoamento na camada limite é o parâmetro u^+ , que representa a velocidade adimensional e é dado pela fórmula:

$$u^+ = \frac{u}{u_\tau} \quad (3)$$

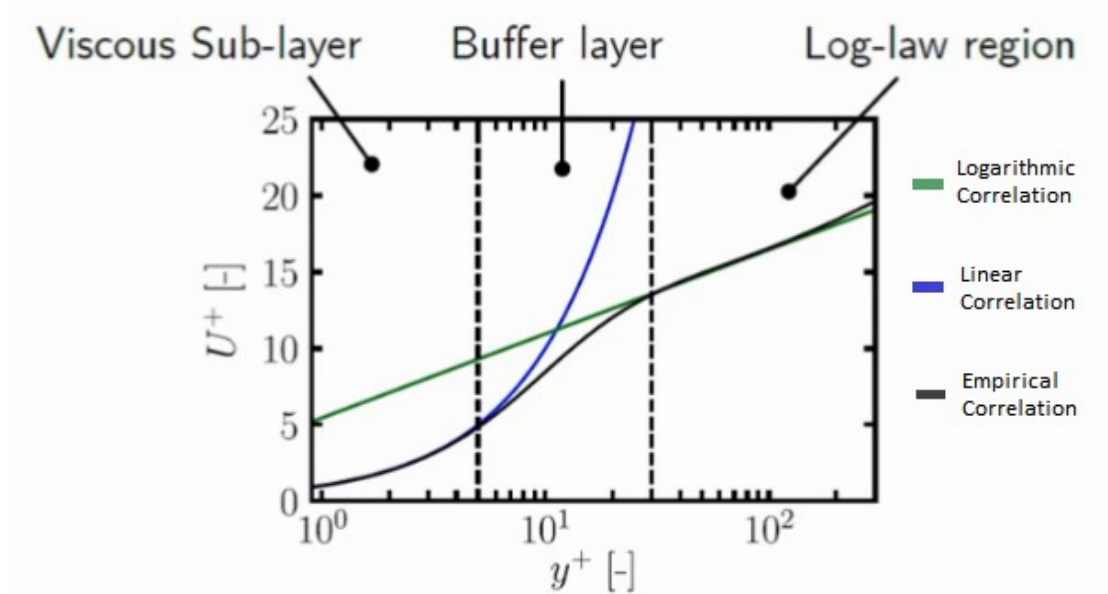
Onde,

 u = velocidade do fluido u_τ = velocidade de cisalhamento

A partir dos parâmetros adimensionais mencionados acima e dados empíricos, é possível traçar o gráfico relacionado à Lei da Parede, ou do inglês *Law of the Wall*

(VON KÁRMÁN, 1931), que relaciona padrões de comportamento do fluido na região da camada limite.

Figura 14 – Lei da Parede (*Law of the Wall*)



Fonte: Adaptado de (WIMHURST, 2018)

Na subcamada viscosa, onde y^+ está entre 0 e 5, os efeitos viscosos são predominantes no escoamento e o perfil de velocidade é linear representado pela linha azul no gráfico da Figura 14, onde a melhor aproximação do escoamento é:

$$u^+ = y^+ \quad (4)$$

Na região onde y^+ é maior que 30, o escoamento é turbulento e a velocidade adimensional apresenta menor taxa de variação em relação à distância da parede, o perfil da velocidade adimensional, representado pela linha verde no gráfico da Figura 14, segue a seguinte fórmula empírica:

$$u^+ = \frac{1}{k} \log E y^+ + C^+ \quad (5)$$

Onde,

$k \approx 0,41$ (Constante de von Kármán)

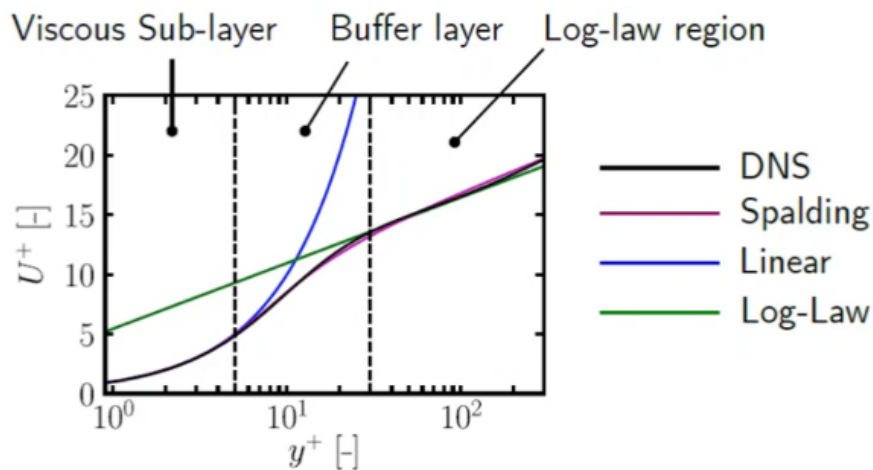
$E \approx 9.8$ (Valor empírico)

$$C^+ \approx 5 \text{ (Valor empírico para paredes sem atrito)}$$

E na região onde os valores de y^+ estão entre 5 e 30, não há uma clara função para representá-la ocasionando que, de modo geral, não é recomendado que o primeiro elemento da modelagem da camada limite apresente valores de y^+ nesta faixa, entretanto existem vários algoritmos que tentam lidar com esta questão, por exemplo a Função de Parede de Spalding que usa uma única função de parede para todo o intervalo de valores de y^+ , representada pela linha rosa na Figura 15, e pela equação abaixo:

$$y^+ = u^+ + 0,1108 \left[e^{0,4u^+} - 1 - 0,4u^+ - \frac{1}{2} (0,4u^+)^2 - \frac{1}{6} (0,4u^+)^3 \right] \quad (6)$$

Figura 15 - Função de Parede de Spalding



Fonte: (WIMHURST, 2018)

3.1.2.3 Cálculo Estimativo da Altura do Primeiro Elemento de Malha

A partir da escolha do método de resolução dos efeitos viscosos da camada limite, e conseqüentemente a escolha do valor do adimensional y^+ desejado, é possível se estimar a altura do primeiro elemento de malha através dos cálculos descritos nas Equações (7) à (12), onde dependendo dos resultados da simulação este parâmetro deve ser recalculado de maneira a se obter uma boa modelagem da camada limite.

Inicialmente se isola a variável y na Equação (2).

$$y^+ = \frac{yu_\tau}{\nu} \Rightarrow y = \frac{y^+\nu}{u_\tau} \quad (7)$$

Sabendo-se que a viscosidade cinemática (ν) é a relação entre a viscosidade dinâmica (μ) e a densidade (ρ):

$$\nu = \frac{\mu}{\rho} \quad (8)$$

O termo final da Equação (7) pode ser reescrito por:

$$y = \frac{y^+\mu}{u_\tau\rho} \quad (9)$$

Onde o valor da velocidade de cisalhamento (u_τ) é dado por:

$$u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (10)$$

O valor da tensão de cisalhamento (τ_w) na parede é:

$$\tau_w = 0,5 * C_f * \rho * u_\infty^2 \quad (11)$$

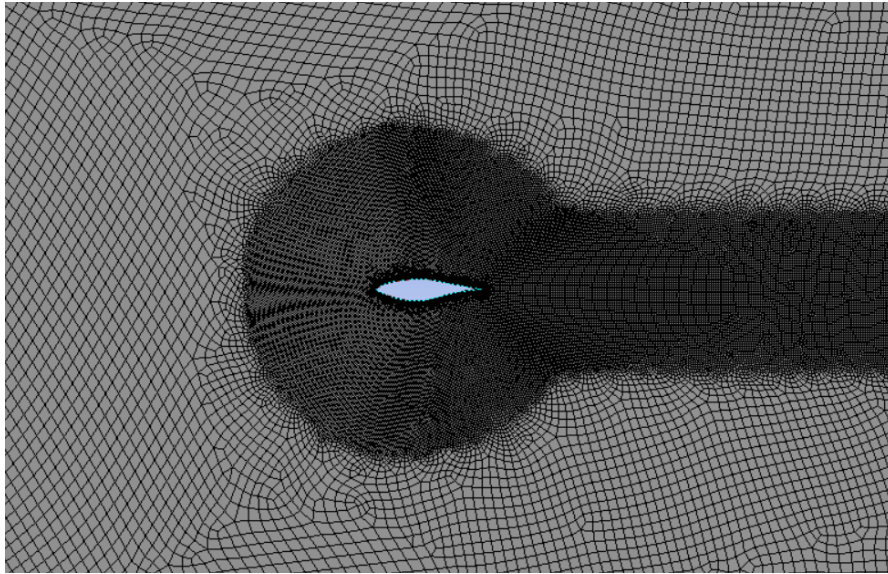
E o coeficiente de atrito C_f a partir de White (2002, p. 442), é dado por:

$$C_f = \frac{0,027}{Re^{1/7}} \quad (12)$$

3.1.2.4 Corpo de Influência

Durante a construção da malha, é possível definir regiões com maiores refinamentos a partir da criação de corpos de influência. Estes são corpos que interseccionam o domínio e, a partir deles, é possível fazer uma melhor análise da região em questão. Por exemplo, em análises CFD de aerofólios, é recomendado que as regiões próximas ao aerofólio e de esteira sejam mais refinadas conforme a Figura 16.

Figura 16 - Exemplo de Corpo de Influência



Fonte: De autoria própria

3.2 Processamento e Modelos de Turbulência

Para a resolução dos cálculos fluidodinâmicos, os parâmetros físicos de velocidade, pressão e temperatura devem ser considerados simultaneamente no sentido de se gerar uma solução precisa do escoamento, para isto é necessário se utilizar um modelo matemático da física do escoamento e métodos numéricos de solução, nesta seção serão abordadas as equações para o modelo estudado, que representam a modelagem matemática da física do escoamento, o método dos volumes finitos que representa o método numérico utilizado nos cálculos, e também os métodos de modelagem da turbulência.

3.2.1 Método dos Volumes Finitos

“- Na engenharia, o método dos volumes finitos é um método de resolução de equações diferenciais parciais baseado nos balanços de propriedades de um determinado volume em meio contínuo.

- Largamente utilizado na resolução de problemas envolvendo transferência de energia térmica, massa e quantidade de movimento linear, entre outros.

- Tem base na conservação de propriedades físicas.

- Pode ser aplicado para malhas estruturadas ou não estruturadas. Depende do tipo de esquema de discretização e aplicação.” (ANDRADE, 2020)

Todas as equações de conservação resolvidas em CFD possuem a forma da equação do transporte representada abaixo:

$$\underbrace{\frac{\partial(\rho\varphi)}{\partial t}}_{\text{Termo Temporal}} + \underbrace{\vec{\nabla} \cdot (\rho\vec{V}\varphi)}_{\text{Termo Advectivo}} = \underbrace{\vec{\nabla} \cdot [\Gamma\vec{\nabla}(\varphi)]}_{\text{Termo Difusivo}} + \underbrace{S_\varphi}_{\text{Termo Fonte}} \quad (13)$$

Para se representar as diferentes equações da conservação altera-se a variável φ , o coeficiente de difusão da variável φ , representado por Γ , e o termo fonte S_φ . Onde $\rho\varphi$ pode representar qualquer propriedade do escoamento.

Ao se considerar a análise em regime permanente anula-se o termo temporal e a Equação (13) se torna:

$$\vec{\nabla} \cdot (\rho\vec{V}\varphi) = \vec{\nabla} \cdot [\Gamma\vec{\nabla}(\varphi)] + S_\varphi \quad (14)$$

A partir da divisão do domínio em pequenos volumes de controle (elementos de malha), integra-se a equação diferencial acima para cada volume de controle obtendo-se:

$$\int_{\forall} [\vec{\nabla}(\rho\vec{V}\varphi)] d\forall = \int_{\forall} \{\vec{\nabla}[\Gamma\vec{\nabla}(\varphi)]\} d\forall + \int_{\forall} S_\varphi d\forall \quad (15)$$

Onde \forall representa volume.

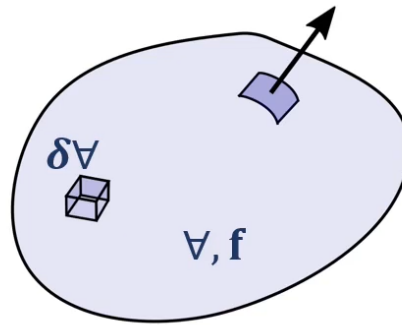
Após a integração descrita acima, aplica-se o teorema de Gauss no intuito de se transformar as integrais dos termos advectivo e difusivo em integrais de superfície.

TEOREMA DE GAUSS

$$\int_{\forall} \vec{\nabla} * f d\forall = \int_{\forall} f * \vec{n} dS \quad (16)$$

Onde f é a função e \vec{n} é o vetor normal ao elemento de área da superfície.

Figura 17 – Figura referente ao Teorema de Gauss



Fonte: (ANDRADE, 2020)

Conforme descrito em Moukalled (2016), após a integração das equações do transporte pelos volumes de controle e da aplicação do teorema Gauss nos termos advectivo e difusivo, é possível se discretizar a equação a partir do uso de pontos de integração, ou seja, o valor médio da função em cada face, obtendo-se por fim o sistema algébrico da Equação (17).

$$\sum_n [(\rho \vec{V} \varphi) \vec{n}]_n S_n = \sum_n [\Gamma \vec{\nabla}(\varphi) \vec{n}]_n S_n + \int_V S_\varphi dV \quad (17)$$

3.2.2 Equações Governantes

A parte essencial dos cálculos realizados em fluidodinâmica computacional está relacionada às equações governantes de continuidade, quantidade de movimento linear e energia interna; estas equações atestam que as propriedades citadas acima são conservadas dentro de um sistema fechado, e também são conhecidas por equações de Navier-Stokes.

Considerando-se a análise aerodinâmica de um aerofólio, as equações a serem analisadas serão as equações da Conservação de Massa e a Equação da Conservação da Quantidade de Movimento Linear.

A equação da **Conservação de Massa** que atesta que a massa total do escoamento se mantém constante ao longo do tempo é dada por:

$$\frac{D\rho}{Dt} + \rho(\nabla \cdot \vec{v}) = 0 \quad (18)$$

Onde, ρ é a densidade, \vec{v} é a velocidade e ∇ é o gradiente que é dado pela equação:

$$\vec{v} = \vec{i} \frac{\partial}{\partial x} + \vec{j} \frac{\partial}{\partial y} + \vec{k} \frac{\partial}{\partial z} \quad (19)$$

Se o escoamento for considerado como incompressível a equação se resume à:

$$\nabla \cdot \vec{v} = \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (20)$$

A equação da **Conservação da Quantidade de Movimento Linear** derivada da Segunda Lei de Newton é dada por:

$$\overbrace{\frac{\partial}{\partial t} (\rho \vec{v})}^I + \overbrace{\nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v})}^{II} = \overbrace{-\nabla p}^{III} + \overbrace{\nabla \cdot (\vec{\tau})}^{IV} + \overbrace{\rho \vec{g}}^V \quad (21)$$

Onde p é a pressão estática, $\vec{\tau}$ é o tensor de tensões viscosas e g refere-se à gravidade. Os termos da equação indicam:

I: Aceleração Local

II: Aceleração Convectiva

III: Gradiente de Pressão

IV: Termo Difusivo

V: Força Gravitacional Por Unidade de Volume

3.2.3 Modelagem da Turbulência

O escoamento de um fluido pode ser caracterizado pelo número de Reynolds, que relaciona a razão entre as forças inerciais e viscosas, quanto maior o número de Reynolds mais turbulento será o escoamento.

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu} \quad (22)$$

Onde ρ é a massa específica, V é a velocidade, L é a dimensão característica e μ é a viscosidade dinâmica.

Os regimes de escoamento definidos pelo nível de turbulência são:

Laminar: as partículas se movem em camadas paralelas sem invadirem o caminho das outras;

Em Transição: há algumas flutuações intermitentes do fluido em escoamento laminar embora não seja suficiente para se caracterizar escoamento turbulento.

Turbulento: as partículas invadem o caminho das partículas adjacentes misturando-se e movendo-se de forma aleatória.

Figura 18 - Exemplo da transição do escoamento



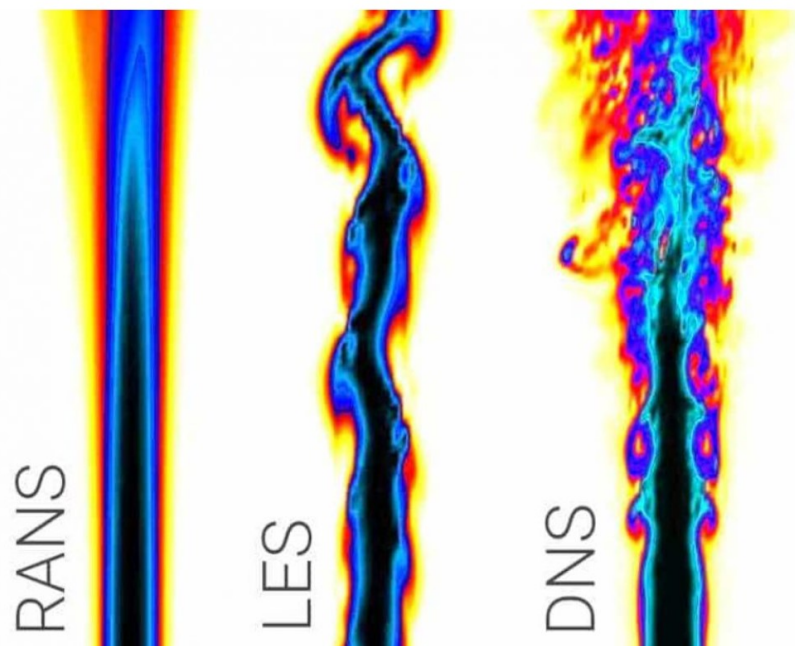
Fonte: (VAN DYKE, 1982)

Devido ao caráter instável e irregular da turbulência e a presença de flutuações nos parâmetros do escoamento (pressão, velocidade e temperatura) em escalas muito pequenas, é necessário utilizar-se modelos de turbulência para os cálculos a fim de se prever corretamente os efeitos energéticos da turbulência no escoamento, apesar de ser possível resolver diretamente todas as escalas de turbulência através do método DNS (*Direct Numerical Simulation*), este método exige um número muito alto de elementos de malha e na grande maioria dos casos é impraticável.

Outra estratégia para a modelagem da turbulência é o método LES (*Large Eddy Simulation*), onde as maiores escalas são calculadas e as menores são modeladas,

este método exige menos recursos computacionais comparados ao DNS, mas ainda exige um refinamento de malha considerável; e a modelagem mais utilizada em análises de engenharia é a RANS (*Reynolds Averaged Navier Stokes*), onde as médias das variáveis são resolvidas no tempo e todos os efeitos da turbulência são modelados. Considerando-se que a maior parte das aplicações em engenharia tem como foco a média ou a integral de forças atuantes no corpo ou o fluxo mássico através de uma passagem, resolver o escoamento turbulento através de modelagem é suficiente e recomendado devido ao maior custo-benefício deste método.

Figura 19 - Exemplos de modelagem da turbulência



Fonte: (GUPTA, 2021)

Para melhor entendimento das análises realizadas neste relatório serão explicitados três modelos RANS de duas equações do transporte relativas à turbulência, sendo eles:

$k - \omega$: é um dos modelos mais usados em CFD e as duas variáveis das equações do transporte se referem à k que representa a energia cinética turbulenta, e ω , que representa a taxa de dissipação específica da energia cinética turbulenta. Este modelo apresenta melhor desempenho na região mais próxima à parede e na resolução de escoamentos de camada limite mais complexos.

$k - \epsilon$: é o modelo mais utilizado em CFD e as duas variáveis se referem à k , que assim como no modelo acima é a energia cinética turbulenta e ϵ , que representa

a taxa de dissipação da energia cinética turbulenta. A melhor performance deste modelo se encontra em problemas de escoamento sem cisalhamento e com gradientes de pressão relativamente pequenos, mas não é o mais recomendado para escoamentos com gradiente de pressão adverso e escoamentos complexos com curvaturas abruptas.

$k - \omega$ SST (*Shear Stress Transport*): este modelo adota as duas formulações expostas acima, onde na região de corrente livre, longe das paredes do sistema, o modelo emprega as características do modelo $k - \epsilon$, e na região próxima à parede o modelo utiliza as propriedades do modelo $k - \omega$, comparado a outros modelos RANS, este apresenta melhor previsão da separação do escoamento e uma boa modelagem nas regiões com gradiente de pressão adverso.

4 DEFINIÇÃO DOS PARÂMETROS DA ANÁLISE

Nesta seção serão abordadas as definições referentes à análise em CFD do aerofólio NREL S809, com o intuito de posteriormente realizar-se a comparação com os dados oficiais relativos as forças aerodinâmicas do mesmo contidas em Somers (1997).

A partir da documentação oficial referenciada acima, os ângulos de ataque escolhidos para a análise de forma a se traçar as curvas dos coeficientes de arrasto e sustentação pelo ângulo de ataque foram: -3° ; 0° ; $1,02^\circ$; $3,1^\circ$; $5,4^\circ$; $7,2^\circ$; $9,2^\circ$; $10,2^\circ$; $11,3^\circ$; $12,2^\circ$; $13,2^\circ$; 14° ; $15,2^\circ$; 16° ; $17,2^\circ$; $18,5^\circ$ e 20° . Pois com estes valores é possível visualizar a região do aumento linear do coeficiente de sustentação e a zona de *stall*, conjuntamente aos gráficos será analisada a predição da separação da camada limite pelos contornos de velocidade e pressão a partir dos ângulos de ataque: -3° ; 0° ; $5,4^\circ$; $10,2^\circ$; 14° ; $17,2^\circ$ e 20° .

E por fim, serão comparados os gráficos do coeficiente de pressão pela corda para os ângulos de ataque de $1,02^\circ$; $5,4^\circ$ e $9,2^\circ$ presentes no relatório para o número de Reynolds de 2×10^6 , este que foi escolhido para todas as análises devido a maior quantidade de dados disponíveis na documentação oficial.

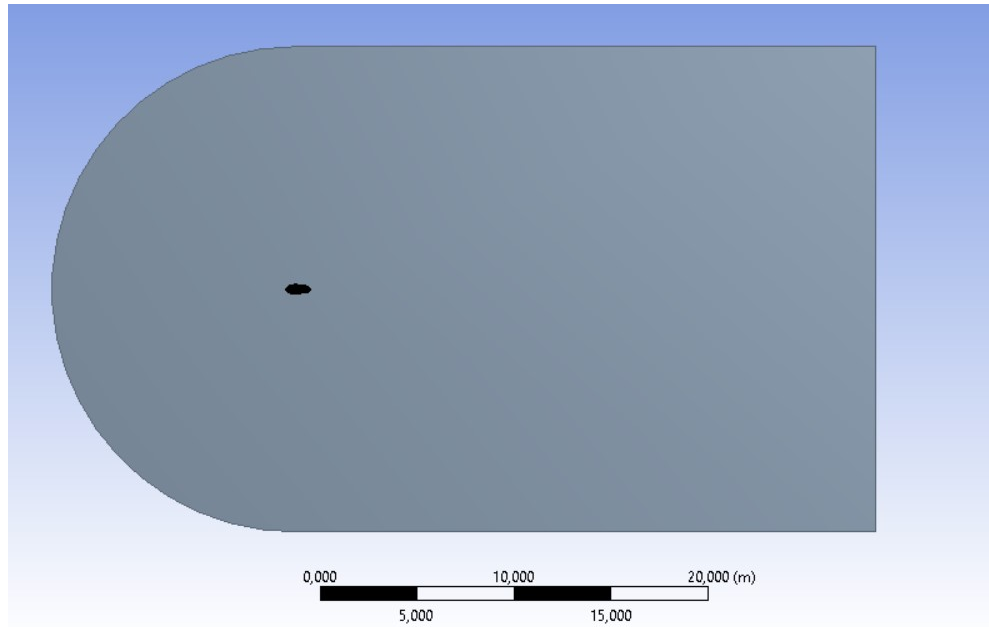
4.1 Domínio Computacional

A partir da consulta em simulações prévias de CFD em aerofólios 2D com condições de contorno parecidas¹, definiu-se que o domínio computacional terá dimensões de 30 vezes a corda do aerofólio na região da esteira, e 25 vezes a corda do aerofólio na vertical e na região do escoamento anterior ao aerofólio, pois, com estas dimensões, é possível se ter maior garantia que as condições de contorno terão baixa influência no resultado dos cálculos do escoamento, e que as perturbações causadas pelas paredes do aerofólio já terão se dissipado a estas distâncias. Na

¹ As referências utilizadas foram Unde (2018) e Şahin (2015), onde o domínio computacional é um pouco menor quando comparado à simulação deste relatório, com dimensão de 20 vezes a corda na região da esteira, mas com velocidades do escoamento também menores, sendo respectivamente 12 m/s e 10 m/s, comparado a 29,21 m/s deste relatório, portanto para a realização das análises foram definidas dimensões maiores que as referências consideradas.

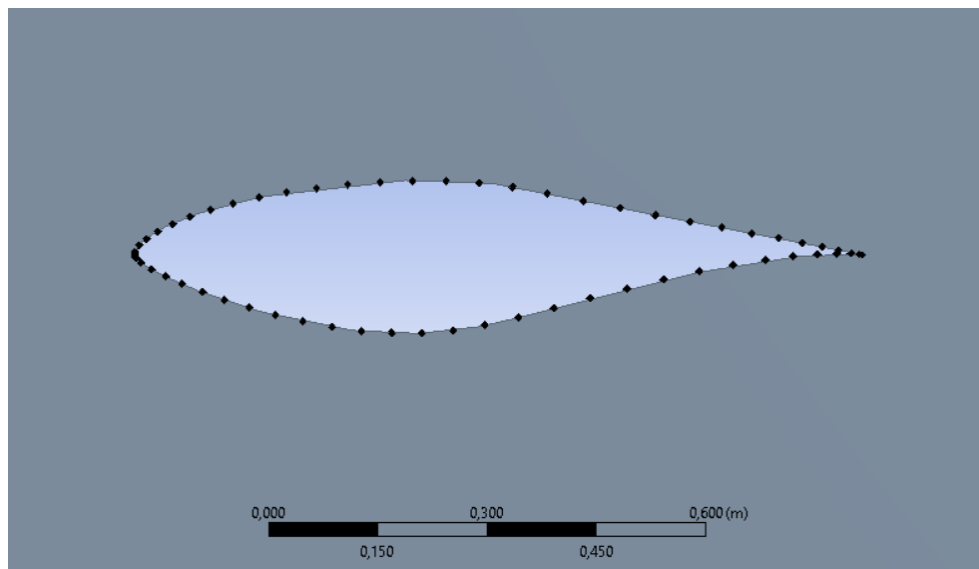
Figura 20 e na Figura 21 estão as imagens do domínio computacional e do aerofólio a ser analisado, este que tem corda com 1 metro de comprimento.

Figura 20 - Domínio computacional da análise



Fonte: De autoria própria

Figura 21 - Zoom do domínio computacional na região do aerofólio

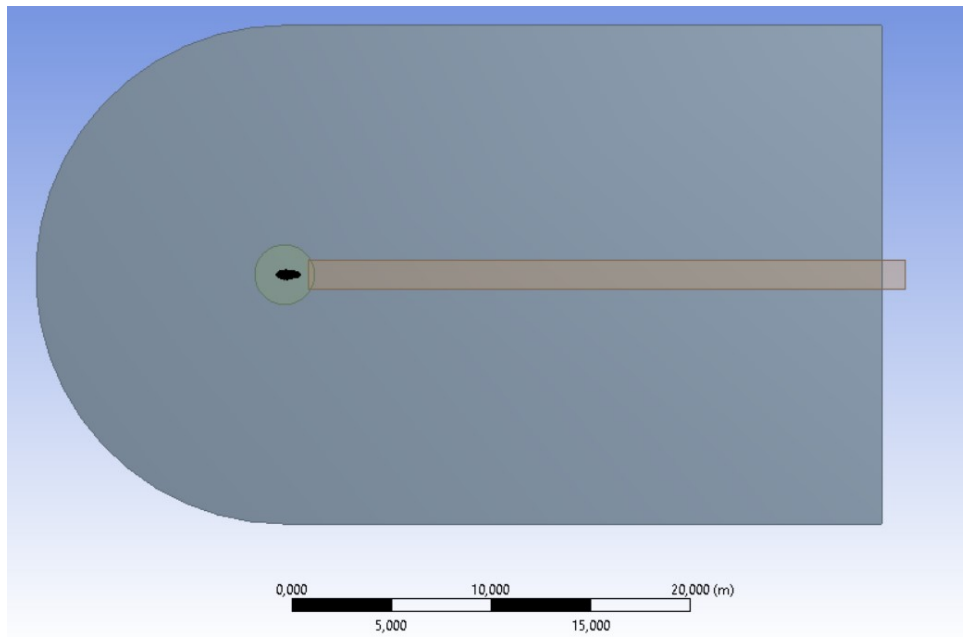


Fonte: De autoria própria

O formato semicircular do domínio na parte inicial do escoamento é feito de forma a se obter um melhor ajuste da malha em relação ao formato do aerofólio, e para maior definição dos detalhes e melhoria da qualidade de malha na região próxima

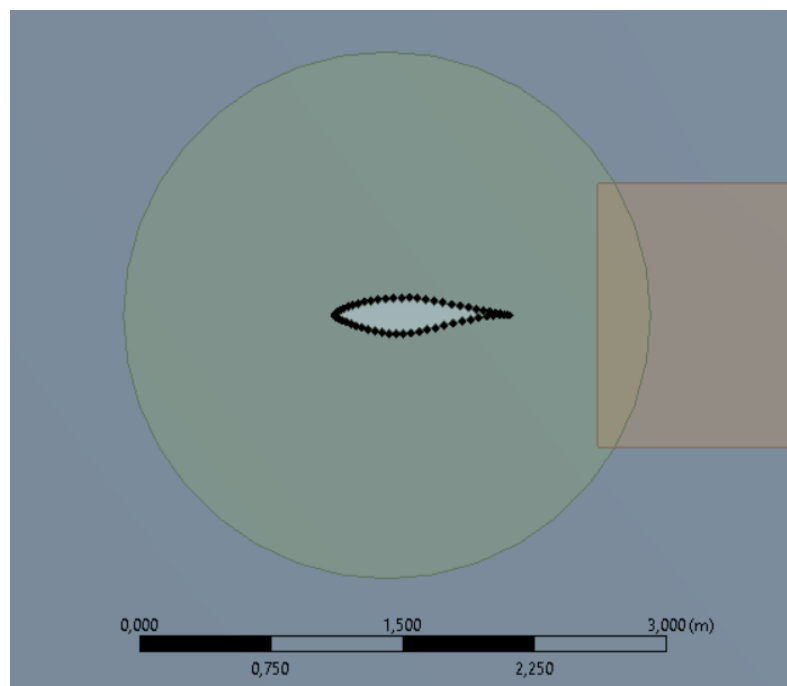
ao aerofólio, foram definidos dois corpos de influência, sendo um círculo com 3 metros de diâmetro no centro do aerofólio e um retângulo de 1,5 metros de altura com o intuito de capturar os detalhes do escoamento após o aerofólio (*wake region*) conforme exposto na Figura 22 e na Figura 23.

Figura 22 - Domínio computacional com corpo de influência



Fonte: De autoria própria

Figura 23 - Zoom corpo de influência

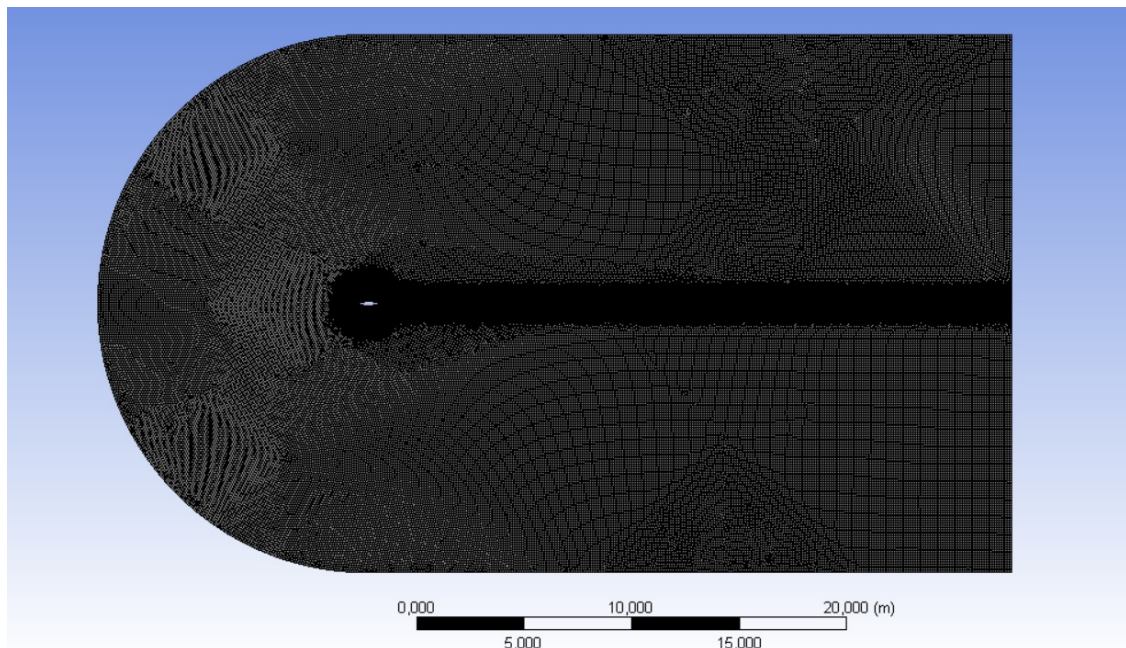


Fonte: De autoria própria

4.2 Malha

Inicialmente, para a construção da malha foi estabelecida uma abordagem híbrida, onde na região da camada limite a malha se apresenta de maneira estruturada e com alta razão de aspecto no intuito de se resolver o escoamento nesta zona, e na região mais distante da camada limite foi definida uma malha não estruturada com elementos em tamanho razoável considerando-se os recursos computacionais disponíveis. Esta seção será subdividida entre a modelagem da camada limite, a modelagem do corpo de influência, parâmetros de qualidade e por fim serão apresentados os parâmetros gerais da malha. A análise do refinamento de malha de forma a se achar o ponto ótimo entre um maior refinamento de malha e a acurácia da simulação será exposta no Capítulo 5.

Figura 24 – Visão externa da malha



Fonte: De autoria própria

4.2.1 Modelagem da Camada Limite

A partir do desenvolvimento exposto na seção 3.1.2.3 foi possível se obter a estimativa do valor da altura do primeiro elemento de malha da camada limite para a resolução do escoamento na região com y^+ igual a 1, abaixo estão os valores das variáveis utilizadas nos cálculos:

Inicialmente é necessário se calcular a velocidade do escoamento considerando o número de Reynolds igual a $2 \cdot 10^6$ a partir da equação (23):

$$Re = \frac{\rho VL}{\mu} \quad (23)$$

Onde:

$$Re = 2 * 10^6$$

$$L = 1 \text{ m}$$

$$\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$$

$$\mu = 1,7894 \frac{\text{kg}}{\text{m.s}}$$

Rearranjando a equação (23) obtemos o valor da velocidade do escoamento:

$$V = \frac{Re \cdot \mu}{\rho \cdot L}$$

$$V = 29,21 \text{ m/s}$$

De acordo com as Equações (7) a (12), as variáveis utilizadas para a estimativa do adimensional y^+ foram:

$$u_\infty = 29,21 \text{ m/s}$$

$$Re = 2 * 10^6$$

$$y^+ = 1$$

$$\mu = 1,7894 * 10^{-5} \text{ m/s}$$

$$\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$$

Onde, por fim, a estimativa do valor da altura do primeiro elemento de malha da camada limite encontrado foi igual a:

$$y = 1,2 * 10^{-5} \text{ m}$$

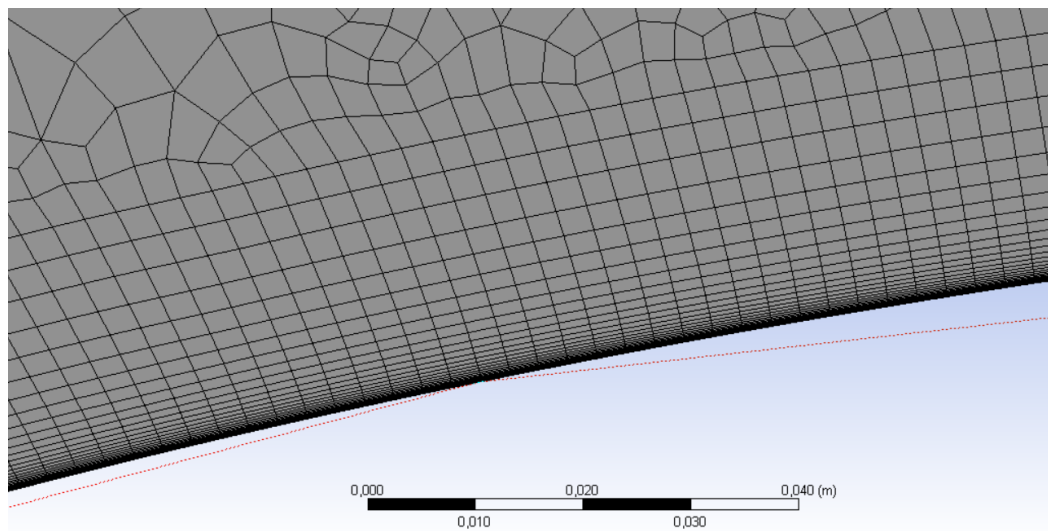
Os parâmetros de entrada do algoritmo utilizado no software para a modelagem da camada limite estão apresentados na tabela abaixo:

Tabela 1 - Parâmetros da modelagem da camada limite

Inflation Option	First Layer Thickness (a camada limite será modelada a partir da altura do primeiro elemento de malha e os elementos aumentam conforme definido em Growth Rate)
First Layer Height (Altura do Primeiro Elemento)	1,2e-5 [m]
Maximum Layers (Número máximo de Camadas)	33
Growth Rate	1,2

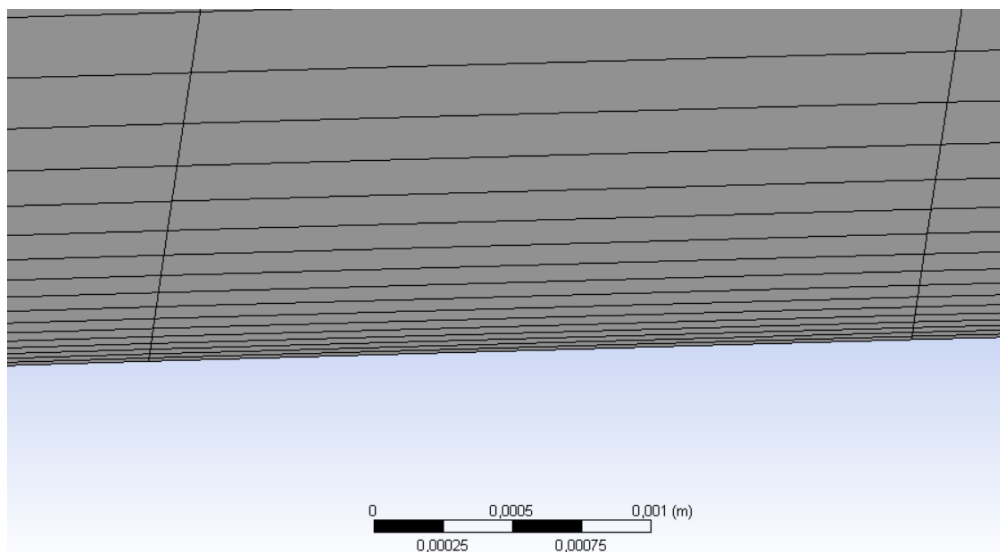
Fonte: De autoria própria

Figura 25 - Zoom da modelagem da camada limite



Fonte: De autoria própria

Figura 26 - Zoom dos Elementos da Camada Limite

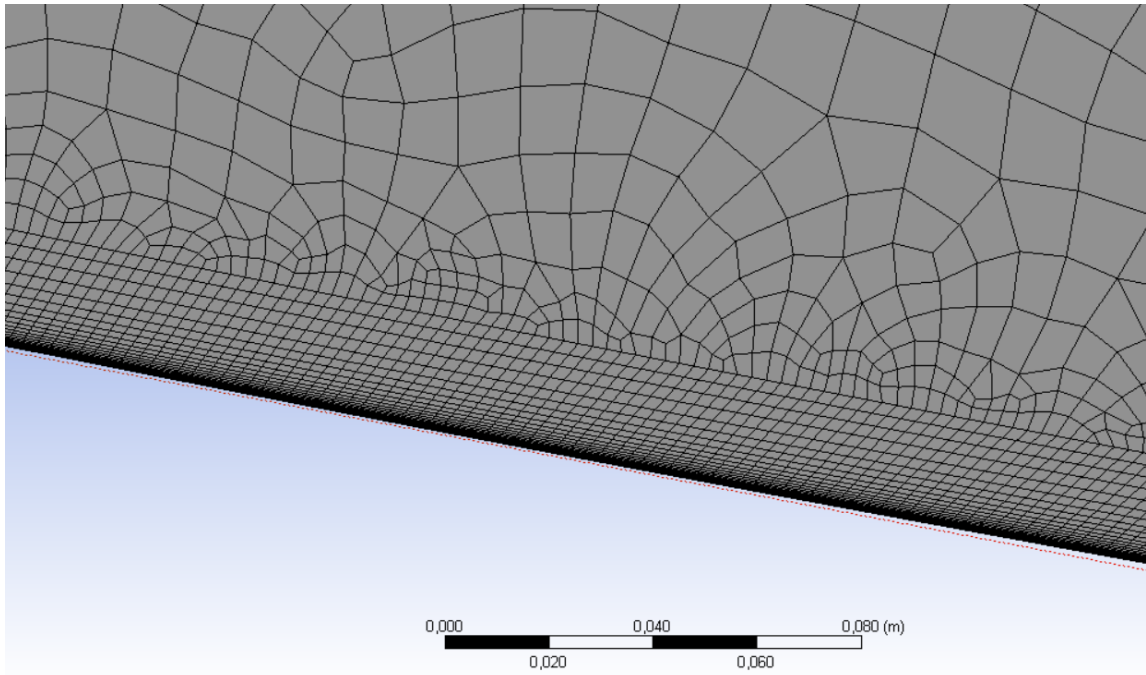


Fonte: De autoria própria

4.2.2 Modelagem do Corpo de Influência

Para a modelagem do corpo de influência foi definida uma abordagem uniforme, elementos de malha com tamanho de 2 centímetros e taxa de crescimento de 1,2; esta taxa de crescimento pode ser bem visualizada na Figura 27 na zona entre o final da modelagem da camada limite e a região externa.

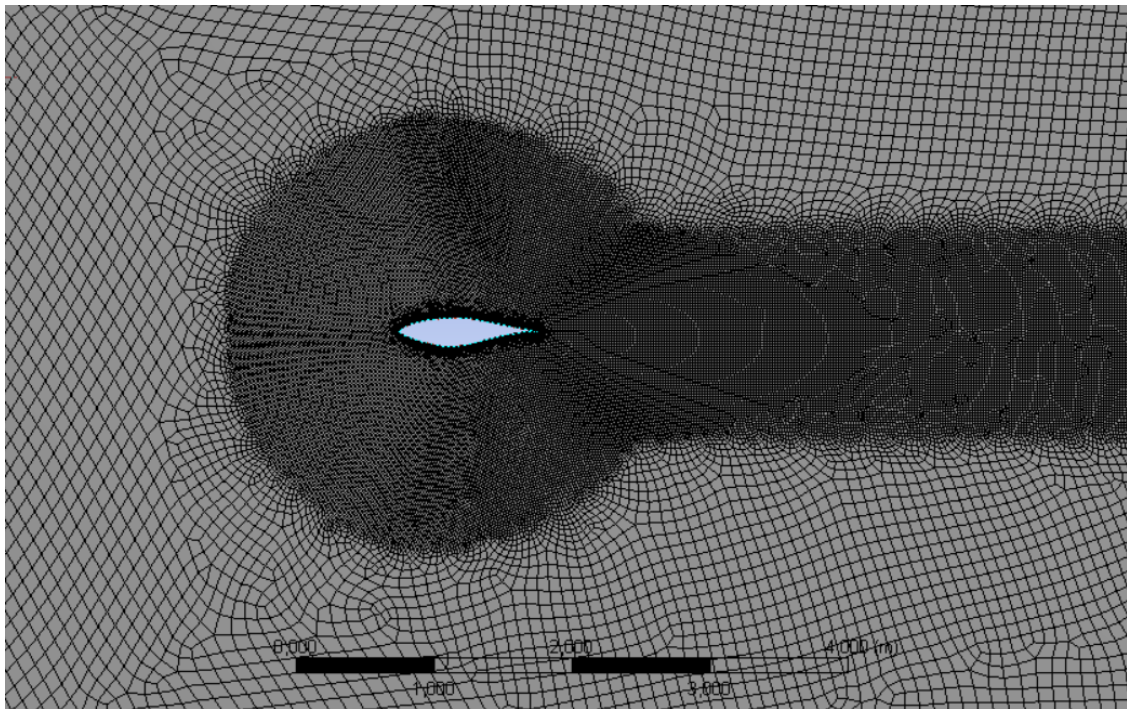
Figura 27 - Transição dos elementos da camada limite



Fonte: De própria autoria

E pela figura acima também é possível se notar uma boa transição entre os elementos de malha da camada limite e a região externa, onde foram definidas 33 camadas de elementos estruturados com razão de crescimento de 1,2 conforme a Tabela 1. Obter-se uma boa transição volumétrica entre os elementos de malha é fundamental, pois uma mudança brusca no volume entre células ocasiona erros na captura do gradiente local de velocidade (WIMHURST, 2021).

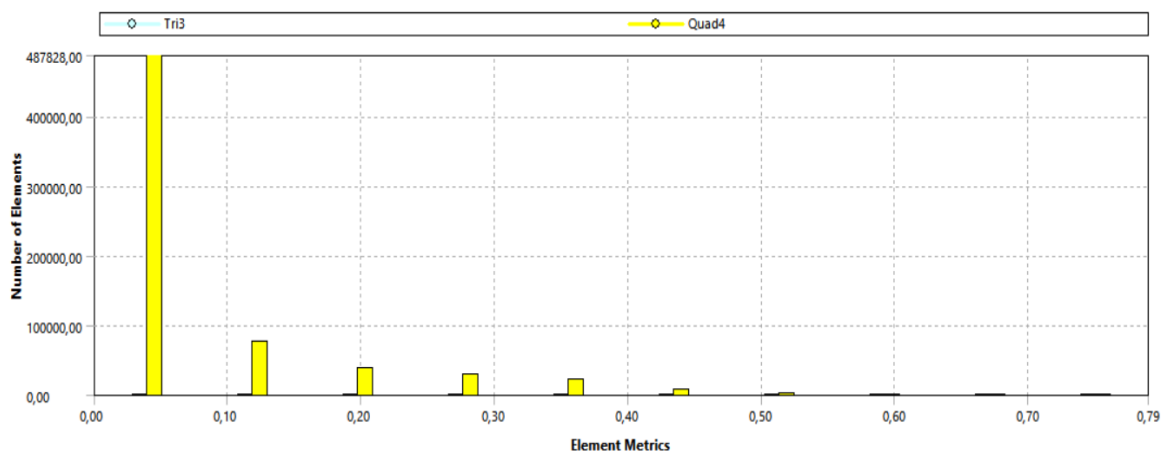
Figura 28 – Malha com zoom na região do corpo de influência



Fonte: De autoria própria

4.2.3 Parâmetros de Qualidade da Malha

Analisando-se a qualidade dos elementos de malha foi possível verificar que o valor máximo obtido para o *Skewness* foi de 0,79 na geometria com ângulo de ataque de $17,2^\circ$, que de acordo com o espectro da Figura 11 é considerado um bom resultado para a qualidade de malha.

Figura 29 – Gráfico de Barras do Skewness. $\alpha = 17,2^\circ$ 

Fonte: De autoria própria

Figura 30 - Tabela da qualidade de malha. $\alpha = 17,2^\circ$

Quality	
Check Mesh Qua...	Yes, Errors
<input type="checkbox"/> Target Skewn...	Default (0.900000)
Smoothing	High
Mesh Metric	Skewness
<input type="checkbox"/> Min	1,9879e-010
<input type="checkbox"/> Max	0,78989
<input type="checkbox"/> Average	7,2778e-002
<input type="checkbox"/> Standard Devi...	9,7235e-002

Fonte: De autoria própria

4.2.4 Parâmetros Gerais da Malha

Considerando-se que a faixa de valores recomendados usualmente em simulações CFD para a razão de crescimento (*Growth Ratio*) é entre 1,05 e 1,3 (WIMHURST, 2021), no presente relatório foi escolhido o valor de 1,2 pois este valor apresentou uma boa modelagem na zona próxima ao aerofólio e também devido à menor demanda de recursos computacionais comparando-se à valores menores de razão de crescimento.

Por fim, na Tabela 2 abaixo estão os parâmetros gerais da malha.

Tabela 2 - Parâmetros de malha

Size Function	Curvature (Malha mais refinada nas regiões com curvatura)
Relevance Center	Fine (opção de malha mais refinada dentro do software)
Max. Size (tamanho máximo do elemento de malha da região exterior aos corpos de influência)	0,1
Growth Rate	1,2 (taxa de crescimento das arestas entre cada elemento de malha sucessivo)
Element Size (Tamanho dos elementos nos corpos de Influência)	0,02 [m]

Fonte: De autoria própria

4.3 Modelo de Turbulência e Parâmetros Gerais

Para os cálculos, definiu-se o modelo de turbulência $k-\omega$ SST a se implementar para a resolução do escoamento devido à melhor modelagem do mesmo na camada

limite, principalmente na região da subcamada viscosa e a melhor predição da separação do escoamento que este modelo apresenta.

Na Tabela 3 abaixo apresenta-se os parâmetros definidos para as simulações, incluindo os parâmetros do escoamento, as condições de contorno e definições do modelo de resolução.

Tabela 3 – Parâmetros definidos para a simulação

Velocity Magnitude	29,21 m/s
Outlet - Gauge Pressure	0 Pa (não há diferencial de pressão entre a entrada e saída do escoamento)
Density	1,225 kg/m³
Viscosity	1,7894e-5 kg/m.s
Atmospheric Pressure	101325 Pa
Solver Type	Pressure Based (Ideal para baixos números de Reynolds)
Time	Steady (Regime Permanente)

5 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Após o preparo da malha e a definição dos parâmetros para os cálculos foi realizada a análise da qualidade da simulação a partir do refino da malha, da verificação da modelagem da camada limite e também através das comparações com os dados experimentais no intuito de se garantir a boa modelagem do escoamento. Todas as etapas na análise foram compiladas e expostas nesta seção.

5.1 Análise do Refino de Malha

Nesta etapa, a partir do refino sucessivo da malha obtém-se a convergência de resultados entre duas malhas consecutivamente refinadas a fim de se encontrar a configuração onde um maior refinamento não ocasiona alterações nos resultados da simulação, este ponto pode ser considerado como o ponto ótimo entre a qualidade da malha e o aumento do custo computacional.

As medidas utilizadas para esta análise foram o número de elementos de malha e o coeficiente de sustentação do aerofólio na configuração com ângulo de ataque igual a 10,4°. A modelagem na camada limite se manteve constante durante o processo conforme descrito na Tabela 1, e os locais de refinamento foram a região do corpo de influência e toda a região externa ao escoamento.

Para as simulações realizadas no presente relatório foi escolhida a configuração de malha presente na seção 4.2, esta que se refere à configuração refinada na Tabela 4. A escolha desta configuração em detrimento da configuração média foi feita devido à capacidade computacional disponível², pois durante a realização das simulações não se apresentaram problemas neste quesito.

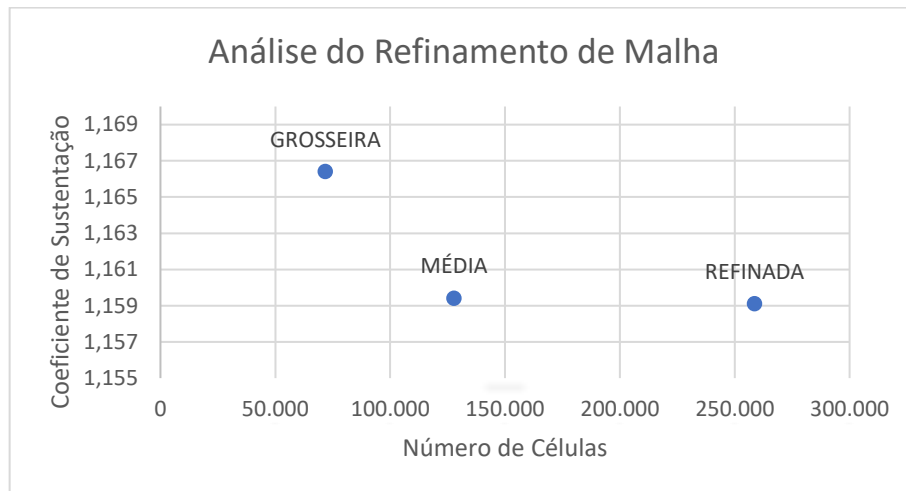
Tabela 4 - Análise do refinamento de malha

Malha	Número de Células	Coeficiente de Sustentação	Percentual
GROSSEIRA	71.817	1,1664	-
MÉDIA	127.828	1,1594	0,60%
REFINADO	258.647	1,1591	0,03%

Fonte: De autoria própria

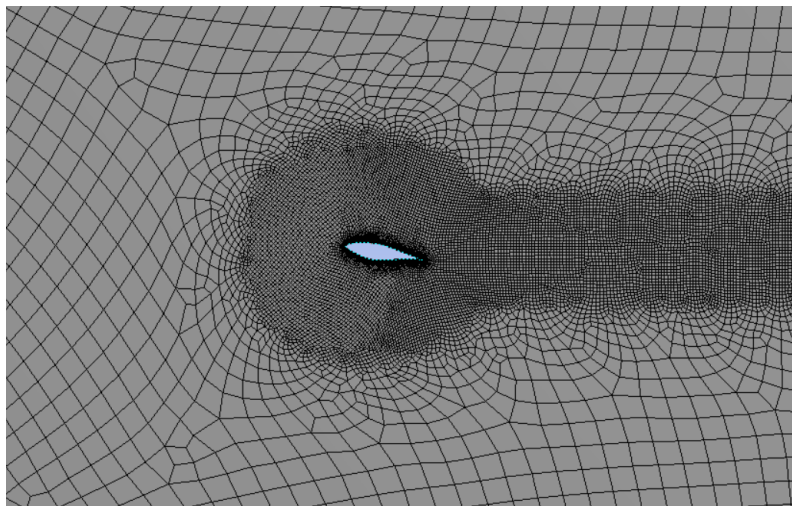
² 16GB de RAM

Figura 31 - Gráfico do refinamento de malha



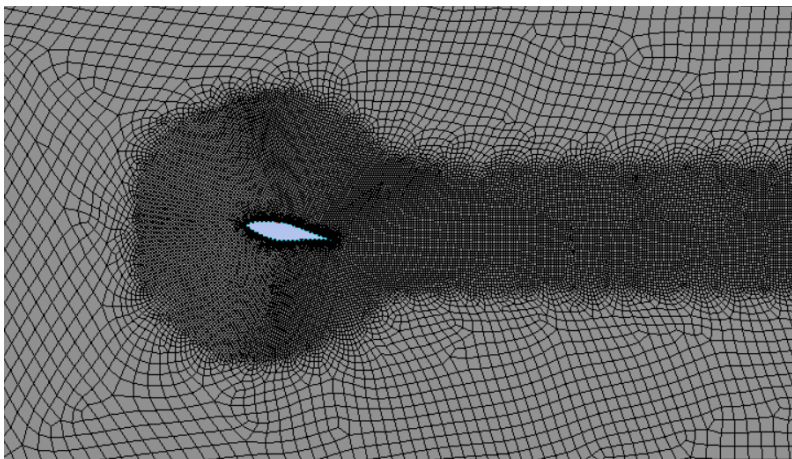
Fonte: De autoria própria

Figura 32 - Malha grosseira



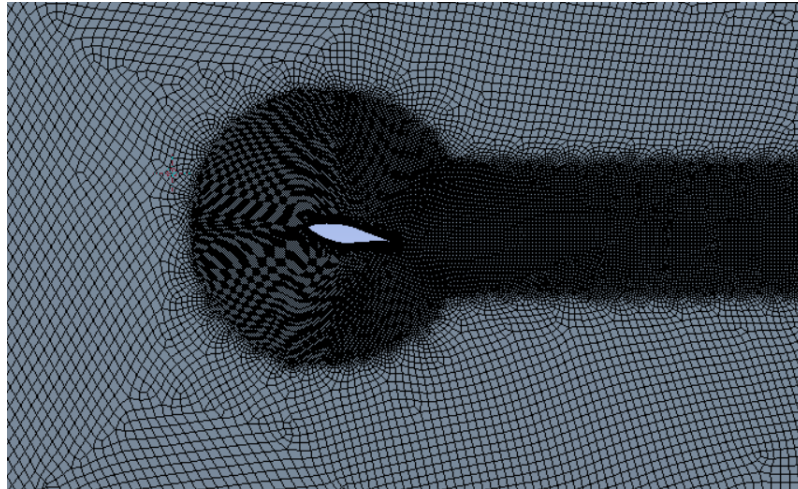
Fonte: De autoria própria

Figura 33 - Malha média



Fonte: De autoria própria

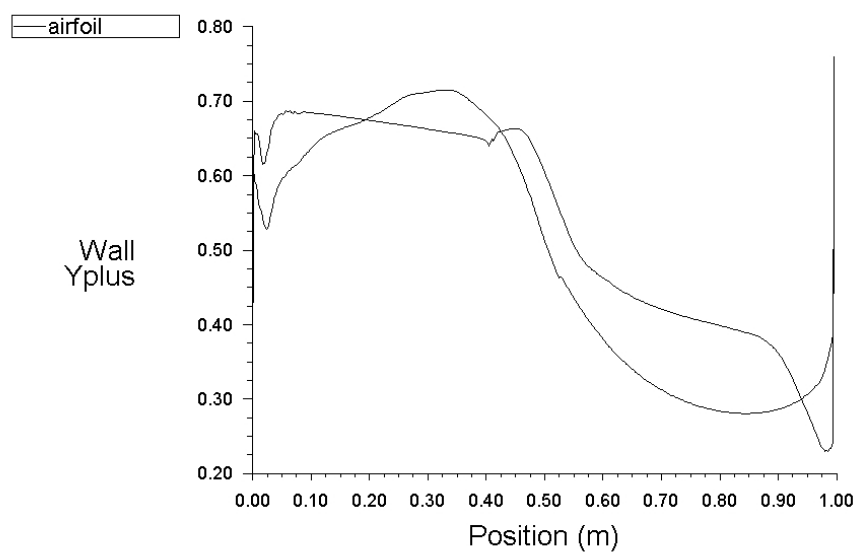
Figura 34 - Malha refinada



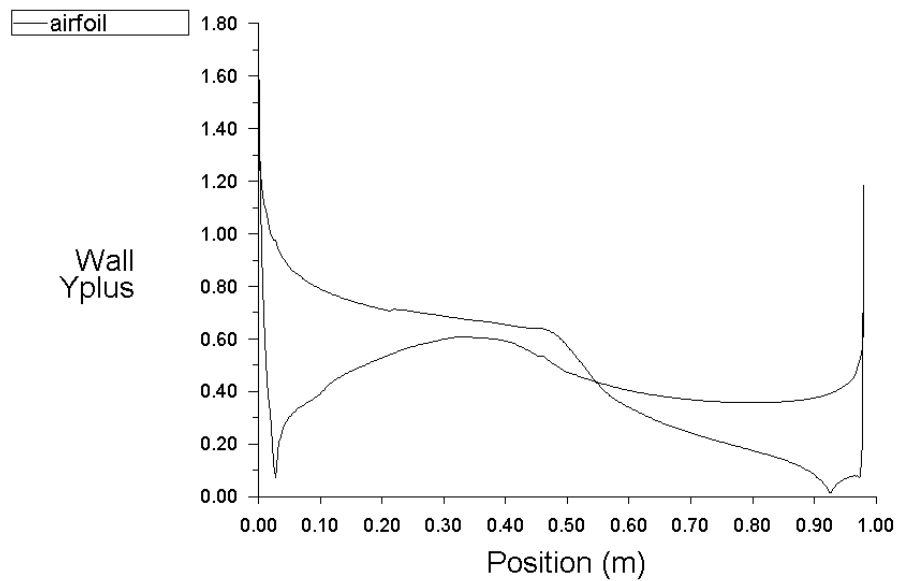
Fonte: De autoria própria

5.2 Camada Limite

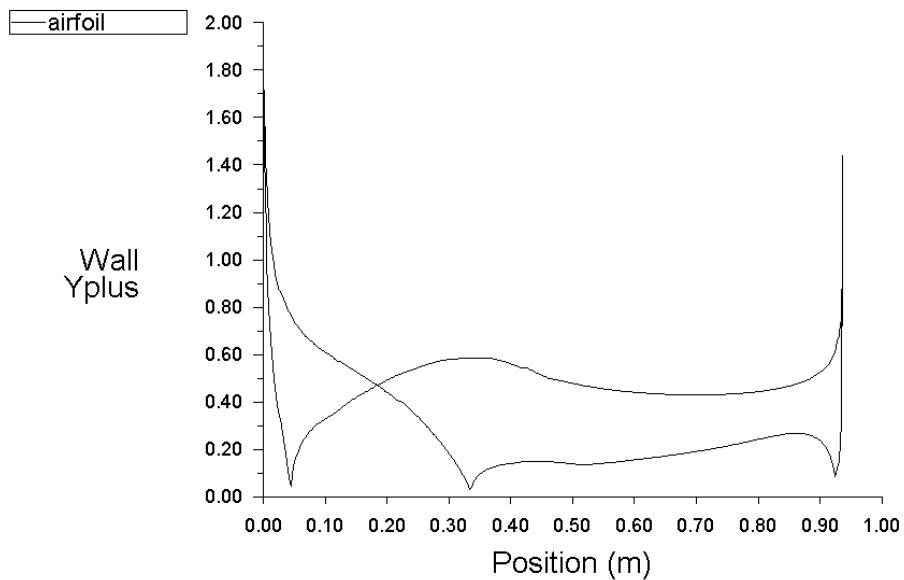
A partir da análise dos gráficos de y^+ pela corda presentes na Figura 35 à Figura 37 para os ângulos de ataque de 0° ; $10,2^\circ$ e 20° ; é possível observar que os valores de y^+ permaneceram abaixo de 1 com exceção de alguns pontos no bordo de ataque e bordo de fuga chegando até valores de 1,7 na simulação com 20° de ângulo de ataque. Contudo, podemos observar uma boa modelagem dos efeitos viscosos presentes na camada limite devidos aos valores do adimensional terem se mantido próximos a 1 conforme descrito na seção 3.1.2.2.

Figura 35 – Contorno de y^+ . $\alpha = 0^\circ$ 

Fonte: De autoria própria

Figura 36 – Contorno de y^+ . $\alpha = 10,2^\circ$ 

Fonte: De autoria própria

Figura 37 – Contorno de y^+ . $\alpha = 20^\circ$ 

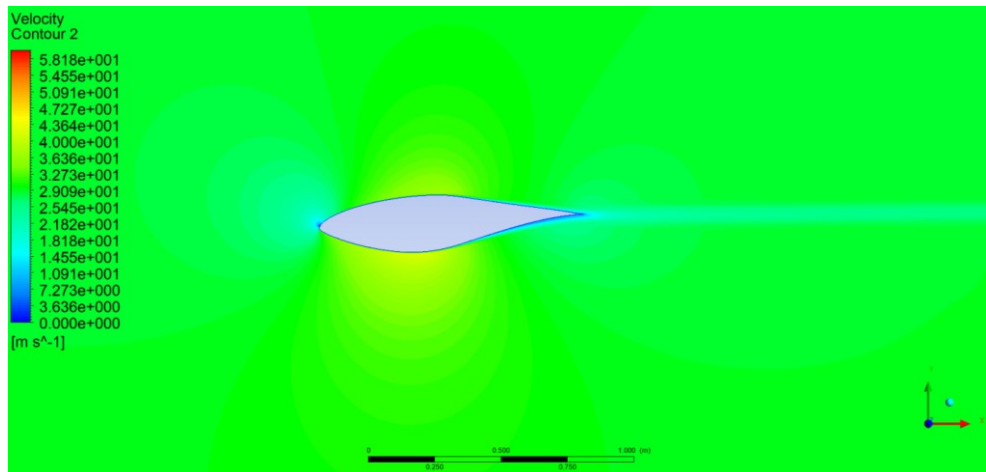
Fonte: De autoria própria

5.3 Contornos de Velocidade e Pressão

Inicialmente analisando-se os contornos de velocidade, é possível perceber o aumento da velocidade do escoamento na parte superior do aerofólio especialmente nas geometrias com ângulo de ataque de $5,4^\circ$ ou mais, além disso é perceptível a captura da separação do escoamento da camada limite a partir das geometrias com

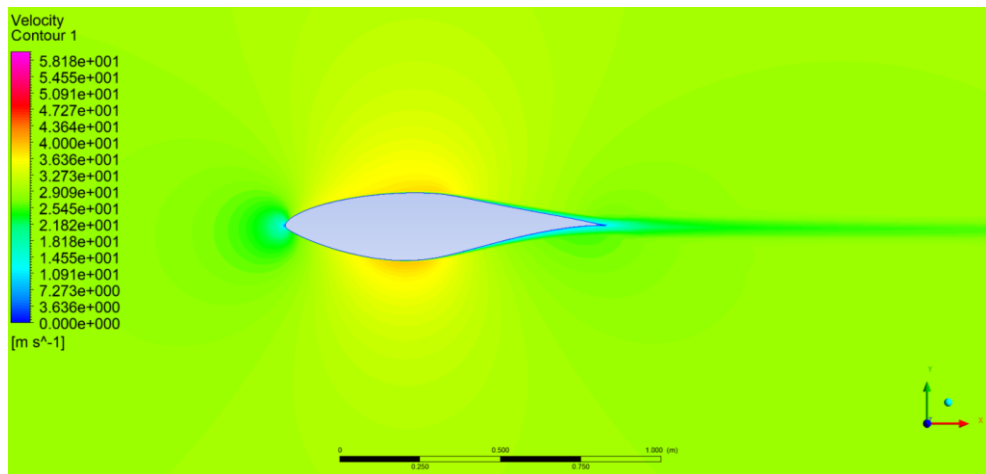
ângulo de ataque maior que $10,4^\circ$, onde nas geometrias com ângulo de ataque de 14° e $17,2^\circ$ a separação da camada limite ocorre aproximadamente na metade da parte superior do aerofólio e na geometria com ângulo de ataque de 20° é possível se observar o início da separação completa do escoamento na parte superior.

Figura 38 - Contorno de Velocidade. $\alpha = -3^\circ$



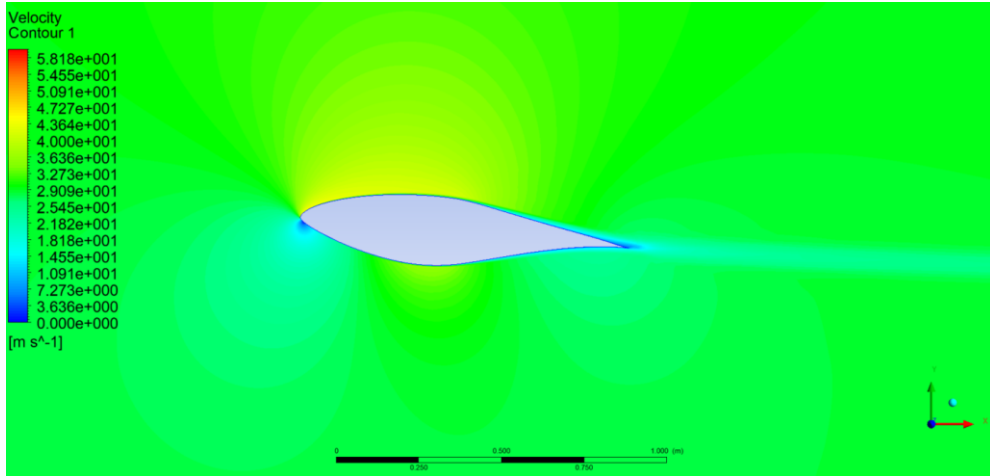
Fonte: De autoria própria

Figura 39 - Contorno de Velocidade. $\alpha = 0^\circ$



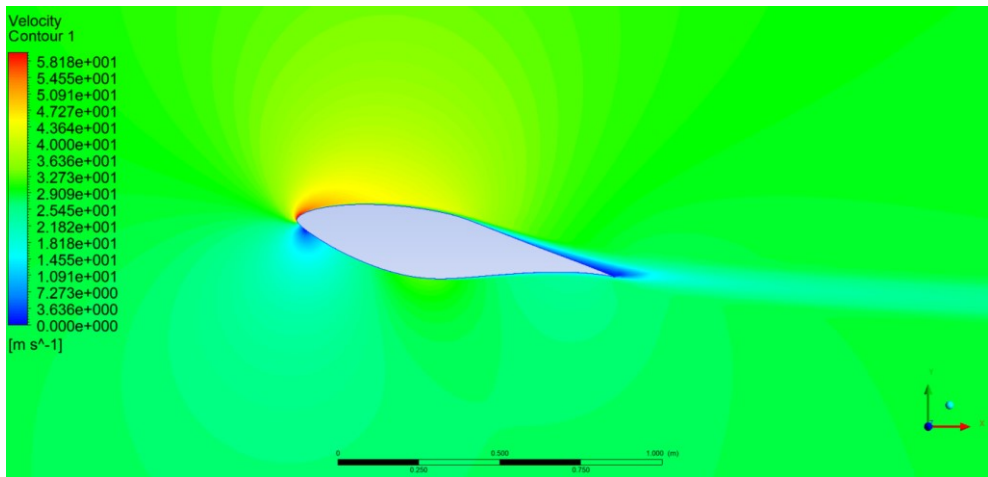
Fonte: De autoria própria

Figura 40 - Contorno de Velocidade. $\alpha = 5,4^\circ$



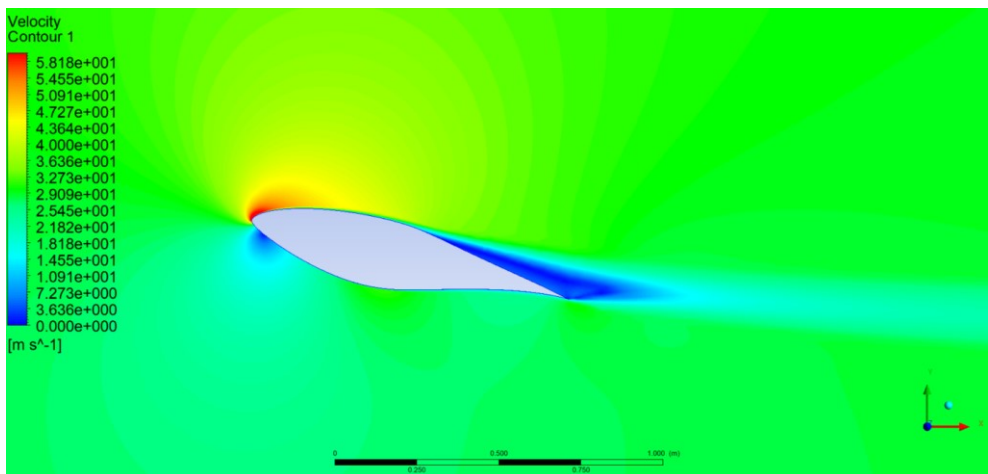
Fonte: De autoria própria

Figura 41 - Contorno de Velocidade. $\alpha = 10,2^\circ$

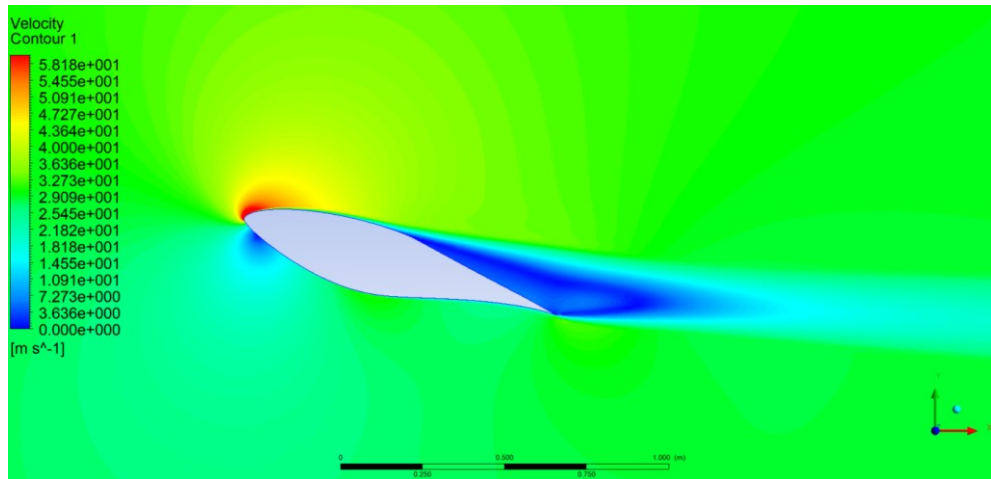


Fonte: De autoria própria

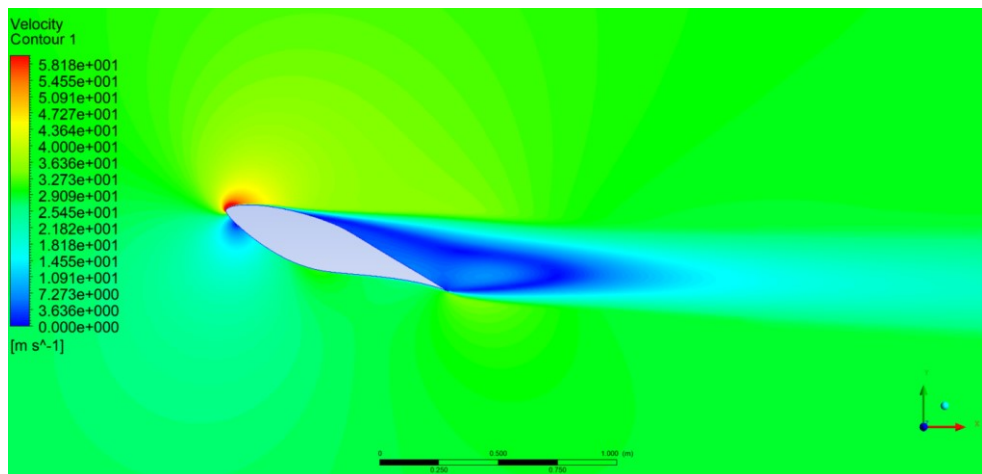
Figura 42 - Contorno de Velocidade. $\alpha = 14^\circ$



Fonte: De autoria própria

Figura 43 - Contorno de Velocidade. $\alpha = 17,2^\circ$ 

Fonte: De autoria própria

Figura 44 - Contorno de Velocidade. $\alpha = 20^\circ$ 

Fonte: De autoria própria

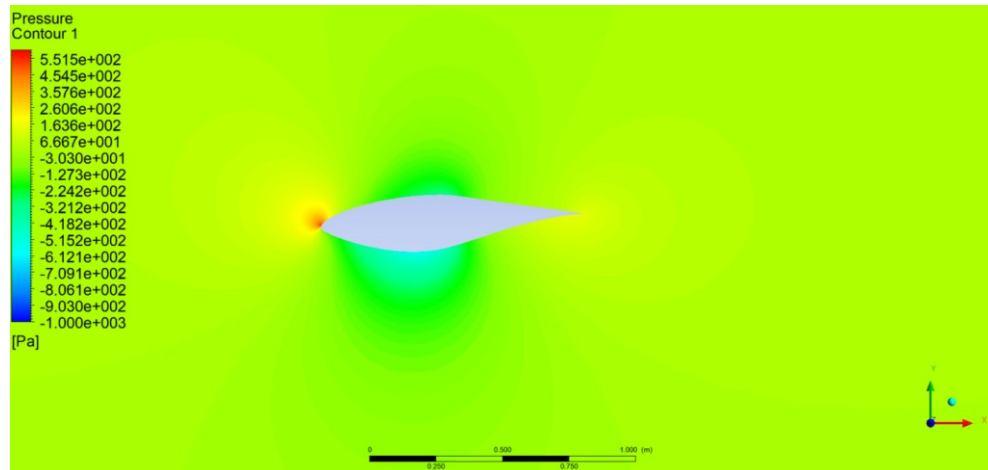
Conforme foi citado anteriormente, é possível observar o aumento da velocidade do escoamento na parte superior do aerofólio provocada pela redução da pressão nesta região, o que se deve ao fato do fluxo de ar curvar-se de acordo com a geometria do aerofólio e gerar o efeito de *downwash*, onde “... A diferença de pressão ao longo da asa é o mecanismo pelo qual a sustentação é transferida para a asa devido à flexão do escoamento.” (ANDERSON, 2010, tradução nossa)³

Pelos contornos de pressão presentes na Figura 45 à Figura 51, também é possível visualizar a maior pressão no ponto de estagnação na região frontal, com o

³ “... The pressure difference across the wing is the mechanism by which lift is transferred to the wing owing to the bending of the air.”

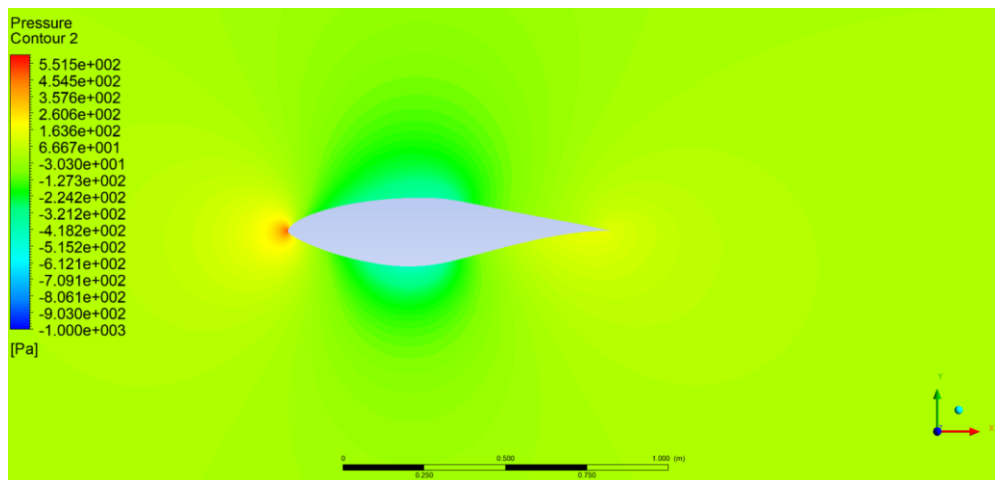
aumento do ângulo de ataque observa-se conjuntamente o aumento do diferencial de pressão na superfície do aerofólio, mas também a diminuição da região de baixa pressão na superfície superior do aerofólio a partir do descolamento da camada limite.

Figura 45 - Contorno de Pressão. $\alpha = -3^\circ$

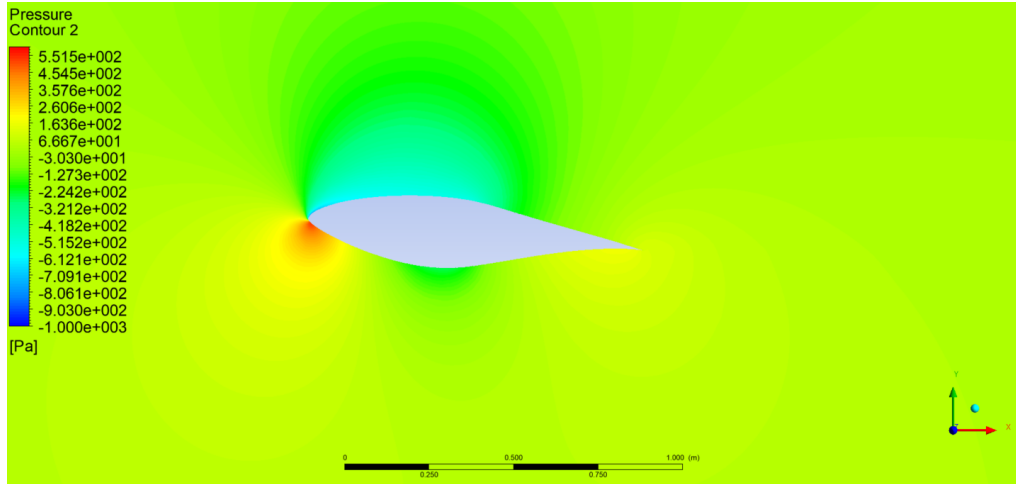


Fonte: De autoria própria

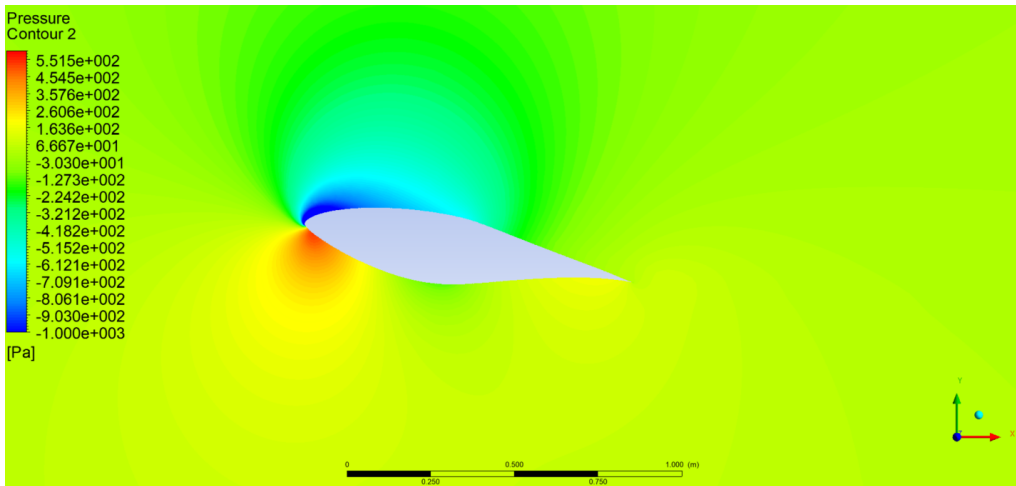
Figura 46 - Contorno de Pressão. $\alpha = 0^\circ$



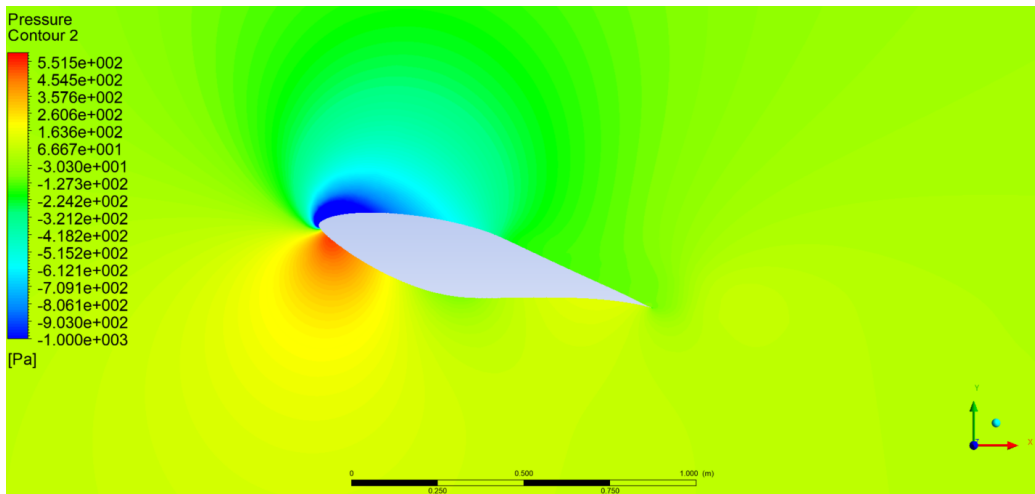
Fonte: De autoria própria

Figura 47 - Contorno de Pressão. $\alpha = 5,4^\circ$ 

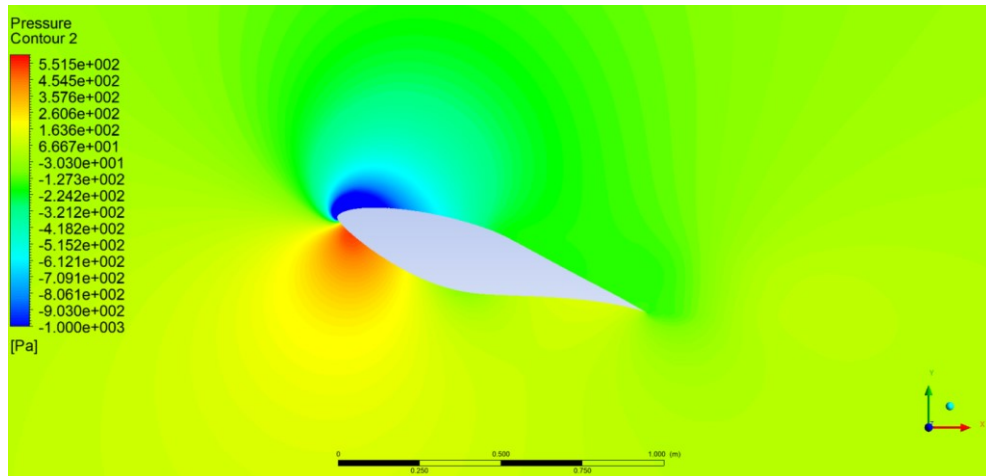
Fonte: De autoria própria

Figura 48 - Contorno de Pressão. $\alpha = 10,2^\circ$ 

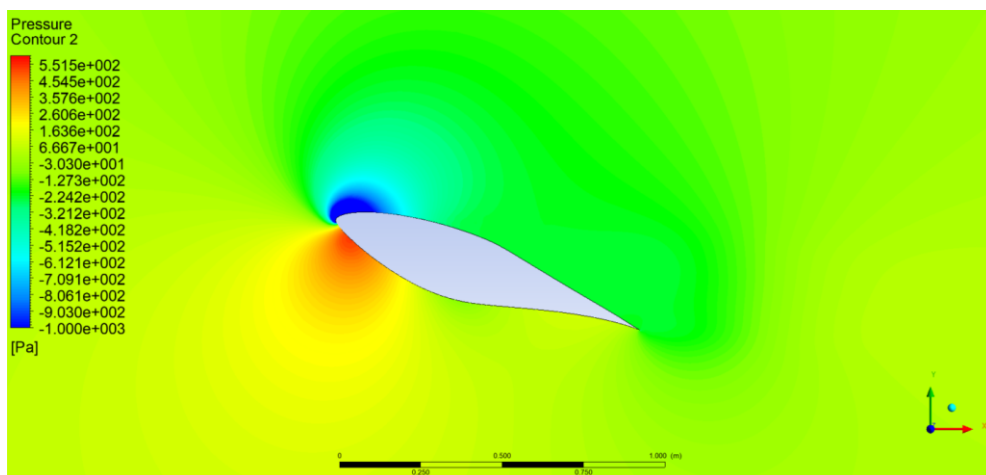
Fonte: De autoria própria

Figura 49 - Contorno de Pressão. $\alpha = 14^\circ$ 

Fonte: De autoria própria

Figura 50 - Contorno de Pressão. $\alpha = 17,2^\circ$ 

Fonte: De autoria própria

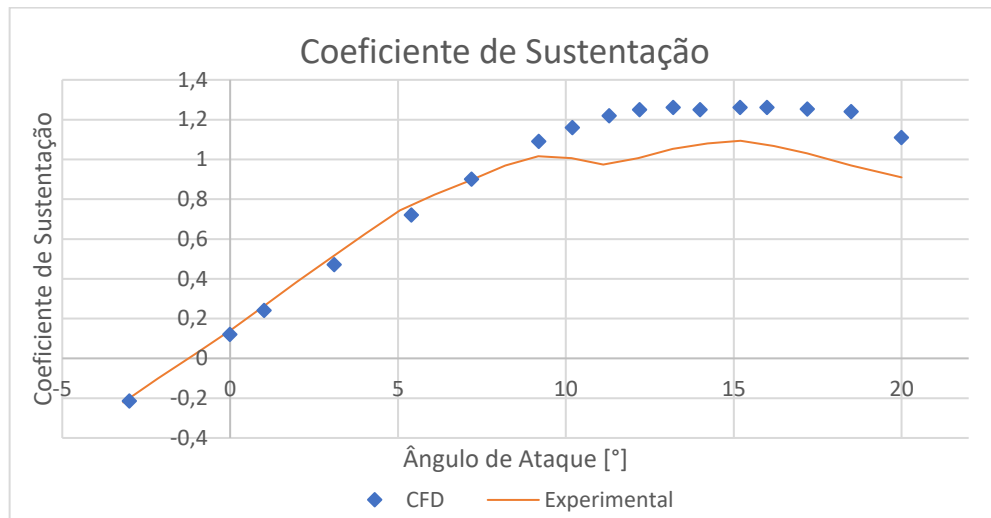
Figura 51 - Contorno de Pressão. $\alpha = 20^\circ$ 

Fonte: De autoria própria

5.4 Comparação com os Dados Experimentais

Comparando-se os valores do coeficiente de sustentação obtidos pela simulação e os dados fornecidos por Somers (1997) a partir da Figura 52, verifica-se que na região linear, onde o coeficiente de sustentação aumenta na mesma proporção que o ângulo de ataque, há uma grande convergência entre os dados da simulação e os experimentais, mas também é possível se visualizar que na região próxima ao *stall* do aerofólio, onde o escoamento na superfície superior se descola, iniciam-se as divergências entre os dados que pode ser explicada pela deficiência na predição do *stall* no modelo utilizado em CFD.

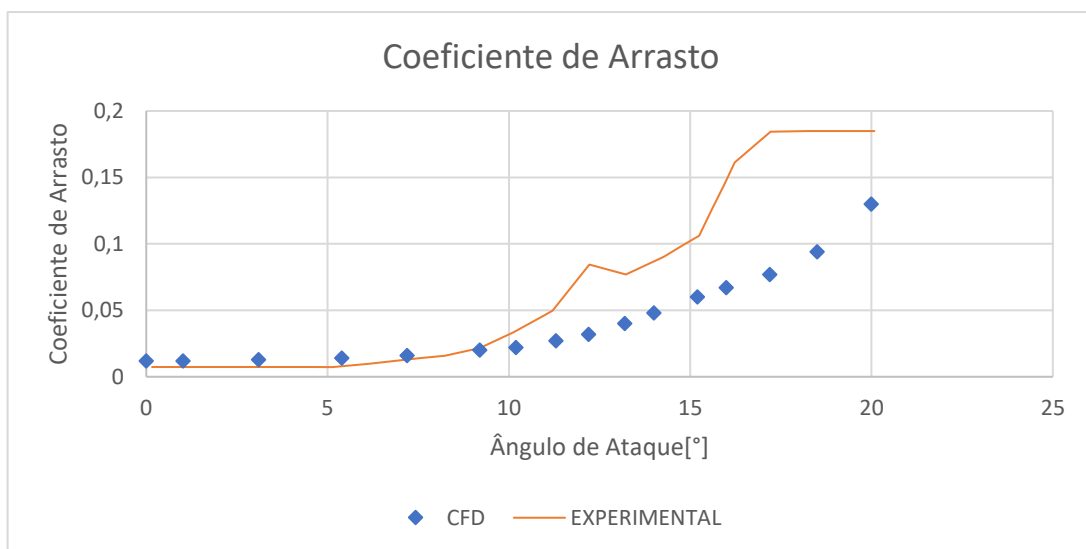
Figura 52 - Gráfico do Coeficiente de Sustentação



Fonte: De autoria própria

E nos dados referentes ao coeficiente de arrasto observamos as mesmas características, onde devido à imprecisão do modelo na captura do descolamento da camada limite, os dados obtidos para geometrias com ângulo de ataque maior que 10° apresentam maiores discrepâncias em relação aos dados experimentais.

Figura 53 - Gráfico do Coeficiente de Arrasto



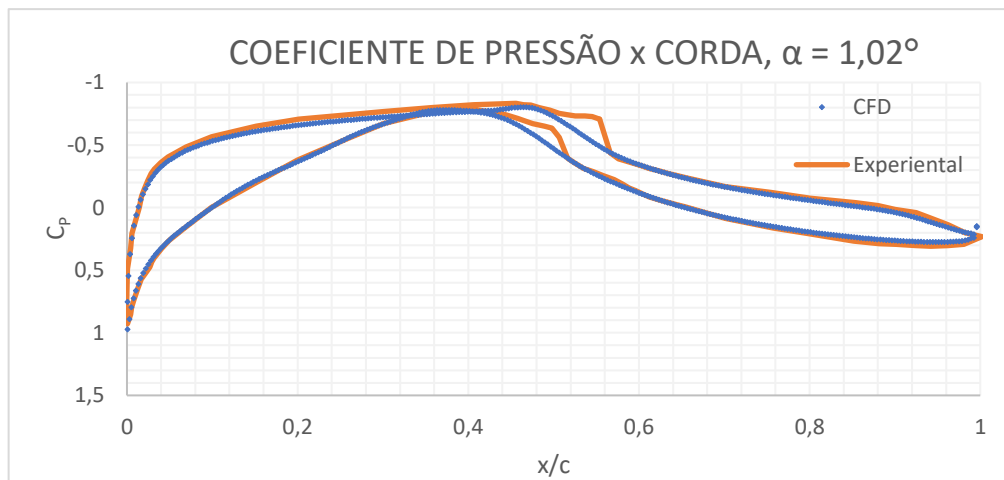
Fonte: De autoria própria

A documentação oficial disponibiliza também os gráficos de pressão pela corda para as geometrias com ângulo de ataque de $1,02^\circ$; $5,4^\circ$ e $9,2^\circ$. Nestes gráficos é possível se observar o diferencial de pressão entre o intradorso e extradorso do aerofólio a partir da inversão do eixo relativo ao coeficiente de pressão, além do

acrécimo do diferencial de pressão à medida que se aumenta o ângulo de ataque na região linear anterior ao *stall*.

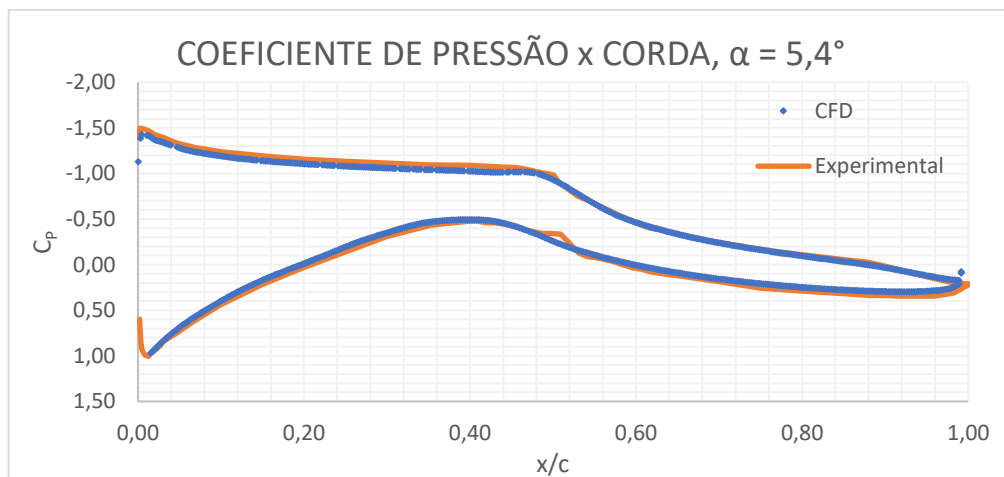
Analisando-se os pontos em azul obtidos pelo modelo computacional e a linha laranja referentes aos dados experimentais observa-se que houve grande convergência entre os dados, portanto, esta análise corrobora com a proximidade dos dados experimentais e do modelo CFD para os modelos com ângulo de ataque menor que 10° .

Figura 54 – Gráfico do coeficiente de pressão x corda, $\alpha = 1,02^\circ$

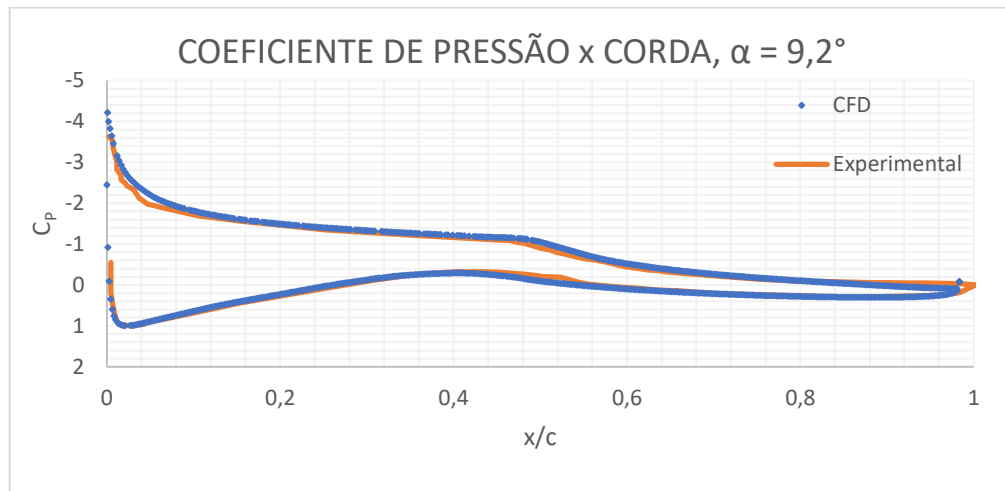


Fonte: De autoria própria

Figura 55 - Gráfico do coeficiente de pressão x corda, $\alpha = 5,4^\circ$



Fonte: De autoria própria

Figura 56 - Gráfico do coeficiente de pressão x corda, $\alpha = 9,2^\circ$ 

Fonte: De autoria própria

6 CONCLUSÕES

Após a realização das análises CFD e observando-se os resultados obtidos no Capítulo 5 fica claro que a modelagem ocorreu de maneira relativamente satisfatória, onde pudemos observar pelos contornos de velocidade e pressão os comportamentos esperados relacionados à força de sustentação e de arrasto, principalmente do que diz respeito aos diferenciais de pressão entre as zonas superior e inferior do aerofólio. Além disto, também foi possível visualizar o aumento da pressão no ponto de estagnação ocasionando um maior arrasto a partir do aumento do ângulo de ataque. E na região do *stall* observa-se que aumentando o ângulo de ataque diminui-se a zona de baixa pressão, o que se deve ao descolamento da camada limite na parte superior do aerofólio, conseqüentemente diminuindo o coeficiente de sustentação nesta faixa de ângulos de ataque.

Em relação à qualidade da malha utilizada e o refinamento da camada limite observa-se uma boa congruência com os conceitos teóricos e as melhores práticas envolvidas na simulação, pois a partir do modelo de turbulência $k-\omega$ SST, que é o mais indicado para a simulação em questão, foi possível se obter uma malha suficientemente refinada a partir dos recursos computacionais disponíveis, como pôde ser visualizado pela análise do refino de malha na seção 5.1. Além disso, os gráficos relacionando a corda do aerofólio e o parâmetro adimensional y^+ comprovaram o alcance do objetivo de se obter uma boa modelagem da subcamada viscosa.

Considerando-se o objetivo inicial deste relatório de se obter a precisão do modelo computacional a partir da comparação com os dados oficiais obtidos experimentalmente, podemos observar uma boa convergência entre os dados, especialmente para a região onde o aumento do coeficiente de sustentação aumenta de maneira linear em relação ao ângulo de ataque, o que pode ser observado nos gráficos da Figura 54 à Figura 56 que relacionam o coeficiente de pressão e a corda do aerofólio para ângulos de ataque nessa região. Já em relação à zona de *stall* foi possível se observar uma maior divergência, onde o stall no modelo computacional foi previsto em um ângulo de ataque maior quando comparado aos dados experimentais, o que pode ser explicado pela maior dificuldade dos modelos computacionais que utilizam modelagens de turbulência RANS em preverem o descolamento da camada limite devido à necessidade da modelagem dos efeitos turbulentos.

A respeito do uso da análise CFD em questão para o desenvolvimento de turbinas eólicas, podemos afirmar que é possível se obter uma boa precisão do campo de velocidade nas seções transversais das pás a partir da metodologia exposta neste relatório, o que contribui para a análise da performance aerodinâmica da mesma no que tange as etapas iniciais do projeto. Pois apesar da necessidade de testes experimentais na validação de novos protótipos aerodinâmicos, metodologias como a BEM (*Blade Element Momentum*), que é usada para se estimar as forças locais nas pás da turbina eólica (LEMOS, ARAUJO, *et al.*, 2017), e CFD, tanto para a análise 2D do escoamento nas seções transversais (JULIYANA, PRAKASH, *et al.*, 2017), e 3D da configuração das pás da turbina eólica (SONG, 2014), são alguns dos métodos que podem ser utilizados no desenvolvimento de novas turbinas eólicas e contribuem para a redução do número de protótipos durante o desenvolvimento de novos equipamentos.

REFERÊNCIAS

- ALLISON, C. Meshing in FEA: Structured vs Unstructured meshes. **Onscale**, 2020. Disponível em: <<https://onscale.com/blog/meshing-in-fea-structured-vs-unstructured-meshes/>>. Acesso em: 2 nov. 2022.
- AMARAL, L. **Curso de Simulação Computacional Multifísica com o Ansys Discovery**. iEISS. [S.I.]. 2020.
- ANDERSON, D. F.; EBERHARDT, S. **Understanding Flight**. 2^a. ed. [S.I.]: McGraw Hill, 2010.
- ANDRADE, J. R. 13 - Volumes Finitos - Parte 1/11 - Introdução ao método dos Volumes Finitos. **Youtube**, 2020. Disponível em: <<https://www.youtube.com/watch?v=3e62x7FHOZI>>. Acesso em: 23 out. 2022.
- ANSYS. **Reporting Mesh Statistics**. Romeo University. [S.I.], p. 18. 2008.
- ANSYS. **ANSYS Meshing User's Guide**. ANSYS. Canonsburg, p. 350. 2010.
- ANSYS. **ANSYS CFD Reference Guide**. ANSYS, Inc. Canonsburg, p. 402. 2013.
- ANSYS. **Ansys Training Material**. Ansys, Inc. [S.I.]. 2015.
- BAKKER, A. Applied Computational Fluid Dynamics, p. 612, 2008. Disponível em: <<https://bakker.org/Lectures-Applied-CFD.pdf>>. Acesso em: 30 set. 2022.
- BAYON, A. Wall Functions. **Introduction to CFD**, 2022. Disponível em: <<https://cfd.blogs.upv.es/turbulence/wall-functions/>>. Acesso em: 22 set. 2022.
- CADENCE PCB SOLUTIONS. CFD Simulation Types: Discretization, Approximation, and Algorithms. **Cadence PCB Solutions**, 2020. Disponível em: <<https://resources.pcb.cadence.com/blog/2020-cfd-simulation-types-discretization-approximation-and-algorithms>>. Acesso em: 1 ago. 2022.
- CAMPOBASSO, S. et al. **CFD MODELLING OF WIND TURBINE AIRFOIL AERODYNAMICS**. 63º Congresso Nazionale "Energia per lo sviluppo sostenibile". Palermo: [s.n.]. 2008. p. 11.
- ÇENGEL, Y. A.; CIMBALAIA, J. M. **Fluid Mechanics Fundamentals and Applications**. 4^a. ed. [S.I.]: Mc Graw Hill, 2017.
- DASH, A. CFD Analysis of Wind Turbine Airfoil at Various Angles of Attack. **IOSR Journal of Mechanical and Civil Engineering**, ago. 2016. 7.
- FEMTO ENGINEERING. What is CFD? **femto engineering**, 2019. Disponível em: <<https://carbodate.cs.odu.edu/#https://www.femto.eu/stories/what-is-cfd/>>. Acesso em: 3 ago. 2022.
- FREIRE, A. P. S. **Teoria da Camada Limite**. Universidade Federal do Rio de Janeiro. Rio de Janeiro, p. 130. 1990.

GÖRGÜLÜ, Y. F.; ÖZGÜR, M. A.; KÖSE, R. CFD analysis of a NACA 0009 aerofoil at a low. **Journal of Polytechnic**, 24 mar. 2021. 8.

GUERRI, O.; HARHAD, A.; BOUHADEF, K. Turbulent flow simulation of the NREL S809 airfoil. **Wind Engineering**, maio 2006. 17.

GUPTA, K. Turbulence Modelling Based On An Approach Of Artificial Neural Network. **Analytics India Magazine**, 2021. Disponível em: <<https://analyticsindiamag.com/turbulence-modelling-based-on-an-approach-of-artificial-neural-network/>>. Acesso em: 18 set. 2022.

IDEALSIMULATIONS. CFD Computational Domain. **idealsimulations**, 2020. Disponível em: <<https://www.idealsimulations.com/resources/cfd-computational-domain/>>. Acesso em: 22 set. 2022.

JULIYANA, S. J. et al. Design and Analysis of NACA4420 Wind Turbine Aerofoil using CFD. **International Journal of Mechanical Engineering and Technology (IJMET)**, 6 Janeiro 2017. 9.

KESSLER, M. Escoamento Turbulento. **ESSS**, 2016. Disponível em: <<https://www.esss.co/blog/escoamento-turbulento/>>. Acesso em: 13 ago. 2022.

LE MOS, D. M. et al. Previsão da Potência de Eixo de Uma Turbina Eólica de Duas Pás. **VII COEN**, São João del Rei, 2017. 20.

MOUKALLED, F.; MANGANI, L.; DARWISH, M. **The Finite Volume Method in Computational Fluid Dynamics**. 1ª. ed. [S.l.]: Springer, 2016.

NAJAR, F. A.; HARMAN, G. A. **Blade Design and Performance Analysis of Wind Turbine**. International Conference on Global Scenario in Environment and Energy. Bhopal: [s.n.]. 2013. p. 8.

NIGAM, P. K.; TENGURIA, N.; PRADHAM, M. K. Analysis of horizontal axis wind turbine blade using CFD. **International Journal of Engineering, Science and Technology**, 01 maio 2017. 15.

NREL. NREL's S809 Airfoil Graphic and Coordinates. **National Renewable Energy Laboratory**, 3 out. 2014. Disponível em: <https://wind.nrel.gov/airfoils/shapes/s809_shape.html>. Acesso em: 10 out. 2022.

PATIL, B. S.; THAKARE, H. R. **Computational Fluid Dynamics Analysis of Wind Turbine Blade at Various Angles of Attack and Different Reynolds Number**. International Conference on Computational Heat and Mass Transfer. Surat: [s.n.]. 2015. p. 7.

ŞAHİN, İ.; ACIR, A. Numerical and Experimental Investigations of Lift and Drag Performances of NACA 0015 Wind Turbine Airfoil. **International Journal of Materials, Mechanics and Manufacturing**, 1 fev. 2015. 5.

SIMFLOW. Pipe Flow - CFD Simulation. **SimFlow**, 2022. Disponível em: <<https://help.sim-flow.com/tutorials/pipe-flow>>. Acesso em: 02 out. 2022.

SOMERS, D. M. **Design and Experimental Results for the S809 Airfoil**. National Renewable Energy Laboratory. Golden, p. 103. 1997.

SONG, Y. **CFD Simulation of the Flow Around NREL PHASE IV Wind Turbine**. University of Massachusetts Amherst. Amherst, p. 72. 2014.

UNDE, S. S.; SUTAR, K. B. **CFD Analysis of Wind Turbine Airfoil**. Bharati Vidyapeeth. Pune, p. 5. 2018.

UYGUN, U. Mechanicalland. **Aspect Ratio Mesh Metric In ANSYS® Meshing(Illustrated Expression)**, 2020. Disponível em: <<https://mechanicalland.com/aspect-ratio-mesh-metric-in-ansys-meshing/>>. Acesso em: 14 out. 2022.

VAN DYKE, M. **An Album of Fluid Motion**. Stanford: The Parabolic Press, 1982.

VERSTEEG, H. K.; MALALASKERA, W. **An Introduction to Computational Fluid Dynamics**. 2ª. ed. [S.l.]: Pearson Education Limited, 2007.

VON KÁRMÁN, T. **Mechanical Similitude and Turbulence**. National Advisory Committee for Aeronautics. Washington, p. 22. 1931.

WHITE, F. M. **Fluid Mechanics**. 5ª. ed. [S.l.]: McGraw-Hill, 2002.

WIMHURST, A. [CFD] What are Wall Functions and How do they work? **Youtube**, 2018. Disponível em: <<https://www.youtube.com/watch?v=fJDYtEGMgzs>>. Acesso em: 13 out. 2022.

WIMHURST, A. [CFD] Inflation Layers / Prism Layers in CFD. **YouTube**, 2021. Disponível em: <<https://www.youtube.com/watch?v=1gSHN99I7L4&t=1970s>>. Acesso em: 18 dez. 2022.

WOLFE, W. P.; OCHS, S. S. **CFD Calculations of S809**. U.S. Department of Energy Office of Scientific and Technical Information. [S.l.], p. 8. 1997.