



**UNIVERSIDADE FEDERAL DE MINAS GERAIS**  
**PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM**  
**ENGENHARIA MECÂNICA**

**“DESENVOLVIMENTO DE UMA METODOLOGIA PARA  
CARACTERIZAÇÃO DE PERFIL DE ASA PARA  
AERONAVE DE BAIXA VELOCIDADE”**

**DIOGO CORTEZ FERRAZ E GLÓRIA**

**Belo Horizonte, 21 de março de 2022**

Diogo Cortez Ferraz e Glória

**“DESENVOLVIMENTO DE UMA METODOLOGIA PARA  
CARACTERIZAÇÃO DE PERFIL DE ASA PARA  
AERONAVE DE BAIXA VELOCIDADE”**

Dissertação apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Minas Gerais, como requisito parcial à obtenção do título de Mestre em Engenharia Mecânica.

Área de concentração: Projetos Mecânicos

Orientador: Prof. Dr. Guilherme de Souza Papini

Universidade Federal de Minas Gerais

Belo Horizonte  
Escola de Engenharia da  
UFMG 2022



UNIVERSIDADE FEDERAL DE MINAS GERAIS  
ESCOLA DE ENGENHARIA  
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

FOLHA DE APROVAÇÃO

**DESENVOLVIMENTO DE UMA METODOLOGIA PARA CARACTERIZAÇÃO DE PERFIS DE AERONAVES DE BAIXA VELOCIDADE**

**DIOGO CORTEZ FERRAZ E GLÓRIA**

Dissertação submetida à Banca Examinadora designada pelo Colegiado do Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Minas Gerais, constituída pelos Professores: Dr. Guilherme de Souza Papini (Orientador – Departamento de Engenharia Mecânica/UFMG), Dr. Eduardo Bauzer Medeiros (Departamento de Engenharia Mecânica/UFMG) e Dr. Rudolf Huebner (Departamento de Engenharia Mecânica/UFMG), como parte dos requisitos necessários à obtenção do título de "**Mestre em Engenharia Mecânica**", na área de concentração de "**Projeto e Sistemas**".

Dissertação aprovada no dia 21 de março de 2022.



Documento assinado eletronicamente por **Rudolf Huebner, Professor do Magistério Superior**, em 20/04/2022, às 12:46, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no art. 5º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Guilherme de Souza Papini, Membro**, em 20/05/2022, às 10:36, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no art. 5º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Eduardo Bauzer Medeiros, Membro de comissão**, em 25/05/2022, às 11:01, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no art. 5º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



A autenticidade deste documento pode ser conferida no site [https://sei.ufmg.br/sei/controlador\\_externo.php?acao=documento\\_conferir&id\\_orgao\\_acesso\\_externo=0](https://sei.ufmg.br/sei/controlador_externo.php?acao=documento_conferir&id_orgao_acesso_externo=0), informando o código verificador **1381413** e o código CRC **9D09486D**.

G562d

Glória, Diogo Cortez Ferraz e.

Desenvolvimento de uma metodologia para caracterização de perfil de asa para aeronave de baixa velocidade [recurso eletrônico] / Diogo Cortez Ferraz e Glória. - 2022.

1 recurso online (133 f. : il., color.) : pdf.

Orientador: Guilherme de Souza Papini.

Dissertação (mestrado) - Universidade Federal de Minas Gerais, Escola de Engenharia.

Apêndices: f. 105-133.

Bibliografia: f. 101-104.

Exigências do sistema: Adobe Acrobat Reader.

1. Engenharia mecânica - Teses. 2. Aerodinâmica - Teses.  
3. Aeronaves - Teses. 4. Dinâmica dos fluidos computacional - Teses.  
I. Papini, Guilherme de Souza. II. Universidade Federal de Minas Gerais.  
Escola de Engenharia. III. Título.

CDU: 621(043)



Dedico esse trabalho aos meus pais que nunca mediram esforços para me proporcionar todo conforto e acesso à educação possível. Aos meus irmãos Gustavo, Barbara, Daniele e Vivian por todo carinho e apoio e minha esposa Ana Flávia pelo incentivo e carinho.

## AGRADECIMENTOS

Ao Prof. Dr. Guilherme de Souza Papini, pela motivação entusiasmante, pela paciência, pela sua habitual disponibilidade para ajudar, pelos ensinamentos e pela colaboração na elaboração deste trabalho.

Aos queridos amigos que estavam sempre presentes com palavras encorajadoras e ensinamentos André Barrouin e Bruno Gaskauskas.

A UFMG por ter me dado essa oportunidade de ser aluno regular do mestrado e poder mostrar meu potencial.

A minha família por todo suporte e carinho. Aos meus iluminados pais Anísio e Sandra, aos meus irmãos Gustavo, Barbara, Vivian e Daniele e minha querida esposa Ana Flávia.

E por fim a todos que contribuíram direta e indiretamente a conclusão dessa pesquisa. Menciono aqui, Professores inspiradores, Mautone, Baeta, Rudolf, Janes e Hanriot e aos caros colegas Douglas e Allan.

## RESUMO

Atualmente, vêm sendo feitos diversos estudos com o intuito de proporcionar a redução do ruído de aeronaves, gerados no momento do pouso e decolagem. Este trabalho tem como intuito desenvolver e validar uma metodologia pra análise e predição aeroacústica de perfis de asas. O Perfil de asa NACA 0012 foi o escolhido para a validação da metodologia, proposta no presente estudo. Também foi estudado o perfil assimétrico GNEW5BP93B desenvolvido pela NASA para aeronaves elétricas. A simulação aerodinâmica utilizou o modelo turbulento K-omega SST para coeficientes de pressão, arrasto e sustentação. Os resultados obtidos foram considerados válidos de acordo com os resultados de experimentos realizados no laboratório Langley da NASA. Após a validação aerodinâmica, a condição transiente URANS foi utilizada para a obtenção dos resultados acústicos, até a condição próxima a condição permanente RANS. Logo após o modelo numérico atingir a condição quase-permanente, ele é validado por meio da teoria acústica de Ffowcs Williams e Hawkings. Tendo sido feita a validação da metodologia utilizando o perfil simétrico NACA 0012, o perfil assimétrico GNEW5BP93B foi utilizado para a validação aerodinâmica e predição acústica. Os resultados mostraram que o perfil NACA 0012, que apresenta menores coeficientes de arrasto, possui menores níveis de pressão sonora que o perfil GNEW5BP93B para todos os ângulos de ataque e faixas de frequência simulados. Constatou-se também que, quanto maior o ângulo de ataque, maior o arrasto e consequentemente maior ruído gerado no perfil simétrico assim como no perfil assimétrico.

Palavras Chave: NACA0012; aeroacústica; aerodinâmica; CFD; aeronave elétrica; GNEW5BP93B.

## **ABSTRACT**

This work aims to develop and validate a methodology for aeroacoustic analysis and prediction of wing profiles using the ANSYS Fluent package. In addition, the study of the asymmetric profile GNEW5BP93B developed by NASA for electric aircraft. Currently, several studies have been carried out in order to provide the reduction of aircraft noise generated at the time of landing and take-off. The widely studied NACA 0012 wing profile was chosen for the validation of the methodology proposed in the present study. The aerodynamic simulation used the K-omega SST turbulent model for pressure, drag and lift coefficients. The results obtained were considered valid according to the results of experiments performed at NASA's Langley laboratory. After the aerodynamic validation, the transient condition URANS was used to obtain the acoustic results, until the condition close to the permanent condition RANS. Right after the numerical model reaches the quasi-permanent condition, it is validated through the acoustic theory of Ffowcs Williams and Hawkings; which is included in the ANSYS Fluent programa package. Having validated the methodology using the symmetrical profile NACA 0012, the asymmetrical profile GNEW5BP93B was used for the aerodynamic validation and acoustic prediction. The results showed that the NACA 0012 profile, which has lower drag coefficients, has lower sound pressure levels than the GNEW5BP93B profile for all simulated attack angles and frequency ranges. It was also found that the greater the angle of attack, the greater the drag and consequently the greater the noise generated in the symmetrical profile as well as in the asymmetrical profile.

Keywords: NACA0012; aeroacoustics; aerodynamics; CFD; electric; hybrid.

## LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 - Estágios da redução de ruído de motores a jato ao longo dos anos.....	21
Figura 2 - Distribuição do ruído de uma aeronave típica.....	21
Figura 3 – Predição e história do tráfego aéreo, .....	22
Figura 4 – Painel da esteira e do aerofólio com a distribuições da fonte e vorticidades.....	32
Figura 5 – Volumes de controle finitos.....	33
Figura 6 – Diagrama dos passos para resolução de problemas no Ansys Fluent.....	34
Figura 7 – Grandes e pequenas escalas e as técnicas utilizadas.....	36
Figura 8 -Custo computacional e complexidade geométrica entre os modelos turbulentos .....	38
Figura 9 – Precisão entre os modelos turbulentos.....	38
Figura 10 – Implementação do modelo global.....	41
Figura 11 – Ilustração da aproximação utilizando o método híbrido RANS/LES.....	42
Figura 12 – Onda sonora esférica .....	42
Figura 13 – Diagrama monopolo .....	44
Figura 14 – Diagrama dipolo .....	45
Figura 15 – Diagrama quadrupolo .....	46
Figura 16 – Tipos de fontes aeroacústicas e suas propriedades dimensionais em um fluido de densidade média uniforme.....	47
Figura 17 – Região aeroacústica .....	48
Figura 18 – Sistema de coordenadas para placa fina de corda finita usada na aplicação da teoria de Ffwh.....	52
Figura 19 – Ruído de bordo de fuga pela camada limite turbulenta .....	53
Figura 20 – Ruído da dispersão dos vórtices na camada limite laminar .....	53
Figura 21 – Ruído de separação por stall.....	54
Figura 22 - Ruído da dispersão dos vórtices em aerofólios sem ponta.....	54
Figura 23 – Formação de vórtice de ponta.....	55
Figura 24 – Perfil geométrico do NACA 0012 .....	56
Figura 25 - Domínio utilizado entorno dos perfis NACA.....	57
Figura 26 – Dimensões do domínio e refinamento da malha na região de interesse .....	58
Figura 27 – Aerofólio e malha na região de interesse.....	58
Figura 28 -Condições de contorno.....	60
Figura 29- Refinamento maior na região de interesse utilizando o sizing.....	62
Figura 30 – Região de esteira.....	62
Figura 31 - Valores comparativos de resultados encontrados pelo autor e experimento de Ladson para o coeficiente de sustentação em vários ângulos de ataque.....	67
Figura 32 - Comparativo dos resultados experimentais de Ladson e simulação do autor para coeficiente de arrasto em vários ângulos de ataque.....	68
Figura 33 - Comparativo entre simulação feita pelo autor e experimentos de Gregory para coeficiente de pressão a 0 grau.....	68
Figura 34 - Comparativo entre simulação feita pelo autor e experimentos de com Gregory para coeficiente de pressão a 4 graus.....	69
Figura 35 - Comparativo entre simulação feita pelo autor e experimentos de Gregory para coeficiente de pressão a 6 graus.....	69
Figura 36 – Distribuição de velocidade no entorno do perfil NACA 0012 em ângulo de ataque de 0 grau.....	70
Figura 37 - Distribuição de pressão estática no entorno do perfil NACA 0012 em ângulo de ataque de 0 grau.....	70
Figura 38 - Distribuição da esteira de turbulência no entorno do perfil NACA 0012 em ângulo de ataque de 0 grau...	70
Figura 39 - Distribuição de velocidade no entorno do perfil NACA 0012 em ângulo de ataque de 4 graus.....	71
Figura 40 - Distribuição de pressão estática no entorno do perfil NACA 0012 em ângulo de ataque de 4 graus.....	71
Figura 41 - Distribuição da esteira de turbulência no entorno do perfil NACA 0012 em ângulo de ataque de 4 graus.	71
Figura 42 - Distribuição de velocidade no entorno do perfil NACA 0012 em ângulo de ataque de 6 graus.....	72
Figura 43 - Distribuição de pressão estática no entorno do perfil NACA 0012 em ângulo de ataque de 6 graus.....	72
Figura 44 - Distribuição da esteira de turbulência no entorno do perfil NACA 0012 em ângulo de ataque de 6 graus.	72
Figura 45 - Distribuição de pressão estática no entorno do perfil NACA 0012 em ângulo de ataque de 8 graus.....	73
Figura 46 - Distribuição de velocidade no entorno do perfil NACA 0012 em ângulo de ataque de 8 graus.....	73
Figura 47 - Distribuição da esteira de turbulência no entorno do perfil NACA 0012 em ângulo de ataque de 8 graus.	73
Figura 48 – Ponto de localização do microfone no perfil NACA0012.....	74
Figura 49 - Resultados comparativos entre experimentos e simulações utilizando Amiet com resultados encontrados pelo autor utilizando Ffowcs em angulo de ataque de 0 grau.....	75
Figura 50 – Energia cinética turbulenta do perfil NACA 0012 a 0º grau de ataque.....	76

Figura 51 – Espessura da camada limite do perfil NACA 0012 a 0° grau de ataque.....	76
Figura 52 - Resultados comparativos entre experimentos e simulações utilizando Amiet com resultados encontrados pelo autor utilizando Ffowcs em angulo de ataque de 4 graus.....	76
Figura 53 – Energia cinética turbulenta do perfil NACA 0012 a 4° graus de ataque. ....	77
Figura 54 – Espessura da camada limite do perfil NACA 0012 a 4° graus de ataque. ....	77
Figura 55 - Resultados comparativos entre experimentos e simulações utilizando Amiet com resultados encontrados pelo autor utilizando Ffowcs em angulo de ataque de 6 graus.....	78
Figura 56 – Energia cinética turbulenta do perfil NACA 0012 a 6° graus de ataque.onte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022).....	79
Figura 57 – Espessura da camada limite do perfil NACA 0012 a 6° graus de ataque. ....	79
Figura 58 – Nível de pressão sonora para o bordo de fuga em ângulo de 8 graus.....	79
Figura 59 – Energia cinética turbulenta do perfil NACA 0012 a 8° graus de ataque. ....	80
Figura 60 – Espessura da camada limite do perfil NACA 0012 a 8° graus de ataque. ....	80
Figura 61 – Nível de pressão sonora para o bordo de fuga em ângulo de 10 graus.....	81
Figura 62 – Energia cinética turbulenta do perfil NACA 0012 a 10° graus de ataque.....	81
Figura 63 – Espessura da camada limite do perfil NACA 0012 a 10° graus de ataque. ....	81
Figura 64– Comparação do nível de pressão sonora para o perfil GNEW5BP93B.....	82
Figura 65 – Aeronave X-57 Maxwell em desenvolvimento pela NASA.....	83
Figura 66 – Perfis desenvolvidos pela NASA para a aeronave x-57 Maxwell e o perfil escolhido GNEW5BP93B.....	84
Figura 67 – Aerofólio normalizado e usado para resultados do Xfoil.....	84
Figura 68 - Aerofólio importado para o ANSYS Fluent.....	84
Figura 69- Domínio do perfil GNEW5BP93B no ANSYS Fluent.....	85
Figura 70 – malha do perfil GNEW5BP93B no ANSYS Fluent.....	85
Figura 71 – Valores de referência.....	86
Figura 72 – Comparação dos valores de Cl x Cd da NASA com as simulações em CFD e X-foil.....	87
Figura 73 - Comparação dos valores de Cd x alfa das simulações em CFD e X-foil.....	87
Figura 74 – Comparação dos valores de Cl x alfa da NASA com as simulações em CFD e X-foil.....	88
Figura 75 – Distribuição da pressão estática no entorno do perfil GNEW5BP93B em ângulo de ataque de 0 graus ....	88
Figura 76 - Velocidade do perfil GNEW5BP93B EM ÂNGULO de ataque de 0 graus.....	89
Figura 77 – Distribuição da esteira de turbulência no entorno do perfil GNEW5BP93B em ângulo de ataque de 0 graus.....	89
Figura 78 - Distribuição da pressão estática no entorno do perfil GNEW5BP93B em ângulo de ataque de 4 graus.....	89
Figura 79 - Velocidade do perfil GNEW5BP93B EM ÂNGULO de ataque de 4 graus.....	90
Figura 80 – Distribuição da esteira de turbulência no entorno do perfil GNEW5BP93B em ângulo de ataque de 4 graus.....	90
Figura 81 - Distribuição da pressão estática no entorno do perfil GNEW5BP93B em ângulo de ataque de 6 graus.....	91
Figura 82 - Velocidade do perfil GNEW5BP93B EM ÂNGULO de ataque de 6 graus.....	91
Figura 83 – Distribuição da esteira de turbulência no entorno do perfil GNEW5BP93B em ângulo de ataque de 6 graus.....	91
Figura 84 - Distribuição da pressão estática no entorno do perfil GNEW5BP93B em ângulo de ataque de 8 graus.....	92
Figura 85 - Velocidade do perfil GNEW5BP93B EM ÂNGULO de ataque de 8 graus.....	92
Figura 86 – Distribuição da esteira de turbulência no entorno do perfil GNEW5BP93B em ângulo de ataque de 8 graus.....	92
Figura 87 - Nível de pressão sonora para o bordo de fuga em ângulo de 0 grau.....	93
Figura 88 – Energia cinética turbulenta do perfil GNEW5BP93B a 0° grau de ataque.....	94
Figura 89 – Espessura da camada limite do perfil GNEW5BP93B a 0° grau de ataque.....	94
Figura 90 - Nível de pressão sonora para o bordo de fuga em ângulo de 4 graus.....	94
Figura 91 – Energia cinética turbulenta do perfil GNEW5BP93B a 4° graus de ataque. ....	95
Figura 92 – Espessura da camada limite do perfil GNEW5BP93B a 4° graus de ataque. ....	95
Figura 93 - Nível de pressão sonora para o bordo de fuga em ângulo de 6 graus.....	95
Figura 94 – Energia cinética turbulenta do perfil GNEW5BP93B a 6° graus de ataque. ....	96
Figura 95 – Espessura da camada limite do perfil GNEW5BP93B a 6° graus de ataque. ....	96
Figura 96 - Nível de pressão sonora para o bordo de fuga em ângulo de 8 graus.....	96
Figura 97 – Energia cinética turbulenta do perfil GNEW5BP93B a 8° graus de ataque. ....	97
Figura 98 – Espessura da camada limite do perfil GNEW5BP93B a 8° graus de ataque. ....	97
Figura 99 – Comparação do nível de pressão sonora para o perfil GNEW5BP93B.....	98
Figura 100 – Comparação do nível de pressão sonora dos perfis estudados.....	99
Figura A 1 – Perfil NACA 0012.....	106
Figura A 2 – Criação das linhas do NACA0012.....	110

Figura A 3 – Criação do domínio em volta do perfil. ....	111
Figura A 4 – Subtrair o corpo sólido do perfil. ....	111
Figura A 5 – Criação das linhas em torno dos eixos do perfil NACA0012. ....	112
Figura A 6 – Corte do sólido no eixo X em duas partes. ....	112
Figura A 7 – Criação de novo plano no bordo de fuga, plano 4. ....	113
Figura A 8 – Corte do sólido no eixo Y em 2 partes no plano 4. ....	114
Figura A 9 – Criação de novo plano no bordo de ataque, plano 5. ....	114
Figura A 10 – Corte do sólido no eixo Y em 2 partes no plano 5. ....	115
Figura A 11 – Nomeação da condição de controle de saída. ....	116
Figura A 12 – Nomeação da condição de controle de entrada. ....	116
Figura A 13 – Nomeação da condição de controle de parede. ....	117
Figura A 14 – Sizing 1 do bordo de fuga. ....	118
Figura A 15 - Sizing 2 nas fileiras centrais. ....	119
Figura A 16 - Sizing 3 no corpo do aerofólio. ....	119
Figura A 17 - Sizing 4 no bordo de ataque. ....	120
Figura A 18 – Face Meshing em todo domínio. ....	120
Figura A 19 – Detalhes das configurações da malha. ....	121
Figura A 20 – Configurações gerais. ....	122
Figura A 21 – Configurações do modelo turbulento. ....	123
Figura A 22 – Configurações do modelo acústico na primeira etapa. ....	123
Figura A 23 - Configurações do modelo acústico na segunda etapa. ....	124
Figura A 24 - Configurações de fluido. ....	124
Figura A 25 - Configurações de entrada do domínio. ....	125
Figura A 26 - Configurações de saída do domínio. ....	125
Figura A 27 - Configurações de parede do domínio. ....	126
Figura A 28 – Valores gerais de referência. ....	126
Figura A 29 – Configurações dos Métodos utilizados. ....	127
Figura A 30 – Configurações de Courant e fatores de relaxação. ....	127
Figura A 31 – Seleção de relatório de resultados do coeficiente de arrasto CD. ....	128
Figura A 32 – Seleção de relatório de resultados do coeficiente de sustentação CL. ....	128
Figura A 33 – Seleção de relatório de resultados da condição de parede Y+. ....	129
Figura A 34 – Configurações de inicialização. ....	129
Figura A 35 – Início dos cálculos. ....	130
Figura A 36 – Configurações de dados acústicos. ....	131
Figura A 37 – Configurações dos microfones. ....	132
Figura A 38 – Gráfico de FFT dos resultados acústicos. ....	132
Figura A 39 – Imagem da pressão estática ao longo do perfil. ....	133
Figura A 40 – Imagem da velocidade ao longo do perfil. ....	133
Figura A 41 – Imagem da viscosidade turbulenta ao longo do perfil. ....	134

## LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Comparativo entre as técnicas computacionais turbulentas.....	37
Tabela 2 – Valores das constantes utilizadas.....	59
Tabela 3 – Condições de contorno consideradas.....	60
Tabela 6 - Percentual de variação entre testadas para o perfil NACA0012 utilizando K-omega SST.....	63
Tabela 7 – Incertezas calculadas para 3 diferentes malhas.....	65
Tabela 8 – Cálculo de erro estimado para o ângulo de ataque de 0 grau.....	65
Tabela 9 – Condições iniciais.....	66
Tabela 10 – Erros percentuais para os resultados acústicos em um ângulo de ataque de 0 graus.....	75
Tabela 11 - Erros percentuais para os resultados acústicos em um ângulo de ataque de 4 graus.....	77
Tabela 12 - Erros percentuais para os resultados acústicos em um ângulo de ataque de 6 graus.....	78



## LISTA DE GRÁFICOS

Gráfico 1 - Variação de uma componente do campo de velocidade no escoamento turbulento.....	30
---	----

## LISTA DE SÍMBOLOS

$A$	Razão de aspecto
$c_o$	Velocidade de propagação do som
$C_d$	Coefficiente de arrasto
$C_l$	Coefficiente de sustentação
$C_p$	Coefficiente de pressão
$C_y$	Coefficiente de força aerodinâmica lateral
$D$	Força de arrasto
$f$	Frequência
$F_y$	Força aerodinâmica no eixo $y$
$g$	Aceleração da gravidade
$h_i$	Comprimento representativo da malha $i$
$H_d$	Altura do domínio
$k$	Energia cinética turbulenta
$l$	Escala de comprimento
$L$	Força de sustentação
$LD$	Comprimento do domínio
$M$	Número de Mach
$N_i$	Número de elementos da malha $i$
$q$	Fonte de som
$r$	Fator de refinamento entre malhas
$Re$	Número de Reynolds
$ReH$	Número de Reynolds baseado na altura do modelo
$ReL$	Número de Reynolds baseado no comprimento do modelo
$St$	Número de Strouhal
$StH$	Número de Strouhal baseado na altura do veículo
$StW$	Número de Strouhal baseado na largura do veículo
$t$	Tempo
$U$	Vetor velocidade
$U_0$	Velocidade do escoamento de ar não perturbado
$u_i$	Componente da velocidade no eixo $i$
$u$	Componente da velocidade no eixo $x$
$v$	Componente da velocidade no eixo $y$
$w$	Componente da velocidade no eixo $z$

$\delta_{99\%}$	Espessura da camada limite
$\delta_{ij}$	Delta de Kronecker
$\varepsilon$	Taxa de dissipação de energia cinética turbulenta
$\lambda$	Coefficiente de viscosidade de Bulk
$\mu$	Viscosidade dinâmica do fluido
$\mu_t$	Viscosidade dinâmica turbulenta
$\nu$	Viscosidade cinemática do fluido
$\nu_t$	Viscosidade cinemática turbulenta
$\vartheta$	Escala de velocidade
$\rho$	Massa específica do fluido
$\Phi$	Ângulo do chanfro
$\varphi$	Variável de interesse
$\tau_{ij}$	Tensor de tensão viscosa
$T_{ij}$	Tensor de tensão de Lighthill
<b><math>T_{ij}</math></b>	Tensor de tensão de Reynolds
$\omega$	Taxa de dissipação de energia específica
$\nabla$	Operador gradiente
Div	Operador divergente

## LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ASME	American Society of Mechanical Engineers
CONAMA	Conselho Nacional do Meio Ambiente
CFD	Dinâmica de fluidos computacional ou, em inglês, Computational Fluid Dynamics
CAA	Aeroacústica computacional ou, em inglês, Computational Aeroacoustics
dB	Decibel
dB(A)	Decibel (após adoção de curva de ponderação tipo A)
DNS	Simulação numérica direta ou em inglês, Direct Numerical Simulation
F	Foco ou eixo do vórtice
FFT	Transformada rápida de Fourier ou, em inglês, Fast Fourier Transform
FWH	Analogia de Ffowcs-Williams e Hawkings
GAMSET	Laboratório do Grupo de Análise e Modelagem de Sistemas e Equipamentos térmicos
GCI	Índice de Convergência de Malha ou, em inglês, Grid Convergence Index
H	Altura ou, em inglês, Height
L	Comprimento ou, em inglês, Length
LAA	Analogia Acústica de Lighthill ou, em inglês, Lighthill's Acoustics Analogy
LAExp	Laboratório de Aerodinâmica Experimental
LBM	Método Lattice Boltzmann ou, em inglês, Lattice Boltzmann's Method
LC	Analogia de Lighthill-Curle
LES	Simulação de Grandes Escalas ou, em inglês, Large Eddy Simulation
MVF	Método de Volumes Finitos
NPS	Nível de Pressão Sonora
OASPL	Nível de Pressão Sonora Global ou, em inglês, Overall Sound Pressure Level
PDF	Função de Densidade de Probabilidade ou, em inglês, Probability Density Function
PE	Ponto de estagnação
PIV	Velocimetria por imagens de partículas ou, em inglês, Particle Image Velocimetry
POD	Decomposição Ortogonal em Autovalores ou, em inglês, Proper Orthogonal Decomposition
PPGMEC	Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica
PSD	Densidade Espectral ou, em inglês, Power Spectral Density
RANS	Médias das equações de Reynolds ou, em inglês, Reynolds-Averaged Navier-Stokes
RMS	Raiz do Valor Quadrático Médio ou, em inglês, Root Mean Square
SGS	Escala de Submalha ou, em inglês, Sub-Grid Scale
SPL	Nível de Pressão Sonora ou, em inglês, Sound Pressure Level
TSCI	Índice de Convergência de Passo de Tempo ou, em inglês, Time Step Convergence Index
UFMG	Universidade Federal de Minas Gerais

URANS Médias das equações de Reynolds não estacionárias ou, em inglês, Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes

W Largura ou, em inglês, Width

[m] Unidade de medida de comprimento: metro

[N] Unidade de medida de força: Newton

[m/s] Unidade de medida de velocidade: metro por segundo

[km/h] Unidade de medida de velocidade: quilômetro por hora

[Hz] Unidade de medida de frequência: Hertz

[oC] Unidade de medida de temperatura: grau Celsius

[K] Unidade de medida de temperatura: Kelvin

[Pa] Unidade de medida de pressão: Pascal

[s] Unidade de medida de tempo: segundo

# SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>MOTIVAÇÃO E OBJETIVOS DO TRABALHO .....</b>	<b>20</b>
1.1.	Motivação.....	20
1.2.	Aeronaves elétricas.....	22
1.3.	Objetivo geral .....	24
1.4.	Objetivos específicos .....	24
<b>2</b>	<b>ESTADO DA ARTE .....</b>	<b>25</b>
2.1	A evolução dos estudos aeroacústicos .....	25
2.2	Estudo de perfis de asa em aeronaves elétricas .....	28
<b>3</b>	<b>REVISÃO BIBLIOGRÁFICA .....</b>	<b>30</b>
3.1	Escoamento Turbulento.....	30
3.1	Programas comerciais.....	32
3.1.1	X-foil .....	32
3.1.2	Ansys Fluent .....	32
3.2	Métodos computacionais.....	34
3.2.1	DNS.....	35
3.2.2	LES .....	35
3.2.3	RANS.....	35
3.2.4	DES .....	35
3.2.5	Comparação entre as técnicas .....	36
3.3	Modelos turbulentos .....	39
3.3.1	RANS – Modelo de "turbilhonamento" viscoso.....	39
3.6.1.3	Spalart-Allmaras .....	39
3.7.1.1	k-epsilon model (k-ε model): .....	39
3.7.1.2	Omega model (k-ω model): .....	39
3.4	Aeroacústica computacional.....	40
3.4.1	Modelo híbrido RANS/URANS.....	40
3.4.2	Modelo híbrido RANS/LES .....	40
3.5	Intensidade acústica .....	42
3.6	Fontes de ruído aerodinâmicas .....	43

3.6.1	Fonte Monopolo .....	43
3.6.2	Fonte Dipolo .....	44
3.6.3	Fonte Quadrupolo.....	45
3.7	Analogias acústicas .....	47
3.7.1	Analogia de Lighthill .....	47
3.7.2	Tensor de Lighthill.....	49
3.7.3	Formulação de Green.....	49
3.7.4	Solução da integral da analogia de Lighthill .....	50
3.7.5	Teoria de Ffowcs Williams and Hawkings.....	51
3.8	Fontes de ruído em um aerofólio .....	52
3.8.1	Ruído de bordo de fuga (camada limite turbulenta) .....	52
3.8.2	Ruído de dispersão de vórtices (camada limite laminar) .....	53
3.8.3	Ruído de Estol .....	53
3.8.4	Ruído de dispersão de vórtices por aerofólio sem ponta .....	54
3.8.5	Ruído de formação de vórtices de ponta.....	54
<b>4.</b>	<b>METODOLOGIA.....</b>	<b>56</b>
4.1	Cálculos numéricos .....	56
4.2	Geometria.....	56
4.3	Malha .....	57
4.4	ANSYS Fluent .....	58
4.5	Método numérico e modelo turbulento .....	59
4.6	Teste de malha .....	61
4.7	Cálculo de incertezas .....	63
4.8	Validação da solução .....	65
4.9	Validação dos resultados NASA .....	66
<b>5.</b>	<b>- RESULTADOS .....</b>	<b>67</b>
5.1	CFD NACA 0012.....	67
5.2	CAA NACA 0012 .....	74
<b>6.</b>	<b>ESTUDO AEROACÚSTICO DO PERFIL NASA X-57 MAXWELL .....</b>	<b>83</b>
6.1	Aeronave X-57 Maxwell .....	83
6.2	Validação aerodinâmica do perfil sem flap .....	83

6.3	Resultados acústicos do perfil NASA X-57 Maxwell sem flap .....	93
6.4	Comparação entre o NACA 0012 e o GNEW5BP93B .....	98
7.	<b>CONCLUSÃO E DISCUSSÕES .....</b>	<b>100</b>
8.	<b>SUGESTÃO DE TRABALHOS FUTUROS.....</b>	<b>101</b>
9.	<b>REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....</b>	<b>102</b>
	<b>APÊNDICE A .....</b>	<b>106</b>
A 1	Configurações de geometria .....	106
A 2	Configurações de malha .....	118
A 3	Configurações de simulação .....	122
A 4	Configurações de resultados.....	131



# 1 MOTIVAÇÃO E OBJETIVOS DO TRABALHO

## 1.1. Motivação

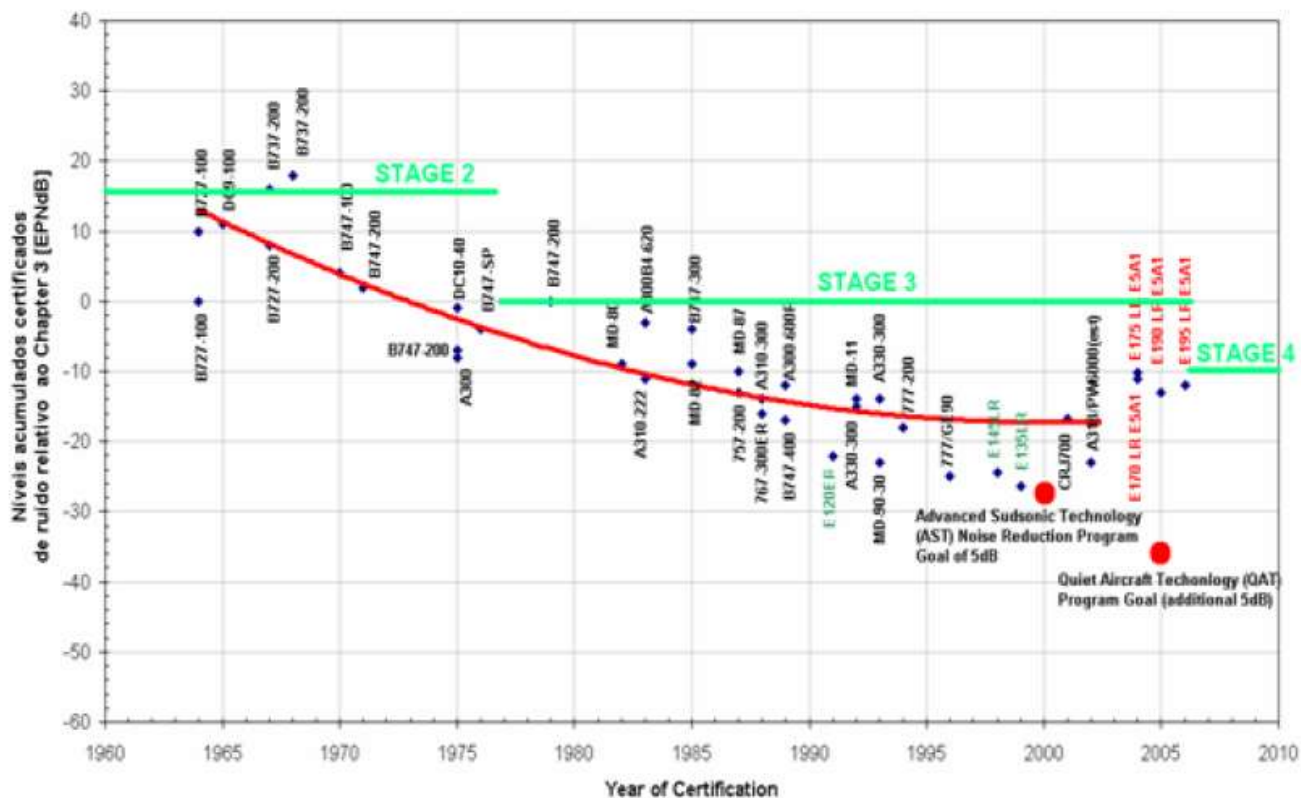
O aumento da densidade populacional em torno dos aeroportos, tem aumentado os riscos à saúde associados ao ruído. O desenvolvimento de aeronaves mais silenciosas e o entendimento e desenvolvimento de técnicas para redução de ruído serão tópicos importantes de pesquisa para o futuro. Portanto, os limites externos de ruído para a homologação operação de aeronaves vem se tornando restritivos nos últimos anos, a partir de 2001 a Organização de Aviação Civil Internacional [1] adotou medidas mais rigorosas para tentar abaixar e confinar apenas dentro dos aeroportos o ruído das aeronaves.

Pesquisas recentes mostram que a tendência mundial é a diminuição do ruído em aeroportos e o desenvolvimento de técnicas para o isolamento acústico, enquanto isso, no Brasil se vê o contrário, o aumento ao longo dos anos do ruído nos aeroportos causados pelo aumento do número de aeronaves trafegando [2].

A poluição sonora provocada pelo ruído de aeronaves, como a média de exposição sonora continua acima de 65 dB pode causar distúrbios de sono[3], diminuição da performance laboral[4], hipertensão e distúrbios psicofisiológicos[5].

Após o desenvolvimento dos motores a jato que causaram um aumento significativo de ruído [6], O órgão que foi responsável por introduzir os requisitos para controle de ruído foi o FAA2. Neste contexto, a motivação das empresas fabricantes de aeronaves historicamente é de diminuir o ruído dos motores, o que vem acontecendo desde da década de 70, como mostrado na Figura 1, que mostra o desenvolvimento de técnicas para diminuição de ruído ao longo dos anos, como o programa avançado de redução de ruído subsônico (AST) que foi desenvolvido para alcançar a redução de 5dB totais e o programa chama de tecnologia da aeronave silenciosa, também com o objetivo de diminuir outros 5dB.

Figura 1 - Estágios da redução de ruído de motores a jato ao longo dos anos.

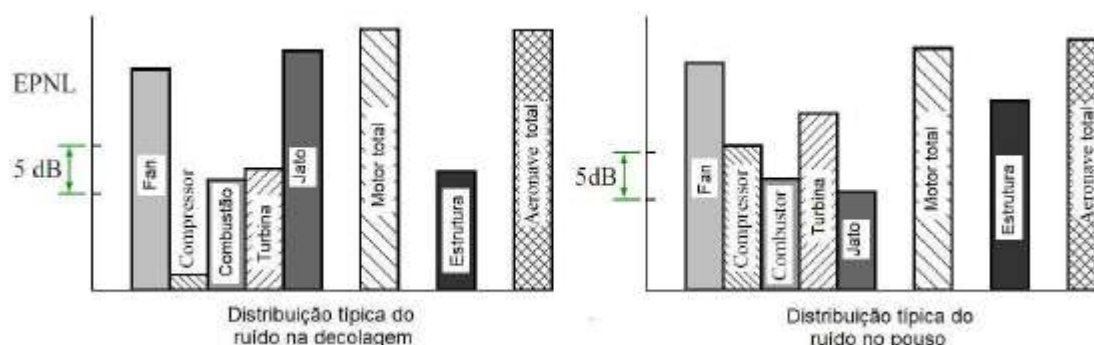


Fonte: [7]

No início dos anos 70, engenheiros da Boeing já descobriram que mesmo com a utilização de motores mais silenciosos, um problema para o futuro ainda permaneceria, o ruído aerodinâmico irradiado pela fuselagem, asas, “slats” e trem de pouso, principalmente, conhecido como ruído do “airframe”. [8]

Na condição de pouso, a rotação dos motores é tão baixa, que atualmente, o ruído de *airframe* é considerado da mesma ordem de grandeza em relação ao ruído produzido por motores, como pode ser observado na Figura 2.

Figura 2 - Distribuição do ruído de uma aeronave típica



Fonte: [9]

O ruído do “airframe” é um problema não linear, por ser a geração do som pela turbulência, por isso torna-se importante estudar o fenômeno de irradiação sonora a partir do escoamento do ar sobre perfis

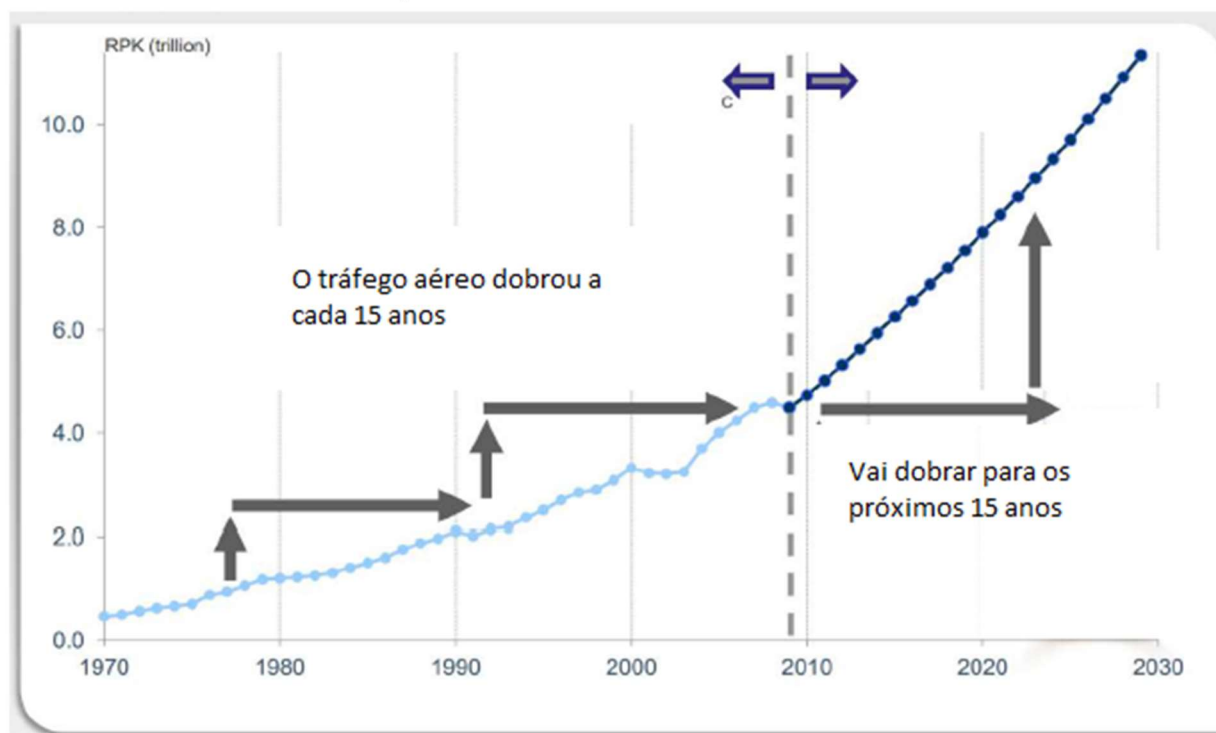
aeronáuticos, para entender como esse ruído aerodinâmico é gerado, bem como para se desenvolver técnicas para mitigar a intensidade sonora irradiada, já no início de novos projetos.

O ruído aerodinâmico gerado pelos perfis de asa vem sendo estudado na última década com a ajuda de técnicas de simulações computacionais que envolvem diversos métodos no campo da aeroacústica. Os problemas aeroacústicos são classificados em base aos processos físicos responsáveis pela irradiação sonora. Para entender os mecanismos de geração de som pelo escoamento é preciso estudar a variedade entre os problemas lineares de irradiação sonora, a refração, a dispersão sonora realizada por corpos sólidos e os problemas não lineares, como a geração do som pela turbulência. [10]

## 1.2. Aeronaves elétricas

Assim como os estudos para diminuição de ruído gerado pelas aeronaves, há o aumento da conscientização das grandes fabricantes em desenvolver aeronaves elétricas para diminuir o consumo de combustíveis fósseis que são os grandes responsáveis pela produção do dióxido de carbono (CO<sub>2</sub>), produto derivado da queima dos combustíveis fósseis e danoso ao meio ambiente. O Grupo de ação de transporte aéreo (ATAG) considera que 2% de toda produção de dióxido de carbono no mundo vem da aviação e o número de aeronaves em operação só tende a aumentar (Figura 3) [11].

Figura 3 – Predição e história do tráfego aéreo,



Fonte: Previsão de mercado global da Airbus de 2010 a 2029

Os novos horizontes da aviação da NASA têm como objetivo acelerar a adoção de tecnologia da chamada “aviação verde”. Aviões limpos, silenciosos e até mesmo mais rápidos serão desenvolvidos pela abordagem X-plane da NASA, onde há vários aviões já sendo pesquisados, como o (SCEPTOR).

O grande objetivo do demonstrador de tecnologia X-plane é provar que a propulsão elétrica distribuída (DEP) pode possibilitar decolagens e pousos utilizando uma pequena asa, aumentando-se mesmo assim a eficiência de cruzeiro. Uma aeronave utilizando o sistema DEP terá uma asa de cruzeiro menor, menor arrasto de cruzeiro, e consumo 4,8 vezes menor que uma aeronave padrão que se utiliza combustíveis fósseis [12].

São várias as vantagens de aeronaves elétricas em relação as que se utilizam de combustíveis fósseis como [13].

- Peso muito menor (20kg uma aeronave elétrica para 180kg uma de combustão)
- Mais potência por unidade de peso
- Mais eficiência energética (90-95% para elétricas comparado a 20-25% a combustão)
- Desempenho maior em grandes altitudes.
- Redução de ruído
- Grande confiabilidade e segurança
- Menor custo de operação (\$5-\$10/h pra elétricas e \$35-\$50/h a combustão)
- Menor custo de manutenção

### 1.3. Objetivo geral

O objetivo principal do presente trabalho é estudar por meio de simulação computacional as características aerodinâmicas e aeroacústicas do bordo de fuga de um perfil de asa de uma aeronave elétrica inovadora.

### 1.4. Objetivos específicos

Os objetivos específicos desta pesquisa incluem:

- Caracterizar o escoamento turbulento no entorno dos perfis de asa simétrico NACA0012, por meio do método RANS não estacionário, disponível no programa de fluidodinâmica computacional comercial ANSYS Fluent e também com o programa XFLR5.
- Validar o modelo computacional utilizando a comparação de dados encontrados na literatura científica de forças aerodinâmicas, do campo de velocidade e de distribuição de pressão estática na superfície do perfil aerodinâmico.
- Caracterizar o campo acústico do bordo de fuga do perfil de asa para diferentes ângulos de ataque aplicando a analogia acústica de Ffowcs Williams and Hawkings.
- Utilizar o modelo validado para caracterizar os valores aerodinâmicos e aeroacústicos do bordo de fuga do perfil GNEWBP93B desenvolvido pela NASA para a aeronave elétrica X-57 Maxwell.

## 2 Estado da Arte

### 2.1 A evolução dos estudos aeroacústicos

A propagação sonora gerada pela interação turbulenta de um escoamento de um fluido no entorno de um corpo sólido está sendo estudada a muitas décadas, por estar presente em muitas aplicações da engenharia, como por exemplo na interação de um escoamento de ar com partes hipersustentadoras de uma asa, em túneis de vento anecóico [14]. Aparentemente, o primeiro estudo foi feito pelo cientista alemão Vincenc Strouhal [15], que conduziu vários experimentos para examinar o som tonal produzido por uma haste circular posicionada perpendicularmente a um aerofólio. Esse som estudado por Strouhal, hoje é chamado de "tom eólico". Os estudos renderam-lhe a criação de um número adimensional que descreve os mecanismos de oscilação do fluido, o número de Strouhal. Quase 100 anos depois, Lord Rayleigh [16] também estudou o som produzido pelo escoamento do ar sobre um fio esticado na entrada da chaminé da lareira de sua casa, mas ambos pesquisadores não conseguiram determinar a causa fundamental do som com características tonais.

O verdadeiro marco do início dos estudos aeroacústicos veio após o clássico trabalho de Lighthill [17], "o som gerado aerodinamicamente", onde escreveu, a partir da equação da continuidade e da equação da quantidade de movimento (equação de Navier-Stokes), uma forma exata da equação da onda sonora, não homogênea, com termos que são importantes na região turbulenta do escoamento do fluido. Também descreveu o som gerado aerodinamicamente como o resultado da instabilidade que acontece por causa das flutuações de pressão e turbulência em torno do perfil aerodinâmico. Curle [18] estendeu a teoria geral de ruído aerodinâmico de Lighthill incorporando a influência das paredes dos sólidos no campo sonoro que foi nomeada de reflexão e difração da onda sonora em contornos sólidos. Depois, Williams e Hall [19] foram os primeiros a estudar o som produzido pelo bordo de fuga afilado de um aerofólio, bem como responsáveis pela generalização da solução de Curle, incorporando o movimento aleatório das superfícies aerodinâmicas.

O primeiro a estudar experimentalmente o som com características tonais produzido por aerofólios foi Paterson et. al. [20], que utilizou os aerofólios NACA0012 e NACA0018 em um escoamento laminar com baixo número de Reynolds. Paterson descobriu que no lugar de ruído de banda larga, o escoamento laminar em baixos números de Reynolds gerava um ruído discreto de 10 Hz, mono frequente. Esse fato foi atribuído ao fenômeno da dispersão dos vórtices, tendo em vista a interação do campo de velocidade da esteira induzida com o aerofólio. Em discordância ao estudo de Paterson, Tam [21] mostrou que aerofólios em certas condições de operação emitem tons acústicos discretos não relacionados à dispersão dos vórtices. Tam acreditava que os vórtices gerados pela instabilidade criada na esteira iniciavam-se a uma distância considerável do bordo de fuga, portanto, era difícil relacionar esses vórtices como sendo a fonte dos tons discretos que sabia-se ser perto do bordo de fuga. Ele

atribuiu os tons discretos à própria excitação gerada pelo ciclo de recirculação devido aos distúrbios na camada limite. Em continuação aos importantes trabalhos anteriores, Amiet [22] mostrou as dificuldades de se calcular o ruído em campo aberto, devido ao fenômeno do cancelamento da fonte, que ocorre por causa de rajadas verticais do escoamento turbulento em relação ao aerofólio, diminuindo assim a sustentação e aumentando a necessidade de medições e correções. Amiet também [23] estudou o som produzido pelo bordo de fuga utilizando um bordo pontiagudo de encontro ao escoamento turbulento, onde relacionou o bordo de fuga a uma placa fina semi-infinita para adicionar o efeito da velocidade média do escoamento. Recentemente, Roger e Moreau [24] observaram que todas as teorias já criadas utilizavam os cálculos assumindo uma placa fina e, portanto, ampliaram a derivação de Amiet, considerando a dispersão do fluido no bordo de ataque. “A ponta dos bordos dos aerofólios são usualmente a fonte de alta frequência sonora associada a uma pequena escala de componentes da turbulência da camada limite” Howe [25], e chegando às mesmas conclusões de Amiet, onde as flutuações da pressão hidrodinâmica inicial convergem sem alterações acima do bordo de fuga, causando uma descontinuidade na impedância sonora, dispersando-se em ondas acústicas. Desta forma, Howe [25] realizou um importante passo para o desenvolvimento da modelagem matemática do fenômeno denominado aeroacústico, juntando todas as teorias desde a década de 50, propondo uma teoria unificada, o que facilitou os cálculos e o entendimento do fenômeno.

Na década de 80, importantes estudos continuaram a ser feitos, Brooks e Hodgson [26] desenvolveram um método empírico de predição para estimar o gradiente do nível de pressão sonora do ruído irradiado utilizando um aerofólio NACA0012, identificando 5 fontes próprias de ruído, a saber: i) as interações do bordo de fuga com a camada limite; ii) a separação da camada limite; iii) a dispersão dos vórtices na camada limite laminar; iv) o ruído da dispersão dos vórtices; v) o ruído dos vórtices de ponta de asa [27]. O modelo híbrido TNO (trailing edge noise) de Blake [28] foi muito usado para descrever as flutuações de pressão baseada na solução da equação de Poisson. Com o trabalho de Parchen [29], o modelo original TNO foi estendido, assumindo-se uma placa semi-finita, tornando-se válido apenas para altas frequências no bordo de fuga do aerofólio.

Howe voltou a contribuir para a comunidade científica, estendendo a teoria de predição de ruído do bordo de fuga de placas finas de Chase-Chandiramani [30], usando escoamentos com baixos números de Mach (abaixo de 0,5) no entorno de aerofólios espessos e geometrias de bordo de fuga arbitrárias. Howe descobriu que quando o aerofólio não é acusticamente compacto, ou seja, um aerofólio que não tem a corda muito menor que o comprimento de onda, não é possível fazer essas predições apenas com o conhecimento das aproximações incompressíveis, uma vez que o aerofólio ao perturbar o escoamento no seu entorno, acaba estendendo ao campo distante, Com isso, torna-se necessário supor que a distribuição de pressão na superfície deva conter suficiente informação sonora de tal forma que a irradiação sonora calculada pelas condições de contorno, satisfaçam também na condição de campo

distante. Para satisfazer essas condições usando dados incompressíveis, a integral de superfície deve envolver a função acústica de Green que é especialmente usada em condições de contorno.

No mesmo ano, Nash [31], utilizou um túnel de vento e testou o perfil NACA0012 em baixa turbulência. 0,05%, para entender os mecanismos de geração de ruído tonal em números de Reynolds moderados. Foram observadas bandas acústicas estreitas de 40 dB acima do som ambiente. O pesquisador propôs um novo mecanismo de geração de ruído tonal, baseado no crescimento das ondas de Tollmien-Schlichting (T-S) na separação da camada limite laminar na superfície do bordo de fuga. Os resultados mostraram que a frequência dos tons acústicos gerados pode ser prevista pela modelagem matemática das características instáveis da camada limite, utilizando-se a teoria de estabilidade linear, uma vez que a geração dos tons acústicos é dependente da presença da separação do fluido no bordo de fuga.

Alguns modelos foram desenvolvidos para escoamentos com baixos valores de Reynolds [32], utilizando dois passos, o primeiro envolvendo o escoamento incompressível e o segundo o ruído acústico não viscoso com o objetivo de diminuir o custo computacional. A validação do modelo foi realizada por meio de uma solução analítica utilizando uma esfera pulsando unidimensionalmente, os resultados foram de acordo com experimentos e da solução linear para números de Mach baixos. Assim, a modelagem matemática conseguiu atingir os objetivos esperados pelo fato de permitir que a parte acústica pudesse começar a ser calculada em qualquer momento da computação do escoamento incompressível, diminuindo o custo computacional.

No começo do segundo milênio, a importância do ruído gerado pelo bordo de fuga foi destacada por diversos artigos e a série de aerofólios NACA foi uma importante fonte de estudos para muitos pesquisadores. Lummer [33] e Greschner [34] estudaram a influência do formato do bordo de fuga na geração sonora. Foi descoberto que um bordo de fuga pontiagudo produz menos ruído que um bordo de fuga com formato curvado devido a menor sinal de pressão, foi testada a diferença qualitativa entre refinamentos de malha e os resultados finais não foram alterados. A importância do ruído gerado pelo bordo de fuga gerou pesquisas diversas como a caracterização do ruído sonoro utilizando escoamento uniforme [35], a caracterização utilizando a separação de bolhas forçadas e não forçadas [36] e também a caracterização do ruído com o escoamento laminar para encontrar o ruído tonal [37].

Com o desenvolvimento computacional, as modelagens utilizando CFD (dinâmica fluido computacional) começaram a ser mais utilizadas, sendo muitas técnicas desenvolvidas desde então, como, por exemplo, a técnica de Lattice Boltzmann que não utiliza as equações de Navier-Stokes, mas as equações de transporte de Boltzmann [38];[39];[40]. Outro exemplo é o método LES (Large Eddy Simulation), que calcula apenas as escalas dinâmicas mais importantes do escoamento e modela os efeitos das menores escalas [41];[40]; [42]. Também, o método DNS (Direct Numerical Simulation), que resolve todas as escalas de escoamento incluindo as escalas dissipativas [43]. A simulação RANS (Reynolds Averaged Navier Stokes), que utiliza as médias das equações de Navier-Stokes e da



continuidade [33]; [44]. Por fim, o método dos painéis que ficou popular sendo utilizado no programa Xfoil desenvolvido por Mark Drela [45]; [46]. Desta forma, por exemplo, as técnicas numéricas para a dinâmica de fluidos computacional permitiram que um modelo híbrido fosse usado, possibilitando tanto a análise das propriedades dinâmicas do escoamento como a predição do campo sonoro, de maneira desacoplada. Desta forma, primeiramente, o problema numérico-computacional é resolvido para o escoamento no entorno do perfil, principalmente, nos bordos de ataque e de fuga, baseado nos métodos RANS, DNS, LES, ou Xfoil, para obtenção do campo de escoamento aerodinâmico. E, posteriormente, tendo em vista a solução do campo de escoamento, são utilizados métodos numéricos e analíticos baseados nas equações de analogia acústica visando a obtenção do campo sonoro [47]. Para diminuir os custos computacionais, desacopla-se os cálculos da simulação sonora da aerodinâmica. Para esse desacoplamento utiliza-se uma integral de superfície, que representa o som irradiado, portanto, simulando o campo sonoro e a diretividade das ondas produzidas pela interação do escoamento com o corpo sólido, neste trabalho, um perfil aeronáutico.

Nos últimos anos o método híbrido TNO voltou a ser utilizado por diversos pesquisadores. Utilizaram por exemplo, Stalnov [48], para descrever a irradiação sonora em campo aberto. Fischer [49] melhoraram o modelo não utilizando a simplificação do modelo original de Blake, mas usando os termos da relação da mistura turbulenta de Howe, o que melhorou os resultados da pressão estática na superfície e o ruído de campo aberto.

## **2.2 Estudo de perfis de asa em aeronaves elétricas**

Os aerofólios para aeronaves em geral são escolhidos basicamente pelo critério do coeficiente de sustentação ideal para a aeronave que será fabricada. No estudo feito por Srilatha [13] onde foi escolhido um aerofólio para um Pipistrel pantera elétrico, os aerofólios da série 6 da NASA se mostraram com os melhores coeficientes de sustentação ideais para as condições da aeronave. O perfil NACA 65618 que gerou as maiores razões entre sustentação e arrasto em cruzeiro e menor coeficiente de guinada foi escolhido.

Os aerofólios NACA também ficaram presentes no estudo de uma aeronave conceitual [50], uma aeronave de pequeno porte híbrida (4 passageiros). Vários perfis NACA foram considerados possíveis para o uso como os NACAS 23010, 23012, 15, 16 e 63415 para as asas, 0012, 0009 e 2412 para a calda horizontal e por fim o 0012 e 0009 para a calda vertical.

Foram realizados muitos estudos relevantes com predições da tecnologia aeronáutica para o futuro e desenvolvimento de perfis de asa para várias aeronaves com propulsão elétrica distribuída do centro de pesquisas Langley da NASA [12]. Aerofólios GAW-1, GAW-2 e NACA 5415 foram testados, mas tiveram limitações por conta do alto arrasto ou baixo coeficiente de sustentação máximo em cruzeiro. A NASA então desenvolveu um aerofólio de baixo arrasto e alto coeficiente de sustentação para a

aeronave protótipo X-57. O aerofólio GNEW5BP93B com o mínimo coeficiente de arrasto de  $c_d = 0.0053$  com sustentação a  $c_l = 0.90$ .

### 3 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

#### 3.1 Escoamento Turbulento

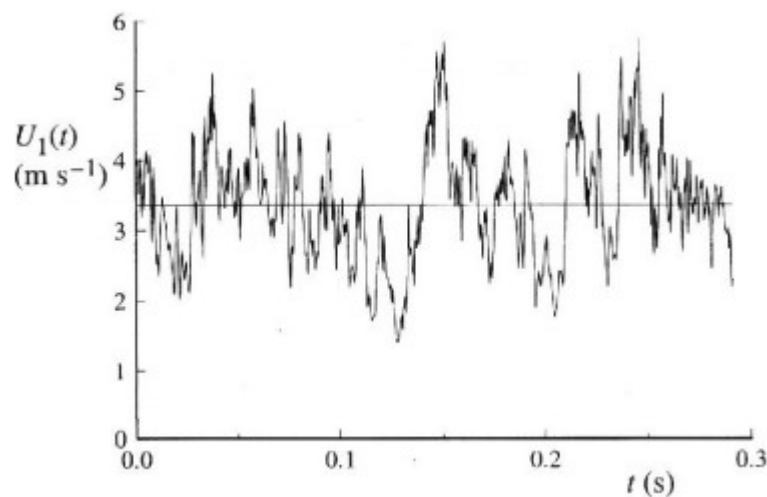
No dia a dia é possível perceber em várias oportunidades o escoamento turbulento, do escoamento da água em uma cachoeira ao escoamento do vapor em uma chaminé. A grande diferença que pode ser observada do escoamento turbulento é a passagem irregular, instável, se parecendo caótica e aleatória do fluido.

O campo de velocidade do fluido em escoamento turbulento varia significativamente de forma irregular em relação ao tempo e a posição (Gráfico 1), sendo relacionada a não linearidades das equações governantes e podendo ser observado um forte campo de vórtices. A turbulência é considerada como um conjunto de vórtices de vários tamanhos. Os turbilhões são instáveis e se desintegram transferindo a energia para outros vórtices menores.

O efeito da transferência de energia é chamado de cascata de Kolmogorov, os vórtices maiores drenam energia do escoamento médio e a dinâmica do escoamento ocorre dos maiores para os menores, atingindo o equilíbrio após ser dissipada por tensões viscosas. O processo continua e os efeitos da viscosidade são convertidos em calor [51].

Existe uma grande separação entre o tamanho das escalas do escoamento turbulento, para escalas grandes, o movimento é fortemente influenciado pelo perfil do escoamento, que controla o movimento e a mistura. As escalas menores são determinadas pela razão que recebem energia das escalas maiores e pela viscosidade.

Gráfico 1 - Variação de uma componente do campo de velocidade no escoamento turbulento



Fonte: [52]

Um importante característica da turbulência é a facilidade maior comparada ao escoamento laminar, em misturar e transportar o fluido de maneira mais eficiente. A descoberta entre as diferenças dos tipos de escoamento foi feita por meio de experimentos que posteriormente ajudaram na descoberta do número de Reynolds [51].

Em várias aplicações da indústria é desejável o escoamento turbulento, como no escoamento de dois fluidos diferentes que é desejável a mistura ou para retardar o descolamento da camada limite do contanto do vento com uma asa de aeronave, onde o objetivo é aumentar o ângulo que a asa perde a sustentação.

Há abordagens que estão sendo usadas para responder questões relacionadas a turbulência e o escoamento turbulento, o primeiro, é o método experimental que visa buscar soluções quantitativamente e qualitativamente. Método com alto custo, geralmente é feito em laboratórios e ambiente controlado como túneis aerodinâmicos, hidrodinâmicos, velocimetria por imagens de partículas e etc. o segundo é o analítico, buscando desenvolver modelos matemáticos que podem prever o comportamento físico do escoamento, método utilizado para problemas mais simples. O terceiro que é o numérico, onde as equações diferenciais são resolvidas por métodos matemáticos utilizando-se modelos para prever o comportamento do escoamento.

O modelo que será utilizado neste trabalho, utiliza a solução matemática por volumes finitos, empregado no CFD (Dinâmica dos Fluidos Computacional). O emprego do CFD é muito popular nos dias atuais, por ter praticidade na utilização da capacidade computacional em processar grande volume de informações.

Apesar de toda evolução tecnológica e avanço dos supercomputadores, ainda é algo difícil e computacionalmente custoso resolver problemas de escala temporal e espacial turbulentas [14]. Há três aspectos importantes para serem considerados na hora de resolver problemas turbulentos.

- 1 – O nível de discretização, ou seja, a quantidade de informação que é desejada ter o acesso, tamanho da estrutura, tipo e etc.
- 2 – A exatidão do cálculo, depende da técnica numérica da simulação.
- 3 – O custo computacional, o tempo e recursos requeridos para os resultados.

O surgimento de técnicas computacionais de simulação numérica proporcionou testes e visualização de variáveis, tais como pressão, velocidade e tensões, de forma confiável e menos onerosa.

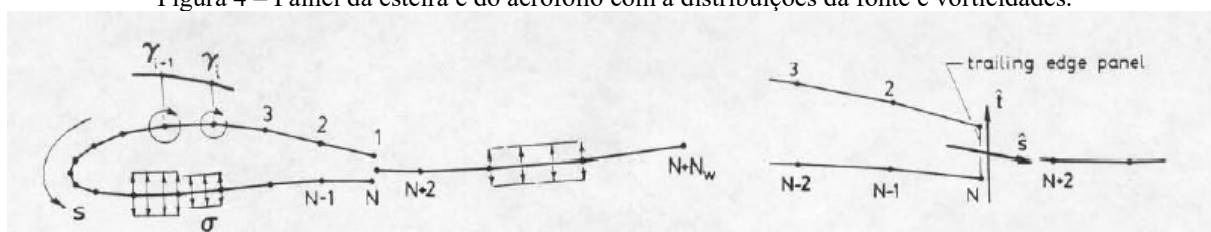
### 3.1 Programas comerciais

#### 3.1.1 X-foil

O programa X-foil foi desenvolvido por Mark Drela em 1989 e tem como objetivo a análise e a criação de modelo para aerofólios em baixos números de Reynolds. Para os cálculos desenvolvidos pelo programa é utilizado o método dos painéis invíscido (Figura 4) com vórtices lineares juntamente com a correção de compressibilidade Karman-Tsien [53].

As distribuições das fontes são impostas no aerofólio e a esteira permite que seja modelada a influência da camada viscosa no escoamento potencial. Para as camadas viscosas são usadas duas equações com o método integral de dissipação atrasada. São tratadas tanto as camadas de escoamento laminar quanto o turbulento, o ponto de transição é determinado pela formulação amplificada de tipo  $e^9$ . A camada limite e as equações de transição são resolvidas simultaneamente pelo campo de escoamento invíscido pelo método global de newton [53].

Figura 4 – Painel da esteira e do aerofólio com a distribuições da fonte e vorticidades.



Fonte:[53]

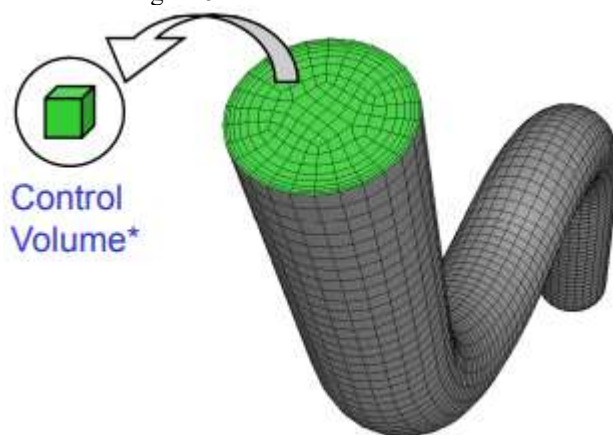
#### 3.1.2 Ansys Fluent

O programa utiliza o método de volumes finitos para a resolução dos problemas, sendo assim o domínio é discretizado em um conjunto de volumes de controle (Figura 5) que são resolvidos por meio das equações gerais da conservação para massa, energia etc.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho \phi dV + \oint_A \rho \phi V \cdot dA = \oint_A \Gamma_\phi \nabla V \cdot dA = \int_V S_\phi dV \quad (1)$$

A equação (1) mostra os termos utilizados pelo solver do Ansys Fluent, sendo o primeiro termo da integral a parte transiente, a segunda a advecção, o terceiro termo a difusão e o último a geração. As equações diferenciais parciais são discretizadas em um sistema linear de equações e assim são resolvidas numericamente para gerar a solução de campo.

Figura 5 – Volumes de controle finitos

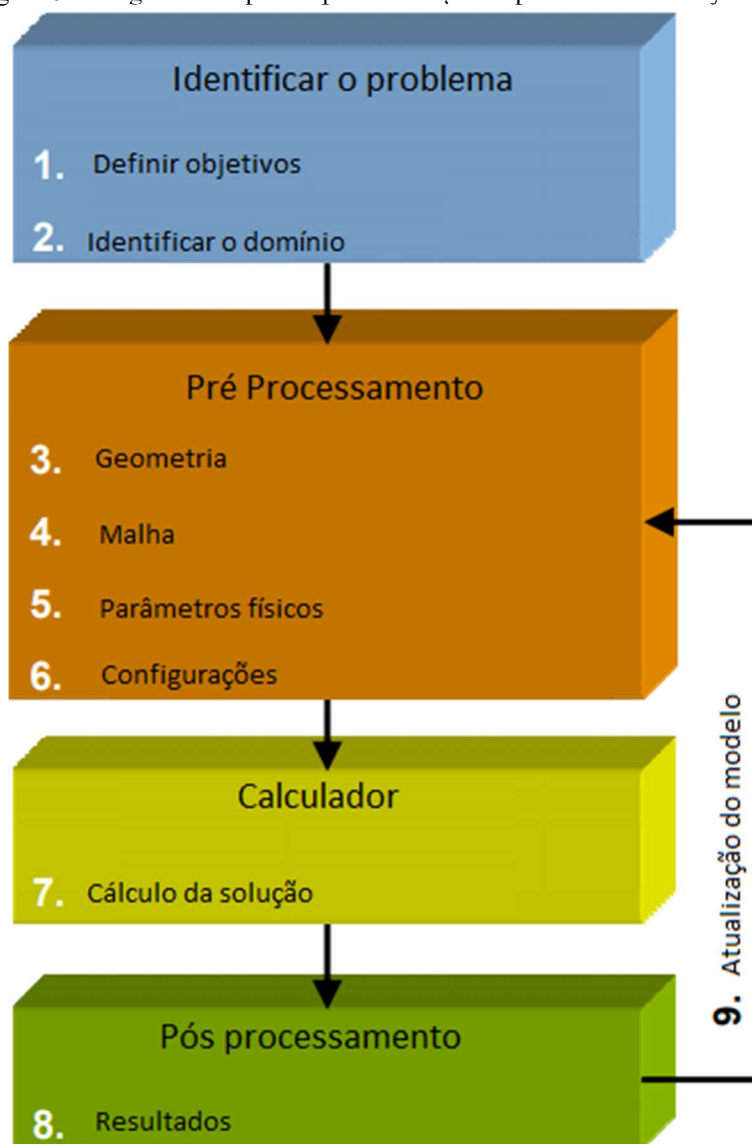


Fonte: [54]

Os passos utilizados pelo programa para a completa resolução dos problemas seguem o diagrama da Figura 6, sendo os passos:

1. Definir os objetivos.
2. Identificar o domínio que será utilizado.
3. Criar a geometria com o DesignModeler ou o SpaceClaim.
4. Criar a malha.
5. Colocar os parâmetros físicos.
6. Selecionar os parâmetros do solver.
7. Ligar o cálculo e esperar os resultados.
8. Examinar os resultados
9. Analisar e alterar os parâmetros iniciais para melhorar os resultados finais.

Figura 6 – Diagrama dos passos para resolução de problemas no Ansys Fluent



Fonte: [54]

### 3.2 Métodos computacionais

Nas últimas décadas, o meio de resolver problemas de escoamento que vem se popularizando e facilitando o entendimento da matemática aplicada e da lei da conservação é o CFD (dinâmica dos fluidos computacional), pelo fato de resolver as equações de Navier-Stokes e ainda ser uma alternativa menos cara que a experimental.

Há três métodos mais usados para resolver as equações de Navier-Stokes de forma aproximada, o método de simulação numérica direta (DNS), a grande simulação de vórtices (LES) e a simulação da média de Reynolds e Navier-Stokes (RANS). A diferença e aplicações dos três métodos serão discutidas [55].

### 3.2.1 DNS

O método DNS utiliza a equação de Navier-Stokes sem o uso de aproximações para calcular o escoamento turbulento. Uma malha extremamente refinada é importante para o método modelar a menor formação possível de um turbilhamento, por isso é preciso uma capacidade computacional muito grande [39].

Por esses fatores, a simulação utilizando o DNS se torna impraticável em vários aspectos, sendo mais usadas para altos números de Reynolds em um campo de escoamento que precisa de uma alta capacidade computacional [35].

### 3.2.2 LES

O método LES como o próprio nome já diz, pode separar os turbilhonamentos grandes e pequenos, sendo os dois usados para a análise turbulenta. O método usa uma estrutura macro para o escoamento turbulento, dispensando assim a importância da capacidade computacional e permitindo resolver equações para grandes turbilhonamentos tanto em três dimensões e escoamentos transientes [42].

### 3.2.3 RANS

O método RANS é personalizado com os parâmetros de escoamento médios, ao invés de usar parâmetros instantâneos da simulação do escoamento turbulento. Portanto, em RANS o escoamento turbulento calcula a média tanto do estado permanente como as variáveis do escoamento dinâmico [56].

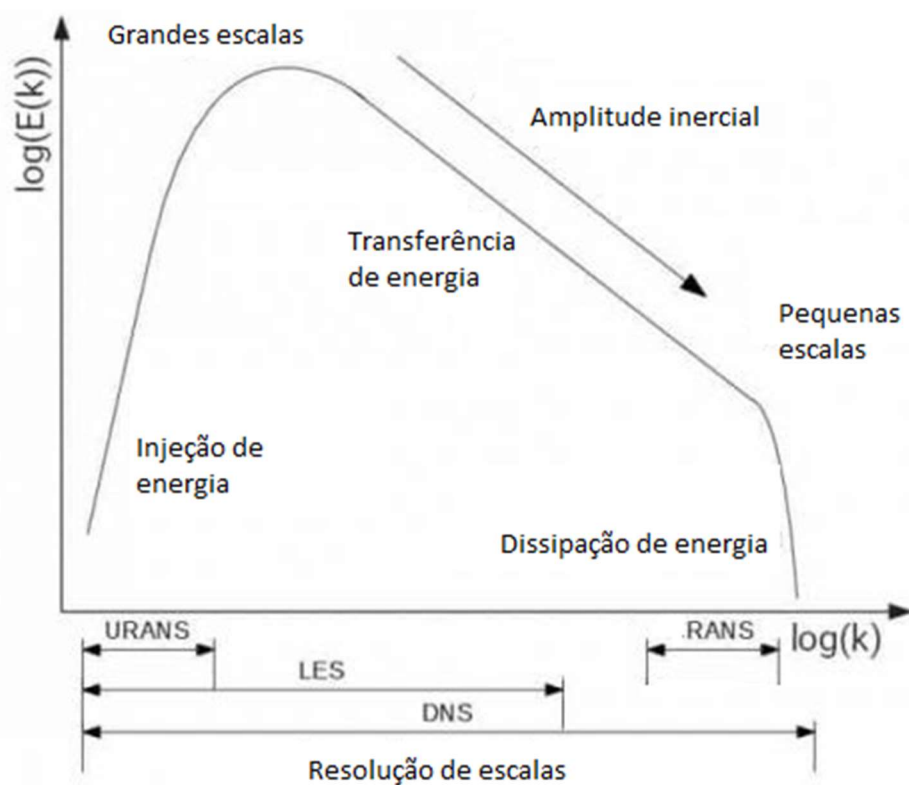
O método suprime os modos turbulentos para resolver apenas o movimento médio. A parte suprimida é modelada por aproximações que tentam capturar os fenômenos da turbulência. O modelo RANS é estacionário, portanto, para resolver os problemas transientes se usa o modelo URANS que se baseia na ideia de simular as variações do escoamento associadas ao movimento de estruturas, enquanto que a flutuação da turbulência é modelada [57].

### 3.2.4 DES

O método DES é uma técnica híbrida entre o LES e o RANS, onde a técnica de resolução de grandes escalas do modelo LES é usada para as regiões fora da camada limite enquanto para as regiões dentro da camada limite, a técnica RANS é utilizada. Como é possível ver na Figura 7, o modelo LES consegue calcular as grandes escalas enquanto o modelo RANS calcula as pequenas escalas.



Figura 7 – Grandes e pequenas escalas e as técnicas utilizadas



Fonte: [58]

O método DES foi criado para diminuir o custo computacional, usando assim o melhor de duas técnicas em conjunto.

### 3.2.5 Comparação entre as técnicas

A Tabela 1 mostra a comparação entre as técnicas computacionais para calcular o escoamento turbulento mais usadas atualmente.

Tabela 1 – Comparativo entre as técnicas computacionais turbulentas.

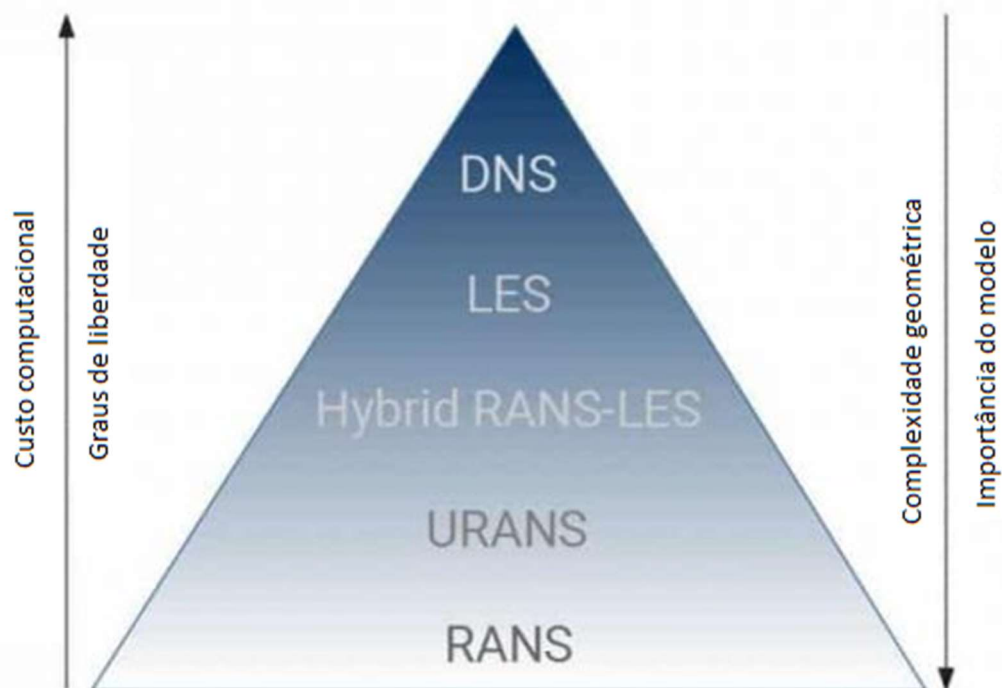
Técnicas computacionais turbulentas				
Métodos	Técnica	Refinamento de malha	Formulação	Dimensões
DNS	Equações de Navier-Stokes resolvidas numericamente sem modelagem	Muito refinadas	Transiente	Tri-dimensional
LES	Técnica que grandes escalas são calculadas diretamente	Muito refinadas	Transiente	Tri-dimensional
DES	Técnica de grandes escalas em regiões fora da camada limite e técnica RANS dentro da região da camada limite	Médio refinamento	Transiente	Bi e Tri-dimensional
URANS	Equações médias de Navier-Stokes	Médio refinamento	Transiente	Bi e Tri-dimensional
RANS	Equações médias de Navier-Stokes	Médio refinamento	Permanente	Bi e Tri-dimensional

Fonte: Próprio autor.

As diferentes técnicas possuem estratégias que podem necessitar de maior ou menor custo computacional, como mostra a Figura 8 onde a base da pirâmide tem as abordagens com menor custo computacional e menor importância de modelagem, e no topo o modelo DNS que resolve problemas mais complexos mas com o maior custo computacional. Portanto, é possível conseguir dados mais detalhados e precisos ou conseguem mitigar o custo computacional em detrimento da precisão dos dados (Figura 9).

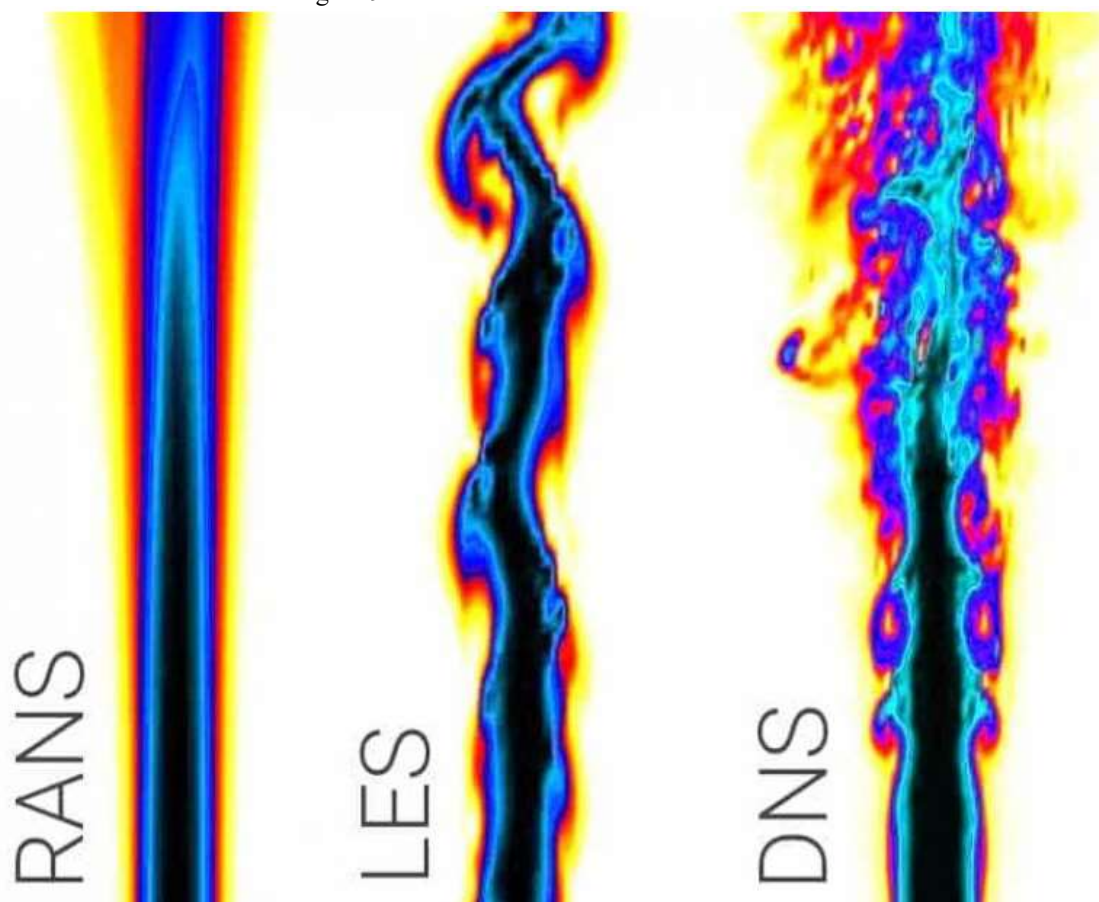
Pelas dificuldades apresentadas e reduzido poder computacional, este estudo optou por utilizar o método URANS para as simulações feitas, o modelo além de permitir um dos menores custos computacionais, permite também que seja feito um escoamento transiente e, portanto, seja possível usar o modelo acústico do programa Ansys FLUENT.

Figura 8 -Custo computacional e complexidade geométrica entre os modelos turbulentos



Fonte: [58]

Figura 9 – Precisão entre os modelos turbulentos



Fonte: [58]

### 3.3 Modelos turbulentos

#### 3.3.1 RANS – Modelo de "turbilhonamento" viscoso

##### 3.6.1.3 Spalart-Allmaras

O modelo Spalart-Allmaras utiliza o método de uma equação e é muito utilizado para problemas envolvendo aplicações aeronáuticas. Já mostrou bons resultados com gradiente de pressão e o modelo é um dos mais usados para validação de problemas aeronáuticos e de menor custo computacional [59]. De acordo com Spalart e Allmaras [60] o modelo pode providenciar uma economia computacional na região de interesse até a separação na camada aerodinâmica externa.

O modelo foi desenvolvido para aplicações aerodinâmicas, o intuito foi remover a lacuna deixada pelos modelos feitos à base de energia cinética e ao invés de usar duas equações, utilizar apenas uma, com um modelo computacional mais simples [60]. Como outros modelos, existe um ponto fraco que é a dificuldade de prever a separação da camada limite por causa do gradiente de pressões adversas.

Para o modelo de duas equações, a equação de transporte de Reynolds é resolvida tanto para a energia cinética quanto para a taxa de dissipação da energia cinética. Portanto, o modelo adiciona uma parte diferencial da equação de transporte. Utilizando duas equações, o mecanismo da turbulência pode ser melhor caracterizado, além de se comportar bem para geometrias complexas, canais abertos etc. Os dois modelos mais usados são:

##### 3.7.1.1 k-epsilon model (k-ε model):

Sendo o modelo de duas equações mais popular que existe, foi desenvolvido primeiramente a versão padrão por Launder e Spalding (1974). O modelo assume que a viscosidade turbulenta é isotrópica, ou seja, a razão entre o tensor de Reynolds e a razão média de deformações é igual em todas as direções. Sendo muito validado tanto para condições externas e internas de escoamento, grande desempenho e com um formato simples. Utiliza-se a viscosidade de turbulência  $\nu_t$  que pode ser vista na equação (2) [61].

$$\nu_t = C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (2)$$

Sendo,  $k$  a energia cinética,  $\varepsilon$  a taxa da dissipação da energia cinética e  $C_\mu$  é a constante do coeficiente.

##### 3.7.1.2 Omega model (k-ω model):

O Ômega ( $\omega$ ) é a razão da taxa da dissipação da energia cinética turbulenta ( $\varepsilon$ ) pela energia cinética turbulenta ( $k$ ). A dissipação da taxa da energia cinética turbulenta em energia interna (térmica) é representada por ômega. O modelo ômega em relação ao épsilon produz melhores resultados em casos onde a maior gradiente de pressão adversa [62].

Uma modificação do modelo ômega que também é usada atualmente é o modelo de transporte de tensão cisalhante (SST)  $k$ - $\omega$ , usado para condições de controle onde é preciso prever o escoamento perto da parede.

### 3.4 Aeroacústica computacional

O acoplamento entre o escoamento e o som parte de uma suposição fundamental de todas analogias acústicas baseadas na formulação de Lighthill [17]. A geração do som acontece por não homogeneidades do escoamento, mas o próprio escoamento não é influenciado pelo campo acústico. Portanto, as informações relevantes sobre o campo próximo do escoamento podem ser obtidas pelas técnicas tradicionais de CFD e posteriormente essa informação pode ser usada para prever a propagação do som em campo distante [10]. Desta forma, o presente estudo vai considerar as técnicas de modelamento turbulento utilizando assim URANS para obtenção das informações indispensáveis para a predição do campo acústico. Os métodos baseados nas teorias acústicas que serão estudadas nos capítulos a seguir requerem apenas o campo próximo do escoamento como informação, isso acaba por diminuir muito o custo computacional para resolver as ondas acústicas até o campo distante.

#### 3.4.1 Modelo híbrido RANS/URANS

A técnica híbrida Rans e Urans é uma forma de diminuir os gastos computacionais das simulações. É usado no primeiro momento o modelo estacionário RANS onde os resultados são obtidos e guardados e após isso é rodado uma simulação em URANS em regime transiente até atingir as condições de quase-permanente dos resultados obtidos em RANS. O presente trabalho utilizou essa técnica para reduzir o gasto computacional.

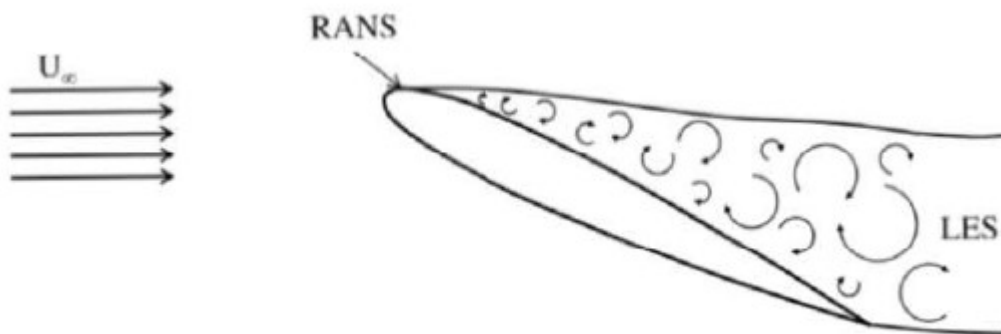
#### 3.4.2 Modelo híbrido RANS/LES

A grande maioria dos métodos numéricos é baseada nas soluções das equações de Navier-Stokes (RANS), que produz apenas informação estatística do campo de escoamento turbulento. Para se obter os dados aeroacústicos é preciso a informação das flutuações do campo de pressão. Por isso, o método que poderia ser usado para simular as flutuações do campo de pressão seria LES [10]. O grande problema é que o modelo LES usa muito recurso computacional, dependendo do tamanho da área que precisa ser refinada, portanto, da quantidade de elementos. Por esse motivo, o uso dos modelos híbridos RANS/LES se torna interessante. Há dois modelos híbridos mais difundidos:

## 1 - Aproximação híbrida global

Em apenas um método são combinadas as aproximações RANS/LES. A camada limite da geometria é tratada por RANS e o escoamento longe da geometria é tratado por LES, como mostrado na Figura 10. Outra aproximação utilizada é o método URANS/LES, onde primeiramente, é realizada a simulação toda em URANS, onde os dados de pressão estática e velocidade são computados. Em seguida é realizada a simulação LES, considerando os resultados da simulação URANS para a parte acústica. O refinamento de malha utilizado por URANS é muito mais simples que por LES, diminuindo significativamente a quantidade de células.

Figura 10 – Implementação do modelo global.

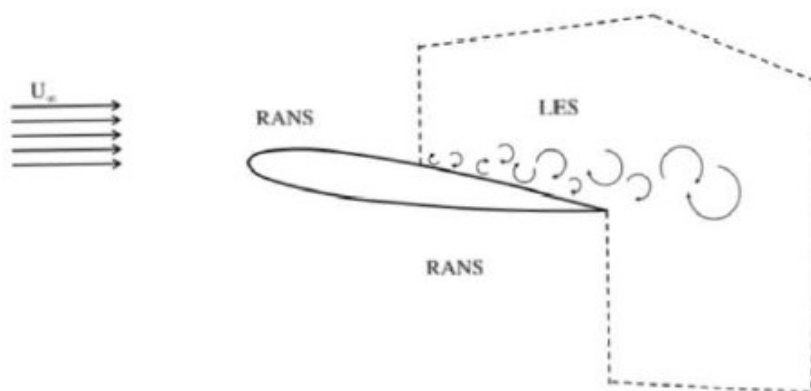


Fonte: [63]

## 2 – Aproximação híbrida por zonas

Como o próprio nome diz, a aproximação por zonas é feita com o isolamento de uma região específica para o uso do LES como é mostrado na Figura 11. Esse método reduz ainda mais o consumo de recursos computacionais, pelo fato de diminuir a área onde será utilizada o LES em comparação ao modelo global.

Figura 11 – Ilustração da aproximação utilizando o método híbrido RANS/LES.

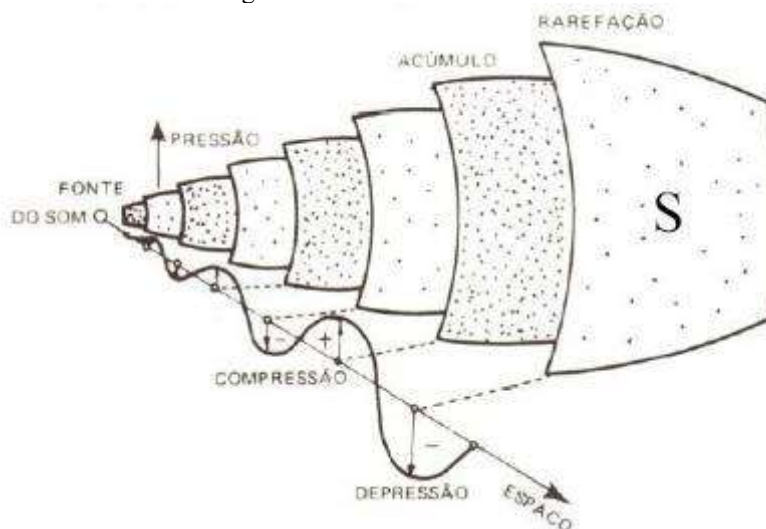


Fonte: [63]

### 3.5 Intensidade acústica

Para algumas finalidades é necessário o conhecimento do valor da energia acústica ou da potência acústica associada com a onda acústica. Esse valor pode ser calculado a partir do valor da pressão acústica.

Figura 12 – Onda sonora esférica



Fonte: SILVA, 2002.

A passagem da onda acústica é acompanhada por um fluxo de energia acústica. O fluxo de energia acústica transmitida na direção do deslocamento, considerado em sua unidade de área  $S$  (Figura 12) perpendicular à direção do deslocamento, é a intensidade acústica apresentada pela equação (3):

$$I = U_{ef} P_{ef} \cos\varphi \quad (3)$$

onde,  $U_{ef}$ : representa a velocidade efetiva, ou seja, 0,71 da velocidade máxima da partícula,  $P_{ef}$ : denota a pressão efetiva da pressão acústica, ou seja, 0,71 da pressão máxima.

No deslocamento da onda acústica em campo gasoso livre, a diferença de fase entre a velocidade efetiva da partícula ( $U_{ef}$ ) e a pressão acústica efetiva ( $P_{ef}$ ) é igual a 0 (zero), resultando  $\cos \phi = 1$ , equação (4).

$$U_{ef} = \frac{P_{ef}}{\rho c} \quad (4)$$

onde,  $\rho$  denota a massa específica do meio transmissor ( $\text{kg/m}^3$ ),  $c$  denota a velocidade de propagação sonora no meio (m/s).

A intensidade da energia acústica na direção de propagação é (equação (5)):

$$I = \left( \frac{W}{m^2} \right) \quad (5)$$

$I$  é igual a zero na direção perpendicular à direção de propagação, ou seja, a intensidade só é expressiva na direção do deslocamento da onda acústica, portanto, uma grandeza vetorial. O senso técnico da expressão intensidade é significativo somente na direção especificada, pois a Equação (5) é aplicada somente na livre propagação plana ou esférica da onda acústica. Nestes casos, o produto  $\rho c$  é chamado impedância característica do meio de deslocamento da onda acústica.

### 3.6 Fontes de ruído aerodinâmicas

O ruído produzido pelo escoamento não estacionário de um fluido e por suas interações com objetos sólidos é denominado ruído aerodinâmico, e pode ser atribuído a três tipos de fontes: monopolo, dipolo e quadrupolo. O escoamento de massa pode ser definido como monopolo. O dipolo pode ser criado quando existem flutuações de forças no escoamento, como por exemplo, o descolamento do escoamento da superfície de um cilindro ou de um aerofólio formando a esteira de vórtices. Por outro lado, o acoplamento de forças flutuantes pode formar o quadrupolo, como por exemplo, a transição de uma camada limite laminar em turbulenta [14].

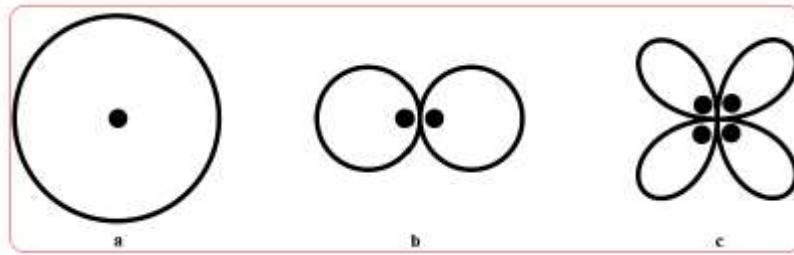
#### 3.6.1 Fonte Monopolo

A fonte monopolo é gerada pela inserção descontínua de massa ou calor no escoamento. Esse tipo de fonte é verificado em pulsos de jatos, no escoamento turbulento sobre uma fresta em grande superfície, no processo de combustão e calor liberado por fronteiras e raio laser pulsado. Cabe salientar que a a



fonte monopolo irradia o som igualmente em todas direções, conforme Figura 13. A radiação de uma fonte monopolo em um fluido estacionário é equivalente à produzida por uma esfera pulsante.

Figura 13 – Diagrama monopolo



Fonte: [14]

A amplitude e a fase da pressão acústica são simétricas esfericamente. Uma relação entre a potência sonora radiada e os parâmetros do escoamento, quando uma fonte monopolo é gerada em escoamento de velocidades não estacionárias, é dada através da equação (6):

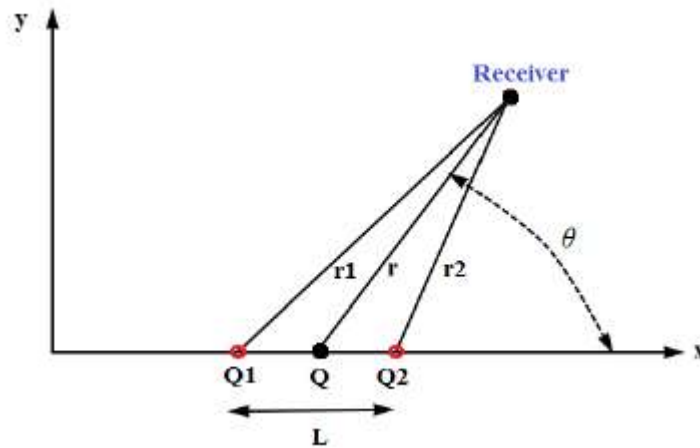
$$W_{monopolo} \propto \frac{\rho L^2 U^4}{c} = \rho L^2 U^3 M \quad (6)$$

onde,  $W_{monopolo}$  denota a potência sonora radiada ( $W$ ),  $\rho$  denota a densidade do gás ( $\text{kg/m}^3$ ),  $c$ : denota a velocidade do som no gás (m/s),  $U$  denota a velocidade do escoamento na região da fonte (m/s),  $L$  denota a escala de comprimento do escoamento na região da fonte,(m),  $M$  denota o número de Mach igual a  $U/c$ .

### 3.6.2 Fonte Dipolo

A fonte dipolo é a superposição de dois monopolos em fases opostas e separados por uma distância muito menor que o comprimento de onda. A Figura 14 mostra duas fontes sonoras com amplitudes  $A$  e  $-A$  localizadas dentro das regiões Q1 e Q2. Este tipo de fonte é comumente encontrado em compressores, onde o fluxo turbulento impacta sobre o escoamento como em descargas de jatos quentes em ambientes mais frios e outros.

Figura 14 – Diagrama dipolo



Fonte: [14]

A relação entre a potência sonora radiada e os parâmetros do escoamento, para uma fonte dipolo em um escoamento de densidade média uniforme é dada pela equação (7).

$$W_{Dipolo} \propto \frac{\rho L^2 U^6}{c^3} = \rho L^2 U^3 M^3 \quad (7)$$

Quando a entropia específica ou a temperatura do escoamento na região da fonte não é uniforme (descargas de jatos quentes em ambientes mais frios, por exemplo), a densidade também varia, provocando fortes flutuações de pressão no escoamento turbulento, o que pode ser caracterizado como produção de fonte dipolo. A força do dipolo é proporcional à diferença entre a densidade no campo de pressão turbulento e a densidade média uniforme, sendo sua potência sonora dada pela Equação (8).

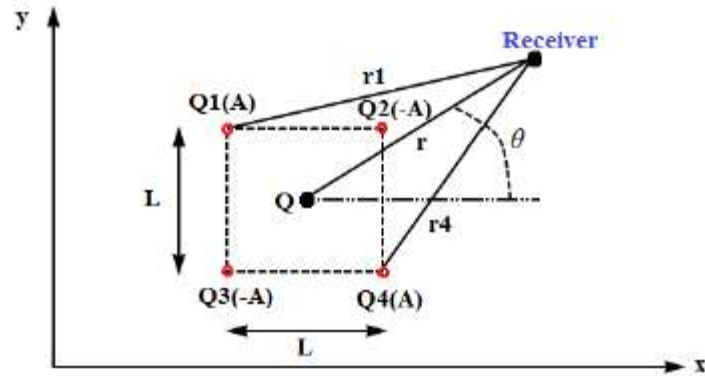
$$W_{Dipolo} \propto \frac{\rho L^2 (\delta T/T)^2 U^6}{c^3} = \rho L^2 \left(\frac{\delta T}{T}\right)^2 U^3 M^3 \quad (8)$$

onde,  $(\delta T/T)^2$  representa a média quadrática da flutuação de temperatura fracionada.

### 3.6.3 Fonte Quadrupolo

A radiação de fonte quadrupolo é produzida pela superposição de dois dipolos de mesma força, que estão em fases opostas ou quatro monopolos. A Figura 15 mostra 4 fontes com diferentes amplitudes, em diferentes regiões, mas com a mesma força.

Figura 15 – Diagrama quadrupolo





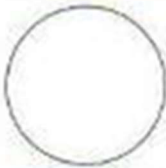
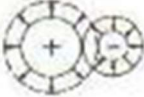
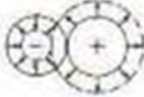
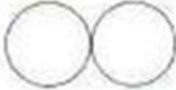
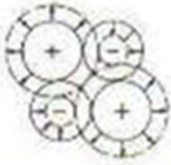
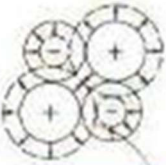

Fonte: [14]

Quadrupolos e dipolos gerados por variação de entropia são os tipos de fontes predominantes em escoamentos de ar a altas velocidades, onde a compressibilidade do escoamento é relevante, por exemplo. Desta maneira, a força da fonte quadrupolo será maior quanto maior for o gradiente da velocidade média, como pode ser visto na Equação (9).

$$W_{\text{Quadrupolo}} \propto \frac{\rho L^2 U^8}{c^5} = \rho L^2 U^3 M^5 \quad (9)$$

As fontes monopolo, dipolo e quadrupolo diminuem suas respectivas eficiências de radiação em escoamentos de baixa velocidade, em regimes incompressíveis (Figura 16). Porém, a dependência de suas potências de radiação sonora com a velocidade do escoamento mostra uma tendência contrária, variando com a quarta, sexta e oitava potência da velocidade do escoamento para as respectivas fontes monopólio, dipolo e quadrupolo. Então, em escoamentos subsônicos compressíveis, com a velocidade consideravelmente alta, a radiação quadrupolo é considerada como a principal fonte de ruído.

Figura 16 – Tipos de fontes aeroacústicas e suas propriedades dimensionais em um fluido de densidade média uniforme

Tipo sonoro	Característica de radiação		Padrão directivo
	180° Diferença de fase		
$a$ Monopolo			
$b$ Dipolo			
$c$ Quadripolo			

Fonte: [64]

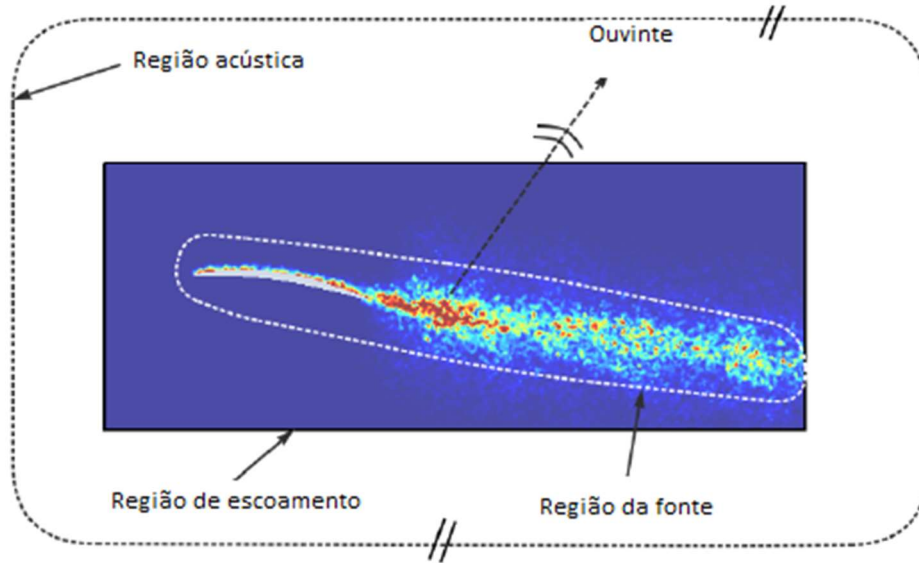
### 3.7 Analogias acústicas

Ao longo dos anos, analogias acústicas foram desenvolvidas para que se fosse possível realizar o cálculo da potência sonora irradiada pelo escoamento.

#### 3.7.1 Analogia de Lighthill

A analogia de Lighthill nasceu das equações de Navier Stokes. Logo, o domínio acústico é decomposto na região do escoamento onde existe a fonte geradora de ruído, sendo resultado das flutuações turbulentas, por exemplo. A partir da fonte sonora do escoamento, as ondas acústicas se propagam para o campo aberto em direção ao receptor, como é mostrado na Figura 17.

Figura 17 – Região aeroacústica



Fonte:[14]

Para a dedução da analogia de Lighthill foram usadas as equações de conservação da quantidade de movimento e da continuidade, sem a inserção de forças externas e de corpo. Para fluidos compressíveis, como mostrado através das Equações (10) e (11), tem-se [17]:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (10)$$

$$\frac{\partial \rho u_i}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i u_j}{\partial x_j} = \frac{\partial \rho}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (11)$$

Na Equação 34, o tensor de tensão viscosa  $\tau_{ij}$  pode ser expresso nos termos do gradiente de velocidade. Assim, tem-se:

$$\tau_{ij} = \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \quad (12)$$

onde,  $\mu$  representa a viscosidade dinâmica do fluido,  $\delta_{ij}$  denota o delta de Kronecker. Utilizando a Equação da quantidade de movimento (2), obtém-se:

$$\frac{\partial \rho u_i}{\partial t} + c_0^2 \frac{\partial \rho}{\partial x_i} = \frac{\partial T_{ij}}{\partial x_j} \quad (13)$$

onde,  $C_0$  denota a velocidade do som,  $T_{ij}$  denota o tensor de tensão de Lighthill, dado como:

$$T_{ij} = \rho u_i u_j + \delta_{ij} [(p - p_0) - c_0^2 (\rho - \rho_0)] - \tau_{ij} \quad (14)$$

onde,  $p_0$  e  $\rho_0$  denotam a pressão e a densidade atmosférica respectivamente. Diferenciando a Equação da quantidade de movimento (1) em relação ao tempo, subtraindo a Equação (13), tem-se:

$$\frac{\partial^2 \rho_a}{\partial t^2} + c_0^2 \frac{\partial^2 \rho_a}{\partial x_i^2} = \frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial X_i \partial X_j} \quad (15)$$

A Equação 38 é conhecida como equação da onda não homogênea, utilizada para resolver flutuações da densidade acústica  $\rho_a$ . O lado esquerdo da expressão é definido como o operador da onda acústica para a propagação do som, o termo da direita é definido como as fontes de geração acústica, termo que funciona como a fonte sonora quadrupolo [65]. É fato que a equação de Lighthill é exatamente uma consequência das leis de conservação da massa e movimento, por isso deve satisfazer todos os fluidos reais.

### 3.7.2 Tensor de Lighthill

Algumas considerações podem ser feitas para simplificar o tensor de tensão de Lighthill. A primeira é eliminar da equação o termo da fonte fora da região turbulenta. Para um escoamento turbulento em uma atmosfera uniforme em equilíbrio, o tensor pode ser desconsiderado. Dentro da região turbulenta a contribuição do termo  $T_{ij}$  pode ser considerada separadamente. O termo  $\delta_{ij}[(p - p_0) - c_0^2(\rho - \rho_0)]$  é relacionado a variação da entropia dentro da região da fonte, o termo desaparece para escoamentos isentrópicos. Além do mais, os efeitos da viscosidade e de transferência de calor causam apenas um amortecimento lento em longas distancia por causa da conversão da energia acústica em calor. Além disso, para altos números de Reynolds é possível abandonar o tensor de tensão viscosa  $\tau_{ij}$ . Com todas essas suposições o tensor de Lighthill se torna (equação (16)): [17].

$$T_{ij} = \rho_0 u_i u_j \quad (16)$$

### 3.7.3 Formulação de Green

Funções de Green são uma ferramenta útil na resolução de equações da onda e têm esse nome em homenagem ao matemático britânico George Green, que foi o primeiro a desenvolver o conceito na década de 1830.

A equação geral da onda no espaço em três dimensões é descrita como (equação (17)):

$$\frac{1}{c^2} \frac{\partial^2 \rho'}{\partial t^2} - \nabla^2 \rho' = 4\pi \dot{S} \quad (17)$$

onde, a função  $\hat{S}(r, t)$  descreve a origem da densidade como sendo independente tanto do tempo ( $t$ ) como do espaço ( $r$ ). Como é preciso especificar as condições de contorno, usualmente para se resolver problemas assim, onde há uma fonte distribuída, obtém-se a solução  $G(r-r_0)$ , que em resumo, permite que se obtenha a solução em um ponto  $r$  do espaço a partir da solução em um ponto  $r_0$ , sendo  $G$  a função de Green [66]. Desta forma, para resolver problemas gerais de campo é preciso resolver a Equação (18) para um ponto de origem de força unitária na forma de função delta, onde  $t = t_0$  e  $r = r_0$ . Assim, tem-se a solução da função de green como:

$$\frac{1}{c^2} \frac{\partial^2 G(r, t|r_0, t_0)}{\partial t^2} - \nabla^2 G(r, t|r_0, t_0) = 4\pi\delta(r - r_0) \cdot \delta(t - t_0) \quad (18)$$

Como condição inicial, pode ser considerado que  $G$  e  $\frac{\partial G}{\partial t}$  é zero quando  $t < t_0$ . Considerando uma propagação externa da onda onde  $r \rightarrow \infty$  quando  $G$  desaparece. Ficando a solução como:

$$G(r|r_0) = \frac{\exp^{ikR}}{R}, \quad (19)$$

onde,  $k = \left(\frac{\omega}{c}\right)^2$  e:

$$R = |r - r_0| = \sqrt{(x - x_0)^2 + (y - y_0)^2 + (z - z_0)^2} \quad (20)$$

### 3.7.4 Solução da integral da analogia de Lighthill

Utilizando a função de espaço livre de Green [65], a solução da equação da onda não homogênea (21) é.

$$\rho_a = \frac{1}{4\pi c_0^2} \frac{\partial^2}{\partial X_i \partial X_j} \int_V \left( \frac{T_{ij} Y, t - \frac{|x-y|}{c_0}}{|x-y|} \right) dV \quad (21)$$

onde,  $V$  é o volume das estruturas turbulentas que geram o som, chamado também de região da fonte sonora. A diferenciação espacial pode ser trocada pela diferenciação temporal, se o receptor estiver a uma grande distância, comparada a  $(2\pi)^{-1}$  vezes o comprimento de onda típico. Assim, tem-se a expressão da diferenciação temporal, [17], dada como:

$$\frac{\partial}{\partial X_i} = \frac{1}{c_0} \frac{\partial}{\partial t} \sim \frac{2\pi f}{c_0} \quad (22)$$

A solução da analogia de Lighthill para o campo aberto é dada como:

$$\rho_a = \frac{1}{4\pi c_0^2} \int_V \left( \frac{(X_i - Y_i X_j - Y_j)}{|x-y|^3} \right) \frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2}{\partial t^2} T_{ij}(y, t - \frac{|x-y|}{c_0}) dV \quad (23)$$

Para a aproximação de campo aberto geométrica, o receptor é colocado em uma posição distante comparada à dimensão da região da fonte, podendo considerar que  $X_i - Y_i \sim X_i$ , assumindo que o sistema de coordenada original é a região da fonte onde  $y = 0$ , sem limites sólidos imersos no fluido e aplicando  $p_a = \rho_a * c_0^2$ . Assim, a solução final da analogia acústica de Lighthill é dada como: [65]

$$p_a = \frac{x_i x_j}{4\pi |x|^3 c_0^2} \frac{\partial^2}{\partial t^2} \int_V |T_{ij}|_{t_e} dV(y) \quad (24)$$

Cabe salientar que a solução de Lighthill pode ser considerada válida apenas para problemas exteriores. O termo  $||_{t_e}$  significa o tempo entre a emissão sonora a partir da fonte até o ponto receptor calculado como (25):

$$t_e = t - \frac{|x-y|}{c_0} t - \frac{r}{c_0} \quad (25)$$

### 3.7.5 Teoria de Ffowcs Williams and Hawkings

Teoria também baseada na solução de Lighthill que usa a função de Green para placas semi-finitas onde a derivação some na superfície do aerofólio. A formulação final da pressão acústica para campo aberto é dada no domínio da frequência por: [19]

$$\hat{p}_a(X, w) \approx \frac{e^{i(k|x| - \frac{\pi}{4})}}{2^2 \pi^2 |x|^{\frac{5}{3}}} [k \sin(\phi)]^{\frac{1}{2}} \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \hat{S}(w) \quad (26)$$

onde,  $\hat{S}(w)$  denota o termo da fonte que precisa ser computado durante a simulação. No domínio do tempo, tem-se:

$$S(t) = \int_V \frac{\rho_0}{r_0^2} \left\{ (u_\theta^2 - u_r^2) \sin\left(\frac{\theta_0}{2}\right) - 2u_r u_\theta \cos\left(\frac{\theta_0}{2}\right) \right\} d^3 y \quad (27)$$

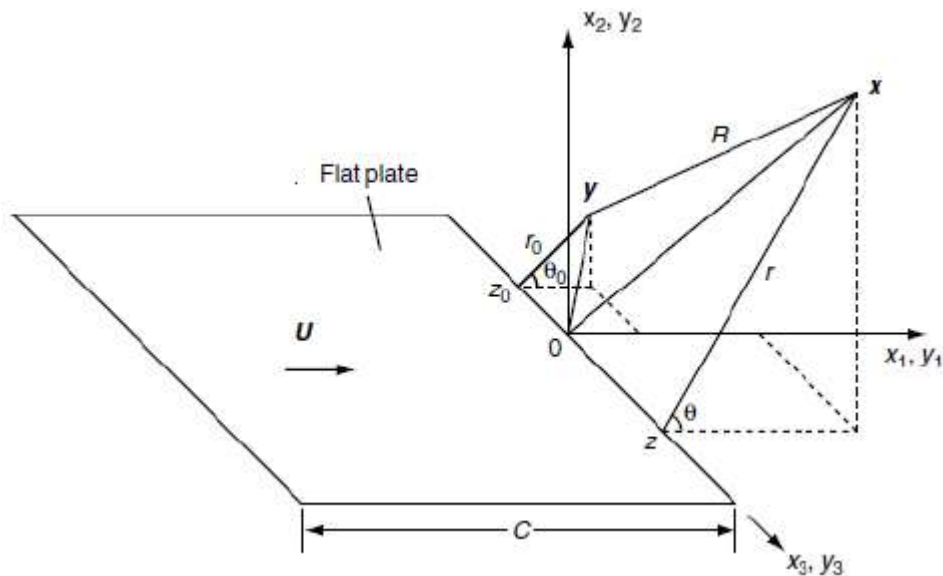
Nas Equações 52 e 53,  $X = (r, \theta, z)$  e  $y = (r_0, \theta_0, z_0)$  representam o observador de campo aberto e a posição da fonte respectivamente, como mostrado na

Figura 18 do sistema de coordenadas definido. A formulação para metade da placa (14) é válida para  $kC \gg 1$ . O efeito de corda finita é computado pelo fator de correção  $\chi$ , seguindo as derivações de Howe [30], a pressão de campo aberto é dada como:

$$\hat{p}_a^c(X, w) = \chi \cdot \hat{p}_a(X, w) \quad (28)$$



Figura 18 – Sistema de coordenadas para placa fina de corda finita usada na aplicação da teoria de FfwH.



Fonte:[67]

O fator de correção para meio período  $\phi = \frac{\pi}{2}$  e para um receptor na posição diretamente acima do aerofólio  $\theta = \frac{\pi}{2}$ , é dado como:

$$x = 1 + 2\mathfrak{F} \left( \sqrt{\frac{2kC}{\pi}} \right) \frac{\left( \frac{e^{ikC}}{\sqrt{2\pi kC}} - e^{-i\frac{\pi}{4}} \right)}{\left( e^{-ikC} + \frac{e^{ikC}}{2\pi ikC} \right)} \tag{29}$$

onde,  $\mathfrak{F}$  representa a função auxiliar da integral de Fresnel.

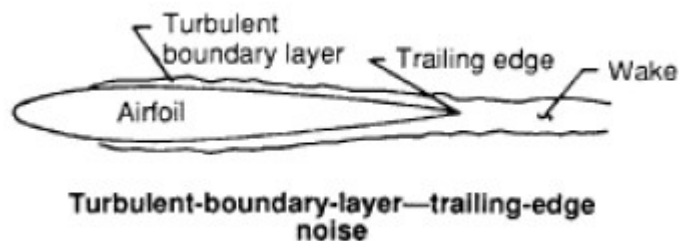
### 3.8 Fontes de ruído em um aerofólio

De acordo com Brooks e Pope [27] há 5 mecanismos de geração de ruído em um aerofólio em movimento em relação a um fluido, que serão apresentados logo a seguir.

#### 3.8.1 Ruído de bordo de fuga (camada limite turbulenta)

Na região do bordo de fuga de um aerofólio em números de Reynolds altos ( $RE > 1$  milhão) a camada limite é turbulenta ao longo da superfície como mostrado na Figura 19. Portanto, a camada limite se mantém colada à superfície até o bordo de fuga. Neste caso, a descontinuidade da impedância devido às flutuações do escoamento turbulento na região do bordo de fuga do aerofólio causam um ruído de banda larga [25].

Figura 19 – Ruído de bordo de fuga pela camada limite turbulenta

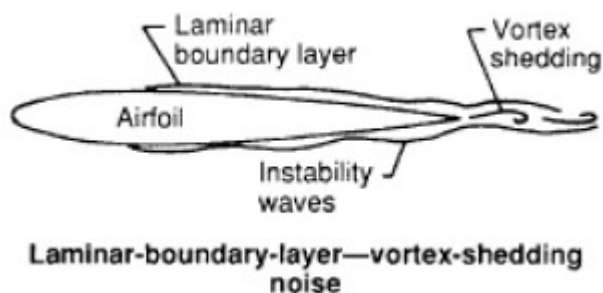


Fonte:[27]

### 3.8.2 Ruído de dispersão de vórtices (camada limite laminar)

Para Reynolds baixos ( $RE < 1$  milhão) a camada limite formada geralmente é laminar por grande parte da superfície do aerofólio, Figura 20, causando em certas condições a geração de um tom ou vários tons com grande amplitude [68].

Figura 20 – Ruído da dispersão dos vórtices na camada limite laminar



Fonte:[27]

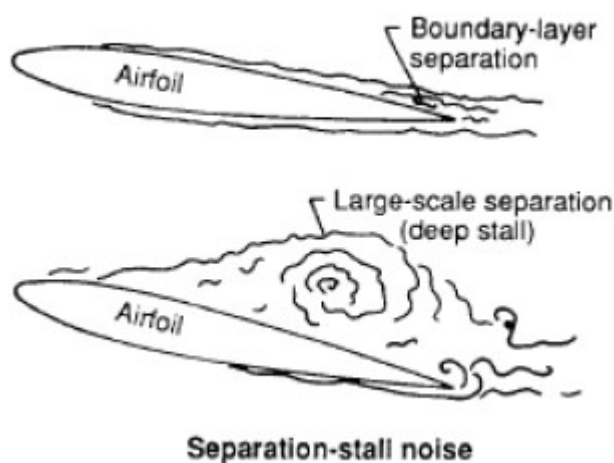
Muitos estudos já foram feitos a cerca desse fenômeno. Por exemplo, Paterson [20] atribuía o ruído tonal produzido à dispersão de vórtices da camada limite laminar no bordo de fuga. No entanto, Tam [21] acreditava que a causa eram as instabilidades da camada limite e não a dispersão dos vórtices. Assim, de acordo com Tam as instabilidades da camada limite laminar, também conhecidas como ondas de Tollmien-Schlichting, ficam amplificadas ao longo da superfície do aerofólio, perturbando o escoamento próximo. Essas perturbações emitem ondas acústicas em todas direções e quando se aproximam do bordo de fuga do aerofólio, elas aumentam a perturbação original dentro da camada limite. Para diminuir o ruído causado por esse fenômeno é são utilizados dispositivos que induzem a transição da camada laminar para a turbulenta [68].

### 3.8.3 Ruído de Estol

Como pode ser visto na Figura 21, quando se aumenta o ângulo de ataque, a camada limite na superfície do extradorso do aerofólio tende a se separar, resultando em um estol. Para ângulos de ataque moderados, para perfis espessos, com um arqueamento, o fluido vai se separar a partir do bordo de

fuga em direção ao bordo de ataque, gerando, assim, o ruído aerodinâmico devido à dispersão dos vórtices turbulentos [27]. Para ângulos de ataque maiores, um ruído de baixa frequência é emitido por todo aerofólio por causa da separação total do escoamento.

Figura 21 – Ruído de separação por stall

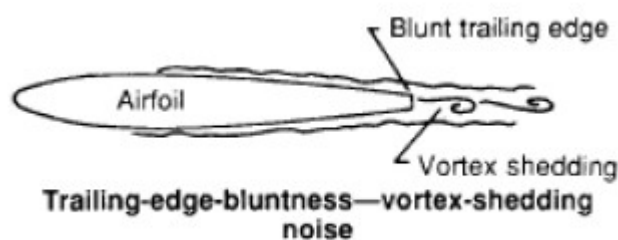


Fonte:[27]

### 3.8.4 Ruído de dispersão de vórtices por aerofólio sem ponta

O fenômeno acontece quando a espessura do bordo de fuga do aerofólio é maior que o valor crítico (Figura 22). A dispersão de vórtices acontece de forma periódica, como estimado por Von Kármán,. Desta forma, esse fenômeno gera um ruído tonal [68].

Figura 22 - Ruído da dispersão dos vórtices em aerofólios sem ponta

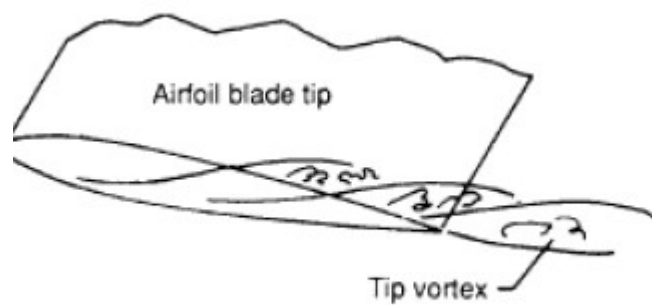


Fonte:[27]

### 3.8.5 Ruído de formação de vórtices de ponta

A formação de vórtices de ponta é o único fenômeno que não ocorre no bordo de fuga, podendo ocorrer em qualquer parte da superfície por causa das diferenças de pressão entre o intradorso e o extradorso do aerofólio. É muito similar ao ruído de bordo de fuga. Neste caso, o fluido turbulento forma um vórtice nas pontas das bordas e interage com as bordas da superfície causando assim o ruído de borda (Figura 23). Os winglets podem ser usados para diminuir esse tipo de ruído de ponta de asas, por exemplo [68].

Figura 23 – Formação de vórtice de ponta



**Tip vortex formation noise**

Fonte:[27]

## 4. METODOLOGIA

### 4.1 Cálculos numéricos

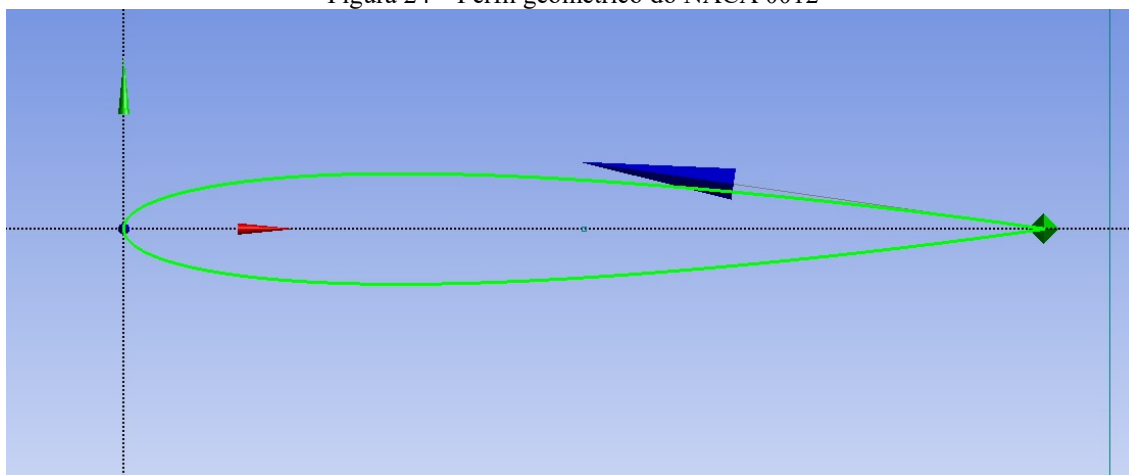
Todas as simulações numéricas foram realizadas utilizando os programas Ansys Fluent e X-Foil para CFD e ANSYS Fluent para CAA. As simulações foram realizadas no laboratório do grupo de análise e modelagem de sistemas e equipamentos da Universidade Federal de Minas Gerais (GAMSET-UFMG). Foram validados os resultados aerodinâmicos do modelo de aerofólio NACA 0012. O Aerofólio foi escolhido por ser um perfil simétrico mais utilizado em diversas bibliografias. Foi utilizado o computador GAMSET-01 que conta com oito processadores Intel® Core™ i7-7700K de 4,2GHz, 16 GB de memória RAM instalada e 2 TB de memória física.

Os modelos geométricos foram desenhados por meio do aplicativo "DesignModeler" e "SpaceClaim". As malhas foram confeccionadas utilizando "Fluent Meshing" para o CFD e para o CAA a ferramenta foi o ANSYS Fluent. Toda a análise de resultados foi realizada pelo "CFD-Post". Para auxílio, também foram utilizados para comparações de resultados o programa X-foil, o Excel para compilação e cálculos e também o "Graph Grabber" para a digitalização dos dados experimentais.

### 4.2 Geometria

Para a construção geométrica dos perfis estudados, foi utilizado o programa SpaceClaim para criação da geometria do perfil NACA 0012 Figura 24. Foram importados os pontos da geometria 2d do perfil de aerofólio em formato "txt." que podem ser obtidos no endereço virtual do banco de dados de aerofólios [69] apêndice A. Foi utilizado um perfil de corda de 1 metro.

Figura 24 – Perfil geométrico do NACA 0012

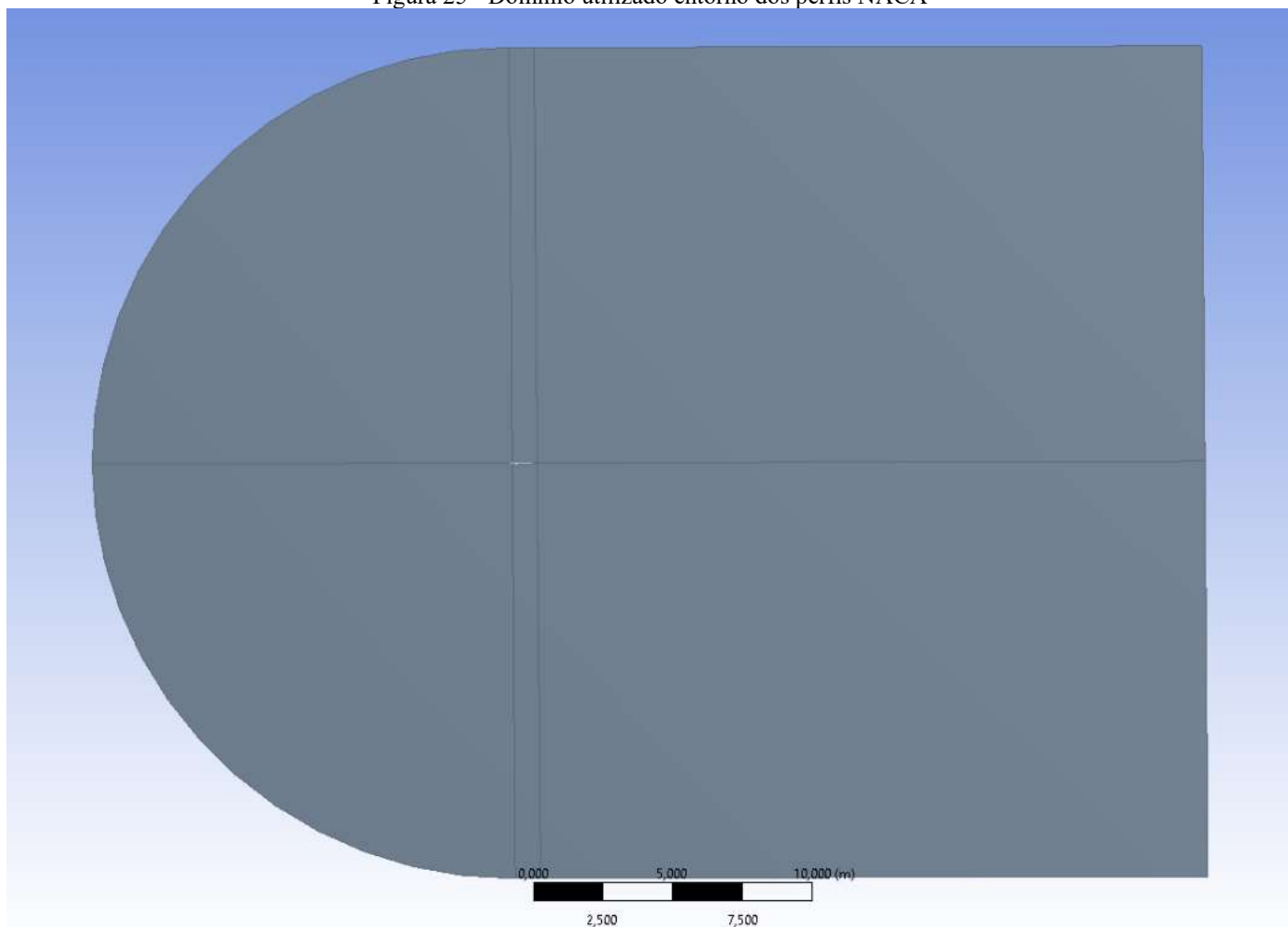


Fonte: Próprio Autor (2022)

Após a criação do perfil, foi adicionado um retângulo no ponto  $x = 0$  com comprimento de 25 metros a direita, depois um semicírculo com diâmetro de 30 metro a esquerda do ponto  $x = 0$  de encontro com

o retângulo, formando assim um formato em C. A geometria que simula o escoamento do fluido tem 30 vezes o tamanho da corda do aerofólio, estudos indicam que o domínio por volta de 25 vezes o tamanho da corda é importante para evitar dificuldades de cálculo do escoamento por causa das paredes no escoamento (Figura 25) [56].

Figura 25 - Domínio utilizado entorno dos perfis NACA

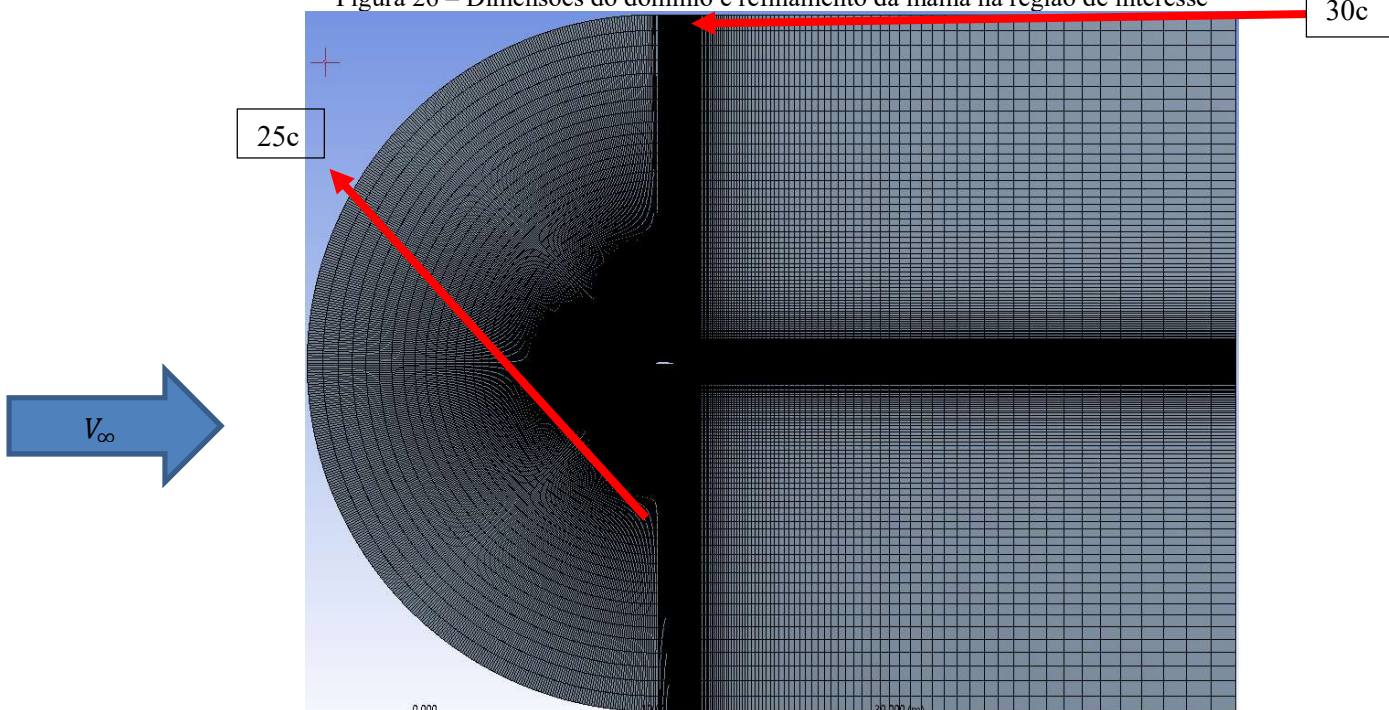


Fonte: Próprio autor (2022).

### 4.3 Malha

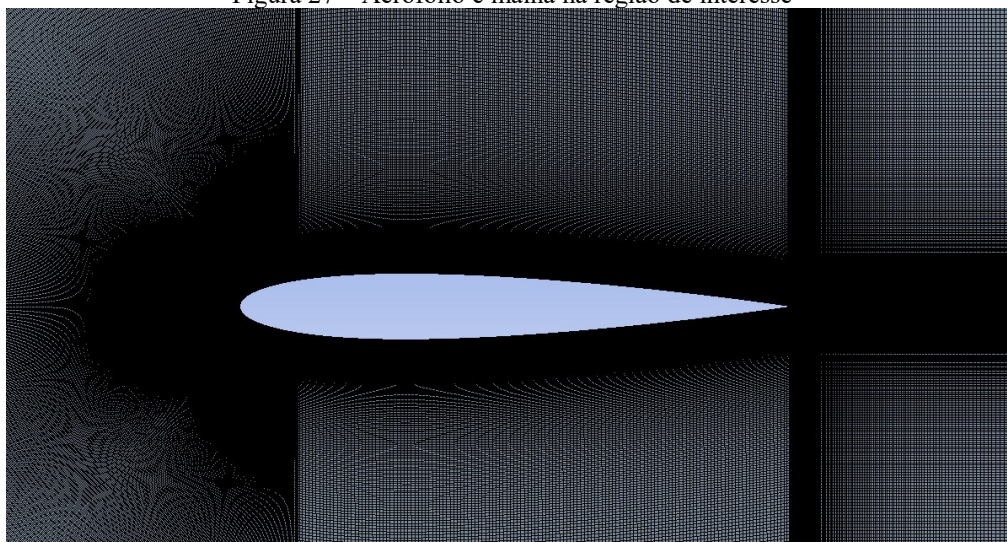
Foi utilizada a malha C por ser considerada a mais completa entre os modelos e por ser utilizada pelo laboratório de pesquisa de modelamentos turbulentos da NASA [70] (Figura 26). Também utilizada uma malha não estruturada contendo elementos quadriláteros pelo método “*Face Meshing*” para a realização da discretização espacial dos domínios. Para os elementos próximos as fronteiras do aerofólio (Figura 27), foi utilizado o controle do bias, opção do método “*Sizing*” da ferramenta do ANSYS meshing, para caracterização da parede o valor escolhido foi o bias 500 com crescimento de 20%. O perfil do aerofólio NACA 0012 foi construído com corda de 1 metro. As instruções detalhadas da malha podem ser encontradas na subseção 4.6. Informações mais detalhadas no apêndice A.

Figura 26 – Dimensões do domínio e refinamento da malha na região de interesse



Fonte: Próprio autor (2022).

Figura 27 – Aerofólio e malha na região de interesse



Fonte: Próprio autor (2022).

#### 4.4 ANSYS Fluent

O Programa Ansys Fluent foi utilizado para as simulações numéricas feitas no presente estudo. Como é citado na subseção (3.4.2) o programa usa o método de volumes finitos para a resolução das equações da continuidade e movimento, citadas na seção (3.1).

O mesmo programa foi usado para a resolução do problema acústico. Pela equação de Ffowkes-Williams e Hawkins (FWH), explicada na subseção (3.7.5), foram calculados os níveis de pressão acústica por meio de uma FFT.

#### 4.5 Método numérico e modelo turbulento

Para o método numérico foi utilizado o modelo RANS não estacionário, descrito na subseção (3.2.3) e para o modelo turbulento foi escolhido o  $k-\omega$  SST explicado na subseção(3.7.1.2). A razão da escolha do modelo turbulento  $k-\omega$  SST é explicada na subseção (4.6). As constantes utilizadas são os valores sugeridos como padrão pelo Programa Ansys Fluent e são descritos na Tabela 2.

Tabela 2 – Valores das constantes utilizadas

Constante	Valor
$a_{\infty}^*$	1
$a_{\infty}$	0,52
$\beta_{\infty}^*$	0,09
$\beta_1$	0,075
$\beta_2$	0,0828
$a_1$	0,31
$\sigma_{k1}$	1,176
$\sigma_{\omega 1}$	2
$\sigma_{k2}$	1
$\sigma_{\omega 2}$	1,168
$C_{lim}$	10

Fonte: Próprio autor (2022).

As condições do fluido (ar) usadas para os cálculos foram ajustadas para se obter valores do número de Reynolds e número de Mach similares às condições do experimento realizado por Ladson [71] no túnel de vento criogênico da NASA. Assim, seguem as especificações do escoamento utilizado:

- Temperatura do ar 299,85[K];
- Relação entre calores específicos( $\gamma$ ) 1,4;
- Viscosidade dinâmica ( $\mu$ ) igual a  $1,789 \times 10^{-5}$  [kg/m.s]
- Velocidade do som ( $c_0$ ) igual a 340 [m/s]
- Massa específica ( $\rho$ ) igual a 2,07 [kg/m<sup>3</sup>]

As condições de contorno podem ser verificadas na Tabela 3 e as fronteiras na Figura 28.



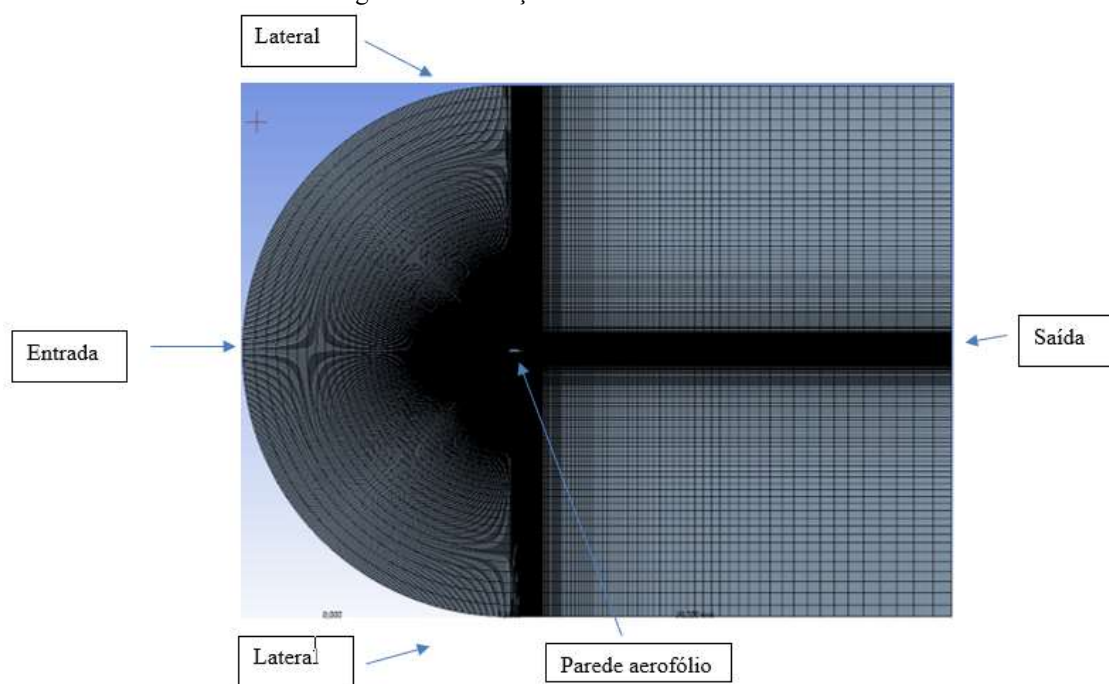
O método utilizado para calcular-se a condição transiente com diminuição de gasto computacional foi iniciar como condição de fluido parado usando o método RANS estacionários até uma condição de regime quase-permanente, com valores médios de coeficiente de arrasto ( $C_D$ ) e do coeficiente de sustentação ( $C_L$ ) estáveis até a 4ª casa [57]. Após a condição inicial é ligado o modelo transiente URANS até condição próxima do modelo permanente. Foi utilizado o passo de tempo de 0,0001[s] com o intuito de obter uma escala de frequências entre 0 a 5kHz. O número de courant utilizado foi de 5 com fatores de relaxamento de pressão e movimento de 0,4

Tabela 3 – Condições de contorno consideradas.

Fronteiras	Condição de contorno
Entrada e parede inferior e superior	Perfil de velocidade homogêneo ( $U_0$ com componente no eixo X igual a 52 [m/s] e componentes Y e Z com velocidade nula. Intensidade de turbulência igual a 0,052%; razão de viscosidade turbulenta igual a 0,009.
Saída	Pressão estática igual a 0 Pa, ou pressão manométrica igual a pressão atmosférica; intensidade de turbulência igual a 0,052%; razão de viscosidade turbulenta igual a 0,009.
Parede do aerofólio	Condição de não deslizamento, parede estacionária.

Fonte: Próprio autor (2022).

Figura 28 -Condições de contorno.



Fonte: Próprio autor (2022).

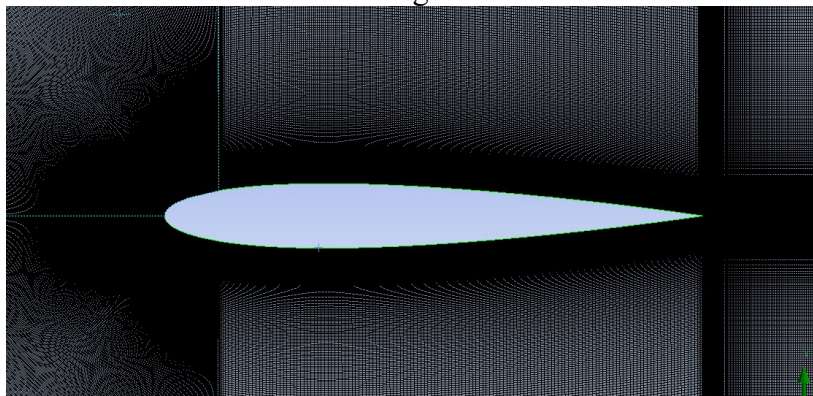
Todas as simulações foram realizadas com esquema numérico de segunda ordem para discretização (Least Squares Cell Based) das equações, sendo o modelo upwind de segunda ordem selecionado para resolução das equações de movimento, energia cinética turbulenta ( $k$ ) e taxa de dissipação específica ( $\omega$ ). O acoplamento das grandezas pressão e velocidade foi resolvido por meio do esquema COUPLED. Para formulação transiente, fez-se uso de um esquema implícito de primeira ordem.

#### 4.6 Teste de malha

O tipo de malha utilizada para a discretização espacial dos domínios foram malhas não estruturadas com elementos quadrilaterais e paredes estacionárias. As paredes foram feitas por meio da ferramenta sizing do ANSYS Fluent Meshing. A ferramenta sizing permite o controle do parâmetro  $Y^+$ , parâmetro que tem ligação direta a espessura da camada limite (Figura 29). A região de interesse foi feita em base de um aerofólio com 1 metro de comprimento [X], altura padrão para os modelos NACA 0012 e NACA 4412, 120 mm [Y]. Foi feito um retângulo de influência dentro do domínio e feito o adensamento dos elementos de malha da região de interesse e ao longo da esteira. Um refinamento maior foi feito a jusante do aerofólio, abrangendo a região da esteira (Figura 30).

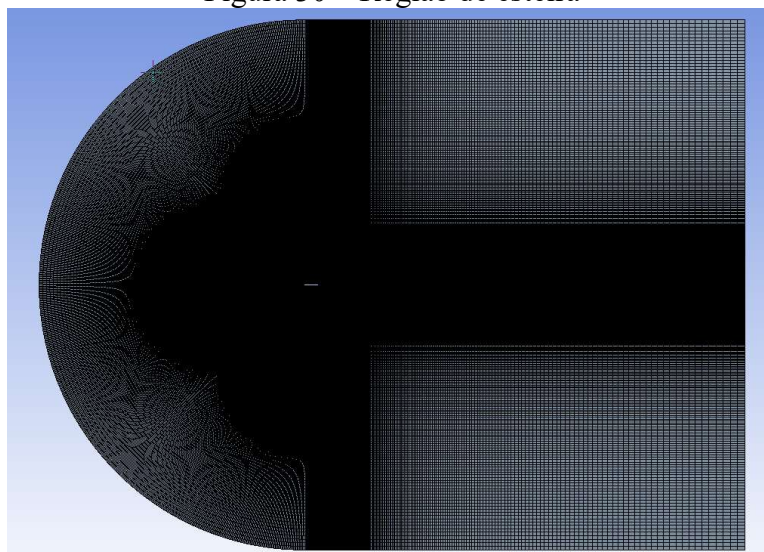
O passo de tempo utilizado foi sempre de 0,0001[s] para se conseguir uma amplitude de frequências entre 100 Hz até 5000 Hz.

Figura 29- Refinamento maior na região de interesse utilizando o sizing.



Fonte: Próprio autor (2022).

Figura 30 – Região de esteira



Fonte: Próprio autor (2022).

O modelo proposto foi comparado ao experimento feito por pesquisadores da NASA em um túnel criogênico onde o valor encontrado para o  $C_d$  no ângulo de ataque de 0 grau foi na ordem de 0,0081 (LADSON; S.HILL; WILLIAM G. JOHNSON, 1987). Foram realizadas simulações utilizando várias configurações diferentes para se achar a melhor quantidade de nós para o caso em questão. O modelo turbulento utilizado foi o K-omega SST (Tabela 4), onde foi possível observar que o valor encontrado de  $C_d$  foi o mais próximo do valor experimental, 0,0081 [71] para uma malha com 1 milhão de elementos. Também, esse modelo foi escolhido porque além de apresentar valores mais exatos para o coeficiente de arrasto, permite usar o modelo acústico do programa para simulações transientes, facilitando assim o uso da teoria acústica FW-H (Ffowcs Williams and Hawkings).

Tabela 4 - Percentual de variação entre testadas para o perfil NACA0012 utilizando K-omega SST

K-omega SST								
N de nós	N elementos	CD	CL	Y+	Time step/it	Número de iterações	Varição % CD	Varição % CL
127238	126254	0,0088	1,4E-06	116	00:24:00	890	NA	NA
334116	332654	0,0085	-7,2E-05	79	00:40:00	850	3,4%	-101,9%
622000	623655	0,0083	-1,2E-04	61	01:00:00	1018	1,8%	-38,3%
816750	814835	0,0083	-1,7E-04	54	01:20:00	1273	0,7%	-30,0%
1055784	1058000	0,0082	-2,2E-04	49	01:30:00	1405	0,6%	-24,8%

Fonte: Próprio autor (2022)

#### 4.7 Cálculo de incertezas

Para a estimativa das incertezas associadas ao erro numérico ocasionado pela discretização, a [72] utiliza o índice de convergência de malha (GCI), que pode ser feito em cinco passos. Para representar o tamanho da malha o coeficiente  $i(h_i)$ , também escrito como a equação (30).

$$h_i = \left[ \left( \sum_{j=1}^N \Delta V_j \right) / N \right]^{1/3} \quad (30)$$

onde,  $N$  denota o número total de elementos da malha  $i$  e  $\Delta V_j$  o volume de  $j$ .

Os valores de  $C_D$  e  $C_l$  foram escolhidos para a determinação do GCI, bem como três ajustes de malha com valores significativos de diferença de elementos. Por meio das simulações, os valores de variáveis  $\varphi_i$  foram recolhidos e definiu-se também o parâmetro  $r$ , chamado de fator de refinamento da malha. Portanto, para descobrir o fator de refinamento entre malhas  $r_{i+1,i}$  (Equação (31)), é preciso saber o comprimento ( $h_i$ ) representativo de uma malha refinada ( $i$ ) e  $h_{i+1}$  que é a dimensão representativa de uma malha grosseira [57].

$$r_{i+1,i} = \frac{h_{i+1}}{h_i} \quad (31)$$

O valor recomendado para o fator  $r$  é um valor superior a 1,3. Após o fator de refinamento, calcula-se a razão de convergência aparente  $p_a$  por meio da Equação (32).

$$p_A = \left[ 1 / \ln(r_{2,1}) \right] \left[ \ln \left| \varepsilon_{3,2} / \varepsilon_{2,1} \right| + q(p) \right] \quad (32)$$

onde,  $q(p)$  pode ser encontrado pela Equação (33).

$$q(p) = \ln \left( \frac{r_{2,1}^{p_t} - s}{r_{3,2}^{p_t} - s} \right) \quad (33)$$

onde,  $p_t$  representa a ordem teórica do método de discretização utilizado na simulação,  $S$  é dado como:

$$S = 1 \times \text{sinal}(\varepsilon_{3,2}/\varepsilon_{2,1}) \quad (34)$$

Para a variável  $\varepsilon$ , tem-se:

$$\varepsilon_{i+1,i} = \varphi_{i+1} - \varphi_i \quad (35)$$

onde,  $\varphi_{i+1}$  denota o valor obtido por meio da simulação da variável de interesse  $\varphi$  em uma malha grosseira  $i+1$  e  $\varphi_i$  representa o valor de  $\varphi$  em uma malha refinada  $i$ .

Após esse processo é calculado o valor extrapolado da variável  $\varphi$ ,  $\varphi_{ext}$ , como:

$$\varphi_{ext}^{2,1} = (r_{2,1}^{p_a} \varphi_1 - \varphi_2) / |r_{2,1}^{p_a} - 1| \quad (36)$$

Portanto, o erro relativo aproximado é escrito pelas Equações (37) e (38), na forma adimensional ou dimensional, respectivamente, e a estimativa do erro extrapolado é dado através da Equação (39)[72].

$$e_a^{2,1} = \left| \frac{\varphi_1 - \varphi_2}{\varphi_1} \right| \quad (37)$$

$$e_a^{2,1} = |\varphi_1 - \varphi_2| \quad (38)$$

$$e_{ext}^{2,1} = \left| \frac{\varphi_{ext}^{2,1} - \varphi_1}{\varphi_{ext}^{2,1}} \right| \quad (39)$$

Então, o valor do GCI calculado da malha refinada é encontrado pela Equação (40).

$$GCI_{refinada}^{2,1} = \frac{Fs \cdot e_a^{2,1}}{r_{2,1}^{p_a} - 1} \quad (40)$$

É recomendado utilizar um fator de segurança igual a 1,25, para a representação da incerteza associada à discretização do domínio com intervalo de confiança de 95%. A Tabela 5 mostra os valores encontrados para  $H_i$  e  $r_{i+1,i}$ .

### Inserir pontos nodais

Tabela 5 – Incertezas calculadas para 3 diferentes malhas.

Malha	Número de elementos	Hi [cm]	ri+1,i
1	127238	9,343	
2	622000	4,204	1,30
3	1055784	3,227	2,22

Fonte: Próprio autor (2022)

## 4.8 Validação da solução

O procedimento de validação da solução foi realizado apenas para o perfil NACA 0012 utilizando dados experimentais obtidos pela NASA [71]. Assim, de acordo com a [73] é preciso comparar a solução utilizando os dados da malha mais refinados com os dados experimentais obtidos. Para tal foram utilizadas as Equações (41) e (42).

$$E_{val} = \varphi_{Simulação} - \varphi_{experimento} \quad (41)$$

$$u_{val} = (u_{num} + u_{entrada} - u_{experimento}) \quad (42)$$

onde,  $E_{val}$  representa a diferença,  $u_{val}$  denota a incerteza de validação sendo  $\varphi$  as soluções da simulação e experimento,  $u_{entrada}$  a incerteza padrão associada ao erro gerado por parâmetros de entrada da simulação numérica e  $u_{experimento}$ . Para os valores de ( $u_{val}$ ) que é uma incerteza padrão, portanto, para a incerteza expandida ( $U_{val}$ ) foi utilizado o fator de expansão de k igual a 2. Desta forma, pode-se observar na Tabela 7 que o erro estimado padrão foi abaixo (valores ideais abaixo de 10%) para o ângulo de ataque de 0 grau, sendo um parâmetro importante para a validação da simulação computacional.

Tabela 6 – Cálculo de erro estimado para o ângulo de ataque de 0 grau.

Erro estimado	Percentual (%)
$u_{val}$ (padrão)	1,1%
$U_{val}$ (expandida)	3,7%
GCI	4,43%

Fonte: Próprio autor (2022)

#### 4.9 Validação dos resultados NASA

Para validar os resultados, foi utilizado o relatório técnico da NASA [71], além dos resultados obtidos por Gregory [74]. A validação foi feita utilizando o programa Ansys Fluent no regime transiente com os dados de condições de contorno, geometria e malhas já descritos no capítulo 4. As condições iniciais que simulam o experimento feito no túnel do laboratório Langley da NASA estão mostradas na Tabela 7.

Tabela 7 – Condições iniciais.

Temperatura K	299,85
Número de Reynolds	6000000
Corda	1
Viscosidade [kg/m.s]	1,79304E-05
Densidade [kg/m <sup>3</sup> ]	2,07
Velocidade [m/s]	52
Número de Mach	0,1498
Velocidade do som [m/s]	347
Velocidade em Knots	101

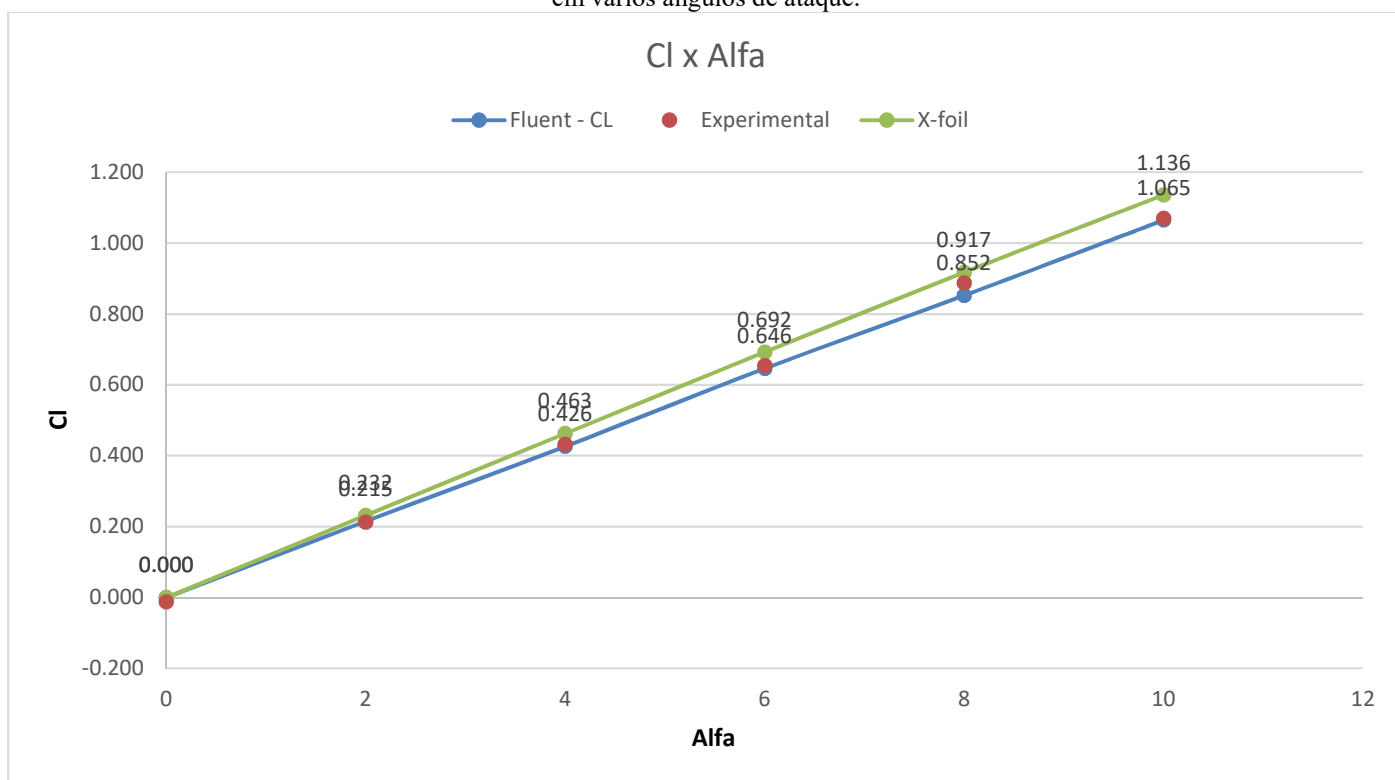
Fonte: Próprio autor (2022)

## 5. - RESULTADOS

### 5.1 CFD NACA 0012

É possível comparar as simulações feitas utilizando o Programa ANSYS Fluent e o X-foil com os experimentos de Ladson [71] em túnel de vento criogênico, utilizando o NACA 0012. Os valores para o coeficiente de sustentação foram muito próximos (diferenças menores de 7%) como é mostrado na Figura 31.

Figura 31 - Valores comparativos de resultados encontrados pelo autor e experimento de Ladson para o coeficiente de sustentação em vários ângulos de ataque.



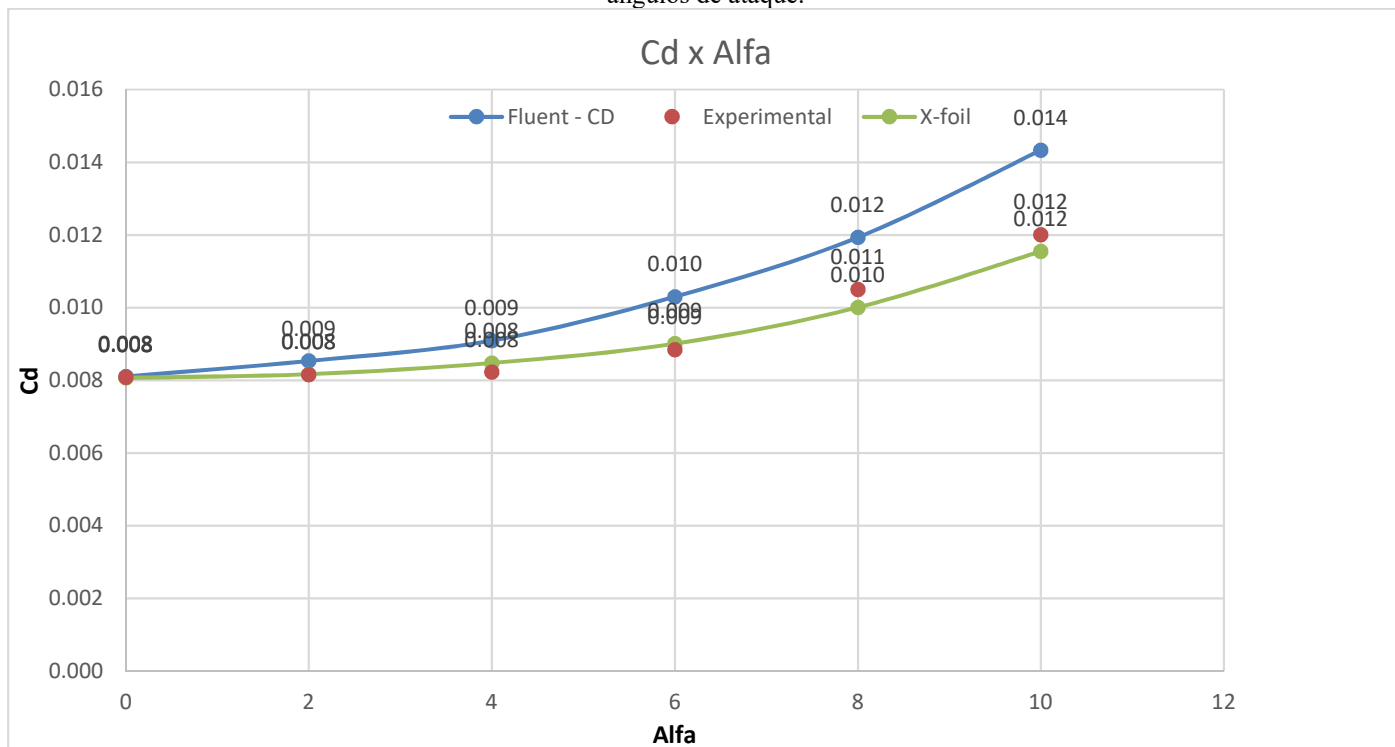
Fonte: Próprio autor

Para os valores do coeficiente de arrasto também foram utilizados os dados de Ladson [71] como mostra a Figura 32, é possível ver que até 4 graus de ângulo de ataque a diferença dos valores fica abaixo de 9% e a partir desse ponto a diferença entre o experimento e a simulação em relação ao  $C_d$  começa a se distanciar para valores acima de 10%. Isso acontece por causa do descolamento da camada limite que ocorre no momento de transição do escoamento laminar e o turbulento.

Para o ângulo de ataque de 4 graus a diferença para os resultados experimentais é por volta de 9% e se mantém próximo até  $\alpha$  igual a  $8^\circ$ . A partir de  $10^\circ$  o erro aumenta para 15%, se tornando um valor acima do desejável e recomendado. Para corrigir esse erro que ocorre na simulação é fundamental aumentar o refino da malha e calcular a solução em modelos mais detalhados como o LES e o DNS.



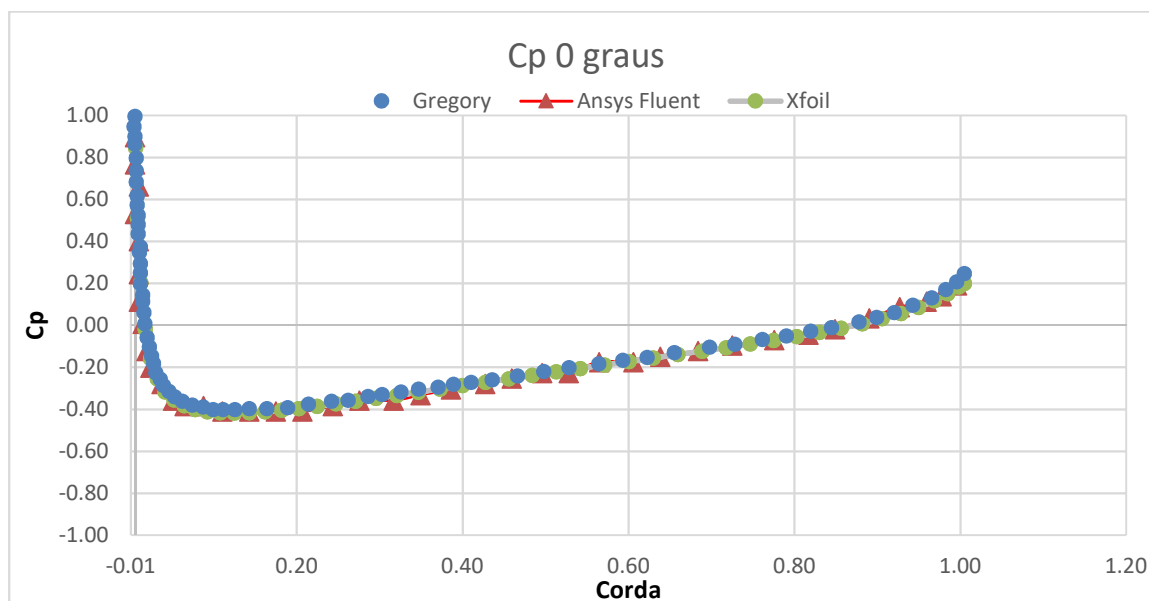
Figura 32 - Comparativo dos resultados experimentais de Ladson e simulação do autor para coeficiente de arrasto em vários ângulos de ataque.



Fonte: Próprio autor

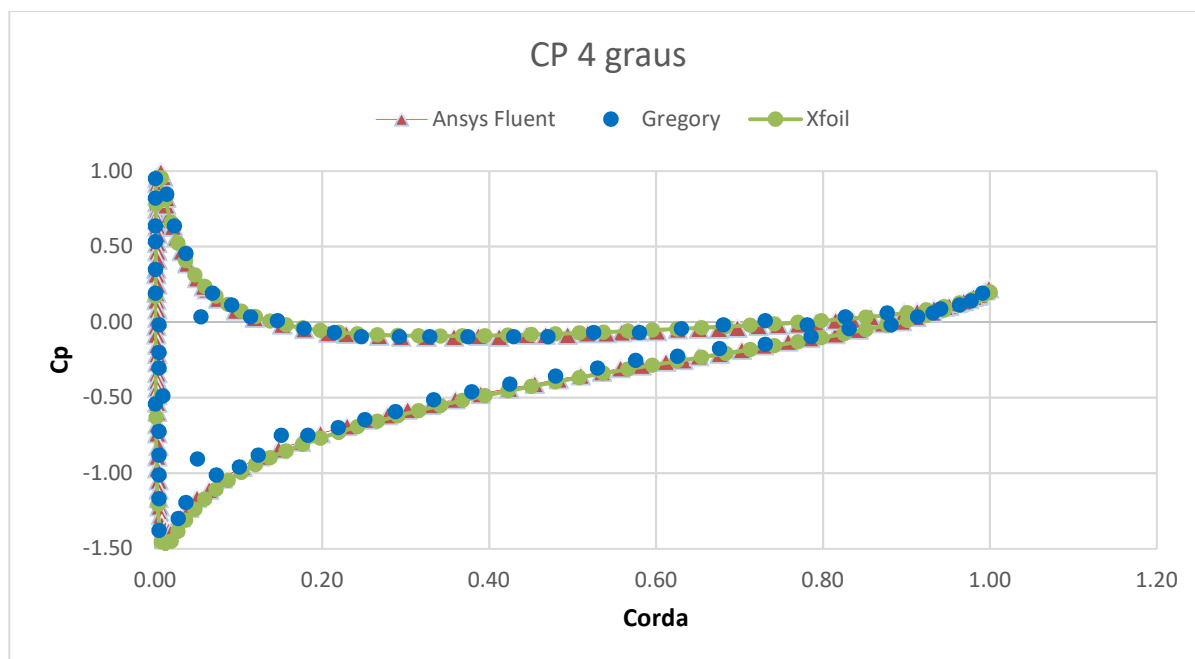
Para os coeficientes de pressão, foram usados os experimentos de Gregory [74], como mostrado nos gráficos na Figura 33, Figura 34 e Figura 35, para os ângulos de ataque 0, 4 e 6 graus, respectivamente. Os valores ficaram com erro percentual de 1%, validando assim a simulação.

Figura 33 - Comparativo entre simulação feita pelo autor e experimentos de Gregory para coeficiente de pressão a 0 grau.



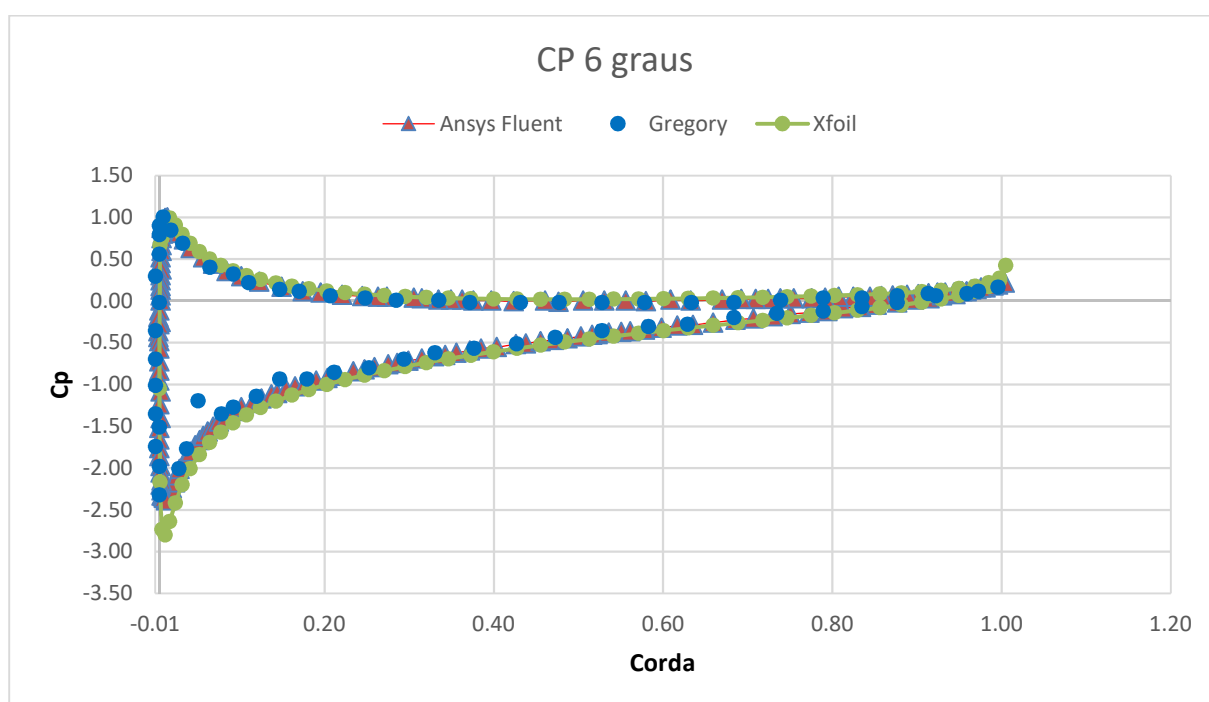
Fonte: Próprio autor (2022)

Figura 34 - Comparativo entre simulação feita pelo autor e experimentos de com Gregory para coeficiente de pressão a 4 graus.



Fonte: Próprio autor (2022)

Figura 35 - Comparativo entre simulação feita pelo autor e experimentos de Gregory para coeficiente de pressão a 6 graus.



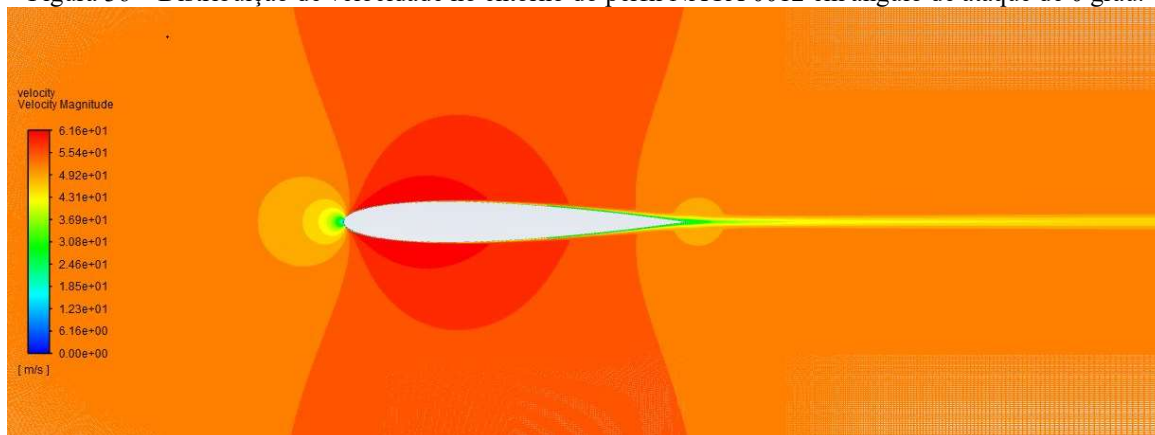
Fonte: Próprio autor (2022)

Pode ser visto na Figura 36 os pontos de maior velocidade no entorno do perfil NACA 0012 utilizando um ângulo de ataque de 0 grau. Como pode ser observado, os resultados em CFD, utilizando o ANSYS Fluent, e os resultados em Xfoil são muito próximos em relação aos valores encontrados no experimento, conforme [75].

Por fim, na Figura 38 a esteira de turbulência também apresenta um formato simétrico, como esperado para um perfil simétrico. Nota-se, uma camada limite laminar até 70% do comprimento de corda,

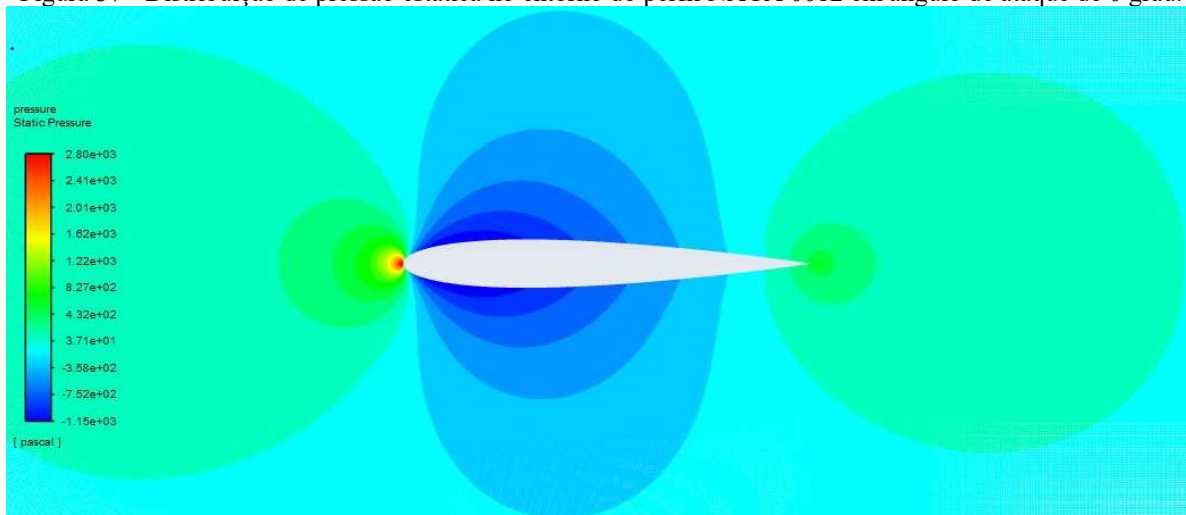
posição que começa um leve espessamento da camada limite, ponto onde ocorre a transição para a camada turbulenta e o espessamento até o bordo de fuga se torna maior.

Figura 36 – Distribuição de velocidade no entorno do perfil NACA 0012 em ângulo de ataque de 0 grau.



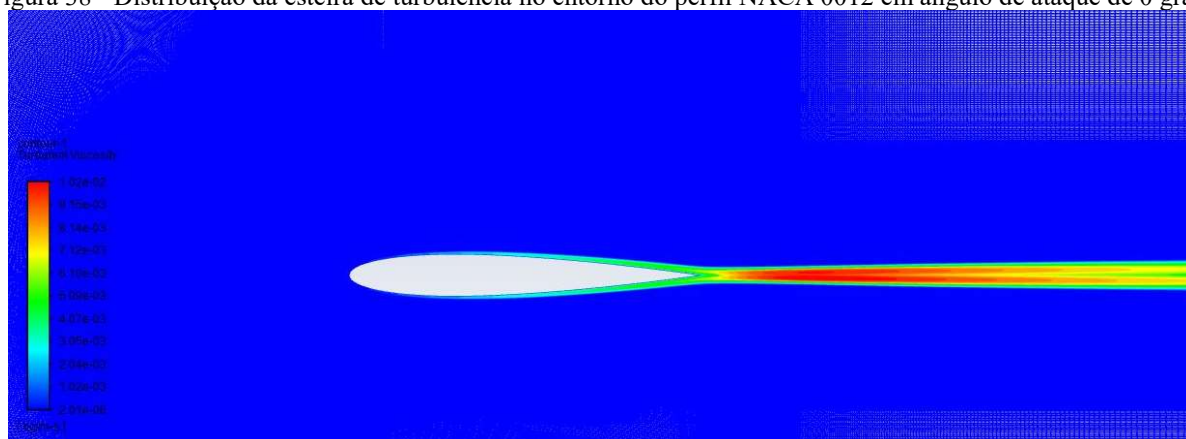
Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

Figura 37 - Distribuição de pressão estática no entorno do perfil NACA 0012 em ângulo de ataque de 0 grau.



Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

Figura 38 - Distribuição da esteira de turbulência no entorno do perfil NACA 0012 em ângulo de ataque de 0 grau.

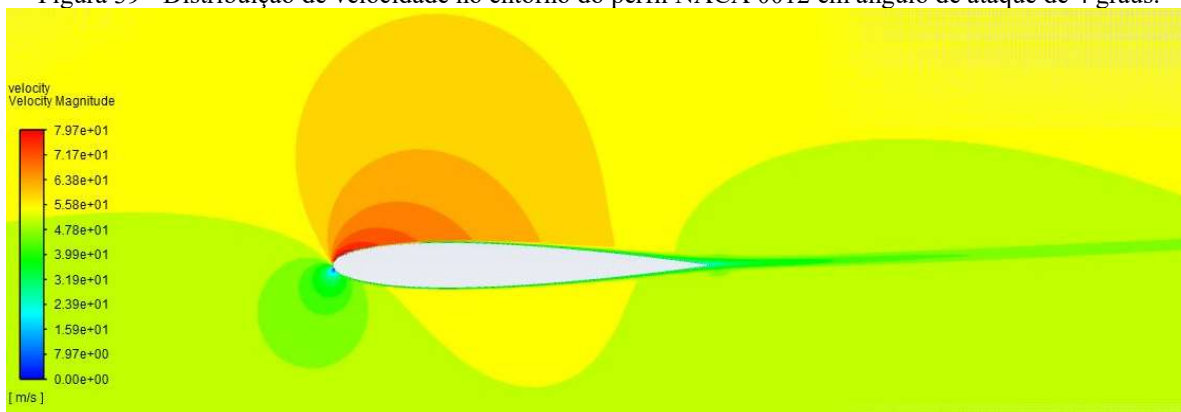


Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

Para o ângulo de ataque de 4 graus, já é possível começar a perceber a geração de sustentação por meio da Figura 39. O campo de velocidade já mostra o ponto de sucção no intradorso indicando um CL

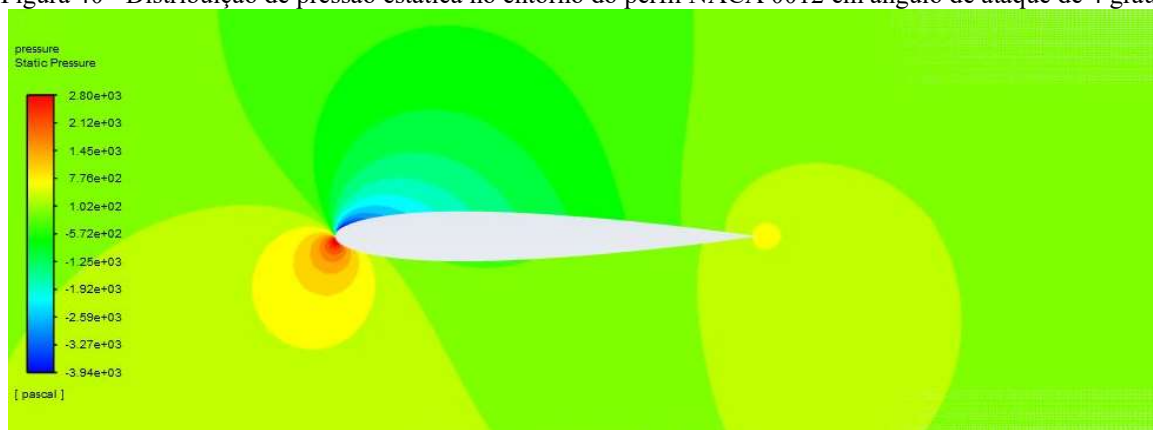
acima de 0. Fica mais evidente ainda o ponto de maior pressão próximo do extradorso na Figura 40 e toda área com pressão maior que o intradorso, ficando evidente a geração da sustentação. Para a esteira de turbulência (Figura 41) há um descolamento da camada limite no intradorso que nota-se em conjunto ao aumento de espessura da camada limite e também é possível observar o início da transição da camada limite turbulenta no intradorso e no extradorso em pontos diferentes.

Figura 39 - Distribuição de velocidade no entorno do perfil NACA 0012 em ângulo de ataque de 4 graus.



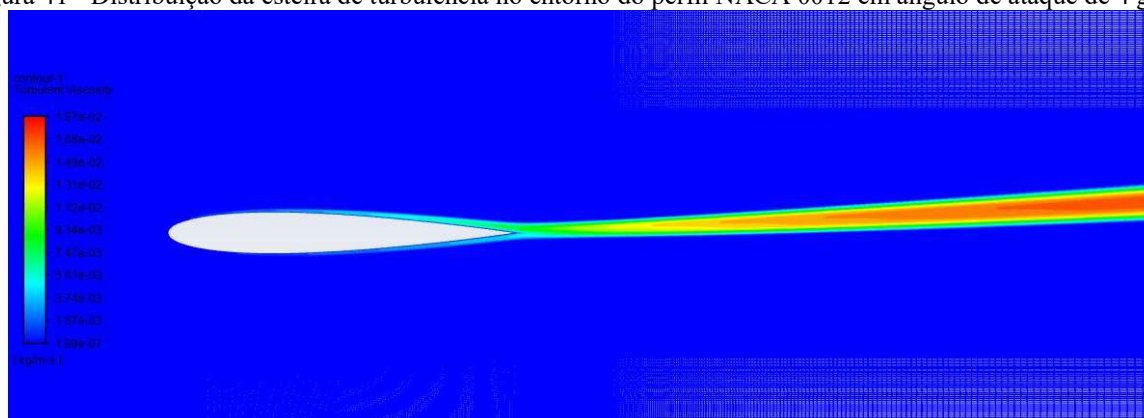
Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

Figura 40 - Distribuição de pressão estática no entorno do perfil NACA 0012 em ângulo de ataque de 4 graus.



Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

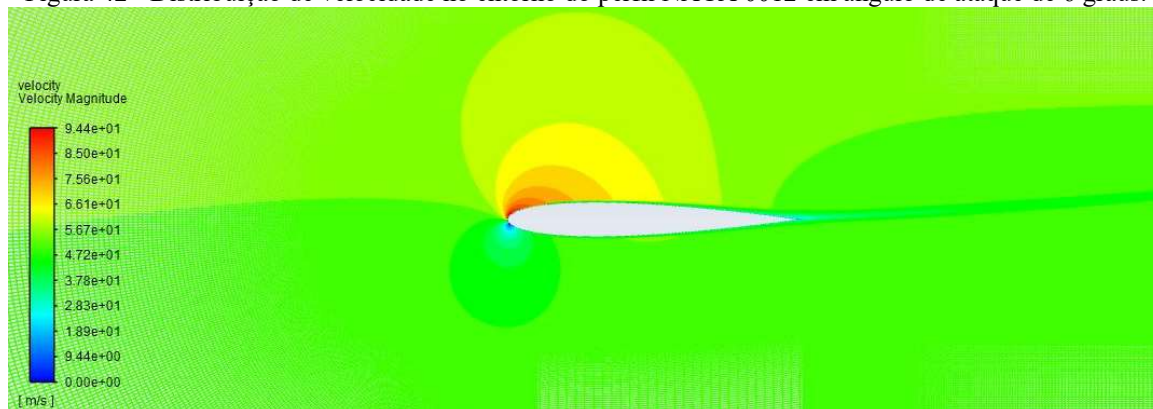
Figura 41 - Distribuição da esteira de turbulência no entorno do perfil NACA 0012 em ângulo de ataque de 4 graus.



Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

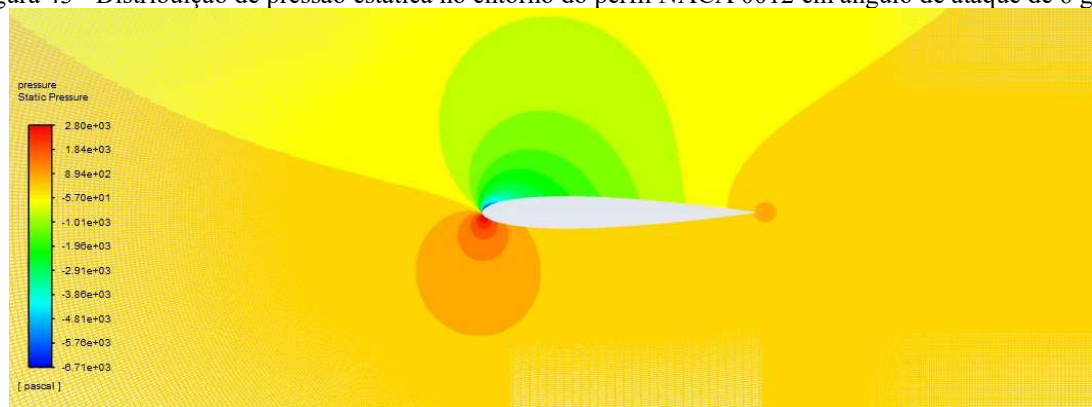
Nas figuras (Figura 42, Figura 43 e Figura 44) referentes ao ângulo de ataque a 6 graus, há um aumento nos valores de velocidade e pressão máximas além de um espessamento maior na esteira turbulenta. É possível ver que o descolamento da camada limite no intradorso acontece antes do descolamento do escoamento a 4 graus.

Figura 42 - Distribuição de velocidade no entorno do perfil NACA 0012 em ângulo de ataque de 6 graus.



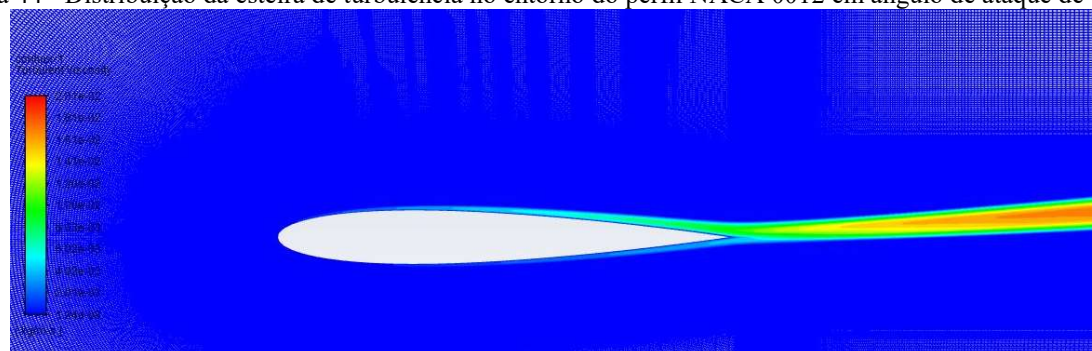
Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

Figura 43 - Distribuição de pressão estática no entorno do perfil NACA 0012 em ângulo de ataque de 6 graus.



Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

Figura 44 - Distribuição da esteira de turbulência no entorno do perfil NACA 0012 em ângulo de ataque de 6 graus.

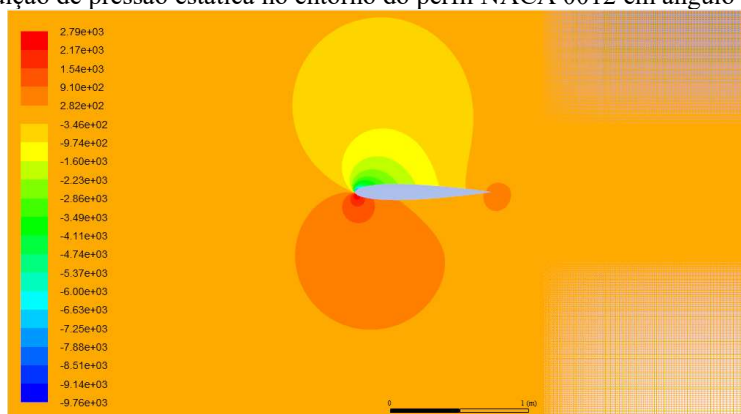


Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

Para o ângulo de ataque de 8 é possível observar o ponto de maior pressão estática na Figura 45 em conjunto com o ponto de maior velocidade também no bordo de ataque na Figura 45. A esteira de turbulência mostrada na Figura 47 deixa claro o maior valor de viscosidade turbulenta próximo do bordo de fuga e ao longo da esteira. A camada limite no intradorso começa a se modificar para turbulenta por volta de 40% da corda e a espessura no intradorso é visivelmente maior que dos ângulos de ataque anteriores

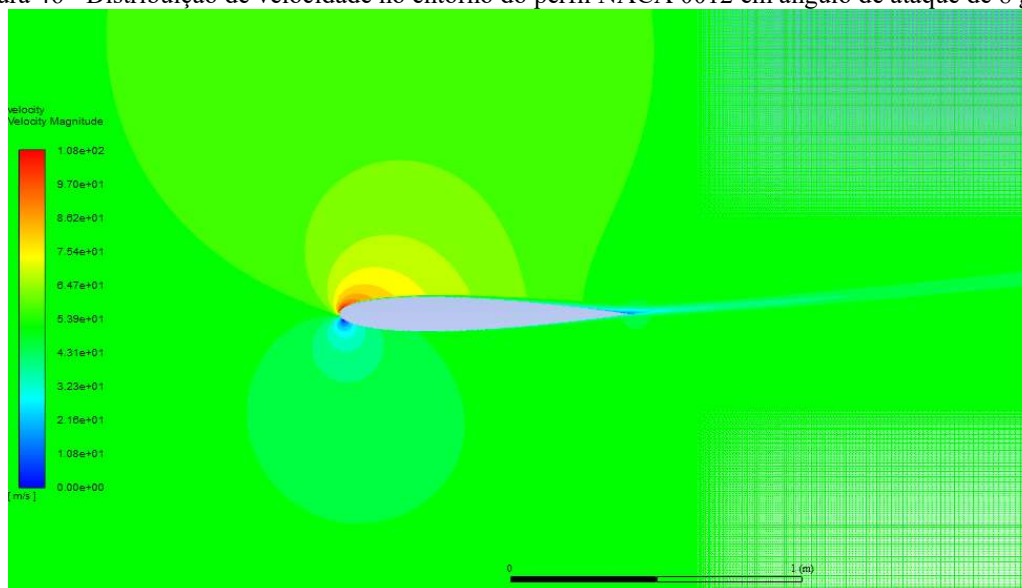


Figura 45 - Distribuição de pressão estática no entorno do perfil NACA 0012 em ângulo de ataque de 8 graus.



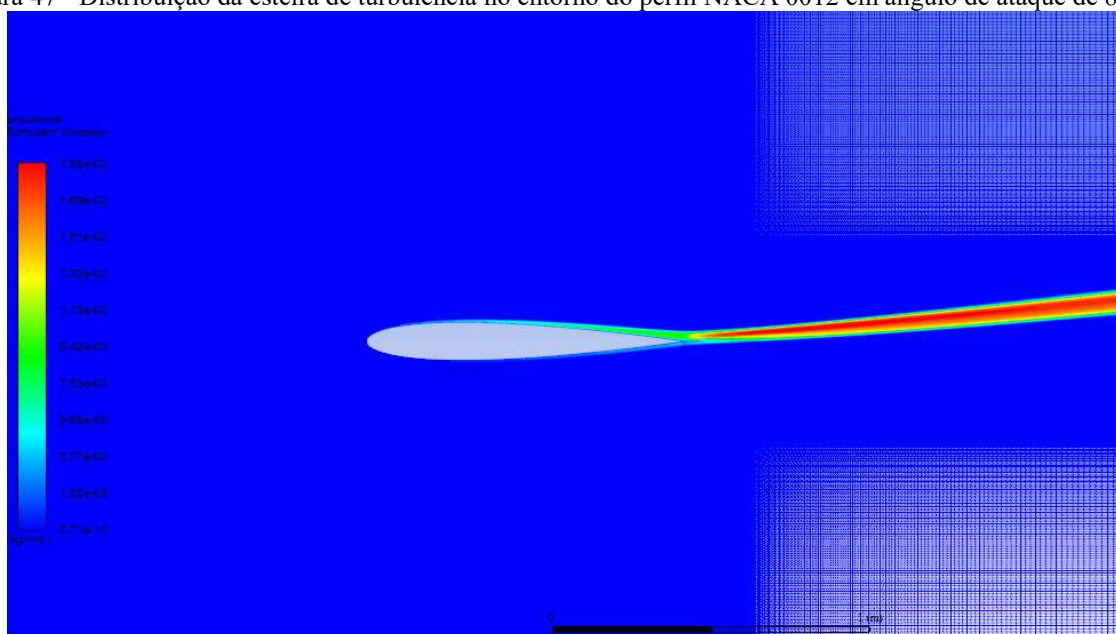
Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

Figura 46 - Distribuição de velocidade no entorno do perfil NACA 0012 em ângulo de ataque de 8 graus.



Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

Figura 47 - Distribuição da esteira de turbulência no entorno do perfil NACA 0012 em ângulo de ataque de 8 graus



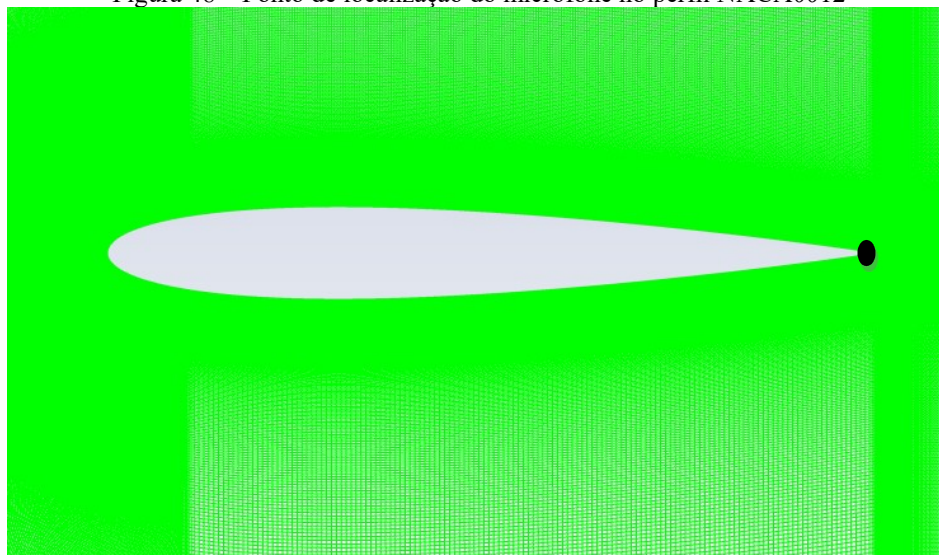
Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

## 5.2 - CAA NACA 0012

Para a validação acústica foi utilizado como parâmetro de comparação o estudo desenvolvido por Nguyen [56], no qual foi estudado o ruído de bordo de fuga para o NACA 0012, utilizando dados experimentais obtidos na conferência acústica (BANC III) e simulações utilizando o método Rans e o Programa X-foil, por meio da teoria acústica de Amiet. Para o presente trabalho, foi utilizado o método URANS e a teoria acústica de Ffowcs Williams and Hawkings como detalhado na subseção (3.7.5).

O microfone para obtenção dos resultados sonoros foi localizado na parte posterior do perfil de asa NACA0012, com o intuito de obter os resultados de pressão sonora no bordo de fuga, seguindo o experimento da conferência Acústica BANC III e o estudo de Nguyen [56]. A Figura 51 mostra a localização do microfone, exatamente no ponto 1 do eixo x e ponto 0 do eixo y.

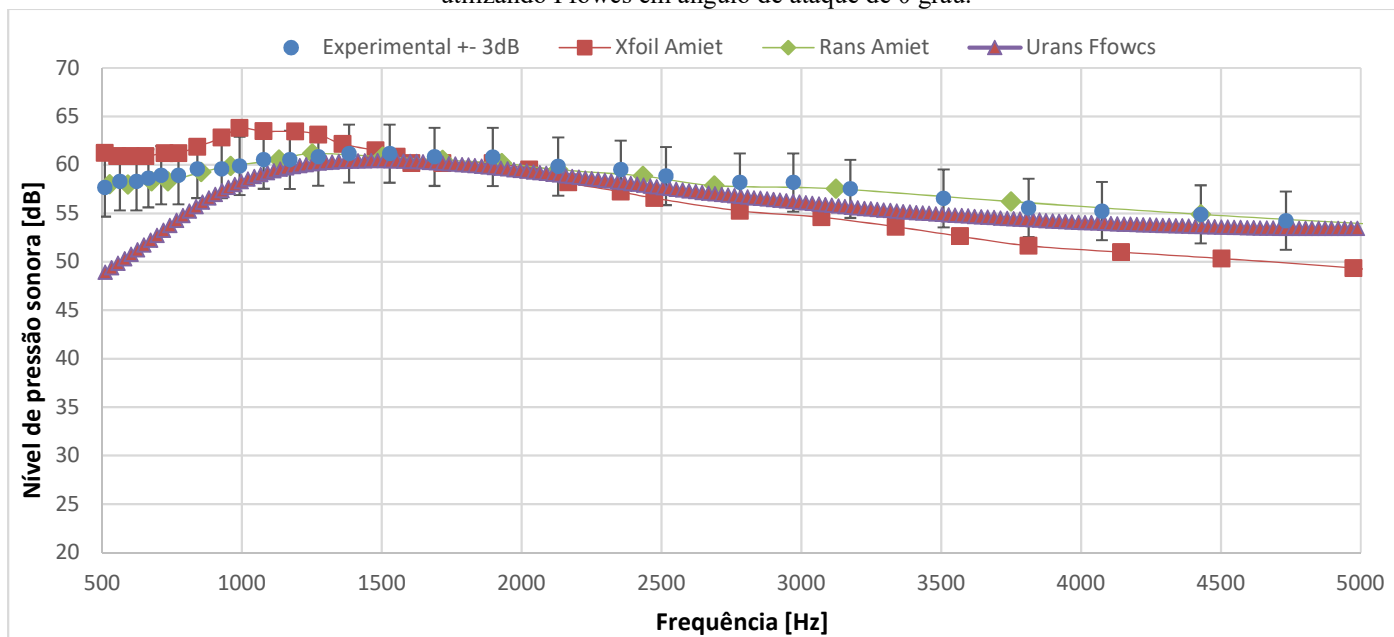
Figura 48 – Ponto de localização do microfone no perfil NACA0012



Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

Os dados experimentais da conferência de BANC III tem uma incerteza de  $\pm 3$  dB, como mostrado através da Figura 49, através dos níveis sonoros espectrais, em bandas de 1/3 de oitava. Assim, tem-se os resultados encontrados utilizando o métodos Urans com a teoria de Fowcs com um ângulo de ataque de 0 grau, comparados aos resultados experimentais e numéricos conforme [56].

Figura 49 - Resultados comparativos entre experimentos e simulações utilizando Amiet com resultados encontrados pelo autor utilizando Ffowcs em angulo de ataque de 0 grau.



Fonte: Próprio autor (2022)

Como é possível observar na Figura 52, o comportamento das curvas segue o mesmo comportamento e os resultados (Urans Ffowcs) comparados ao experimental estão dentro da faixa de erro do experimento de  $\pm 3$  dB, entre as faixas de frequência de 1000 Hz até 5000 Hz. Os resultados numéricos utilizados por Nguyen [56] (Rans utilizando Amiet) se mantém muito próximos aos resultados obtidos (Urans fowcs) na faixa de frequências de 1000 Hz até 5000 Hz como pode ser visto na Tabela 8.

Tabela 8 – Erros percentuais para os resultados acústicos em um ângulo de ataque de 0 graus.

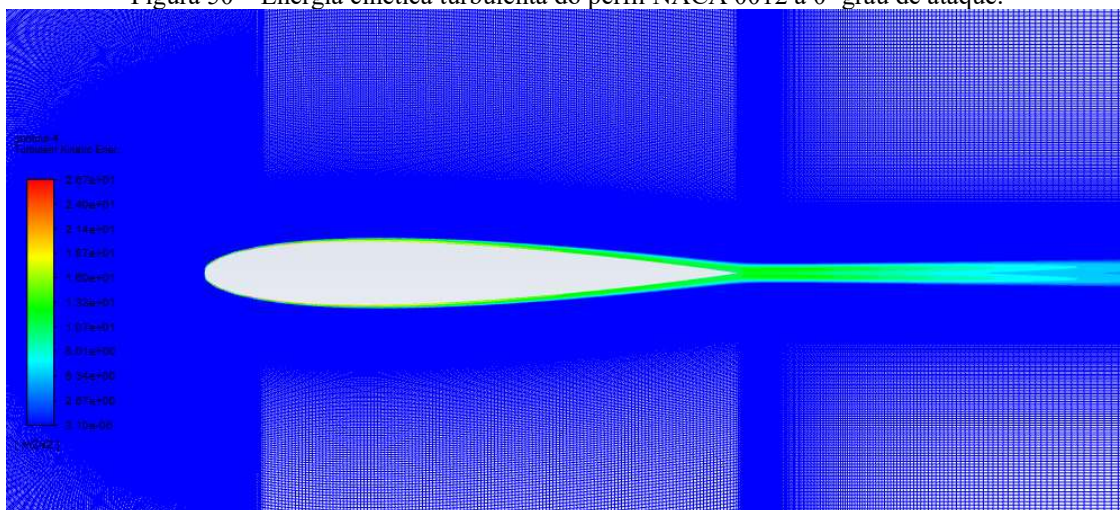
Intensidade sonora simulação [dB]	48,43	57,97	60,42	59,42	57,72	56,13	54,92	54,07	53,57	53,42
Intensidade sonora experimento [dB]	57,65	59,88	61,16	59,42	58,84	58,18	56,54	54,89	53,58	53,42
Frequência	500	1000	1500	2000	2500	3000	3500	4000	4500	5000
Erro percentual	16%	3%	1%	0%	2%	4%	3%	1%	0%	0%

Fonte: Próprio autor (2022)

A energia cinética turbulenta mostrada na Figura 50 mostra que a camada limite se mantém laminar até 50% do comprimento de corda. também é possível observar a espessura da camada limite causada pelo aumento da turbulência e, por conseguinte, a maior causa de ruído no bordo de fuga. O programa XFRL5 também ajuda a mostrar a espessura da camada limite em relação a cada grau de ataque do perfil (Figura 51).

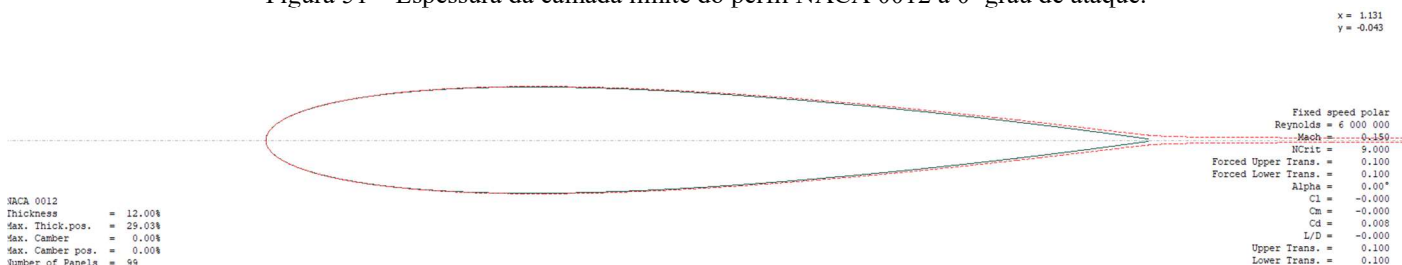


Figura 50 – Energia cinética turbulenta do perfil NACA 0012 a 0° grau de ataque.



Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

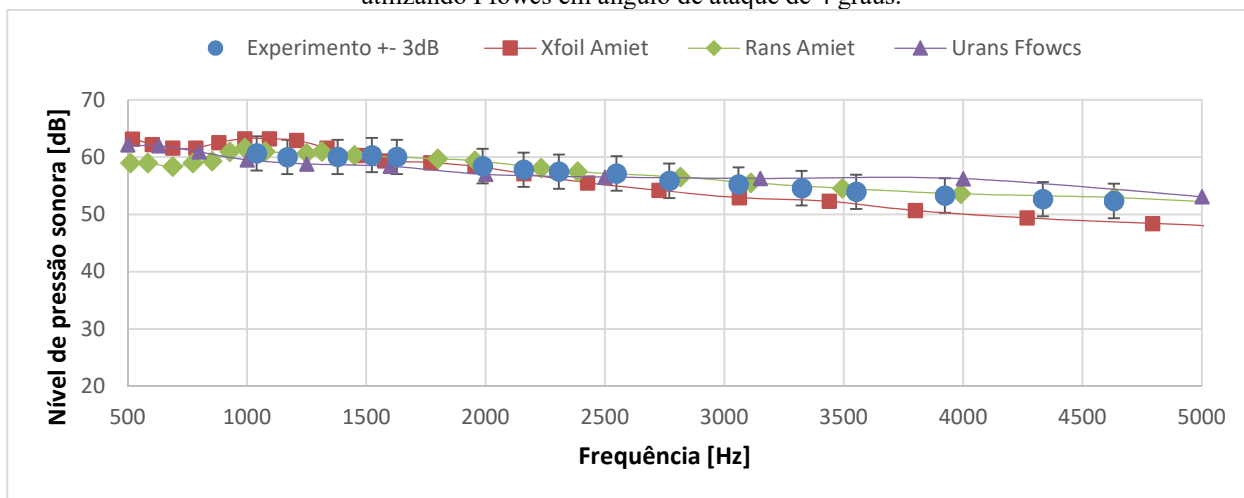
Figura 51 – Espessura da camada limite do perfil NACA 0012 a 0° grau de ataque.



Fonte: Próprio autor utilizando o XFRL5 (2022)

Para o ângulo de ataque de 4 graus (Figura 52) os resultados numéricos foram comparados com os resultados obtidos por Lee [56], os quais também mostraram-se com erros menores de 4% como pode ser observado na Tabela 9. Com isso o modelo proposto pelo autor utilizando Urans Ffowcs comparado ao modelo Rans Amiet de Nguyen [56] e o experimental se mantiveram com valores de erro entre -6% e 1% para as faixas de frequência entre 1000 Hz até 5000 HZ.

Figura 52 - Resultados comparativos entre experimentos e simulações utilizando Amiet com resultados encontrados pelo autor utilizando Ffowcs em angulo de ataque de 4 graus.



Fonte: Próprio autor (2022)

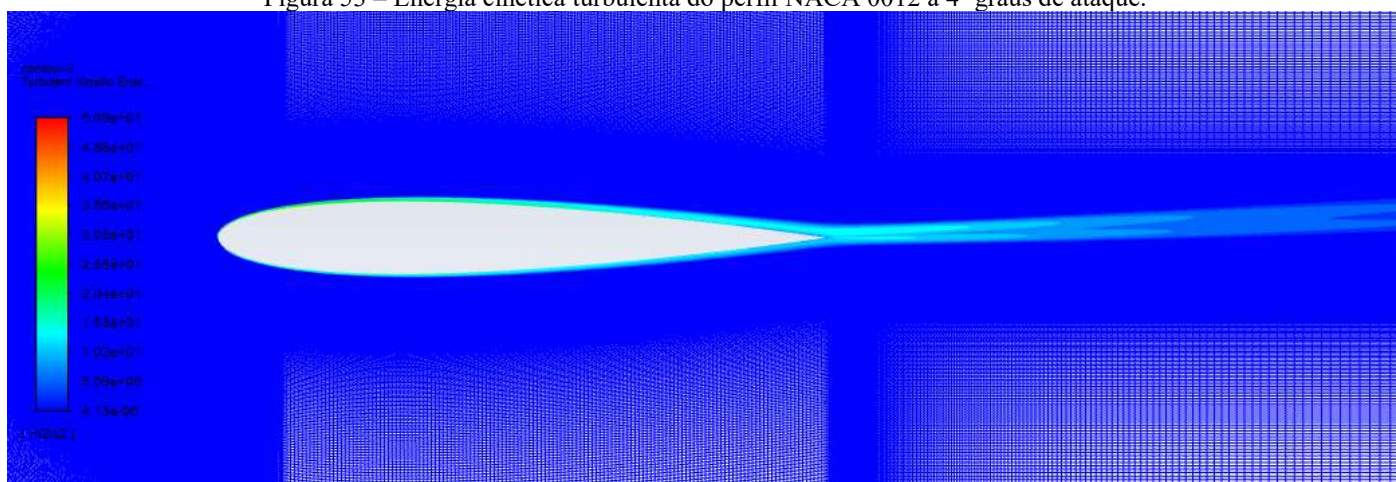
Tabela 9 - Erros percentuais para os resultados acústicos em um ângulo de ataque de 4 graus.

Intensidade sonora simulação [dB]	62,2	59,56	58,43	57,02	57,17	55,24	56,28	56,28	54,57	53,12
Intensidade sonora experimento [dB]	-	60,67	60,38	58,45	57,17	55,88	55,24	53,31	52,35	52,35
Frequência	500	1000	1500	2000	2500	3000	3500	4000	4500	5000
Erro percentual		2%	3%	2%	0%	1%	-2%	-6%	-4%	-1%

Fonte: Próprio autor (2022)

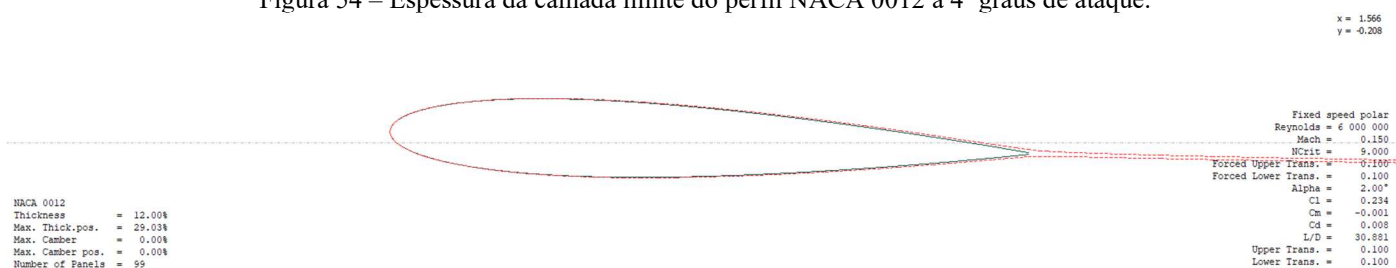
Não houve um grande aumento de nível de pressão sonora entre o ângulo de ataque de 0 grau e o de 4 graus. Por conseguinte, a Figura 56 mostra o aumento da energia turbulenta ao longo do extradorso do perfil, mas a espessura da camada limite não sofre um aumento significativo como também pode ser observado na Figura 54.

Figura 53 – Energia cinética turbulenta do perfil NACA 0012 a 4º graus de ataque.



Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

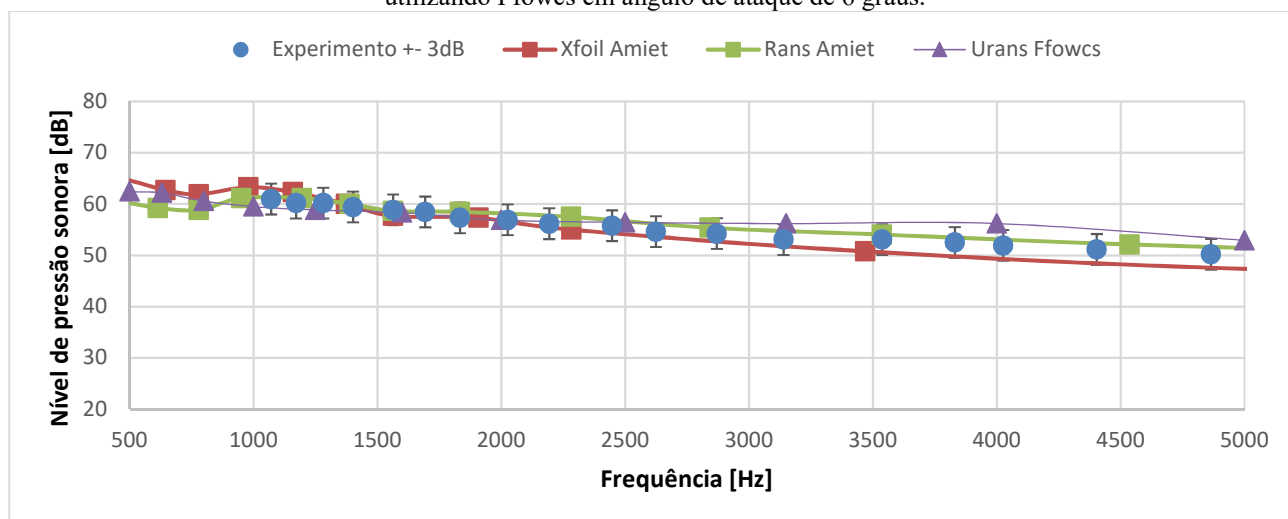
Figura 54 – Espessura da camada limite do perfil NACA 0012 a 4º graus de ataque.



Fonte: Próprio autor utilizando o XFRL5 (2022)

Para o ângulo de ataque de 6 graus (Figura 55) os resultados teóricos obtidos pelo autor e os experimentais [56] se mantiveram muito próximos para as faixas de frequência entre 500 Hz a 3000 Hz. Como pode ser visto na Tabela 10. Valores acima de 3000 Hz de frequência tiveram um erro estimado de 4%.

Figura 55 - Resultados comparativos entre experimentos e simulações utilizando Amiet com resultados encontrados pelo autor utilizando Ffowcs em ângulo de ataque de 6 graus.



Fonte: Próprio autor (2022)

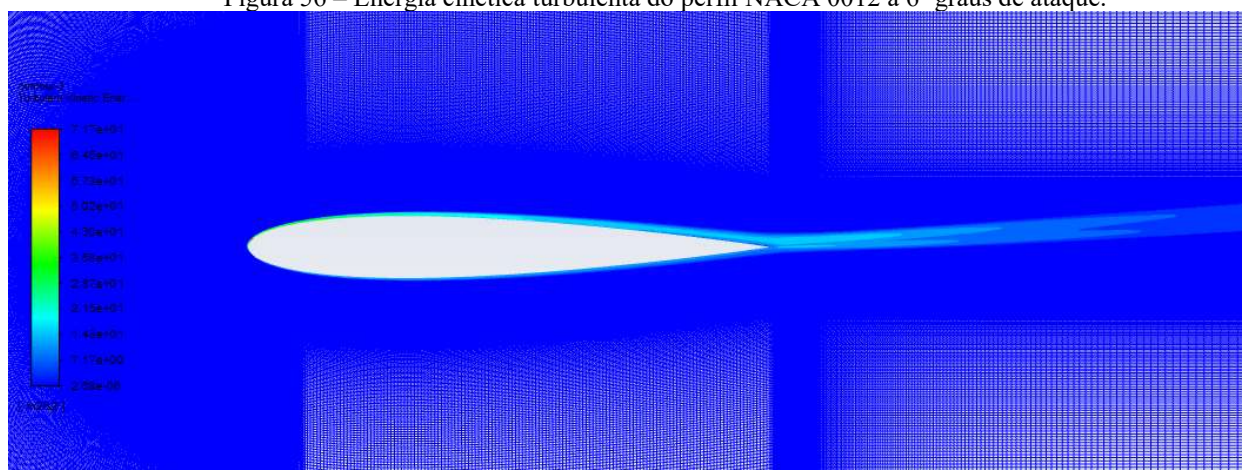
Tabela 10 - Erros percentuais para os resultados acústicos em um ângulo de ataque de 6 graus.

Intensidade sonora simulação [dB]	62,48	59,49	58,30	56,88	56,42	56,19	56,28	56,20	53,50	52,93
Intensidade sonora experimento [dB]	-	60,96	58,85	56,92	55,77	53,08	53,08	51,92	51,15	49,81
Frequência	500	1000	1500	2000	2500	3000	3500	4000	4500	5000
Erro percentual		2%	1%	0%	-1%	-6%	-6%	-8%	-5%	-6%

Fonte: Próprio autor (2022)

Com o aumento do ângulo de ataque o intradorso do perfil fica com a camada limite laminar até por volta de  $0,8c$  (Figura 56) e a energia turbulenta aumenta para o extradorso, causando um espessamento da camada limite na região do bordo de fuga que pode ser confirmado pela Figura 57. Esse fato justifica o aumento do nível de pressão sonora no bordo de fuga.

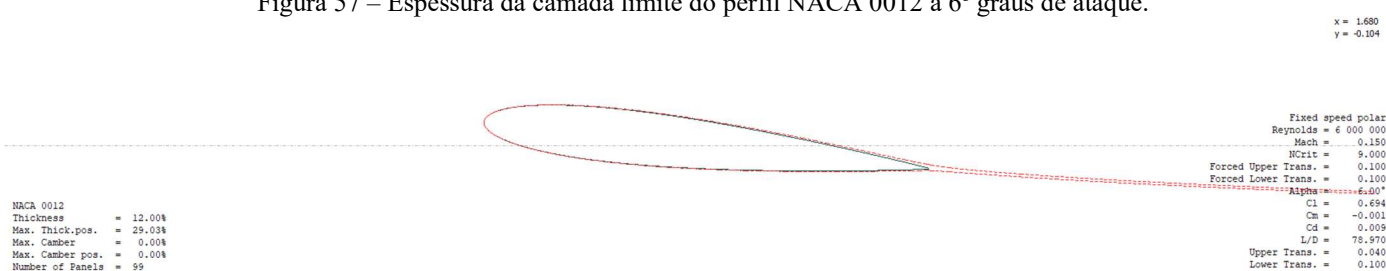
Figura 56 – Energia cinética turbulenta do perfil NACA 0012 a 6° graus de ataque.



Fonte:

Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

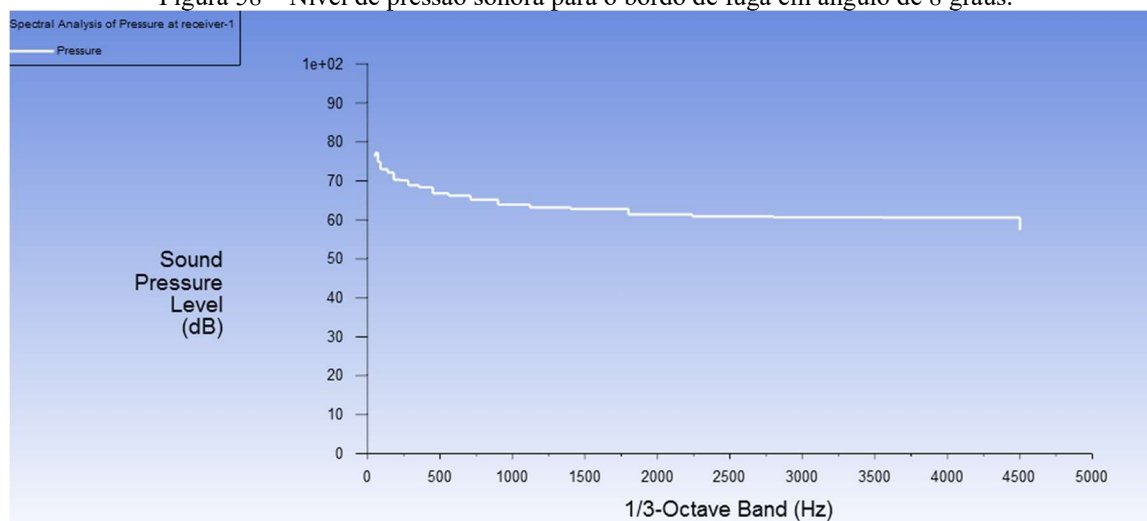
Figura 57 – Espessura da camada limite do perfil NACA 0012 a 6° graus de ataque.



Fonte: Próprio autor utilizando o XFRL5 (2022)

Os resultados encontrados em termos de níveis de pressão sonora em bandas de 1/3 de oitava para o ângulo de ataque de 8 graus podem ser observados na Figura 58, onde o nível sonoro mais elevado está na faixa de 80 dB para o bordo de fuga na faixa de 200 Hz. O valor do nível de pressão sonora se mantém estável, um pouco acima de 60 dB, ao longo do eixo x até 4500 Hz.

Figura 58 – Nível de pressão sonora para o bordo de fuga em ângulo de 8 graus.



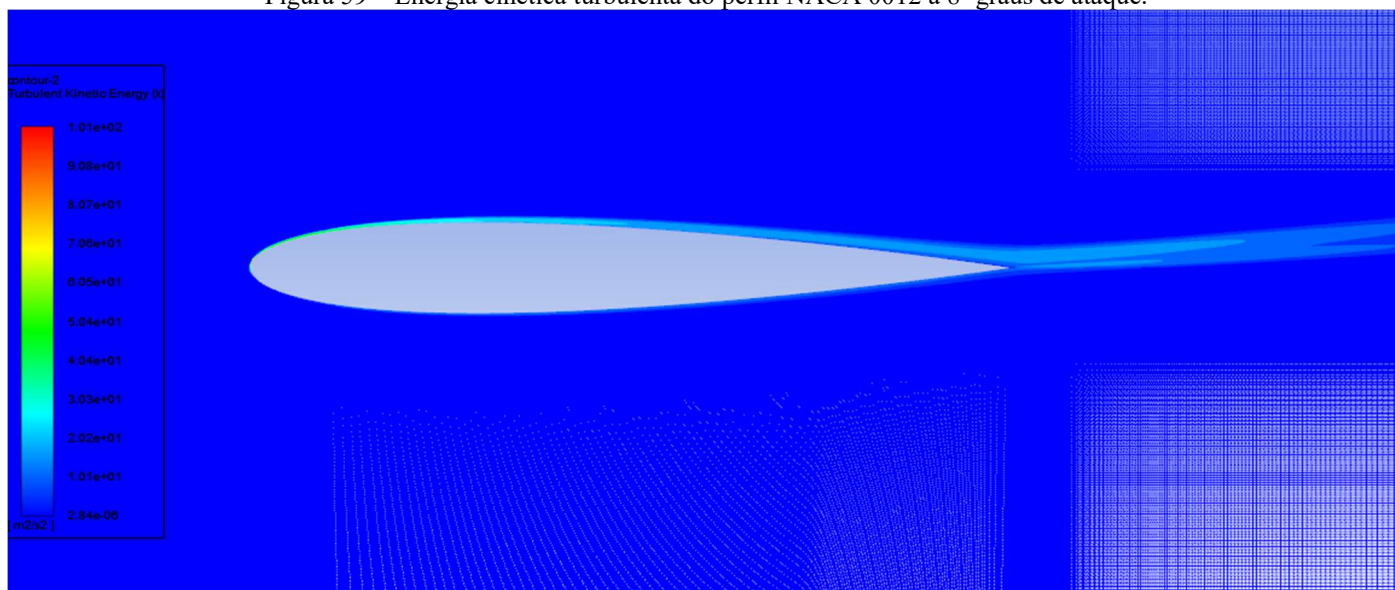
Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

O aumento significativo do nível de pressão sonora utilizando o ângulo de ataque de 8 graus em relação ao ângulo de ataque de 6 graus pode ser visto na Figura 59, onde há o espessamento da camada limite na região do bordo de fuga e aumento dos vórtices causados pela energia cinética turbulenta. O



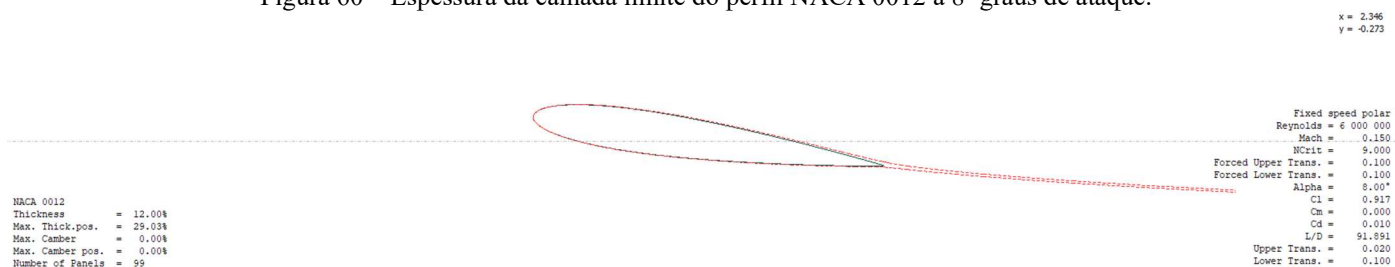
espessamento também pode ser conferido na Figura 60, onde também é possível ver o início do descolamento da camada limite próxima ao bordo de fuga.

Figura 59 – Energia cinética turbulenta do perfil NACA 0012 a 8° graus de ataque.



Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

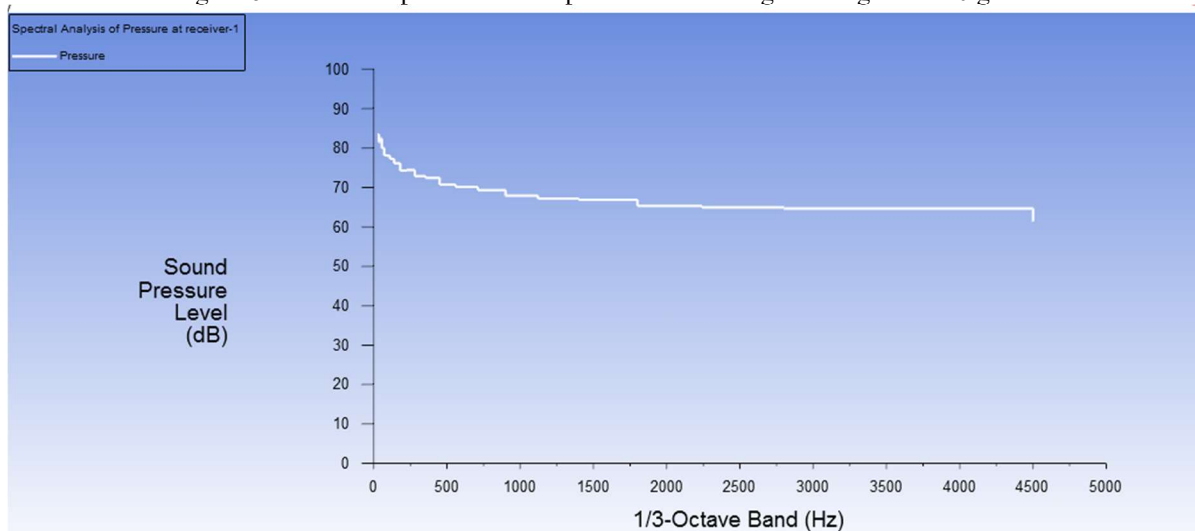
Figura 60 – Espessura da camada limite do perfil NACA 0012 a 8° graus de ataque.



Fonte: Próprio autor utilizando o XFRL5 (2022)

A curva do nível de pressão sonora (dB) em relação à frequência (Hz) para o ângulo de ataque de 10 graus mantém o mesmo perfil da Figura 58 com ângulo de ataque de 8 graus, mas com maiores níveis de pressão sonora. Como pode-se observar na Figura 61, o nível de pressão sonora se inicia acima dos 90 dB e se estabiliza um pouco acima dos 70 dB até 4500 Hz.

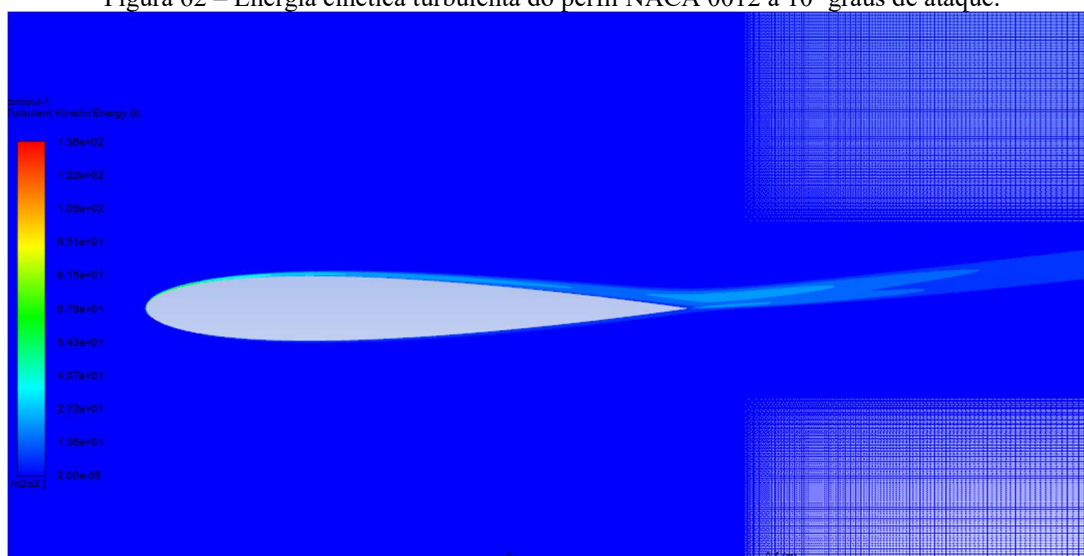
Figura 61 – Nível de pressão sonora para o bordo de fuga em ângulo de 10 graus.



Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

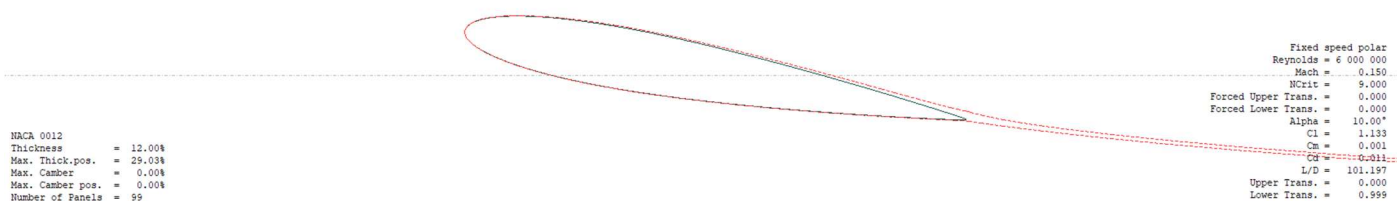
Para o ângulo de ataque de 10 graus a Figura 62 mostra como a energia cinética turbulenta se encontra ao longo de todo extradorso, com o intradorso apresentando uma camada limite laminar. Portanto há o espessamento da camada limite em direção ao bordo de fuga e, conseqüentemente, um aumento da energia cinética turbulenta. A Figura 63 confirma o espessamento da camada limite e o descolamento suave da camada limite no bordo de fuga.

Figura 62 – Energia cinética turbulenta do perfil NACA 0012 a 10° graus de ataque.



Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

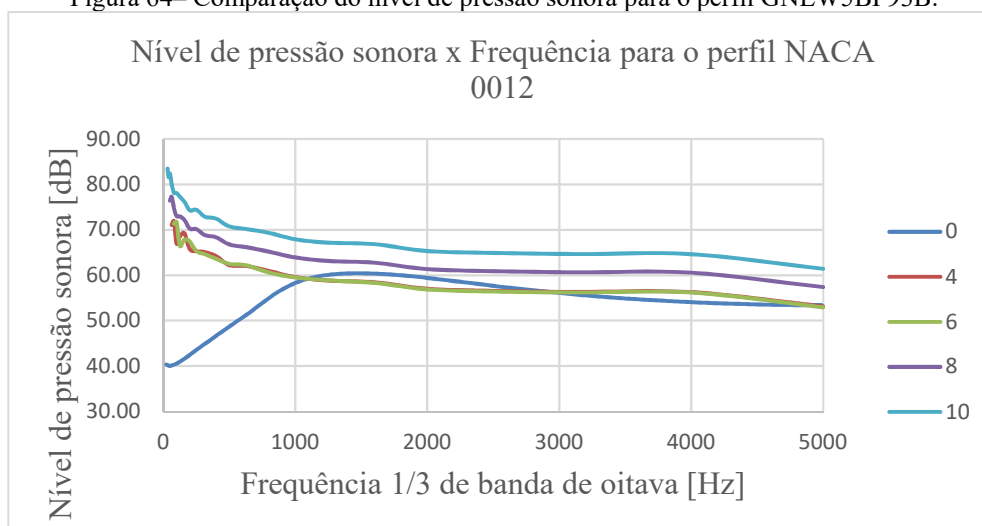
Figura 63 – Espessura da camada limite do perfil NACA 0012 a 10° graus de ataque.



Fonte: Próprio autor utilizando o XFRL5 (2022)

Na Figura 64 é possível observar a comparação do nível de pressão sonora para os ângulos de ataque de 0 a 10 graus do perfil NACA 0012. O nível de pressão sonora referente ao ângulo de ataque de 0 grau começa a partir de 40 dB e se mantém menor até um pouco depois de 1000 Hz. A partir de 1000 Hz o nível de pressão sonora para 0 grau torna-se muito próximo dos valores para os ângulos de ataque de 4 e 6 graus, respectivamente. As linhas dos ângulos de ataque de 4 e 6 graus se mantêm praticamente com a mesma tendência ao longo do gráfico. A maior diferença começa a ser percebida após o ângulo de ataque de 8 graus.

Figura 64— Comparação do nível de pressão sonora para o perfil GNEW5BP93B.



Fonte: Próprio autor (2022)

## 6. Estudo Aeroacústico do perfil NASA X-57 Maxwell

### 6.1 Aeronave X-57 Maxwell

A NASA desenvolve desde 2014 [76] [77] uma aeronave elétrica que funciona com propulsão elétrica distribuída. Muitos artigos já foram apresentados [78] e o modelo final da asa e do perfil podem ser vistos na Figura 65.

Figura 65 – Aeronave X-57 Maxwell em desenvolvimento pela NASA.



Fonte [79]

Este trabalho tem como intuito utilizar o perfil GNEWBP93B desenvolvido para a aeronave X-57 Maxwell [12] para validação aerodinâmica e estudo acústico do bordo de fuga, a partir da metodologia validada utilizando-se o perfil NACA 0012.

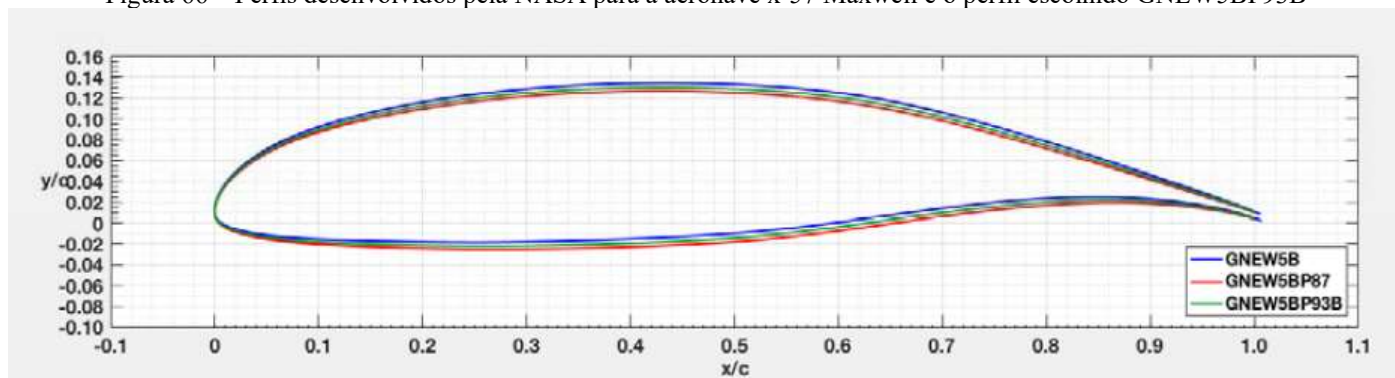
### 6.2 Validação aerodinâmica do perfil sem flap

Atualmente, a NASA está em fase de desenvolvendo de uma aeronave elétrica denominada X-57 Maxwell, utilizando a tecnologia DEP, como já descrito na seção 2.2. Um dos fatores importantes para a construção foi o desenvolvimento de um perfil aeronáutico que apresentasse a melhor relação  $L/D$  possível. Neste sentido, a NASA desenvolveu o perfil GNEW5BP93B (Figura 66). Portanto, neste trabalho de pesquisa científica foram analisados o referido perfil nas configurações sem e com flap. Cabe salientar que este perfil ainda não foi caracterizado aeroacusticamente pela NASA. Pelo menos ainda não há registros de artigos publicados pela NASA a respeito deste fato. Também, cabe salientar que não foi disponibilizado pelo artigo principal da NASA [12] as coordenadas geométricas do perfil. Mesmo assim foi possível obter os dados de coordenadas utilizando uma foto do gráfico do artigo (Figura 66) através do programa Graph Grabber, que utiliza fotos para transformar desenhos em pontos



geométricos. Como o programa não tem 100% de acuracidade o aerofólio obtido por essa técnica teve que ser normalizado e refinado pelo Xfoil antes de ser analisado. Com isso, a solução do campo de escoamento pode conter erro por falta de suavização entre pontos ao longo da superfície do aerofólio.

Figura 66 – Perfis desenvolvidos pela NASA para a aeronave x-57 Maxwell e o perfil escolhido GNEW5BP93B



Fonte: [12]

Como pode ser visto na Figura 67 o aerofólio GNEW5BP93B normalizado pelo Xfoil foi o mesmo importado para o ANSYS Fluent, conforme mostrado na Figura 68. É possível observar nas Figuras 70 e 71 imperfeições ao longo da superfície do aerofólio por causa dos métodos para obtenção das coordenadas geográficas. O aerofólio para simulação CFD dentro do ANSYS Fluent precisa de um bordo de fuga delgado e fechado como pode ser visto na Figura 68. Por outro lado, o perfil dentro do Xfoil ficou com o bordo de fuga mais próximo do original, aberto (Figura 67).

Figura 67 – Aerofólio normalizado e usado para resultados do Xfoil



Fonte: Próprio autor (2022)

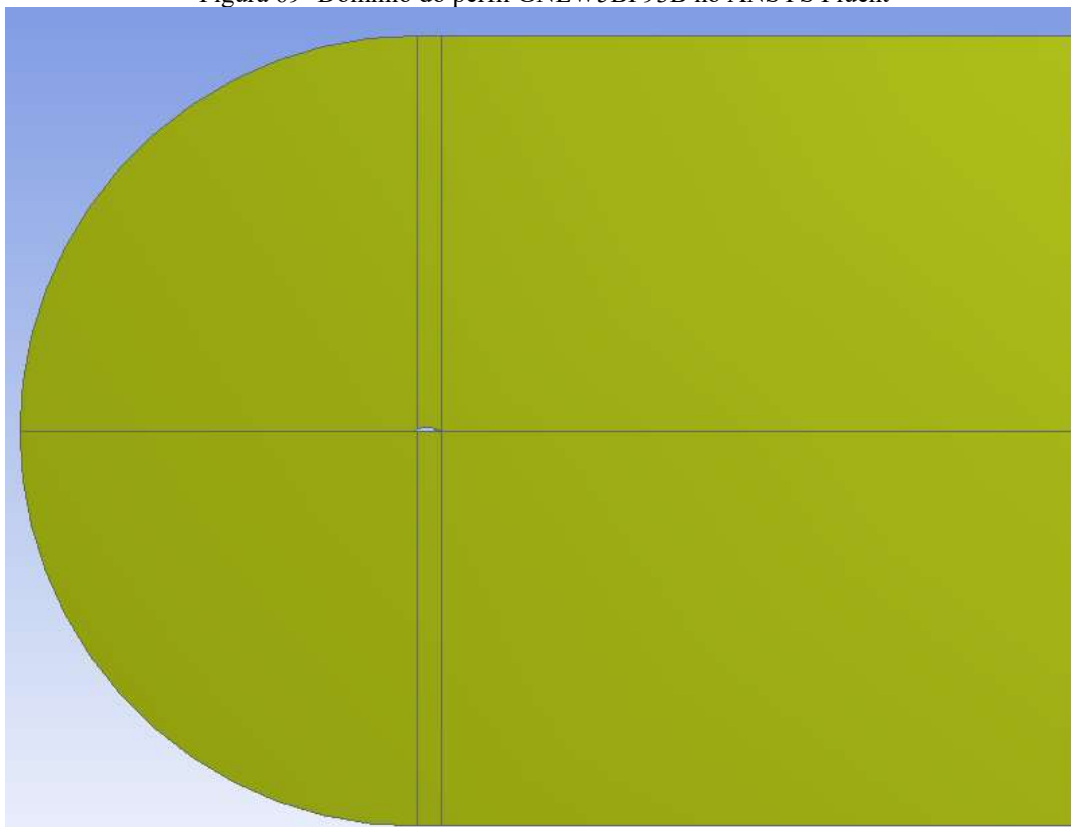
Figura 68 - Aerofólio importado para o ANSYS Fluent



Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

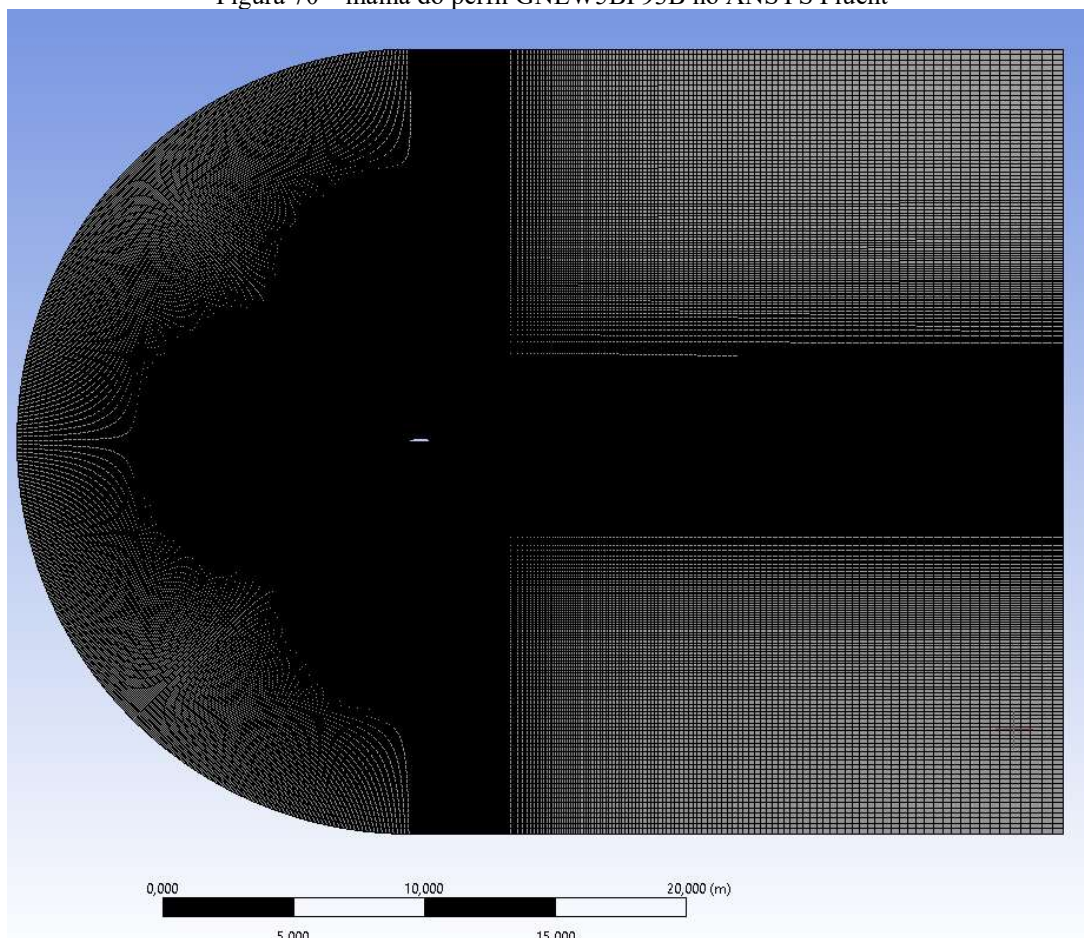
A geometria do domínio (Figura 69) e a respectiva malha (Figura 70) gerada seguiram os mesmos procedimentos do modelo proposto, conforme metodologia apresentada nas seções 4.2 e 4.6. Uma malha com 840.606 elementos foi criada, mantendo o padrão de malha utilizado na validação do perfil NACA 0012.

Figura 69- Domínio do perfil GNEW5BP93B no ANSYS Fluent



Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

Figura 70 – malha do perfil GNEW5BP93B no ANSYS Fluent



Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

Após a criação da malha foi realizada a simulação numérica utilizando os mesmos dados de entrada relativos ao experimento do laboratório da NASA, do grupo de pesquisa Langley [12], descritos na Figura 71.

- Temperatura do ar 288,2 [K];
- Relação entre calores específicos( $\gamma$ ) 1,4;
- Viscosidade dinâmica ( $\mu$ ) igual a  $1,789 \times 10^{-5}$  [kg/m.s]
- Velocidade do som ( $c_0$ ) igual a 340 [m/s]
- Massa específica ( $\rho$ ) igual a 1.225 [kg/m<sup>3</sup>]

Figura 71 – Valores de referência

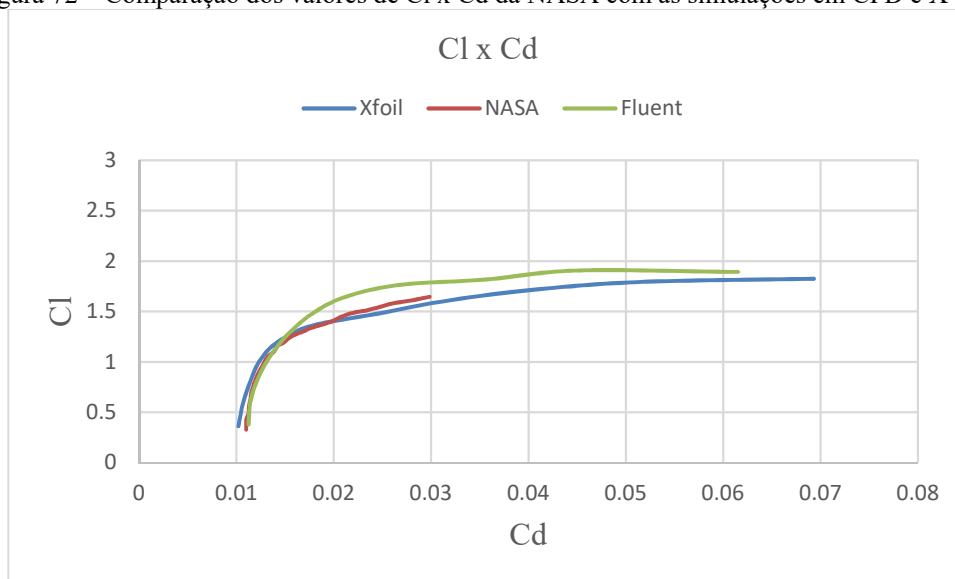
The image shows the 'Reference Values' dialog box in ANSYS Fluent. It includes a 'Compute from' dropdown menu, a 'Reference Values' section with various input fields, and a 'Reference Zone' dropdown menu. The values entered in the fields are: Area (m2) 1, Density (kg/m3) 1.225, Depth (m) 1, Enthalpy (j/kg) 0, Length (m) 1, Pressure (pascal) 0, Temperature (k) 288.16, Velocity (m/s) 81.07, Viscosity (kg/m-s) 1.7894e-05, and Ratio of Specific Heats 1.4. The Reference Zone is set to 'surface\_body'.

Parameter	Value
Area (m2)	1
Density (kg/m3)	1.225
Depth (m)	1
Enthalpy (j/kg)	0
Length (m)	1
Pressure (pascal)	0
Temperature (k)	288.16
Velocity (m/s)	81.07
Viscosity (kg/m-s)	1.7894e-05
Ratio of Specific Heats	1.4

Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

Após simulações numéricas no CFD e no X-foil foi possível estabelecer a polar  $Cd \times Cl$ . Como pode ser visto na Figura 72 as curvas teóricas apresentaram a mesma tendência que a curva experimental. Nota-se que os resultados CFD pelo Xfoil, a partir do  $Cd$  de 0,015 (aproximadamente) passa a subestimar o valor em relação ao experimental. Já os resultados do CFD pelo Fluent, a partir do  $Cd$  de 0,015, passa a superestimar o valor em relação ao experimental.

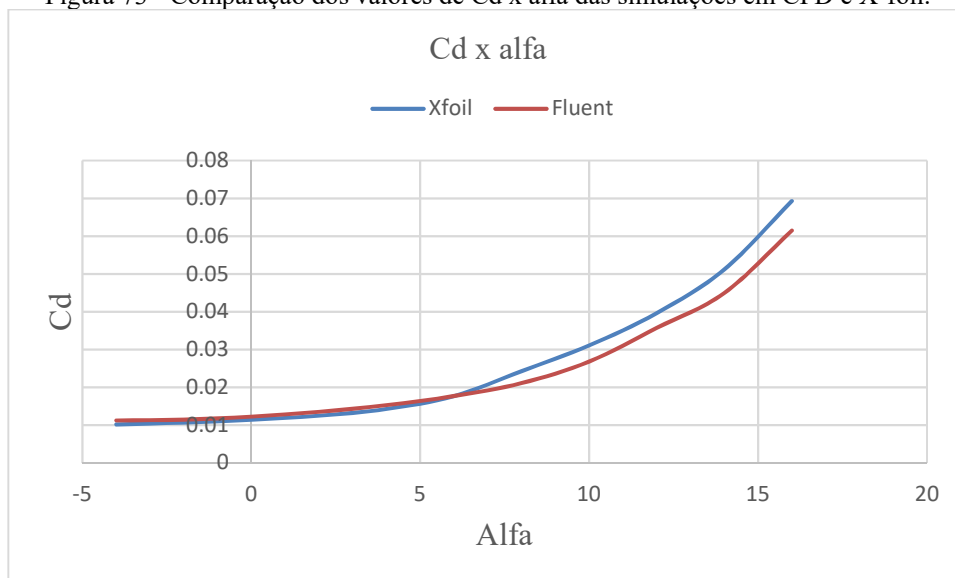
Figura 72 – Comparação dos valores de  $Cl \times Cd$  da NASA com as simulações em CFD e X-foil.



Fonte: Próprio autor (2022)

O artigo da NASA não apresenta os dados de  $Cd \times \alpha$ , mas é possível comparar com os valores do Xfoil (Figura 73), valores com erro de até 1% até o ângulo de ataque de 6 graus. Após 8 graus de ângulo de ataque os valores começaram a apresentar erros na casa de 11%. Porém, o método teórico apreendeu a tendência do fenômeno.

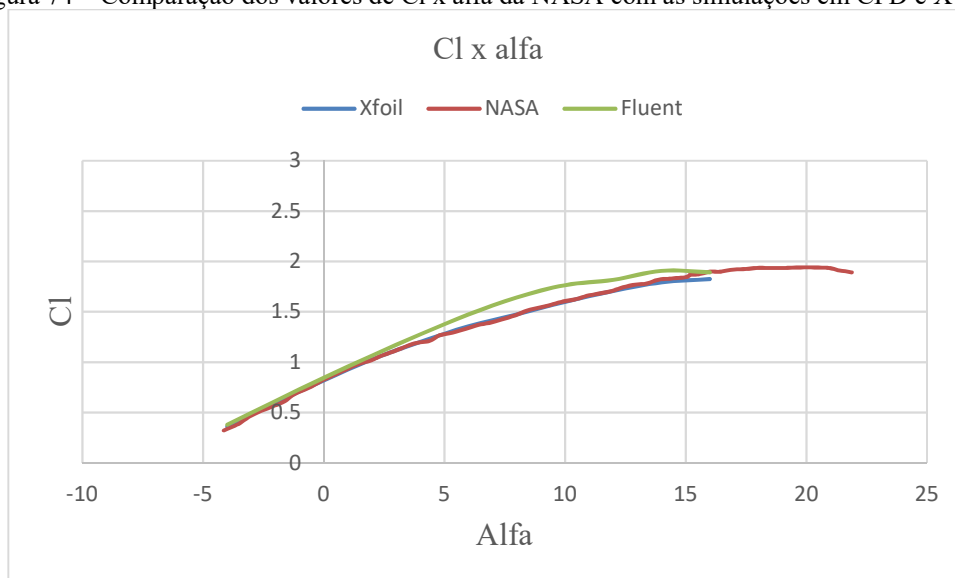
Figura 73 - Comparação dos valores de  $Cd \times \alpha$  das simulações em CFD e X-foil.



Fonte: Próprio autor (2022)

Também foi possível comparar os valores do  $Cl \times \alpha$  na Figura 74, onde os valores do Xfoil e da NASA ficaram praticamente idênticos e os valores do CFD Fluent divergiram na faixa a partir de 5 graus de ângulo de ataque até 12 graus de ângulo de ataque, com um erro aproximado de 11%. Os resultados obtidos pelo CFD Fluent apresentam a mesma tendência, mas superestima os valores.

Figura 74 – Comparação dos valores de  $C_l$  x  $\alpha$  da NASA com as simulações em CFD e X-foil.

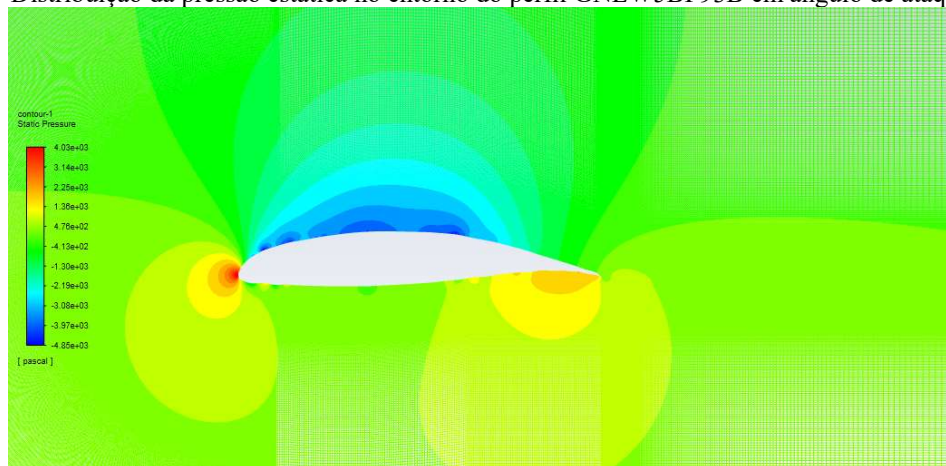


Fonte: Próprio autor (2022)

Desta forma, pode-se concluir que modelos teóricos apresentaram erros por volta de 1% a 10% em alguns ângulos de ataque, cujas curvas mostraram a mesma tendência dos valores encontrados pela NASA, fator que valida a simulação aerodinâmica.

Nas figuras a seguir, as imagens detalham melhor o escoamento do ar no entorno do perfil. Assim, na Figura 75 é possível a distribuição de pressão estática no extradorso e no intradorso, especialmente na parte côncava do intradorso, próximo ao bordo de fuga, onde ocorre um aumento de pressão estática, para recuperação da sustentação. A Figura 76 apresenta a maior velocidade do escoamento no extradorso, com um espessamento da camada limite na parte de maior arqueamento do referido perfil entre 80% a 100% da corda. Na Figura 77 pode-se observar o espessamento da camada limite para um ângulo de ataque de 0 grau, provavelmente causada pelo aumento do gradiente adverso de pressão em função deste maior arqueamento do extradorso na região do bordo de fuga.

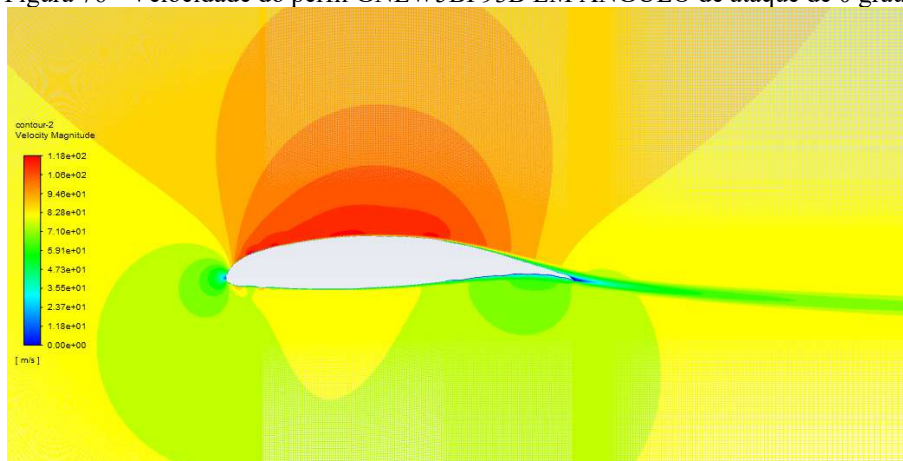
Figura 75 – Distribuição da pressão estática no entorno do perfil GNEW5BP93B em ângulo de ataque de 0 graus



Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

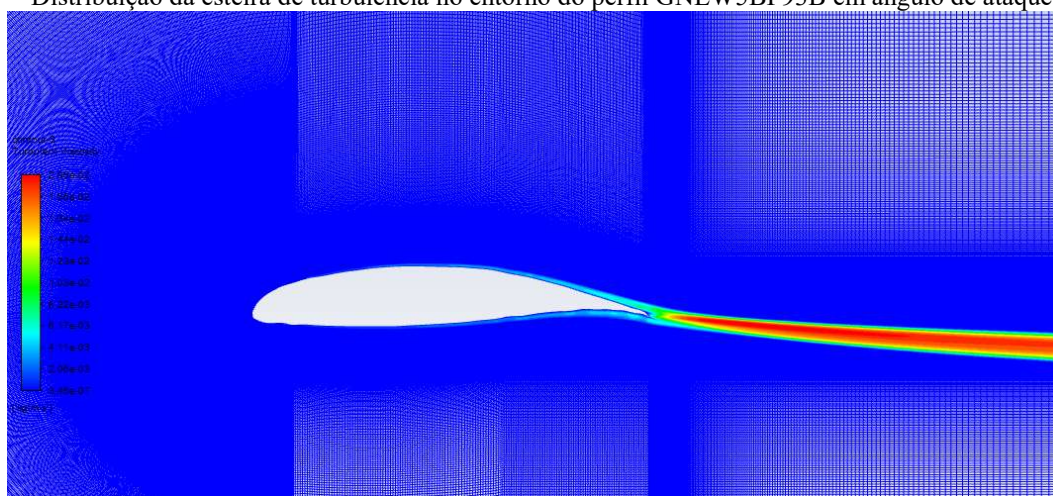


Figura 76 - Velocidade do perfil GNEW5BP93B EM ÂNGULO de ataque de 0 graus



Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

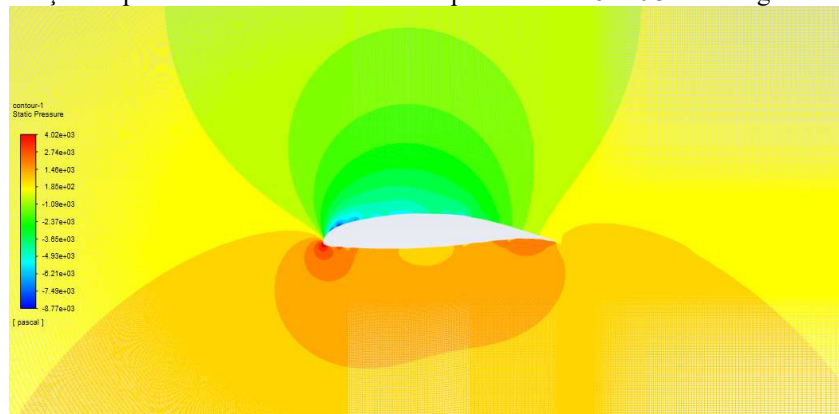
Figura 77 – Distribuição da esteira de turbulência no entorno do perfil GNEW5BP93B em ângulo de ataque de 0 graus



Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

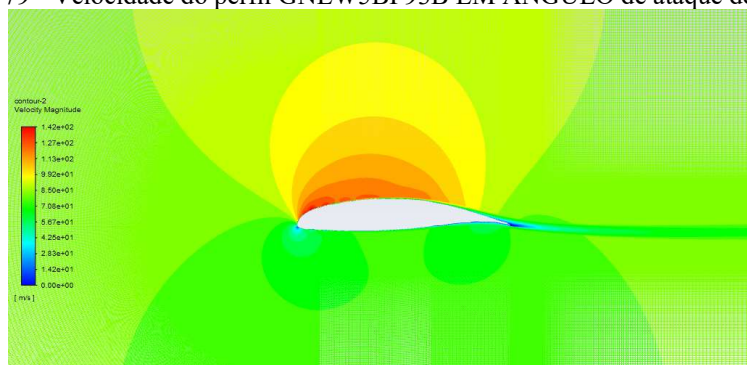
Para o ângulo de ataque de 4 graus, as Figuras 81, 82 e 83 mostram um aumento da pressão estática ao longo do perfil, com aumento de velocidade principalmente no extradorso próximo a 20%, da corda e aumento da espessura da camada limite ao final do bordo de fuga.

Figura 78 - Distribuição da pressão estática no entorno do perfil GNEW5BP93B em ângulo de ataque de 4 graus



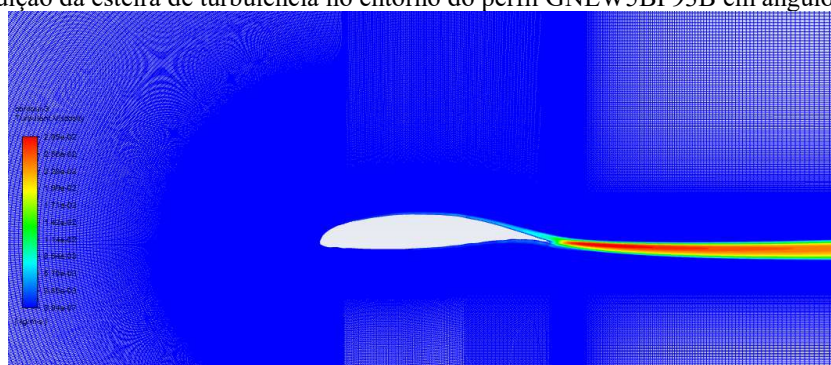
Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

Figura 79 - Velocidade do perfil GNEW5BP93B EM ÂNGULO de ataque de 4 graus



Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

Figura 80 – Distribuição da esteira de turbulência no entorno do perfil GNEW5BP93B em ângulo de ataque de 4 graus



Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

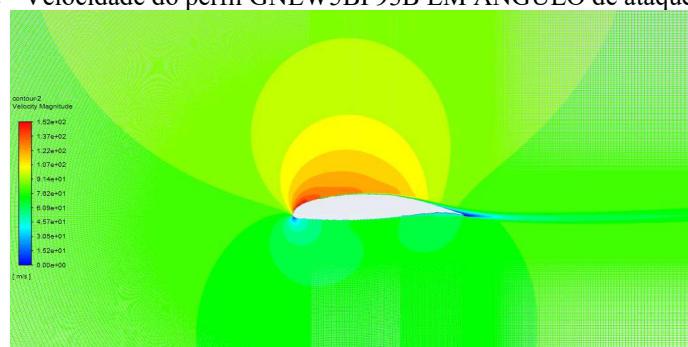
Com o ângulo de ataque de 6 graus, nas Figuras 84, 85 e 86 nota-se que a camada limite apresenta um maior espessamento no extradorso, como esperado, próximo ao bordo de fuga.

Figura 81 - Distribuição da pressão estática no entorno do perfil GNEW5BP93B em ângulo de ataque de 6 graus



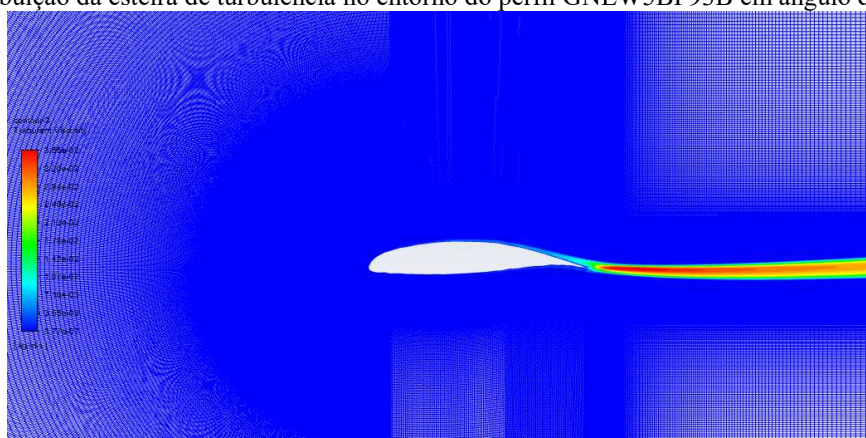
Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

Figura 82 - Velocidade do perfil GNEW5BP93B EM ÂNGULO de ataque de 6 graus



Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

Figura 83 – Distribuição da esteira de turbulência no entorno do perfil GNEW5BP93B em ângulo de ataque de 6 graus

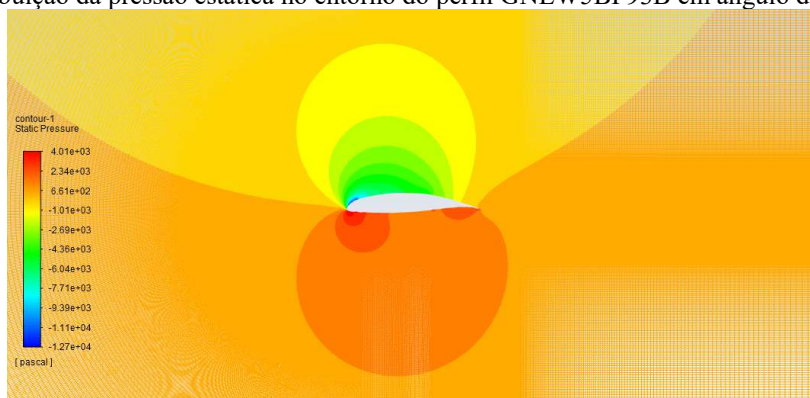


Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

Na Figura 84 observa-se o deslocamento da força aerodinâmica em direção ao bordo de ataque no extradorso, devido à maior concentração da pressão. Os pontos de menor velocidade ficam concentrados ao longo do bordo de fuga (Figura 85), onde também é possível ver o espessamento da camada limite (Figura 86).

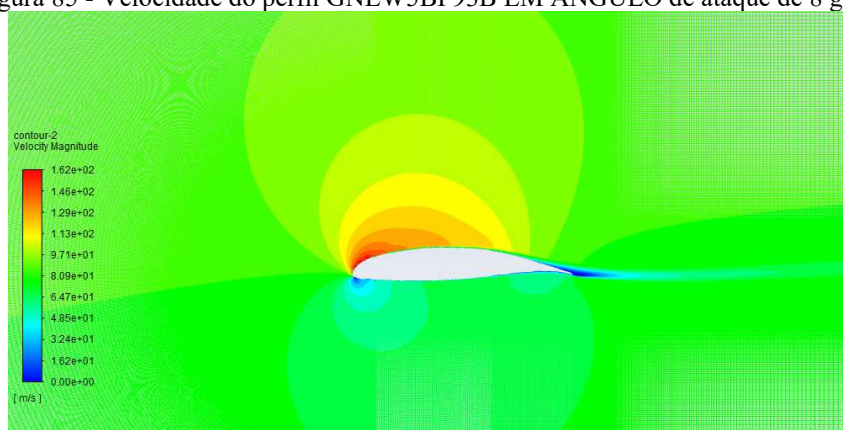


Figura 84 - Distribuição da pressão estática no entorno do perfil GNEW5BP93B em ângulo de ataque de 8 graus



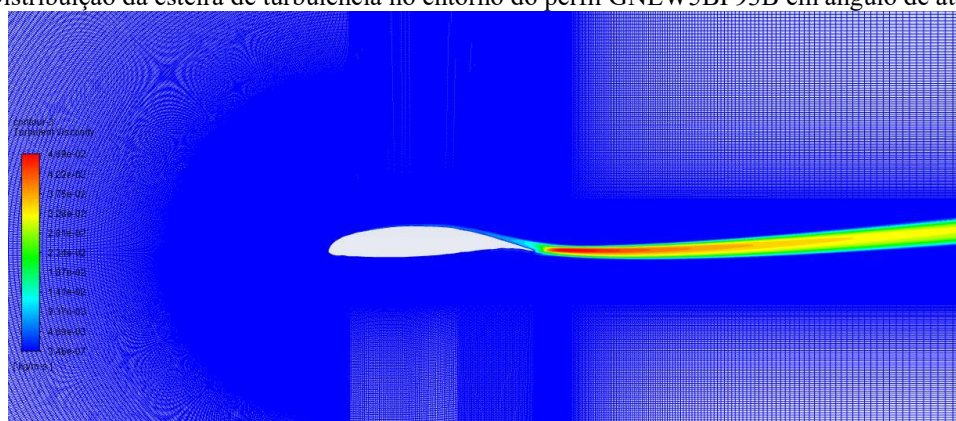
Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

Figura 85 - Velocidade do perfil GNEW5BP93B EM ÂNGULO de ataque de 8 graus



Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

Figura 86 - Distribuição da esteira de turbulência no entorno do perfil GNEW5BP93B em ângulo de ataque de 8 graus

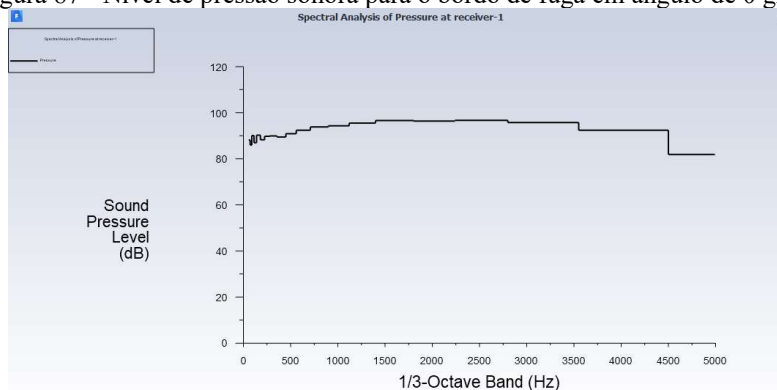


Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

### 6.3 Resultados acústicos do perfil NASA X-57 Maxwell sem flap

Após a validação das forças aerodinâmicas do perfil GNEW5BP93B, foi resolvido o problema aeroacústico, Como pode ser observado na Figura 87, o perfil, sujeito a um ângulo de ataque de 0 grau tem-se o nível de pressão sonora em bandas de 1/3 de oitava, na faixa de 90 dB até 700 Hz e níveis de pressão sonora maiores que 90 dB entre 800 Hz até 3500 Hz.

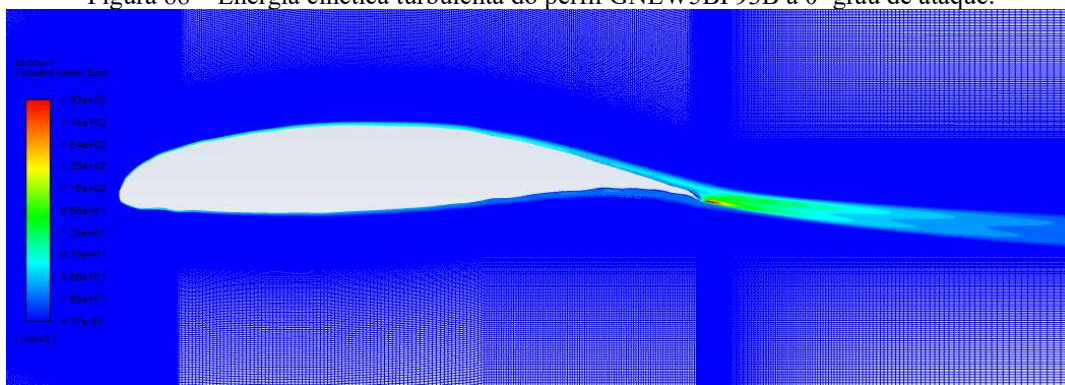
Figura 87 - Nível de pressão sonora para o bordo de fuga em ângulo de 0 grau.



Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

A Figura 88 apresenta a energia cinética turbulenta, que aumenta a partir 0,6c no extradorso, bem como um ponto de grande concentração de energia turbulenta no bordo de fuga. A Figura 89 mostra a espessura de descolamento da camada limite para o perfil em questão.

Figura 88 – Energia cinética turbulenta do perfil GNEW5BP93B a 0° grau de ataque.



Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

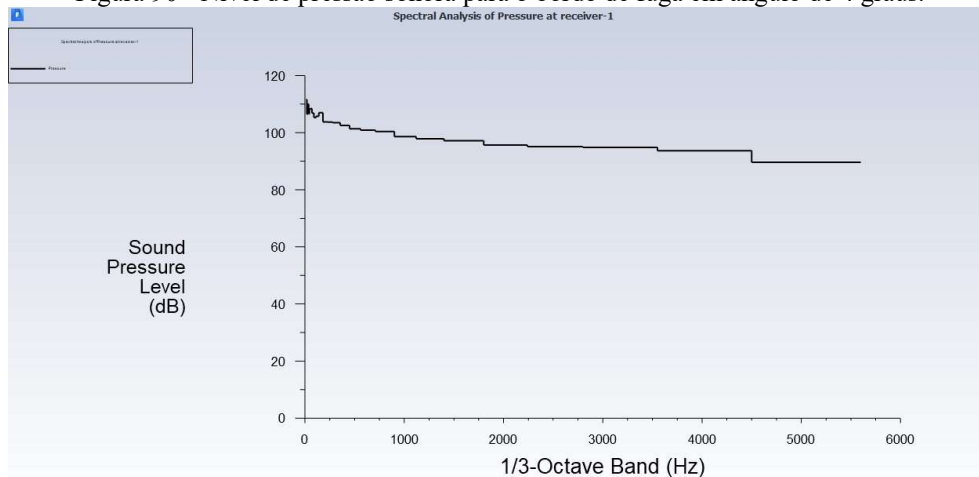
Figura 89 – Espessura da camada limite do perfil GNEW5BP93B a 0° grau de ataque.



Fonte: Próprio autor utilizando o XFRL5 (2022)

Utilizando um ângulo de ataque de 4 graus, o nível de pressão sonora começa perto de 100 dB nos primeiros 300 Hz e se mantém acima dos 90 dB de 800 Hz até 3500 Hz (Figura 93).

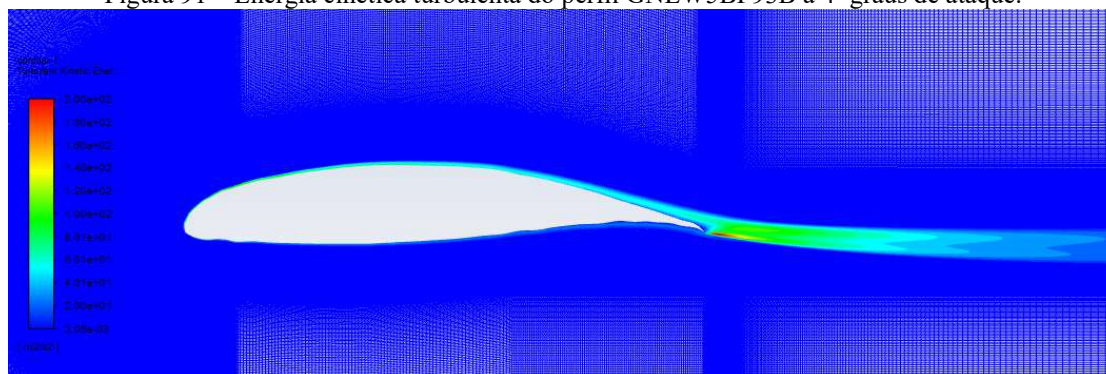
Figura 90 - Nível de pressão sonora para o bordo de fuga em ângulo de 4 graus.



Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

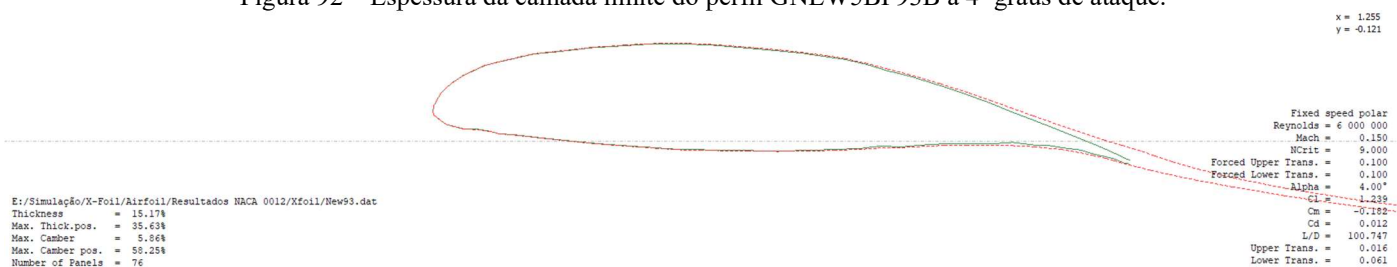
Para o ângulo de ataque de 4 graus acontece o espessamento da camada limite e o aumento do ponto de concentração de energia cinética turbulenta no bordo de fuga, porém no ponto do microfone (em  $x = 1$  e  $y = 0$ ) não há aumento significativo de nível de pressão sonora. O espessamento da camada limite ocorre em relação a 0 grau como mostra a Figura 92.

Figura 91 – Energia cinética turbulenta do perfil GNEW5BP93B a 4° graus de ataque.



Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

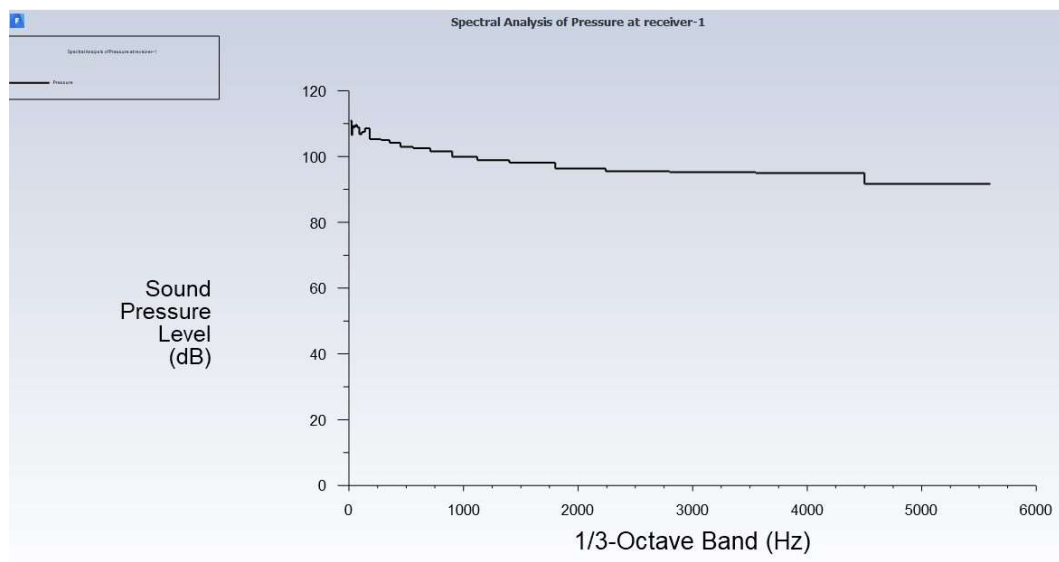
Figura 92 – Espessura da camada limite do perfil GNEW5BP93B a 4° graus de ataque.



Fonte: Próprio autor utilizando o XFRL5 (2022)

Para o ângulo de ataque de 6 graus (Figura 96), a curva do nível de pressão sonora mostra-se um pouco diferente em relação ao ângulo de ataque de 4 graus. Nesta curva, o nível de pressão sonora começa em 100 Hz maior que 100 dB e se mantém acima dos 90 dB até 2000 Hz. Após 2000 Hz até 5000 Hz o nível de pressão sonora se mantém perto de 90 dB.

Figura 93 - Nível de pressão sonora para o bordo de fuga em ângulo de 6 graus.

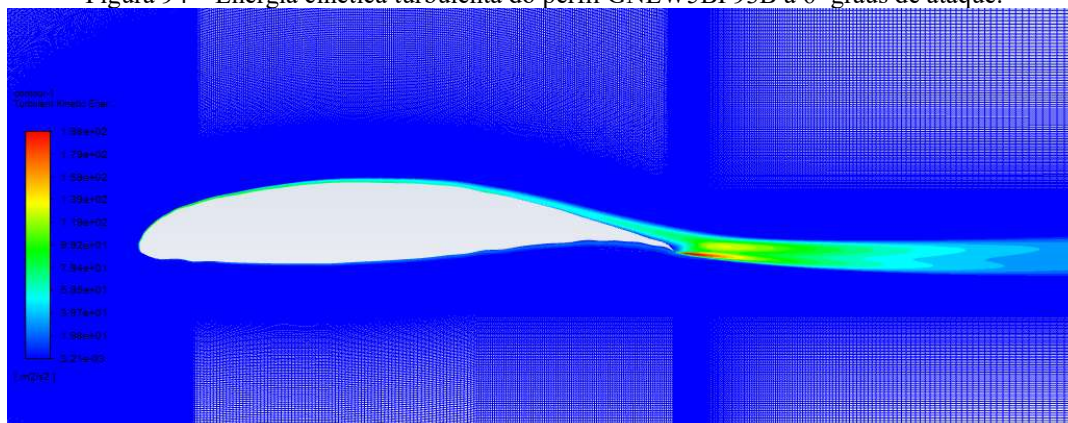


Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

Acontece um grande espessamento da camada limite como pode ser visto na Figura 94 e Figura 95, mas o nível de pressão sonora continua praticamente o mesmo. É importante observar que o ponto onde é situado o microfone se mantém próximo da região com alta energia cinética turbulenta, que é causada pela maior espessura de descolamento da camada limite na região do bordo de fuga.

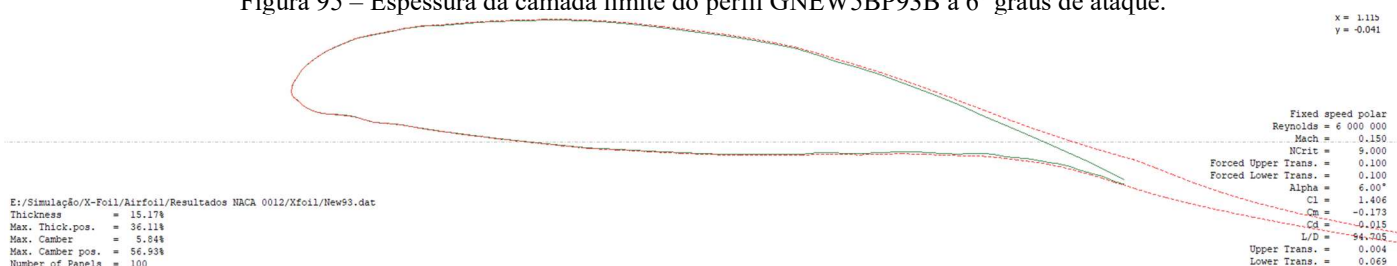


Figura 94 – Energia cinética turbulenta do perfil GNEW5BP93B a 6° graus de ataque.



Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

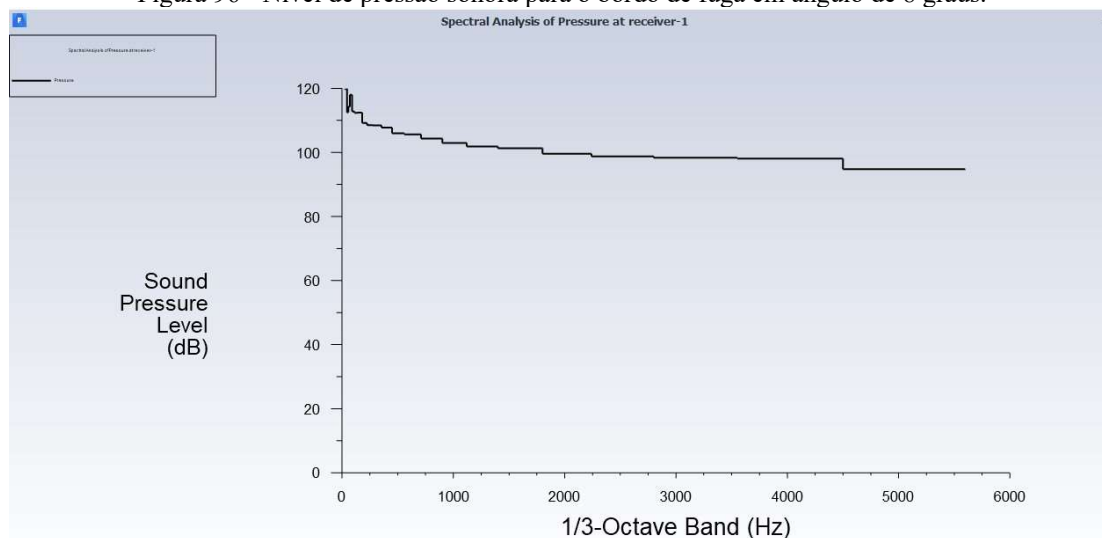
Figura 95 – Espessura da camada limite do perfil GNEW5BP93B a 6° graus de ataque.



Fonte: Próprio autor utilizando o XFRL5 (2022)

Uma curva muito parecida com o ângulo de ataque de 6 graus pode ser observada na Figura 96, considerando um ângulo de ataque de 8 graus. Aqui, o nível de pressão sonora se inicia acima dos 120 dB, caindo consideravelmente até aproximadamente 500 Hz, mantendo-se estável, acima dos 90 dB, até 3500 Hz.

Figura 96 - Nível de pressão sonora para o bordo de fuga em ângulo de 8 graus.

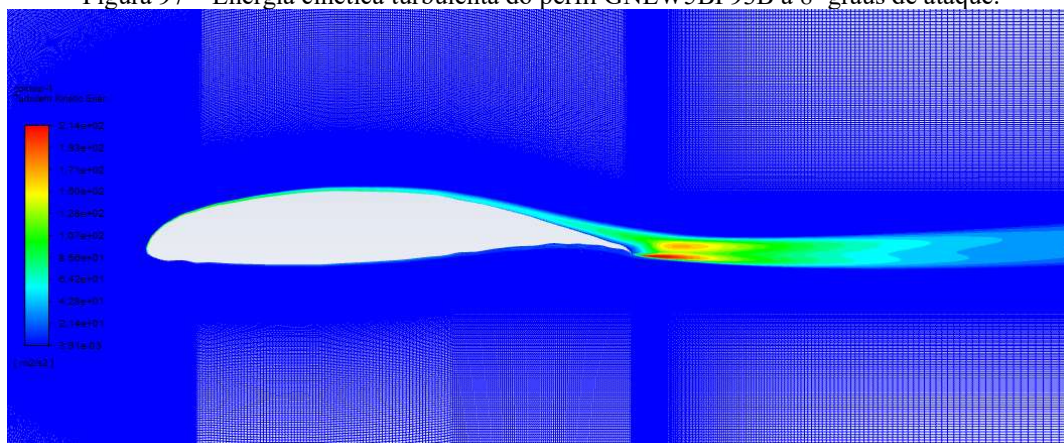


Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

Como pode ser visto na Figura 97, outro ponto de concentração de energia cinética turbulenta aparece na esteira próximo ao bordo de fuga, posterior ao ponto de medição de nível de pressão sonora, na

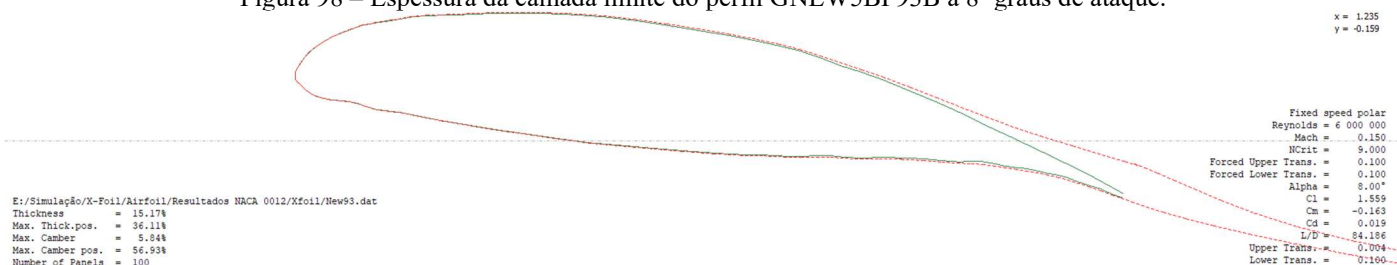
porção inferior. Também, pela Figura 101, observa-se um grande espessamento da camada limite no extradorso na região do bordo de fuga.

Figura 97 – Energia cinética turbulenta do perfil GNEW5BP93B a 8° graus de ataque.



Fonte: Próprio autor utilizando o ANSYS Fluent (2022)

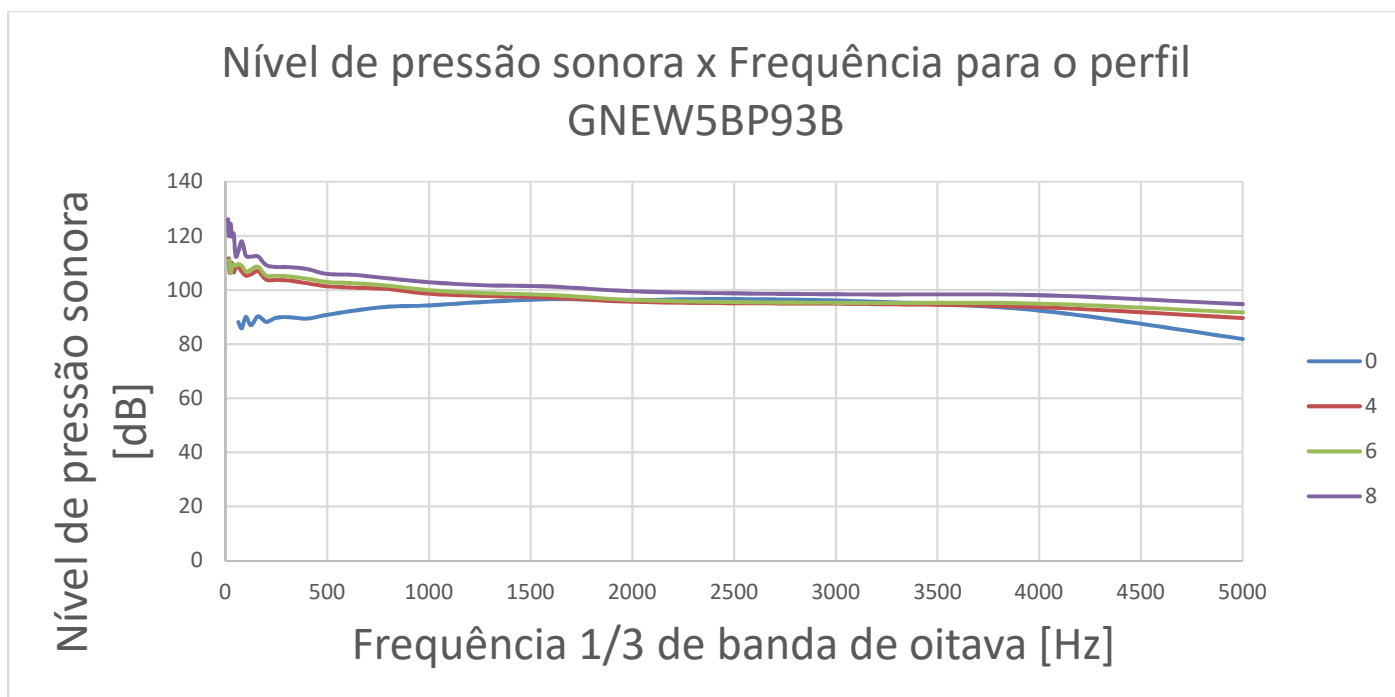
Figura 98 – Espessura da camada limite do perfil GNEW5BP93B a 8° graus de ataque.



Fonte: Próprio autor utilizando o XFRL5 (2022)

A comparação do nível de pressão sonora pela frequência, em bandas de 1/3 de oitava, pode ser visto na Figura 99. Observa-se que quanto maior o ângulo de ataque maior é o nível de pressão sonora até aproximadamente 500 Hz. Após essa banda, nota-se uma inversão desta tendência, que para os ângulos de ataque menores começam a surgir níveis de pressão sonora maiores. Isso ocorre possivelmente pelo fato do perfil GNEW5BP93B ser assimétrico e apresentar um grande arqueamento, que fica muito evidente para o escoamento em potencial, não perturbado, a 0 grau. Com o aumento do ângulo de ataque, ocorre o fato do escoamento potencial, não perturbado se alinhar mais ao perfil, de forma que, para o escoamento potencial, o perfil passe a apresentar um arqueamento "aparentemente menor".

Figura 99 – Comparação do nível de pressão sonora para o perfil GNEW5BP93B.

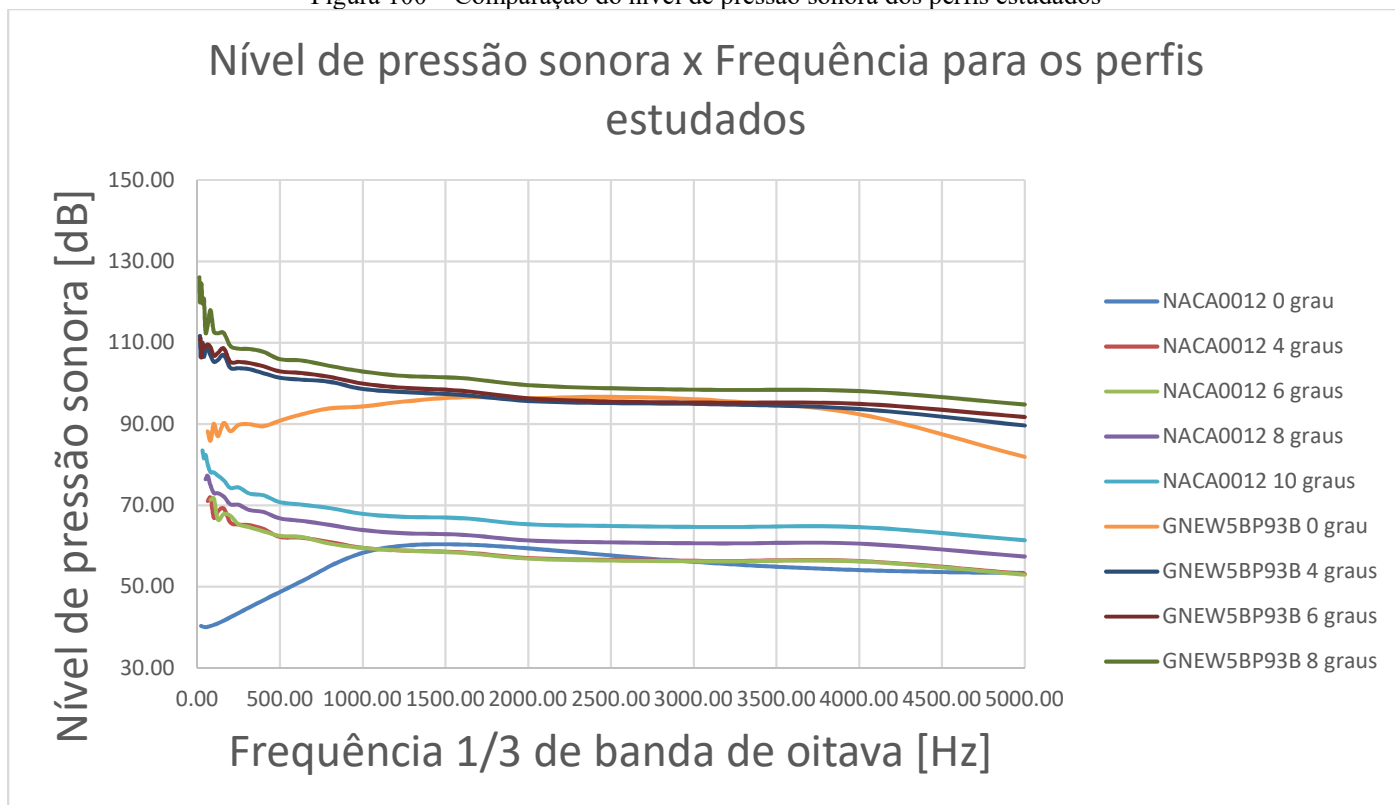


Fonte: Próprio autor (2022)

#### 6.4 Comparação entre o NACA 0012 e o GNEW5BP93B

Como foi mostrado nos últimos tópicos, a curva de nível e pressão sonora em relação a frequência em bandas de terços de oitavas apresenta valores maiores para o perfil GNEW5BP93B da NASA, perfil desenvolvido para a aeronave X-57 Maxwell. O perfil é assimétrico e com coeficientes de arrasto e sustentação maiores que o perfil simétrico validado NACA 0012 para ângulos e ataque de 0 a 10 graus. A assimetria do perfil e coeficientes de arrasto maiores são fatores importantes para explicar um maior nível de pressão sonora e também uma diferente curva do nível de pressão sonora em relação a frequência. A comparação feita na Figura 100 mostra a diferença do nível de pressão sonora do bordo de fuga dos dois perfis

Figura 100 – Comparação do nível de pressão sonora dos perfis estudados



Fonte: Próprio autor (2022)

As curvas de pressão sonora em dB pela frequência para o perfil assimétrico seguem um perfil muito parecido com o resultado visto no perfil simétrico.

Até mesmo a curva de ângulo de ataque de 0 grau começa com valores menores entre 0 a 500 Hz e chega a apresentar valores maiores em dB na faixa de 1500 Hz que os ângulos de ataque de 4 e 6 graus. A comparação mostrada na figura 100 deixa claro que o perfil GNEW5BP93B tem um nível de pressão sonora maior em todos os ângulos de ataque que o perfil NACA0012.



## 7. Conclusão e discussões

A comparação feita pelo estudo entre os perfis simétrico NACA 0012 e o perfil assimétrico desenvolvido para uma aeronave elétrica GNEW5BP93B, foi feita em condições similares, seguindo os experimentos feitos no túnel de vento Langley da NASA. Os experimentos foram feitos em condições de baixo número de Reynolds (abaixo de 0,16) para os dois casos.

O perfil simétrico e com menor coeficiente de arrasto como o NACA 0012 possui um menor nível de pressão sonora que o perfil GNEW5BP93B em todos ângulos de ataque e faixas de frequência testados. Constatou-se que quanto maior o ângulo de ataque, maior o arrasto e conseqüentemente maior ruído gerado, no perfil.

O perfil GNEW5BP93B é desenvolvido para uma aeronave elétrica na qual o objetivo é a redução de ruído, portanto é utilizado o motor elétrico no lugar do motor a combustão. O perfil assimétrico da NASA, apresenta valores de nível de pressão sonora no bordo de fuga maiores que o perfil NACA 0012, que é largamente utilizado em aeronaves a combustão. Apesar do perfil assimétrico apresentar maiores níveis de pressão sonora que o simétrico, a NASA já realizou experimentos demonstrando que o nível de pressão sonora total (soma do ruído gerado pela fuselagem e do motor) do modelo de aeronave elétrica X-57 Maxwell (perfil GNEW5BP93B + motor elétrico) [79] são menores que de motores de aeronaves a combustão.

Os resultados mostram uma grande dificuldade do estudo em manter os valores de arrasto para ângulos de ataque maiores de 6 graus com erros percentuais menores de 10% em relação aos experimentos. A dificuldade ocorre por causa da alta exigência de refinamento de malha que o CFD requer para conseguir captar com detalhes o fenômeno do escoamento. Os recursos computacionais limitados para uma simulação detalhada de toda caracterização aeroacustica impossibilitaram um refinamento maior da malha.

## **8. Sugestão de trabalhos futuros**

Fica como sugestão de trabalhos futuros, experimentos utilizando o perfil GNEW5BP93B e simulações numéricas que possam caracterizar o ruído em campo aberto, utilizando espectadores em várias posições e pontos de referência. Tal procedimento de análise irá caracterizar de forma mais precisa e detalhada o ruído gerado por um perfil de asa em momentos críticos como o pouso e a decolagem. Uma sugestão também importante seria fazer simulações utilizando as técnicas LES e DNS que utilizam malhas mais refinadas e resultados mais precisos.

## 9.REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] OACI, “International Standards and Recommended Practices. Annex 16: environmental protection. Vol. 1: Aircraft noise,” 2001.
- [2] F. Scatolini and C. J. P. Alves, “Análise do ruído de fundo no entorno de aeroportos urbanos em cidades brasileiras, Aeroporto de Congonhas, São Paulo,” *Rev. Saude Publica*, 2016.
- [3] C. Maschke, “Preventive medical limits for chronics traffic expose,” *Acustica*, vol. 85, pp. 444–8, 1999.
- [4] W. Babisch, H. Ising, and J. Gallacher, “Health status as a potential effect modifier of the relation between noise annoyance and incidence of ischaemic heart disease,” *Occup Env. Med*, vol. 60, pp. 739–45, 2003.
- [5] J. Quehl and M. Basner, “Annoyance from nocturnal aircraft noise exposure: laboratory and field specific dose-response curves,” *Environm Psicol*, vol. 2692, pp. 127–40, 2006.
- [6] A. D. S. BONATTO, “Caracterização e simulação do ruído aerodinâmico gerado por slats,” *USP*, 2013.
- [7] G. A. Santos, “A Methodology for Noise Prediction of Turbofan Engines,” *Inst. Tecnológico Aeronáutica*, 2006.
- [8] V. Rlumenthal, J. Streckenbach, and R. Tate, “Aircraft environmental problems,” *J. Aircr.*, vol. 10, pp. 529–537, 1973.
- [9] ESDU, *An introduction to aircraft noise*. 2002.
- [10] Z. Nyandeni, “Computational Aeroacoustic Modelling Using Hybrid RANS/LES Methods With Modified Acoustic Analogies,” *Univ. Cape T.*, p. 140, 2017.
- [11] ATAG, “Air Transport Action Group (ATAG), The Right Flightpath to Reduce Aviation Emissions,” Durban, South Africa, 2010.
- [12] J. K. Viken\*, S. A. Viken†, K. A. Deere‡, and Melissa B. Carter§, “Design of the Cruise and Flap Airfoil for the X-57 Maxwell Distributed Electric Propulsion Aircraft,” *NASA Langley Res. Cent.*, 2017.
- [13] A. R. Srilatha, “Design of a 4-Seat, General Aviation, Electric Aircraft,” San Jose State University, 2012.
- [14] R. Matouk, “Calculation of Aerodynamic Noise of Wing Airfoils by Hybrid Methods,” *PhD Thesis*, pp. 2016–2017, 2017.
- [15] V. Strouhal, “Ueber eine besondere Art der Tonerregung,” *Ann. Phys.*, vol. 241, no. 10, pp. 216–251, 1878.
- [16] Lord Rayleigh., “The Theory of Sound.” p. 340, 1957. Apud [28]
- [17] M. J. Lighthill and P. R. S. L. A., “On sound generated aerodynamically I. General theory,” *Proc. R. Soc. London. Ser. A. Math. Phys. Sci.*, vol. 211, no. 1107, pp. 564–587, 1952. Apud [28]
- [18] N. Curle and P. R. S. L. A., “The influence of solid boundaries upon aerodynamic sound,” *Proc. R. Soc. London. Ser. A. Math. Phys. Sci.*, vol. 231, no. 1, pp. 505–514, 1955.
- [19] J. E. F. Williams and L. H. Hall, “Aerodynamic sound generation by turbulent flow in the vicinity of a scattering half plane,” *J. Fluid Mech.*, vol. 40, no. 4, pp. 657–670, 1970.
- [20] R. W. Paterson, P. G. Vogt, M. R. Fink, and C. L. Munch, “Vortex Noise of Isolated Airfoils,” *J. Aircr.*, vol. 10, no. 5, pp. 296–302, 1973.
- [21] C. K. W. Tam, “Discrete tones of isolated airfoils,” *Dep. Math.*, vol. 28, no. 65, pp. 50–55, 1974.
- [22] R. K. Amiet, “Acoustic radiation from an airfoil in a turbulent stream,” *J. Sound Vib.*, vol. 41, no. 4, pp. 407–420, 1975.
- [23] R. K. Amiet, “Noise due to turbulent flow past a trailing edge,” *J. Sound Vib.*, vol. 47, no. 3, pp. 387–393, 1976.
- [24] S. Moreau and M. Roger, “Competing Broadband Noise Mechanisms in Low-Speed Axial Fans,” *AIAA J.*, vol. 45, no. 1, pp. 48–57, 2006.
- [25] M. S. Howe, “A review of the theory of trailing edge noise,” *J. Sound Vib.*, vol. 61, no. 3, pp. 437–

- 465, 1978.
- [26] T. F. Brooks and T. H. Hodgson, "Trailing Edge Noise Prediction from Measured Surface Pressures," *J. Sound Vib.*, vol. 78, no. 1, pp. 69–117, 1981.
- [27] and M. A. M. T. F. Brooks, D. S. Pope, "Airfoil self-noise and prediction," *Natl. Aeronaut. Sp. Adm.*, vol. 1218, 1989.
- [28] W. K. Blake, "Mechanics of Flow-Induced Sound and Vibration, Vol.I and II, volume in Applied Mathematics and Mechanics," *Frenkiel, F.N. Temple, G. (eds.), Acad. Press*, 1986.
- [29] and T. P. D. T.-T. Parchen, René R., "Progress Report DRAW : A Prediction Scheme for Trailing Edge Noise Based on Detailed Boundary Layer Characteristics," *TNO Inst. Appl. Phys.*, 1998.
- [30] M. S. Howe, "Trailing edge noise at low Mach numbers," *J. Sound Vib.*, vol. 225, no. 2, pp. 211–238, 1999.
- [31] E. C. Nash, M. V. Lowson, and A. McAlpine, "Boundary-layer instability noise on aerofoils," *J. Fluid Mech.*, vol. 382, pp. 27–61, 1999.
- [32] J. N. Sørensen and W. Z. Shen, "Aeroacoustic Modelling of Low-Speed Flows," *Theor. Comput. Fluid Dyn.*, vol. 1, no. 13, pp. 271–289, 1999.
- [33] M. Lummer, J. W. Delfs, and T. Lauke, "Simulation of the Influence of Trailing Edge Shape," *Time*, no. May, pp. 1–11, 2003.
- [34] B. Greschner, C. Yu, S. Zheng, M. Zhuang, Z. J. Wang, and F. Thiele, "Knowledge Based Airfoil Aerodynamic and Aeroacoustic Design," *AIAA/CEAS Aeroacoustics Conf.*, no. May, pp. 23–25, 2005.
- [35] N. Hatakeyama and O. Inoue, "Direct Numerical Simulation of Noise from an Airfoil in a Uniform Flow," no. May, pp. 8–10, 2012.
- [36] L. E. Jones, R. D. Sandberg, and N. D. Sandham, "Direct numerical simulations of forced and unforced separation bubbles on an airfoil at incidence," *J. Fluid Mech.*, vol. 602, pp. 175–207, 2008.
- [37] R. D. Sandberg and N. D. Sandham, "Direct numerical simulation of turbulent flow past a trailing edge and the associated noise generation," *J. Fluid Mech.*, vol. 596, pp. 353–385, 2008.
- [38] J. Adam, A. Menoret, I. Introduction, A. Engineer, and A. Engineer, "Boltzmann simulation and beamforming technique," *Aiaa*, no. May, pp. 11–13, 2009.
- [39] K. Kusano, K. Yamada, M. Furukawa, and K. Moon, "Fedsm2016-7585 Direct Numerical Simulation of Turbulent Flow and Aeroacoustic," pp. 1–7, 2016.
- [40] A. Mann *et al.*, "Airfoil Tip Leakage Aeroacoustics Predictions using a Lattice Boltzmann Based Method," pp. 1–17, 2016.
- [41] C. Tam and H. Ju, "Numerical Simulation of the Generation of Airfoil Tones at Moderate Reynolds Numbers," *12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conf. (27th AIAA Aeroacoustics Conf.)*, no. May, pp. 8–10, 2006.
- [42] V. Jazarević and B. Rašuo, "Numerical Calculation of Aerodynamic Noise Generated from an Aircraft in Low Mach Number Flight," *Lect. Notes Comput. Sci. Eng.*, vol. 120, pp. 113–127, 2017.
- [43] L. E. Jones and R. D. Sandberg, "Numerical analysis of tonal airfoil self-noise and acoustic feedback-loops," *J. Sound Vib.*, vol. 330, no. 25, pp. 6137–6152, 2011.
- [44] M. H. Mohamed, "Reduction of the generated aero-acoustics noise of a vertical axis wind turbine using CFD (Computational Fluid Dynamics) techniques," *Energy*, vol. 96, pp. 531–544, 2016.
- [45] M. Drela, "Low Reynolds Number Aerodynamics, volume 54, chapter XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils," *Mueller, T.J. (ed.), Lect. Notes Eng. Springer-Verlag*, pp. 1–12, 1989.
- [46] E. Arcondoulis, C. J. Doolan, L. Brooks, and A. Zander, "Airfoil Trailing Edge Noise Source Location for Low to Moderate Reynolds Number," no. June, pp. 5–8, 2012.
- [47] M. Wang, J. B. Freund, and S. K. Lele, "Computational Prediction of Flow-Generated Sound," *Annu. Rev. Fluid Mech.*, vol. 38, no. 1, pp. 483–512, 2005.
- [48] O. Stalnov, C. Paruchuri, and P. Joseph, "Prediction of Broadband Trailing-Edge Noise Based on Blake Model and Amiet Theory," no. June, pp. 1–19, 2015.
- [49] A. Fischer, F. Bertagnolio, and H. A. Madsen, "Improvement of TNO type trailing edge noise models," *Eur. J. Mech. B/Fluids*, vol. 61, pp. 255–262, 2016.
- [50] A. A. GIL and H. L. SILVA, "HYBRID-ELECTRIC AIRCRAFT: CONCEPTUAL DESIGN, STRUCTURAL AND AEROELASTIC ANALYSES," Universidade Federal de Uberlândia, 2017.

- [51] S. B. Pope, *Turbulent Flows*, vol. 13, no. 2. 2014.
- [52] C. Tong and Z. Warhaft, "Passive Scalar Dispersion and Mixing in a Turbulent Jet," *J. Fluid Mech.*, vol. 292, no. June 1995, pp. 1–38, 1995.
- [53] M. Drela, "XFOIL: an analysis and design system for low Reynolds number airfoils.," *Low Reynolds Number Aerodyn. Proc. Conf., Notre Dame, U.S.a., June 5-7, 1989 }Edited By T.J. Mueller}. (Lecture Notes, no. 54 )*, Berlin, Germany, Springer-Verlag, 1989, pp. 1–12, 1989.
- [54] Ansys, *Introduction to Ansys Fluent*. ©2010 ANSYS, Inc., 2010.
- [55] L. Fu, "Numerical methods for computational fluid dynamics - a new ENO paradigm and a new domain decomposition method," *An Invit. to Appl. Math.*, pp. 403–510, 2017.
- [56] D. Nguyen and S. Lee, "Investigation on the Accuracy of the TNO Model Using RANS CFD and XFOIL Inputs for Airfoil Trailing Edge Noise Predictions," 2018.
- [57] M. Q. PALHARES, "AVALIAÇÃO NUMÉRICA DA INFLUÊNCIA DE UM MECANISMO PASSIVO DE CONTROLE DE ARRASTO SOBRE A AERODINÂMICA E A AEROACÚSTICA DO CORPO DE AHMED COM TRASEIRA QUADRADA EM ESCALA INDUSTRIAL," UFMG, 2019.
- [58] Idealsimulations, "Turbulent Models in CFD," 2021. [Online]. Available: <https://www.idealsimulations.com/resources/turbulence-models-in-cfd/>. [Accessed: 15-May-2021].
- [59] NASA, "Turbulence Modeling Resource," *Christopher Rumsey*, 2019. [Online]. Available: <https://turbmodels.larc.nasa.gov/>.
- [60] P. R. Spalart and S. R. Allmaras, "One-equation turbulence model for aerodynamic flows," *AIAA J.*, vol. 94, no. 1, pp. 5–21, 1992.
- [61] P. Mishra and K. R. Aharwal, "A review on selection of turbulence model for CFD analysis of air flow within a cold storage," *IOP Conf. Ser. Mater. Sci. Eng.*, vol. 402, no. 1, 2018.
- [62] P. G. Huang, P. Bradshaw, and T. J. Coakley, "Assessment of closure coefficients for compressible-flow turbulence models," *Nasa Tech. Memo.*, no. October 1992, 1992.
- [63] B. Nebenführ, "Aerodynamic and Aeroacoustic Analysis of a Multi-Element Airfoil using Hybrid RANS/LES Modeling Approaches," Chalmers University of Technology, 2012.
- [64] I. L. V. Leo L. Beranek, "Noise and Vibration Control Engineering\_ Principles and Applications." Jhon Wiley and Sons, p. 501, 2005.
- [65] Marvin E. Goldstein, *Aeroacoustic*. 1974.
- [66] T. Bose, *An Introduction for Physicists and Engineers*. Tamil Nadu: Springer, 2013.
- [67] M. Wang, S. Moreau, G. Iaccarino, and M. Roger, "LES Prediction of Wall-Pressure Fluctuations and Noise of a Low-Speed Airfoil," *Int. J. Aeroacoustics*, vol. 8, no. 3, pp. 177–197, 2008.
- [68] J. Rooks, "Masters Thesis: Computational aeroacoustic analysis of trailing edge noise," 2016.
- [69] A. Tools, "Airfoil NACA," 2020. [Online]. Available: <http://airfoiltools.com/>.
- [70] N. Langley, "Turbulence Modeling resource," *2D NACA 0012 Airfoil*, 2020. [Online]. Available: <https://turbmodels.larc.nasa.gov/>.
- [71] C. L. Ladson, A. S. Hill, and William G. Johnson, "Pressure Distributions from High Reynolds Number Transonic Tests of an NACA 0012 Airfoil in the Langley 0.3-Meter Transonic Cryogenic Tunnel," Hampton, 1987.
- [72] ASME, "Standard for Verification and Validation in Computational Fluid Dynamics and Heat Transfer," 2009.
- [73] ASME PTC Committee, "Standard for Verification and Validation in Computational Fluid Dynamics and Heat Transfer: ASME V&V 20," *Am. Soc. Mech. Eng.*, pp. 1–26, 2009.
- [74] N. Gregory and C. L. O'Reilly, "Low-Speed Aerodynamic Characteristics of NACA 0012 Aerofoil Section, including the Effects of Upper-Surface Roughness Simulating Hoar Frost," *Reports Memo.*, vol. 3726, no. 3726, p. 35, 1970.
- [75] D. C. Jespersen, T. H. Pulliam, and M. L. Childs, "Turbulence Modeling Resource Validation Results," vol. 01, p. 174, 2016.
- [76] S. C. Clarke, Y. Lin, K. Kloesel, and S. Ginn, "Enabling Electric Propulsion for Flight Hybrid Electric Aircraft Research at AFRC," *NASA*, pp. 1–15, 2014.
- [77] N. K. Borer, M. D. Moore, and A. R. Turnbull, "Tradespace exploration of distributed propulsors for advanced on-demand mobility concepts," *AIAA Aviat. 2014 -14th AIAA Aviat. Technol. Integr. Oper. Conf.*, pp. 1–14, 2014.

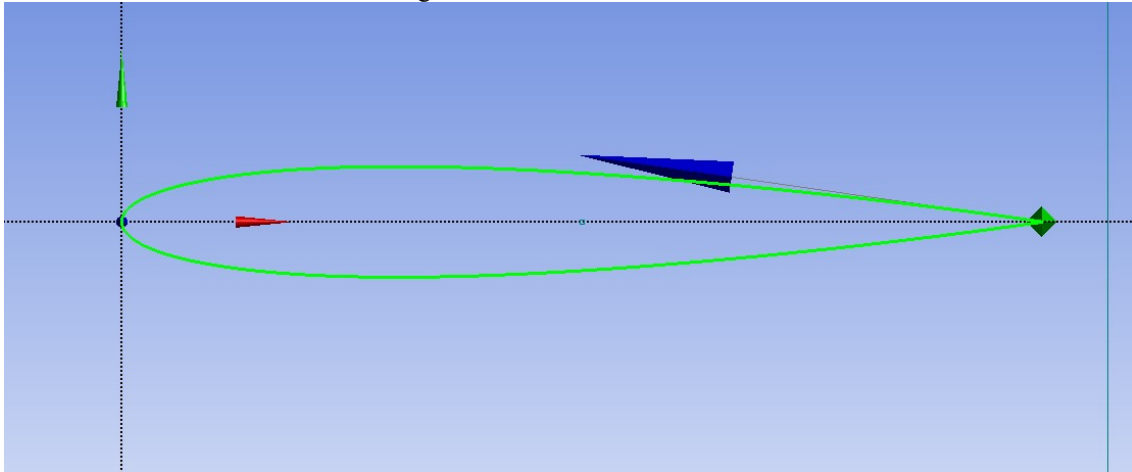
- [78] NASA, “X-57 Technical Papers,” 2021. [Online]. Available: <https://www.nasa.gov/aeroresearch/X-57/technical/index.html>.
- [79] BRANDON LITHERLAND, N. BORER, and N. ZAWODNY, “X- 57 ‘ Maxwell ’ High -Lift Propeller Testing and Model Development X-57 Introduction,” *NASA*, 2021.

## Apêndice A

### A 1 Configurações de geometria

O modelo em txt para criação do perfil NACA 0012 com bordo de fuga pontudo [69] no programa Design Modeler tem o código descrito (Figura A 1).

Figura A 1 – Perfil NACA 0012.



Fonte: Próprio autor (2022)

Polyline=true

```

1      1      0
1      0.999753 0.000036
1      0.999013 0.000143
1      0.997781 0.000322
1      0.996057 0.000572
1      0.993844 0.000891
1      0.991144 0.00128
1      0.987958 0.001737
1      0.984292 0.00226
1      0.980147 0.002849
1      0.975528 0.003501
1      0.97044 0.004216
1      0.964888 0.00499
1      0.958877 0.005822
1      0.952414 0.00671
1      0.945503 0.007651
1      0.938153 0.008643
1      0.930371 0.009684
1      0.922164 0.01077
1      0.91354 0.0119
1      0.904508 0.013071
1      0.895078 0.01428
1      0.885257 0.015523
1      0.875056 0.0168
1      0.864484 0.018106
1      0.853553 0.019438
1      0.842274 0.020795
1      0.830656 0.022173
1      0.818712 0.023569

```

1	0.806454	0.024981
1	0.793893	0.026405
1	0.781042	0.027838
1	0.767913	0.029279
1	0.754521	0.030723
1	0.740877	0.032168
1	0.726995	0.03361
1	0.71289	0.035048
1	0.698574	0.036478
1	0.684062	0.037896
1	0.669369	0.0393
1	0.654508	0.040686
1	0.639496	0.042052
1	0.624345	0.043394
1	0.609072	0.044708
1	0.593691	0.045992
1	0.578217	0.047242
1	0.562667	0.048455
1	0.547054	0.049626
1	0.531395	0.050754
1	0.515705	0.051833
1	0.5	0.052862
1	0.484295	0.053835
1	0.468605	0.054749
1	0.452946	0.055602
1	0.437333	0.05639
1	0.421783	0.057108
1	0.406309	0.057755
1	0.390928	0.058326
1	0.375655	0.058819
1	0.360504	0.05923
1	0.345492	0.059557
1	0.330631	0.059797
1	0.315938	0.059947
1	0.301426	0.060006
1	0.28711	0.059971
1	0.273005	0.059841
1	0.259123	0.059614
1	0.245479	0.059288
1	0.232087	0.058863
1	0.218958	0.058338
1	0.206107	0.057712
1	0.193546	0.056986
1	0.181288	0.056159
1	0.169344	0.055232
1	0.157726	0.054206
1	0.146447	0.053083
1	0.135516	0.051862
1	0.124944	0.050546
1	0.114743	0.049138
1	0.104922	0.047638
1	0.095492	0.046049
1	0.08646	0.044374
1	0.077836	0.042615



1	0.069629	0.040776
1	0.061847	0.038859
1	0.054497	0.036867
1	0.047586	0.034803
1	0.041123	0.032671
1	0.035112	0.030473
1	0.029560	0.028213
1	0.024472	0.025893
1	0.019853	0.023517
1	0.015708	0.021088
1	0.012042	0.018607
1	0.008856	0.016078
1	0.006156	0.013503
1	0.003943	0.010884
1	0.002219	0.008223
1	0.000987	0.005521
1	0.000247	0.002779
1	0	0
1	0.000247	-0.002779
1	0.000987	-0.005521
1	0.002219	-0.008223
1	0.003943	-0.010884
1	0.006156	-0.013503
1	0.008856	-0.016078
1	0.012042	-0.018607
1	0.015708	-0.021088
1	0.019853	-0.023517
1	0.024472	-0.025893
1	0.02956	-0.028213
1	0.035112	-0.030473
1	0.041123	-0.032671
1	0.047586	-0.034803
1	0.054497	-0.036867
1	0.061847	-0.038859
1	0.069629	-0.040776
1	0.077836	-0.042615
1	0.08646	-0.044374
1	0.095492	-0.046049
1	0.104922	-0.047638
1	0.114743	-0.049138
1	0.124944	-0.050546
1	0.135516	-0.051862
1	0.146447	-0.053083
1	0.157726	-0.054206
1	0.169344	-0.055232
1	0.181288	-0.056159
1	0.193546	-0.056986
1	0.206107	-0.057712
1	0.218958	-0.058338
1	0.232087	-0.058863
1	0.245479	-0.059288
1	0.259123	-0.059614
1	0.273005	-0.059841
1	0.28711	-0.059971

1	0.301426	-0.060006
1	0.315938	-0.059947
1	0.330631	-0.059797
1	0.345492	-0.059557
1	0.360504	-0.05923
1	0.375655	-0.058819
1	0.390928	-0.058326
1	0.406309	-0.057755
1	0.421783	-0.057108
1	0.437333	-0.05639
1	0.452946	-0.055602
1	0.468605	-0.054749
1	0.484295	-0.053835
1	0.5	-0.052862
1	0.515705	-0.051833
1	0.531395	-0.050754
1	0.547054	-0.049626
1	0.562667	-0.048455
1	0.578217	-0.047242
1	0.593691	-0.045992
1	0.609072	-0.044708
1	0.624345	-0.043394
1	0.639496	-0.042052
1	0.654508	-0.040686
1	0.669369	-0.0393
1	0.684062	-0.037896
1	0.698574	-0.036478
1	0.71289	-0.035048
1	0.726995	-0.03361
1	0.740877	-0.032168
1	0.754521	-0.030723
1	0.767913	-0.029279
1	0.781042	-0.027838
1	0.793893	-0.026405
1	0.806454	-0.024981
1	0.818712	-0.023569
1	0.830656	-0.022173
1	0.842274	-0.020795
1	0.853553	-0.019438
1	0.864484	-0.018106
1	0.875056	-0.0168
1	0.885257	-0.015523
1	0.895078	-0.01428
1	0.904508	-0.013071
1	0.91354	-0.0119
1	0.922164	-0.01077
1	0.930371	-0.009684
1	0.938153	-0.008643
1	0.945503	-0.007651
1	0.952414	-0.00671
1	0.958877	-0.005822
1	0.964888	-0.00499
1	0.97044	-0.004216
1	0.975528	-0.003501

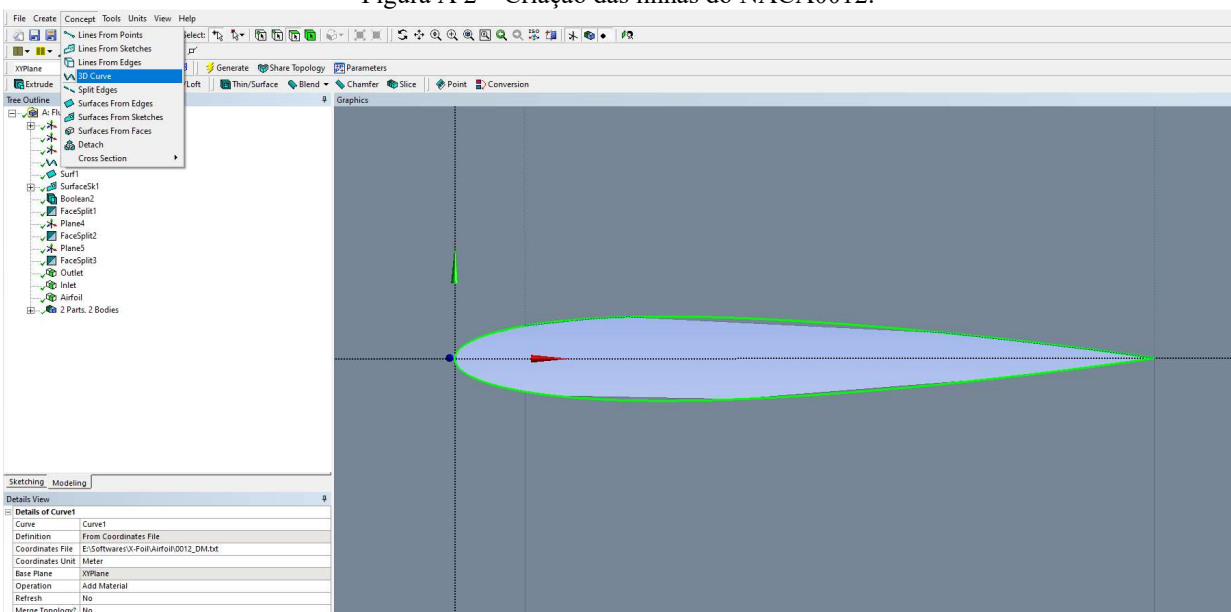
```

1 0.980147 -0.002849
1 0.984292 -0.00226
1 0.987958 -0.001737
1 0.991144 -0.00128
1 0.993844 -0.000891
1 0.996057 -0.000572
1 0.997781 -0.000322
1 0.999013 -0.000143
1 0.999753 -0.000036
1 1 0

```

O primeiro passo é a criação do modelo do perfil no programa Design Modeler, como pode ser visto na Figura A 2 o arquivo txt é aberto e a tecla “Generate” é utilizada para gerar o perfil.

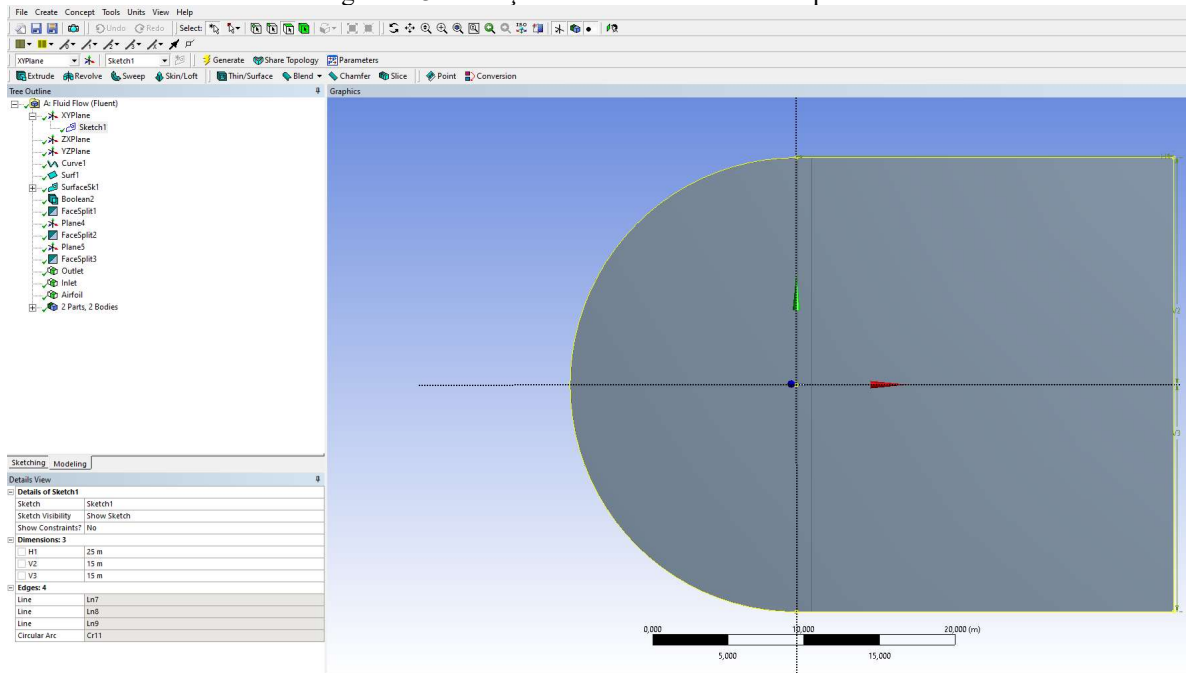
Figura A 2 – Criação das linhas do NACA0012.



Fonte: Próprio autor (2022)

O domínio é criado utilizando o “Sketch” utilizando 25m do retângulo a partir do ponto 0 no bordo de ataque do eixo X, com 15 metros para cima e para baixo no eixo Y a partir do ponto 0 do bordo de ataque, como é visto na Figura A 3. Após a criação é criado o corpo sólido do domínio que se sobrepõe ao corpo do aerofólio.

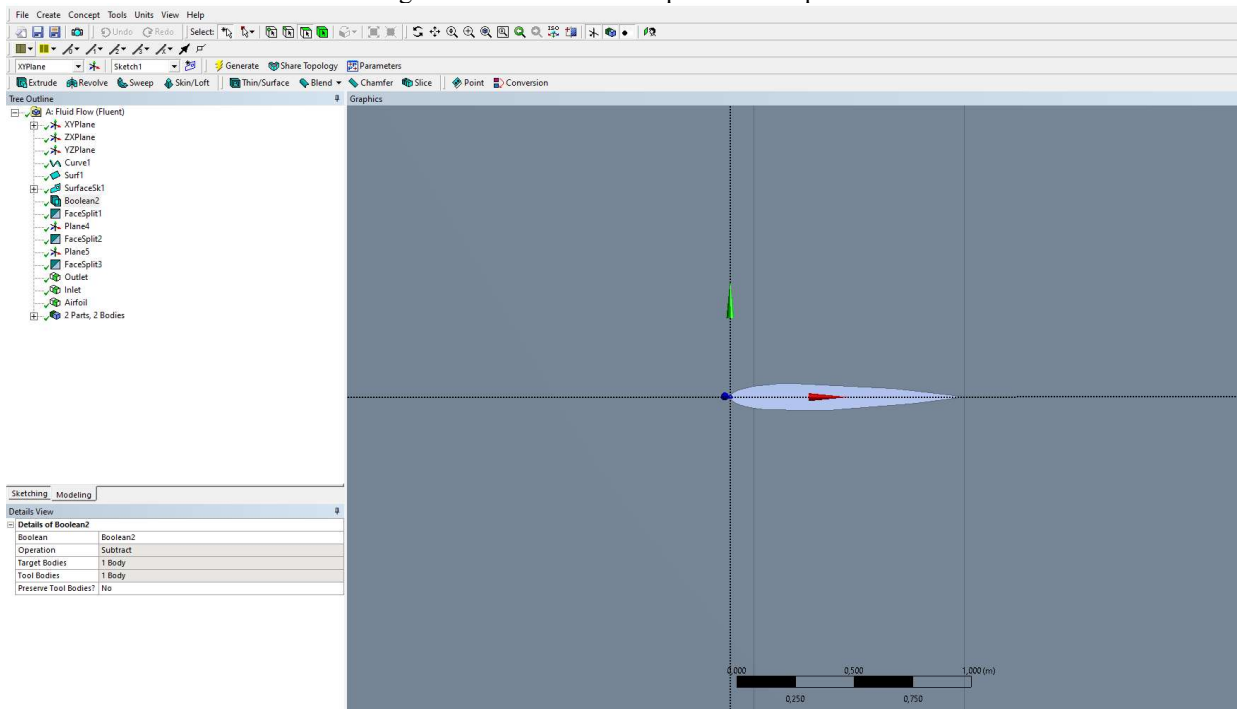
Figura A 3 – Criação do domínio em volta do perfil.



Fonte: Próprio autor (2022)

A ferramenta Boolean é utilizada para subtrair o corpo do aerofólio do corpo do domínio. Desta forma é aberto um espaço vazio no formato do aerofólio dentro do domínio, parte importante por ser usada como parede na simulação adiante. A ferramenta é mostrada na Figura A 4.

Figura A 4 – Subtrair o corpo sólido do perfil.

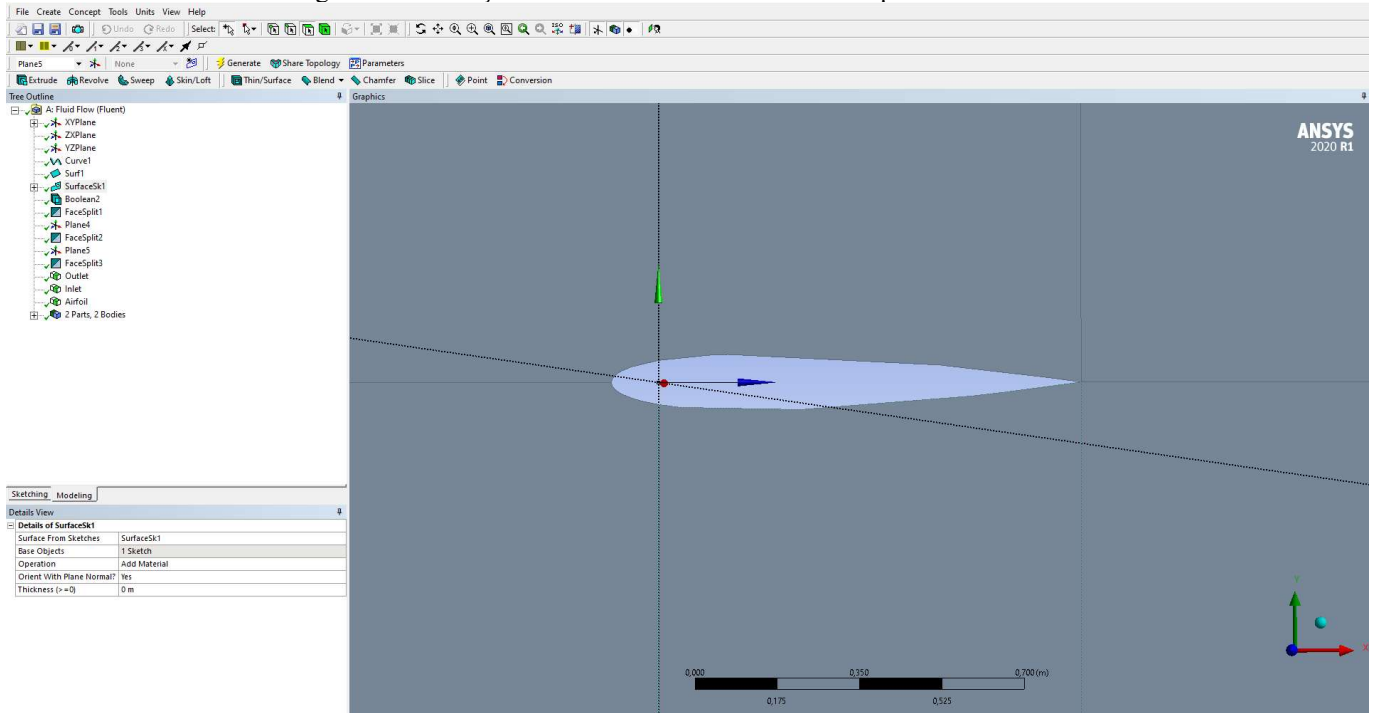


Fonte: Próprio autor (2022)

Para facilitar o processo e o controle de criação de malhas posteriormente, são criadas linhas em torno do domínio e do aerofólio. Uma linha no eixo X no ponto do eixo Y 0. Três linhas na vertical, uma com o eixo X igual a 0, a outra com X igual a 0,1 e a outra com o X igual a 1. Essas linhas ajudam a

melhorar o controle do refinamento de malha na região de interesse, no bordo de ataque e no bordo de fuga (Figura A 5).

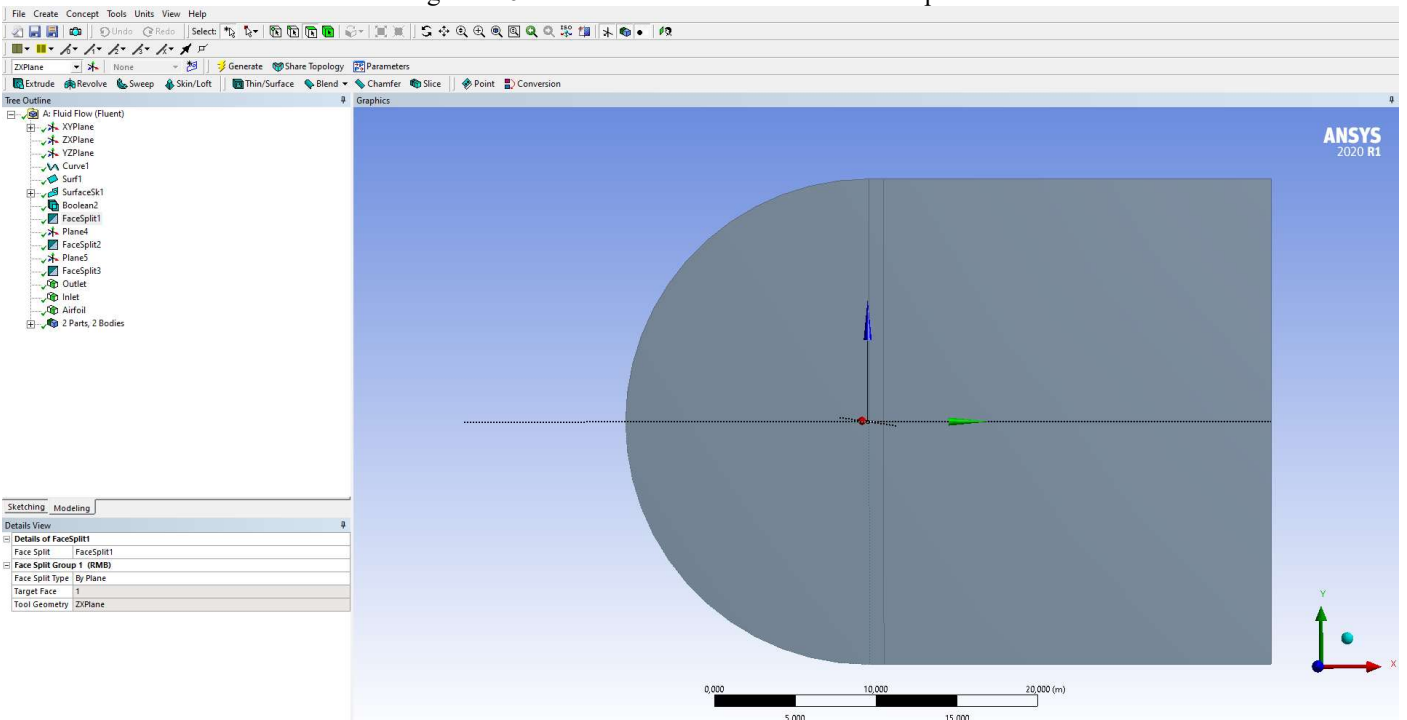
Figura A 5 – Criação das linhas em torno dos eixos do perfil NACA0012.



Fonte: Próprio autor (2022)

O plano XY é utilizado para criar um corte do eixo X em relação ao eixo Z, portanto, o domínio é separado em duas partes, a parte superior acima do ponto 0 do eixo X e a parte inferior abaixo do ponto 0 do eixo X, como é mostrado na Figura A 6.

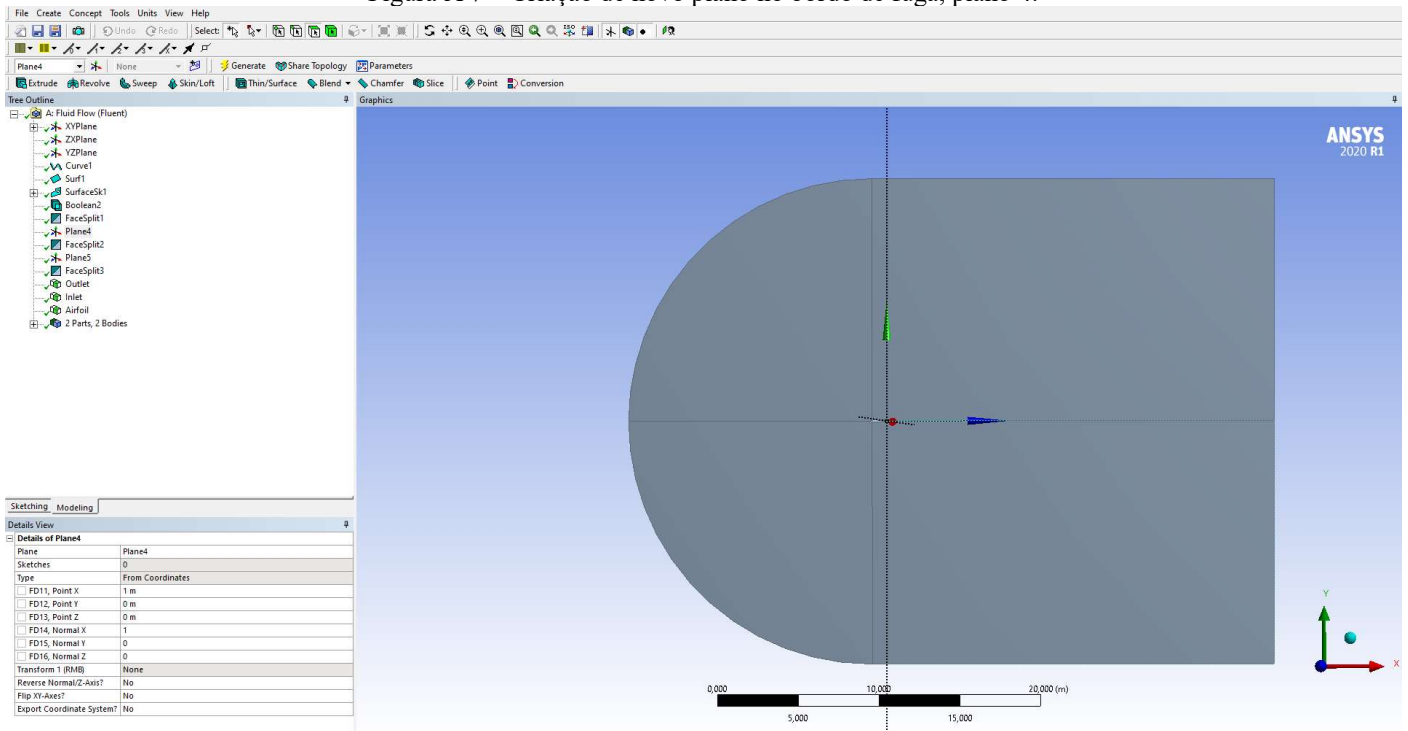
Figura A 6 – Corte do sólido no eixo X em duas partes.



Fonte: Próprio autor (2022)

Para o corte no eixo Y é criado um novo plano por meio da ferramenta “Create” e “New Plane” (Figura A 7). O plano foi nomeado de plano 4 que corresponde aos pontos em X igual a 1 e pontos 0 em Y e Z com a normal em X igual a 1.

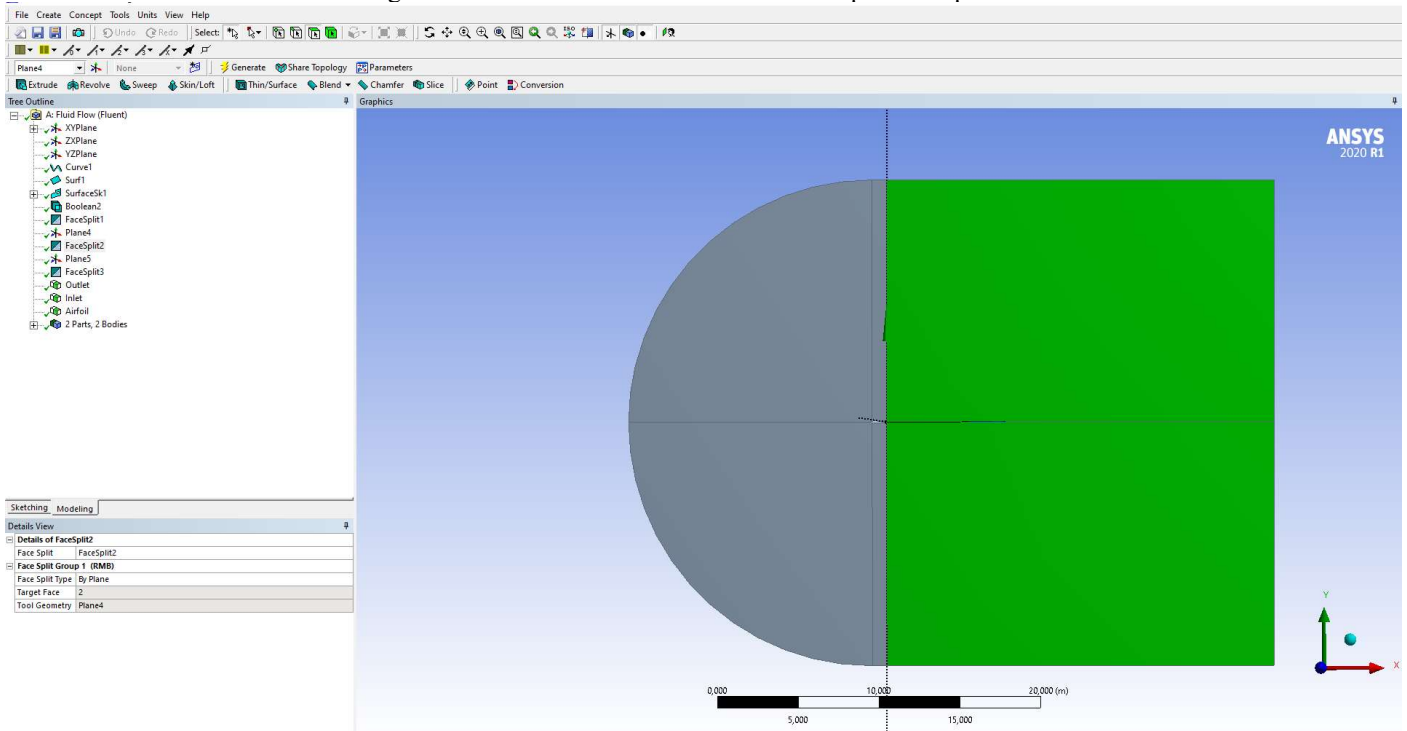
Figura A 7 – Criação de novo plano no bordo de fuga, plano 4.



Fonte: Próprio autor (2022)

O plano 4 é utilizado para criar um corte do eixo Y em relação ao eixo Z, o domínio é separado assim em 2 partes, a parte da direita a partir do ponto 1 em X e o lado da esquerda a partir do ponto 1 em X. Portanto, ao total são formadas 4 partes do domínio como pode ser visto na Figura A 8.

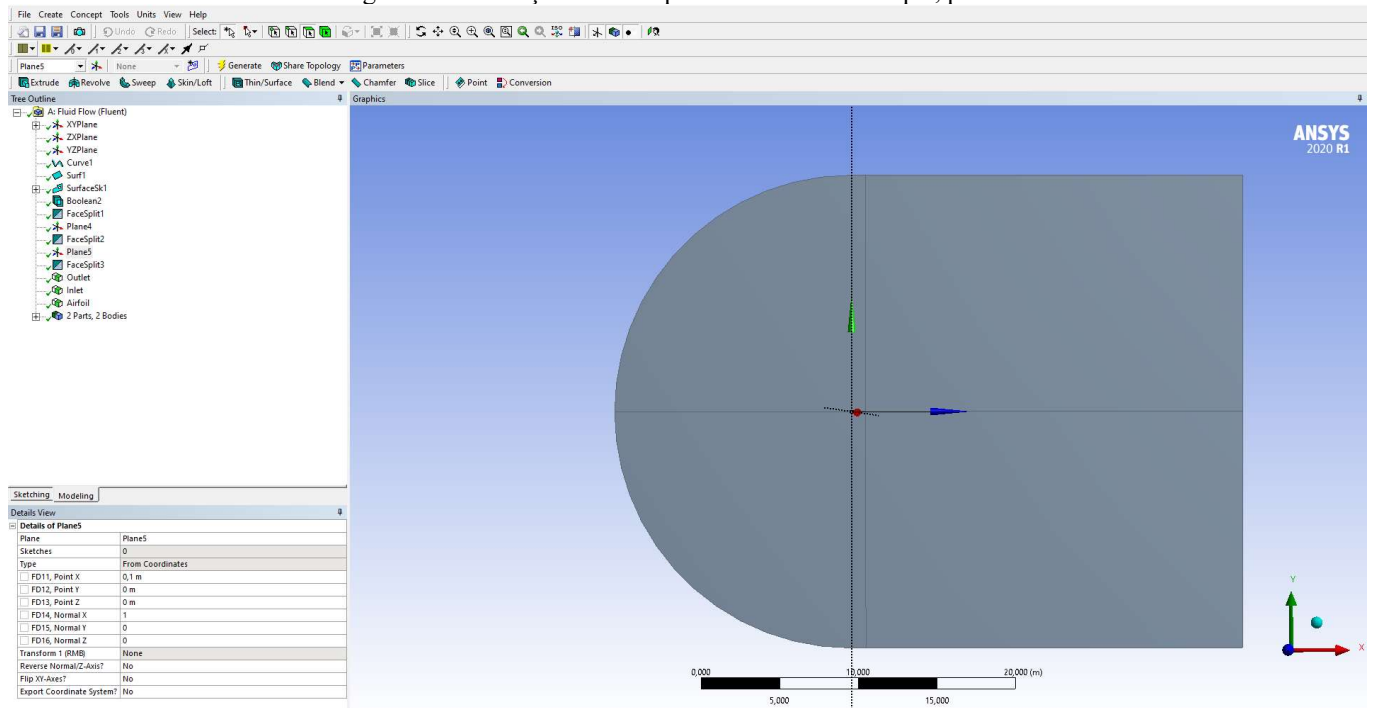
Figura A 8 – Corte do sólido no eixo Y em 2 partes no plano 4.



Fonte: Próprio autor (2022)

Para o corte no eixo Y no ponto 0,1 do eixo X é criado um novo plano por meio da ferramenta “Create” e “New Plane” (Figura A 8). O plano foi nomeado de plano 5 que corresponde aos pontos em X igual a 0,1 e pontos 0 em Y e Z com a normal em X igual a 1.

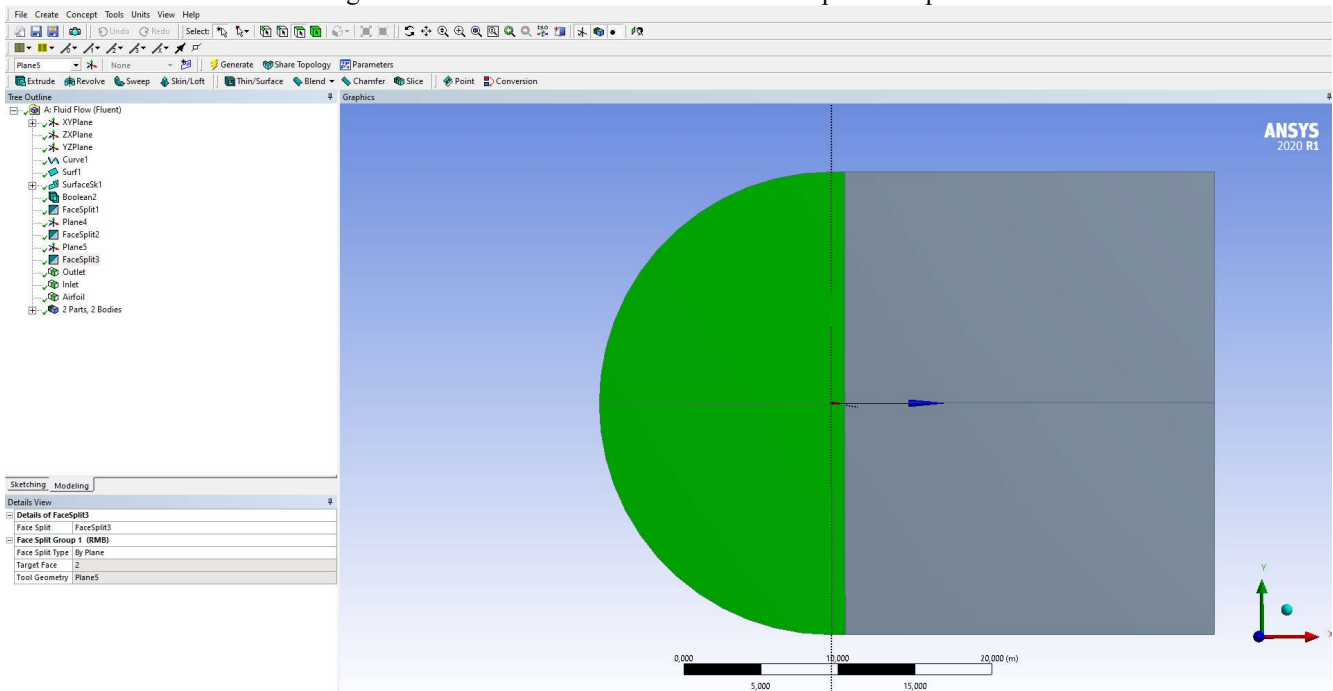
Figura A 9 – Criação de novo plano no bordo de ataque, plano 5.



Fonte: Próprio autor (2022)

O plano 5 é utilizado para criar um corte do eixo Y em relação ao eixo Z, o domínio é separado assim em 2 partes, a parte da direita a partir do ponto 0,1 em X e o lado da esquerda a partir do ponto 0,1 em X. Portanto, ao total são formadas 6 partes do domínio como pode ser visto na Figura A 10.

Figura A 10 – Corte do sólido no eixo Y em 2 partes no plano 5.

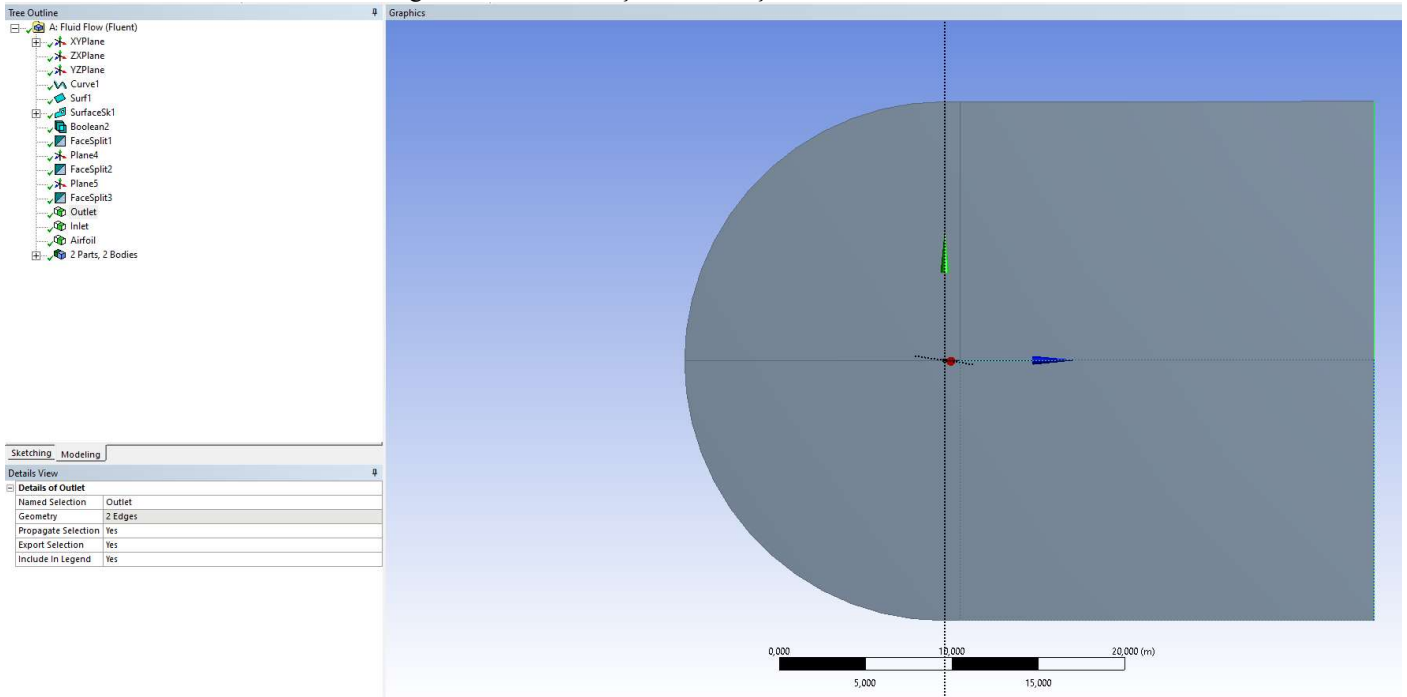


Fonte: Próprio autor (2022)

É de suma importância nomear as condições de contorno para posteriormente serem definidas no modo de configuração de simulação numérica. A condição de contorno de saída do fluido em relação ao aerofólio é nomeada de “*Outlet*” e é mostrada como uma linha verde na Figura A 11, a condição de entrada é chamada de “*Inlet*” (Figura A 12) e a condição de parede, nomeada de “*Airfoil*”, se torna o próprio perfil do aerofólio em relação ao fluido, no caso o domínio (Figura A 13).

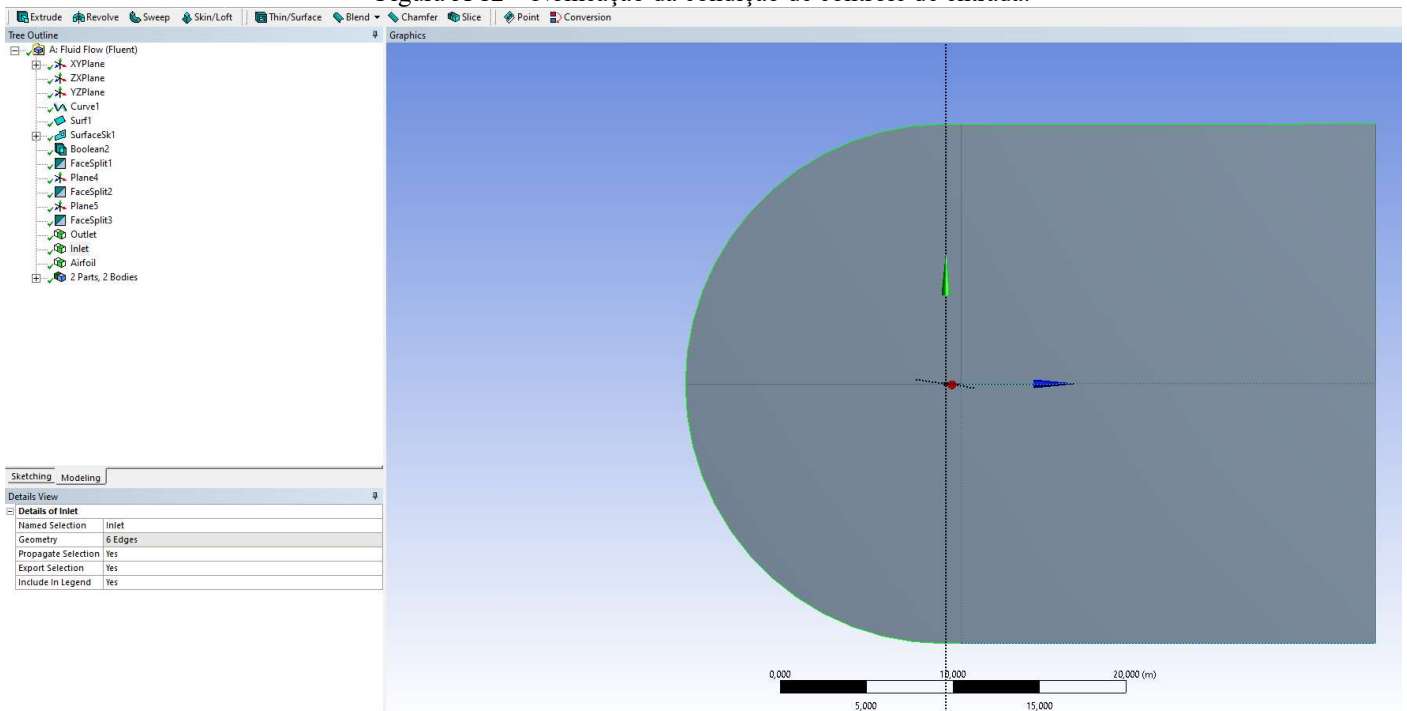


Figura A 11 – Nomeação da condição de controle de saída.



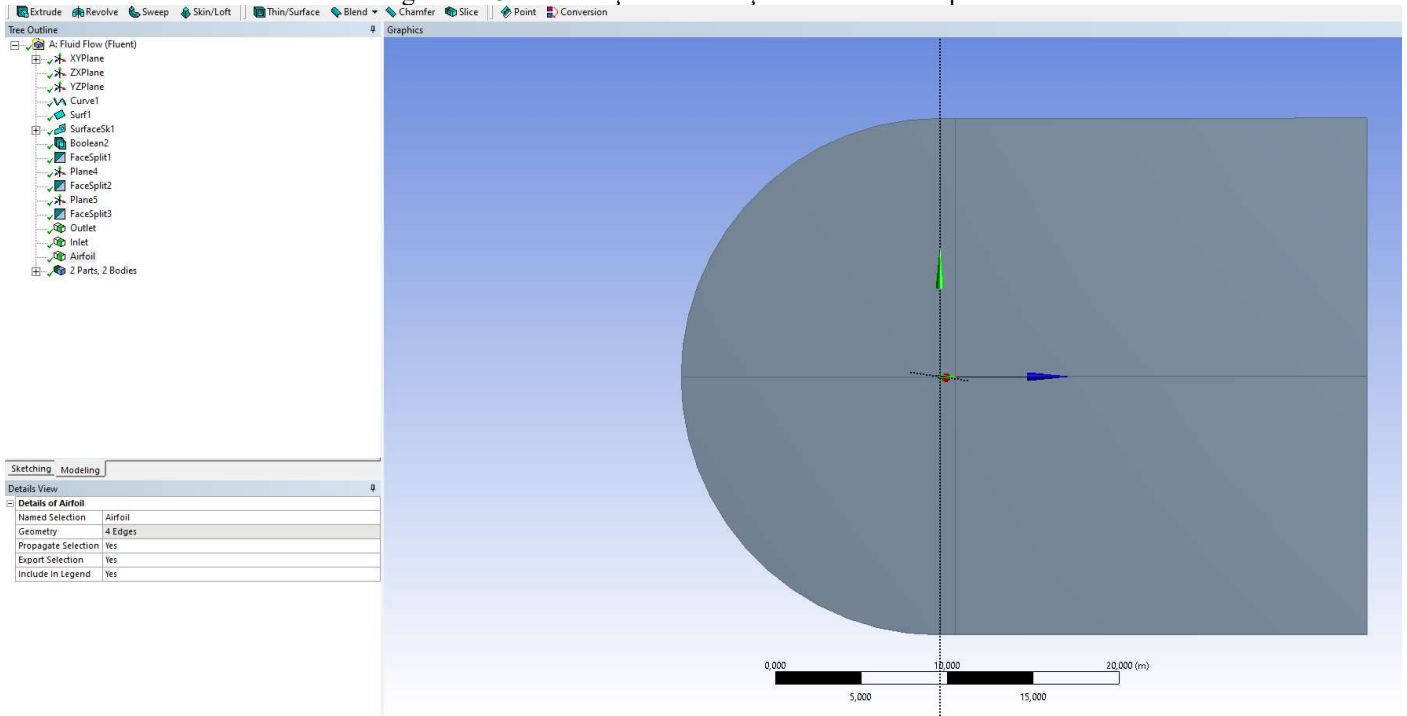
Fonte: Próprio autor (2022)

Figura A 12 – Nomeação da condição de controle de entrada.



Fonte: Próprio autor (2022)

Figura A 13 – Nomeação da condição de controle de parede.

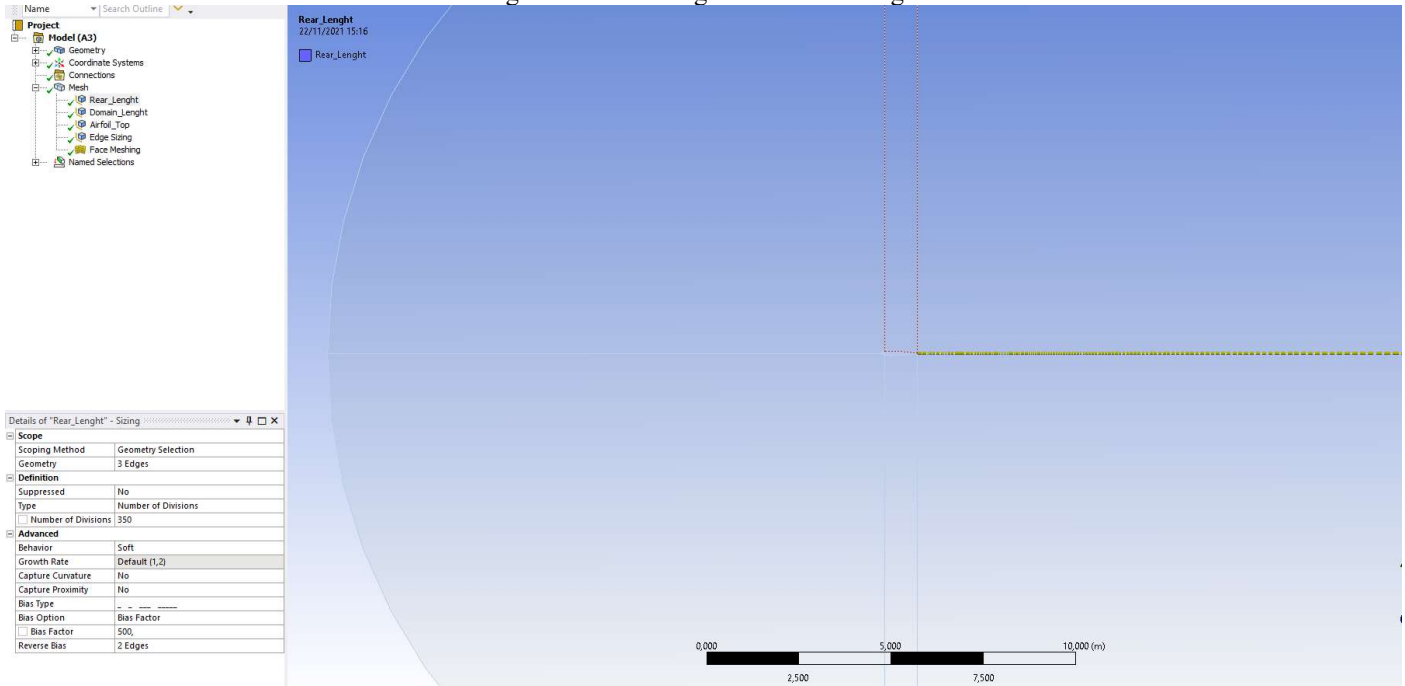


Fonte: Próprio autor (2022)

## A 2 Configurações de malha

As configurações de malha são importantes para controlar o refinamento maior ou menor das regiões ao longo do perfil. As regiões de interesse e mais críticas precisam de maior refinamento e as regiões menos críticas é importante manter um menor refinamento para diminuir o gasto computacional. A malha foi construída por meio das ferramentas “*Sizing*” e “*Face Meshing*”. O primeiro “*Sizing*” é feito com as configurações detalhadas na Figura A 14, utilizado para refinar a parte do bordo de fuga e da esteira de turbulência.

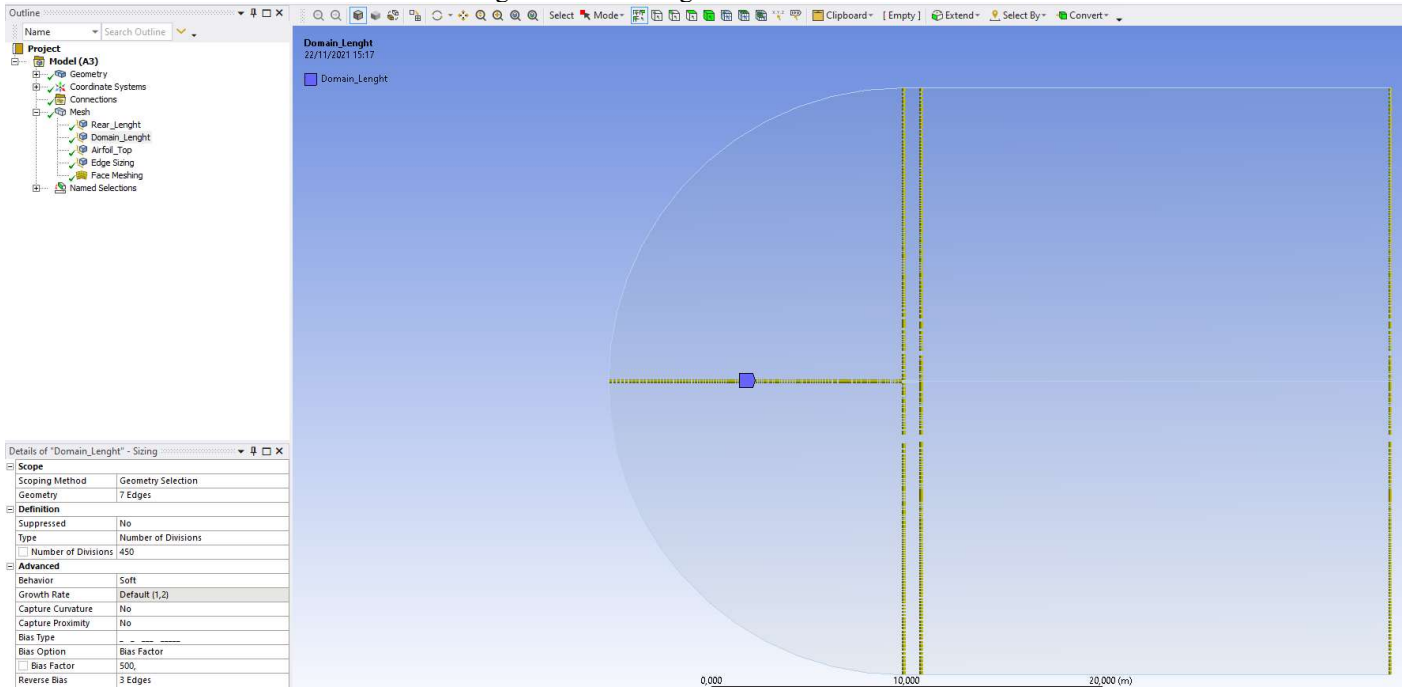
Figura A 14 – Sizing 1 do bordo de fuga.



Fonte: Próprio autor (2022)

O segundo “*Sizing*” é feito com as configurações da Figura A 15, onde as fileiras centrais são usadas para aumentar o refinamento na região de interesse ao redor do perfil.

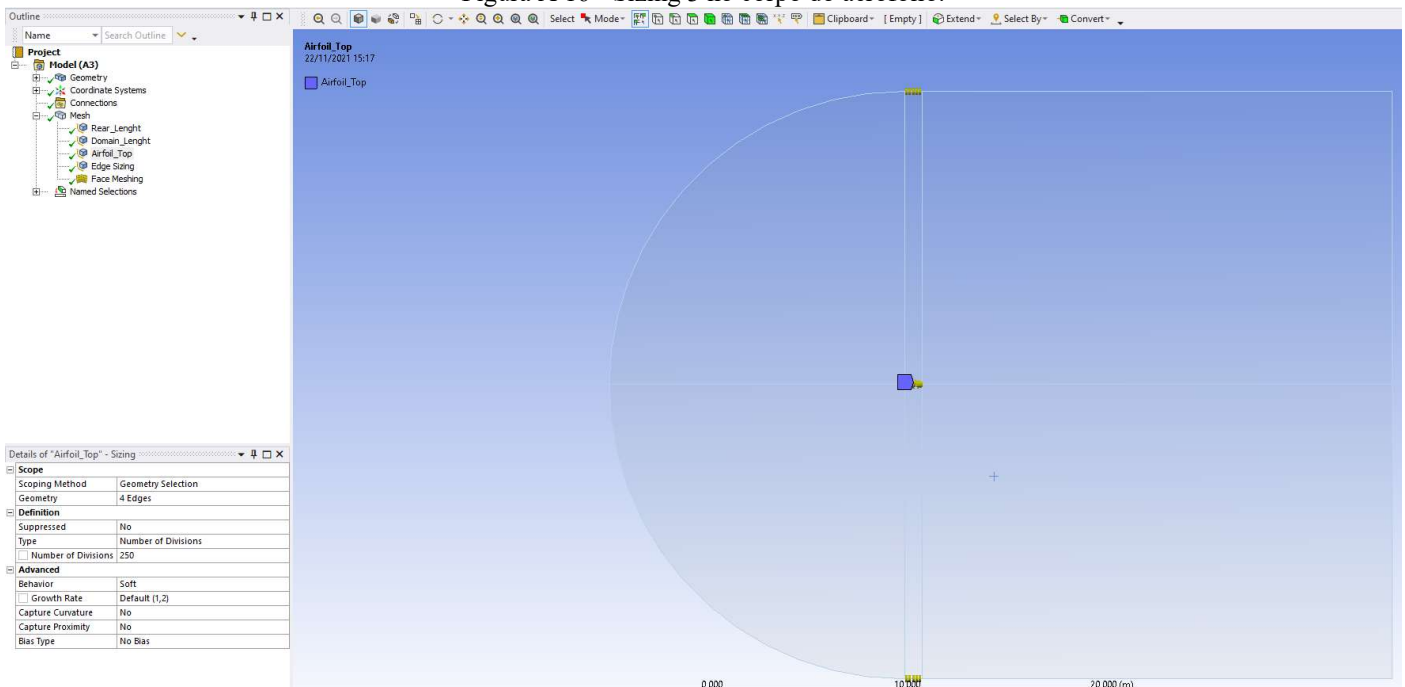
Figura A 15 - Sizing 2 nas fileiras centrais.



Fonte: Próprio autor (2022)

Mais um “*Sizing*” é feito em torno do aerofólio e na mesma região do domínio para assim também aumentar o controle e o refinamento da região próxima do descolamento da camada limite (Figura A 16).

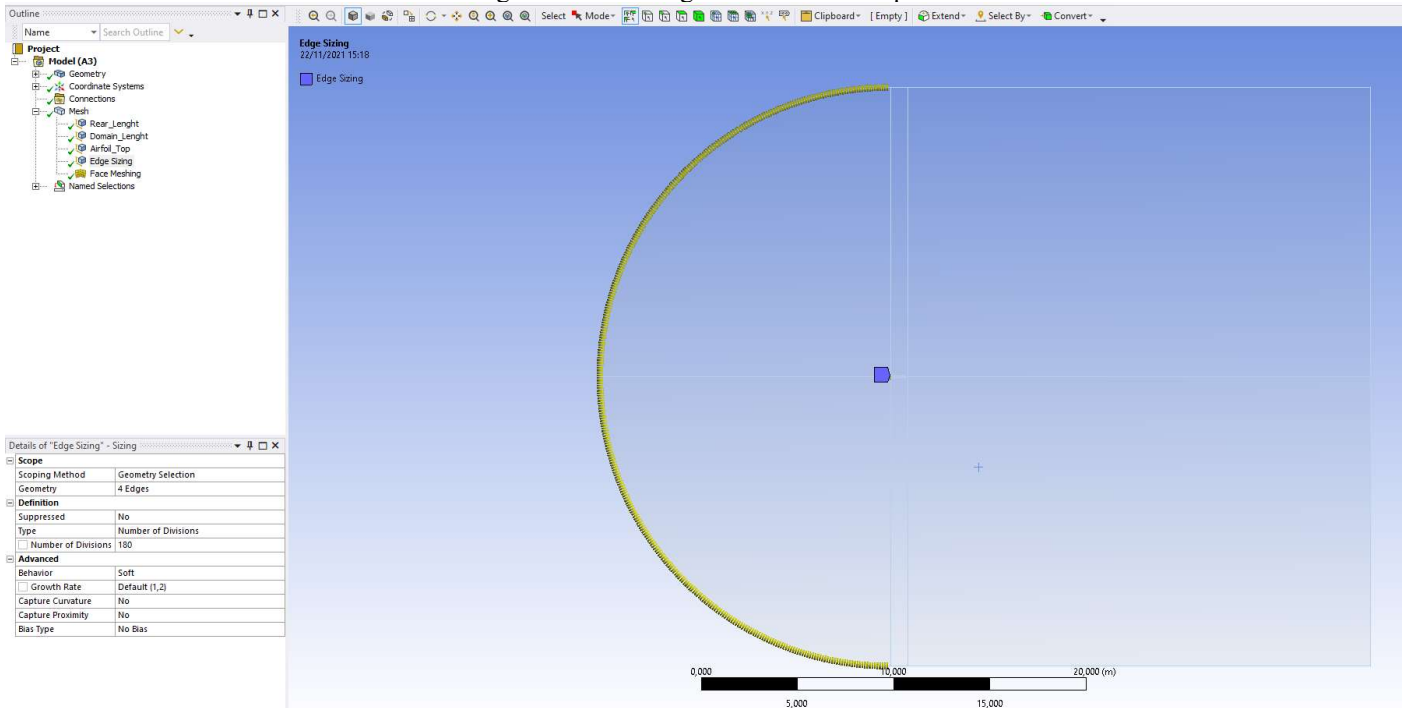
Figura A 16 - Sizing 3 no corpo do aerofólio.



Fonte: Próprio autor (2022)

O último “*Sizing*” é construído no bordo de ataque e na região de entrada do domínio, com o mesmo motivo de aumentar o controle do refinamento da região (Figura A 17).

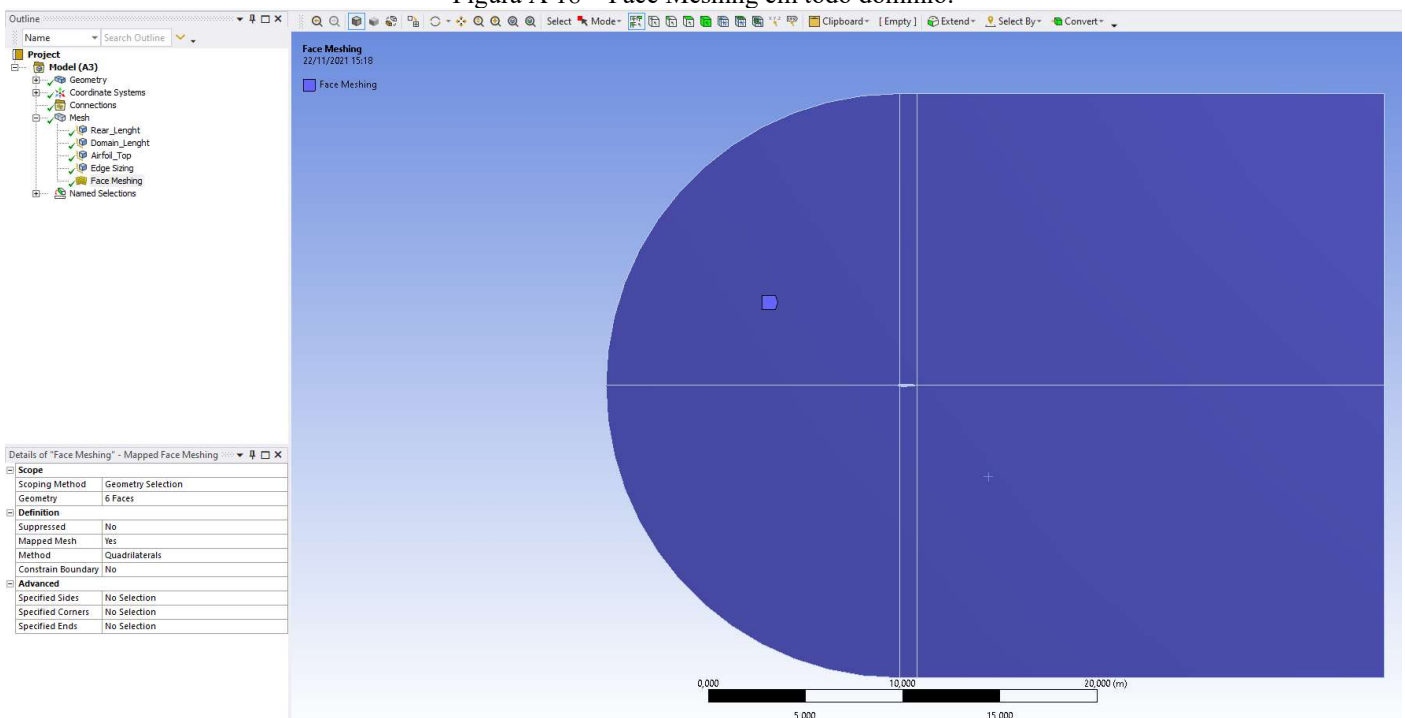
Figura A 17 - Sizing 4 no bordo de ataque.



Fonte: Próprio autor (2022)

Por fim a ferramenta “*Face Meshing*” é utilizada em todas as faces para criar uma região quadrilátera e homogênea em todo domínio (Figura A 18).

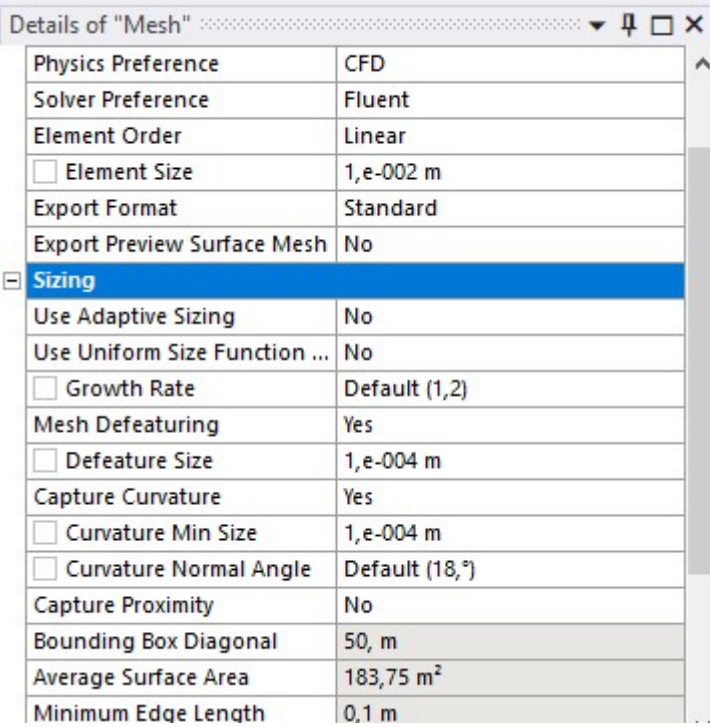
Figura A 18 – Face Meshing em todo domínio.



Fonte: Próprio autor (2022)

O tamanho máximo do elemento e as configurações básicas gerais da malha são descritos na Figura A 19. O maior tamanho do elemento considerado foi de 0,002m utilizando a ordem linear.

Figura A 19 – Detalhes das configurações da malha.



Details of "Mesh"	
Physics Preference	CFD
Solver Preference	Fluent
Element Order	Linear
<input type="checkbox"/> Element Size	1,e-002 m
Export Format	Standard
Export Preview Surface Mesh	No
<b>Sizing</b>	
Use Adaptive Sizing	No
Use Uniform Size Function ...	No
<input type="checkbox"/> Growth Rate	Default (1,2)
Mesh Defeaturing	Yes
<input type="checkbox"/> Defeature Size	1,e-004 m
Capture Curvature	Yes
<input type="checkbox"/> Curvature Min Size	1,e-004 m
<input type="checkbox"/> Curvature Normal Angle	Default (18,°)
Capture Proximity	No
Bounding Box Diagonal	50, m
Average Surface Area	183,75 m <sup>2</sup>
Minimum Edge Length	0,1 m

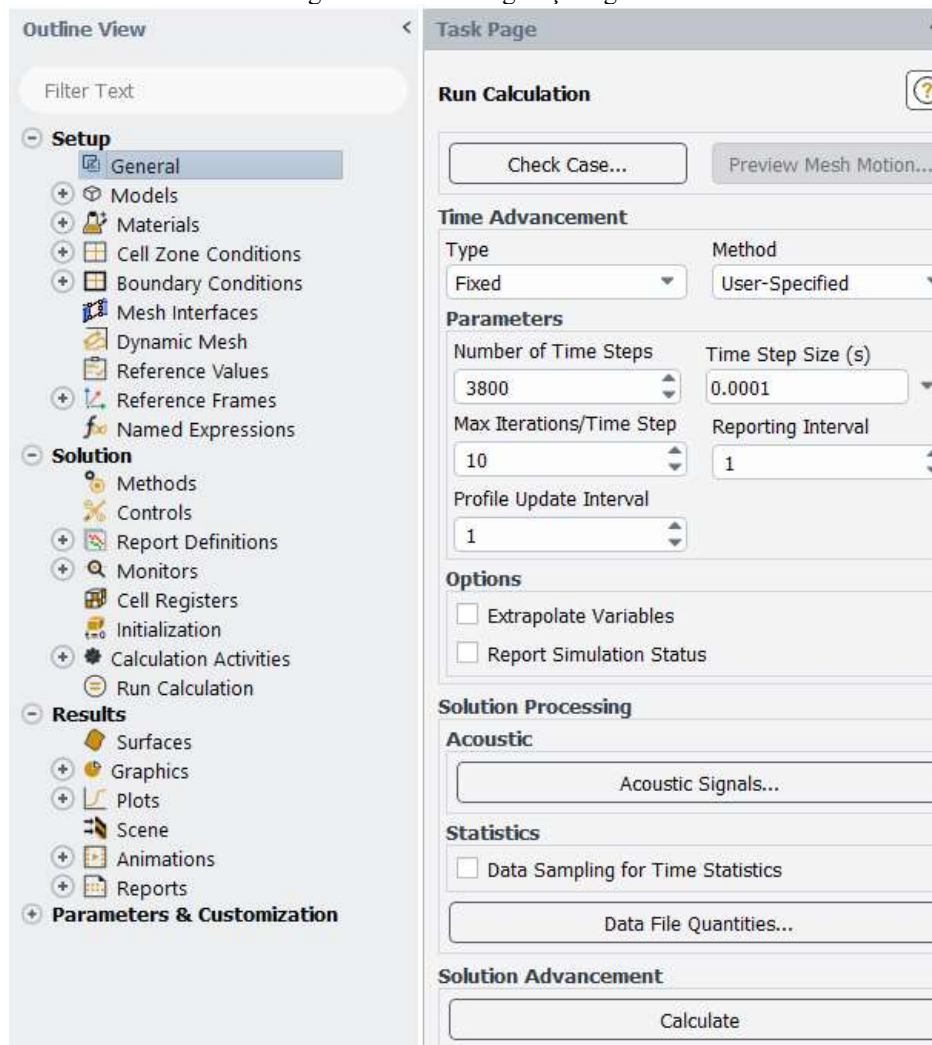
Fonte: Próprio autor (2022)

### A 3 Configurações de simulação

As configurações da simulação numérica são de extrema importância para uma simulação poder ser comparada a um experimento realizado. As condições de contorno devem ser similares as condições reais do experimento, portanto, cada detalha precisa ser feito com base nos dados experimentais.

A primeira etapa antes da inicialização da simulação numérica é a configuração dos parâmetros que pode ser conferida na Figura A 20. O tamanho do tempo de passo escolhido foi de 0,0001 s para assim pegar uma faixa de frequência de 0 Hz a 5000 Hz e o número de passo de tempo foi de 3800, sendo parado assim que as condições de estabilidade fossem atingidas.

Figura A 20 – Configurações gerais.

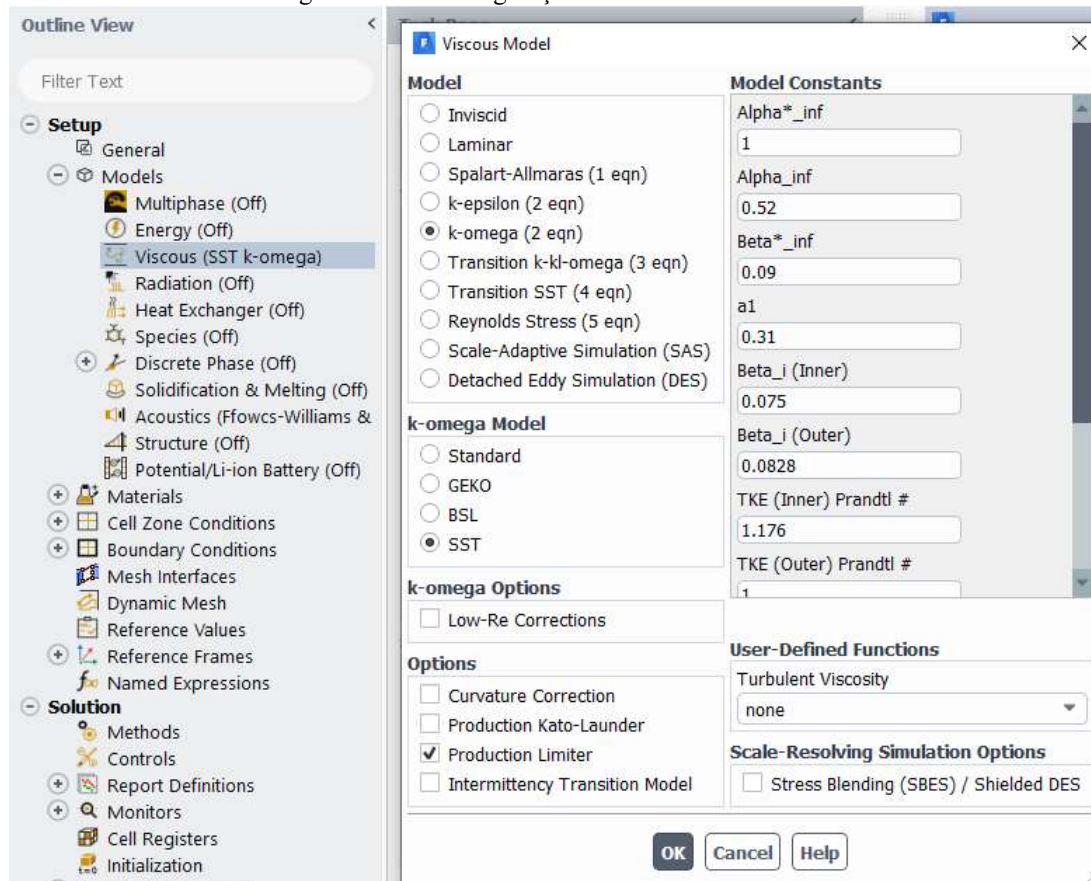


Fonte: Próprio autor (2022)

O próximo passo é a configuração do modelo turbulento, na aba “*Models*” o modelo K-Omega SST é selecionado assim como descrito na seção 4.6 do teste de malha (Figura A 21).



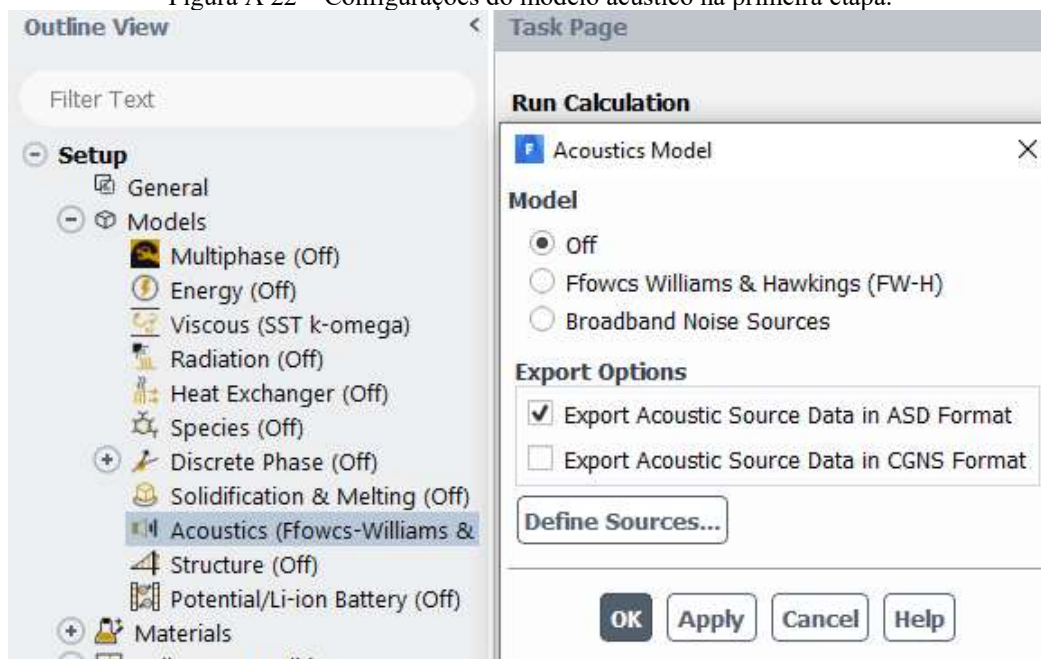
Figura A 21 – Configurações do modelo turbulento.



Fonte: Próprio autor (2022)

O modelo acústico primeiramente é deixado desligado em “Acoustics” e “Off” como mostrado na Figura A 22 e após a simulação transiente entrar nas condições de quase-estável o modelo acústico é ligado e escolhido como Ffowcs Williams and Hawkings (Figura A 23).

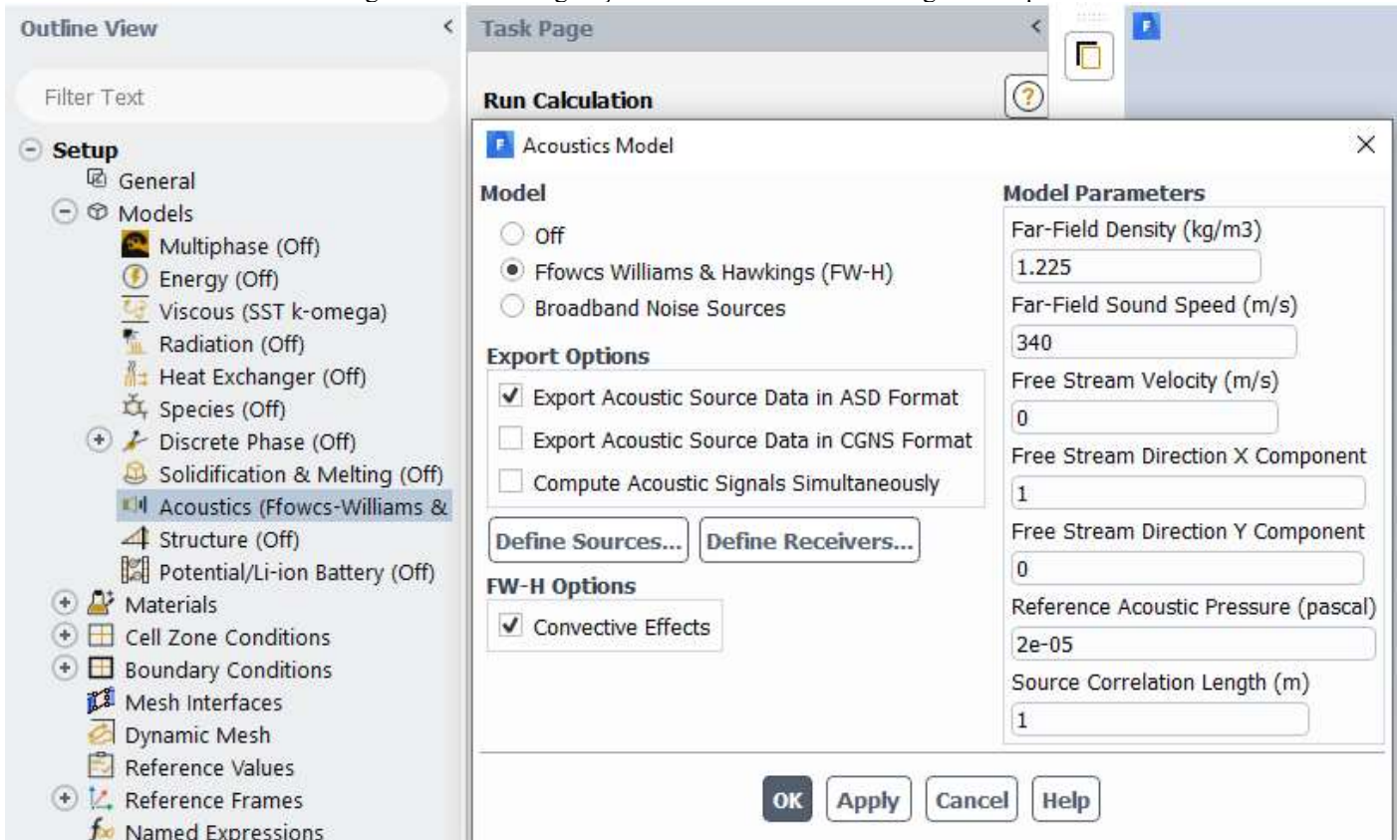
Figura A 22 – Configurações do modelo acústico na primeira etapa.



Fonte: Próprio autor (2022)



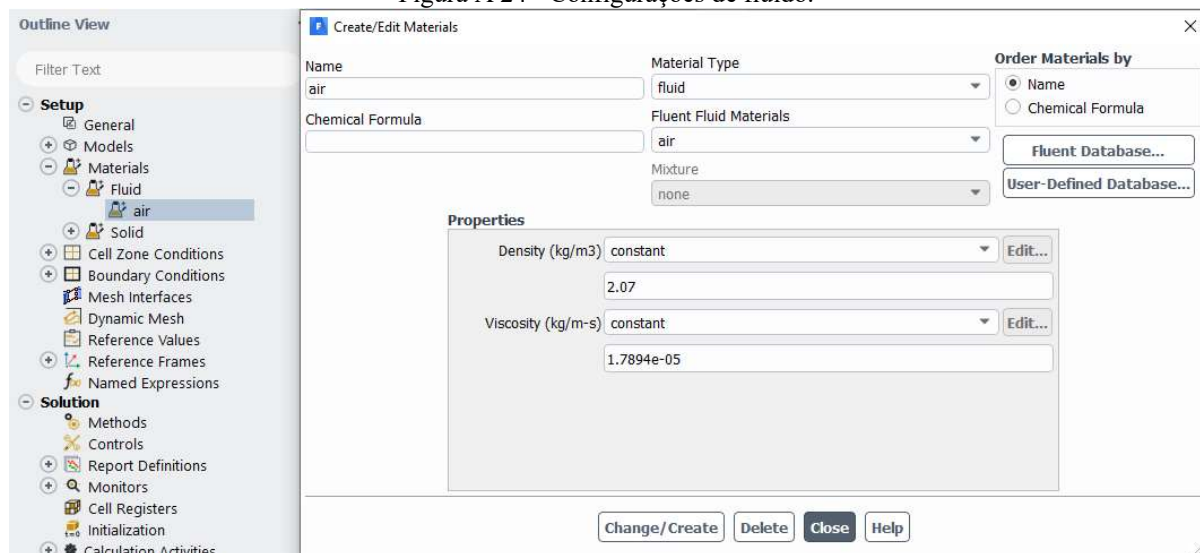
Figura A 23 - Configurações do modelo acústico na segunda etapa.



Fonte: Próprio autor (2022)

A matéria é escolhida posteriormente na aba “*Materials*”, como fluido “*Fluid*” e ar “*Air*”. As configurações do ar escolhidas seguem os valores do experimento feito por Ladson [70], na condição de túnel de vento criogênico descritas na Figura A 24

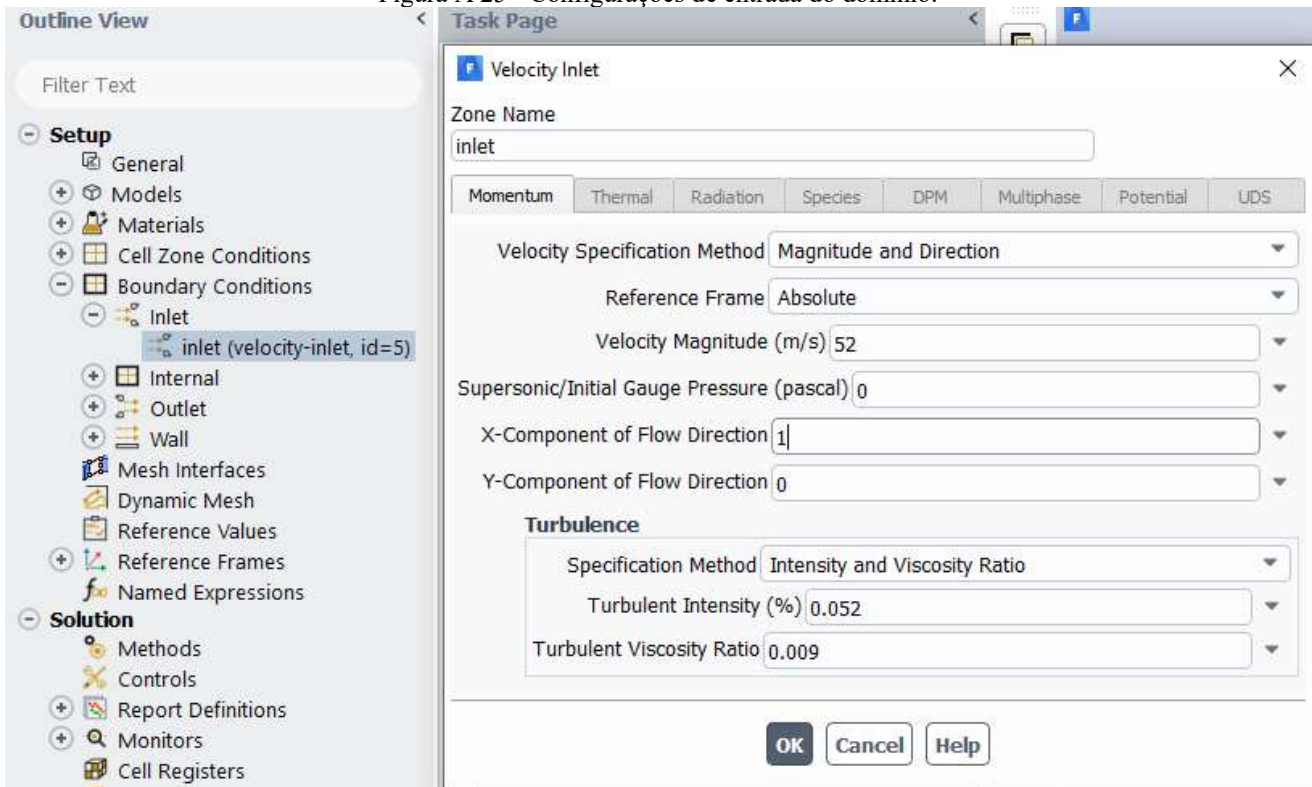
Figura A 24 - Configurações de fluido.



Fonte: Próprio autor (2022)

As configurações da condição de velocidade, intensidade turbulenta e razão de viscosidade são mostradas na Figura A 25 - Configurações de entrada do domínio. foram escolhidas para manter os parâmetros do experimento feito no túnel de vento criogênico da NASA [70].

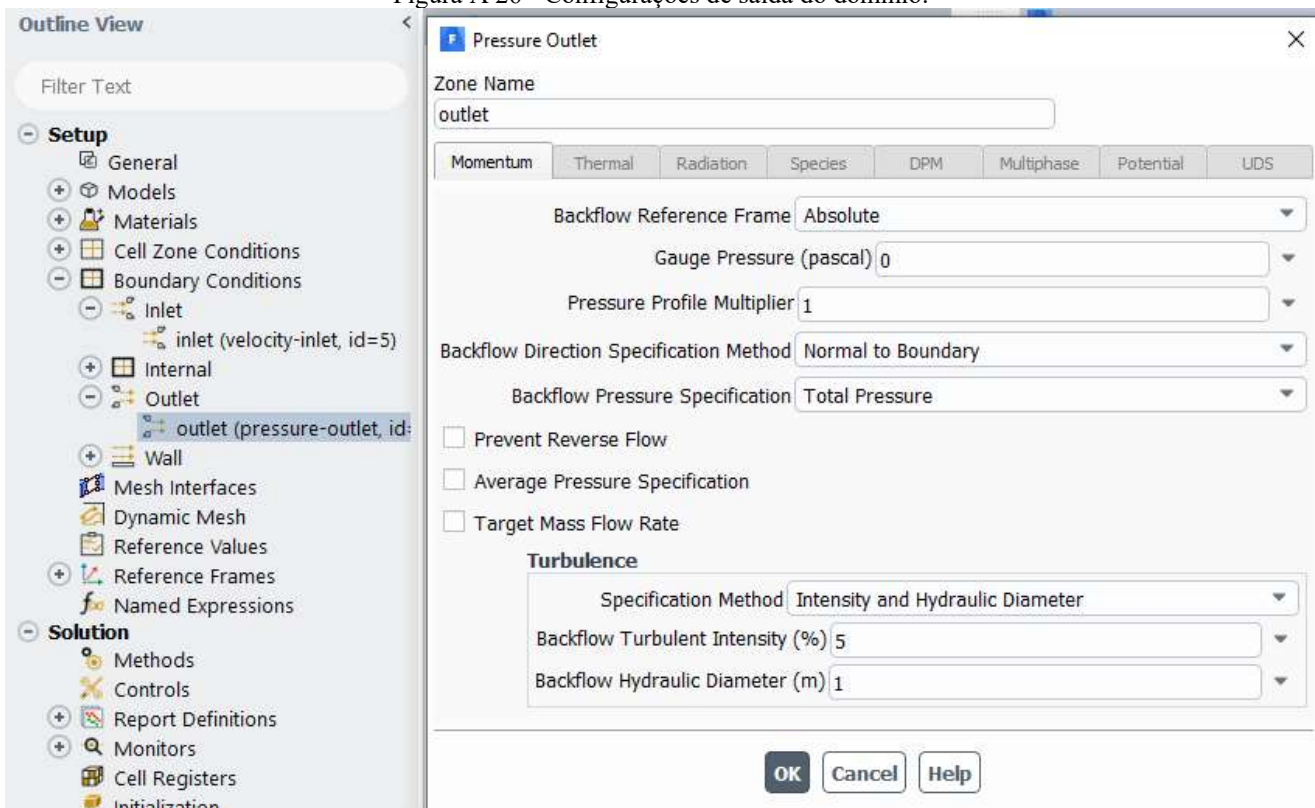
Figura A 25 - Configurações de entrada do domínio.



Fonte: Próprio autor (2022)

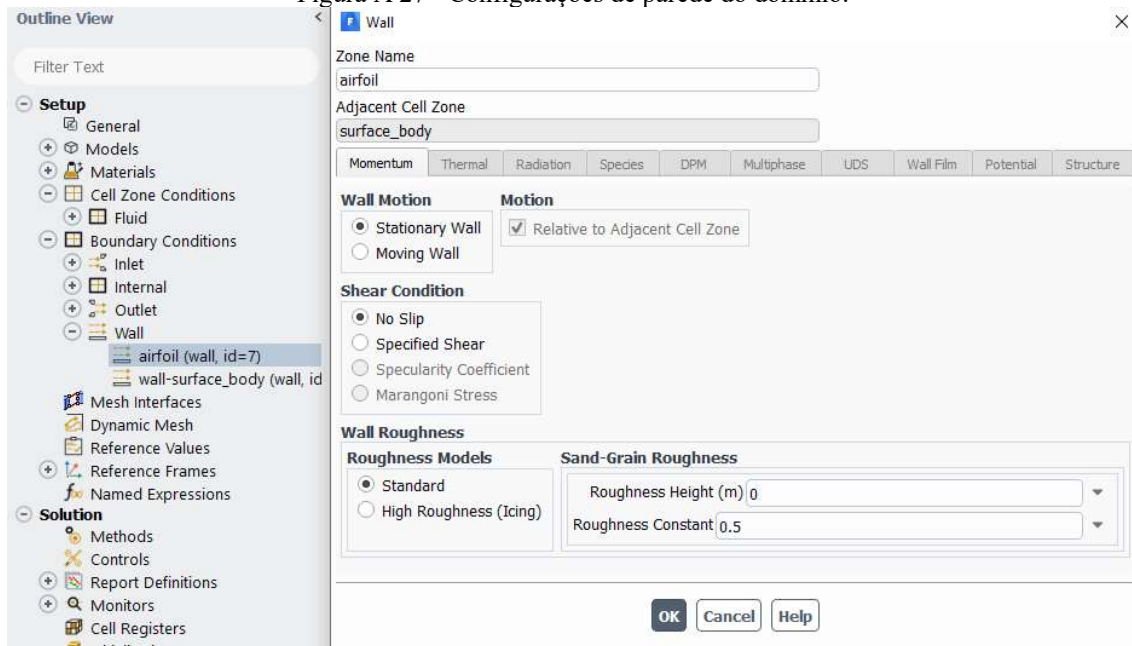
As configurações de saída do domínio escolhidas foram padrões do programa ANSYS Fluent (Figura A 26). A condição de parede em torno do aerofólio segue descrito na Figura A 27.

Figura A 26 - Configurações de saída do domínio.



Fonte: Próprio autor (2022)

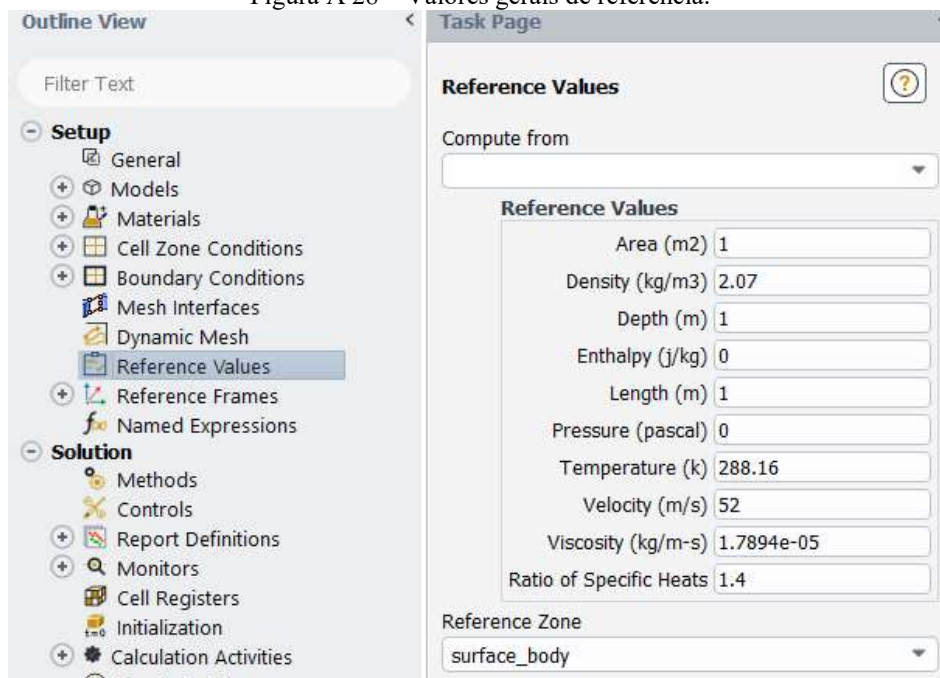
Figura A 27 - Configurações de parede do domínio.



Fonte: Próprio autor (2022)

Os valores de referência seguem o padrão descrito na seção 4.5 da metodologia, são descritos na Figura A 28.

Figura A 28 – Valores gerais de referência.

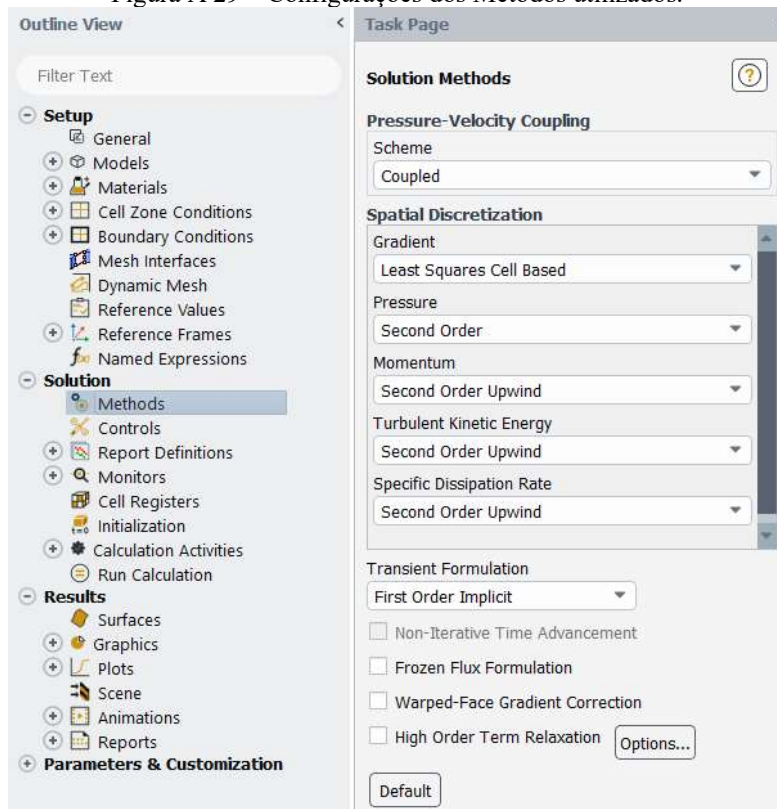


Fonte: Próprio autor (2022)

Os métodos de cálculo escolhidos foram o “*Coupled*” com as discretizações espaciais todas em segunda ordem e a formulação transiente em primeira ordem implícita para diminuir o gasto computacional (Figura A 29).



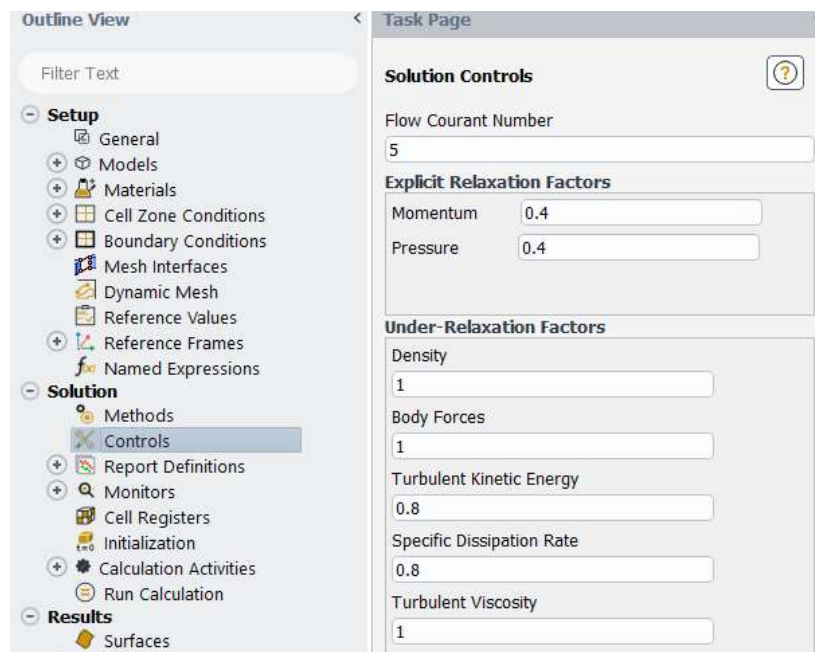
Figura A 29 – Configurações dos Métodos utilizados.



Fonte: Próprio autor (2022)

Os controles da solução também foram considerados em relação a uma solução transiente com o número de Courant de 5 com fatores de relaxação de 0,4 (Figura A 30).

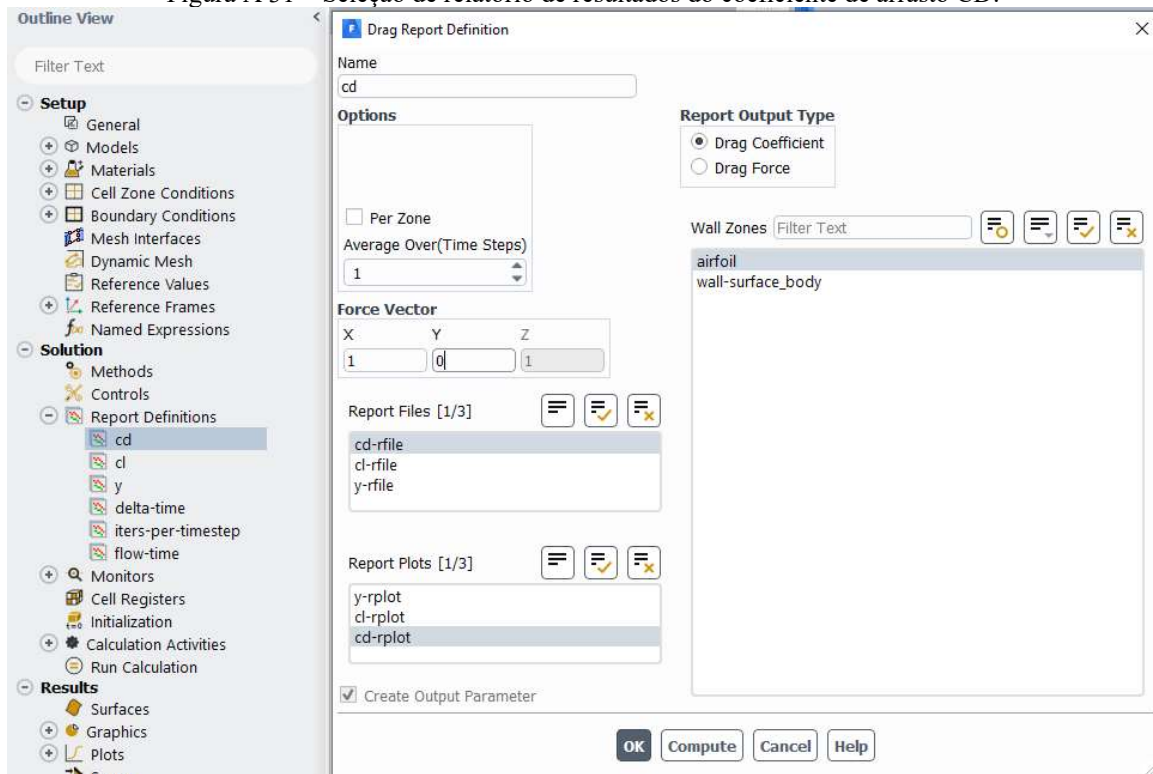
Figura A 30 – Configurações de Courant e fatores de relaxação.



Fonte: Próprio autor (2022)

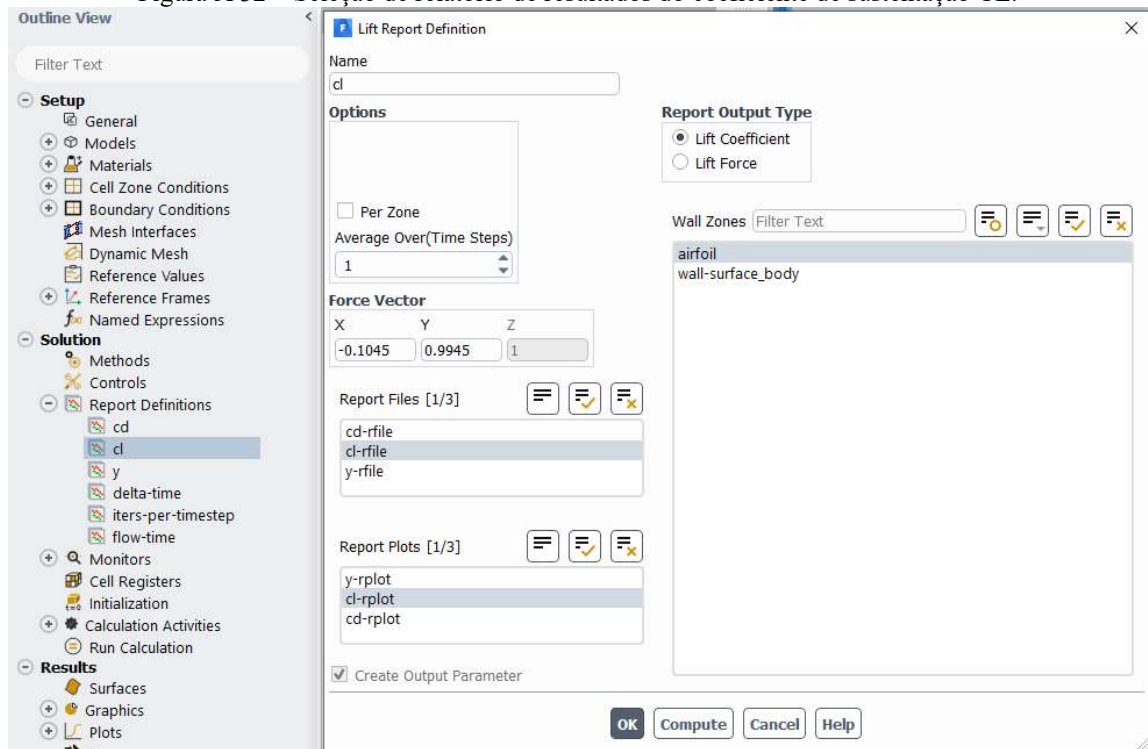
Um ponto importante para o controle e observação da simulação numérica é a construção de gráficos de relatórios dos coeficientes de arrasto, sustentação e o  $Y^+$  que são mostrados na Figura A 31, Figura A 32 e Figura A 33

Figura A 31 – Seleção de relatório de resultados do coeficiente de arrasto CD.



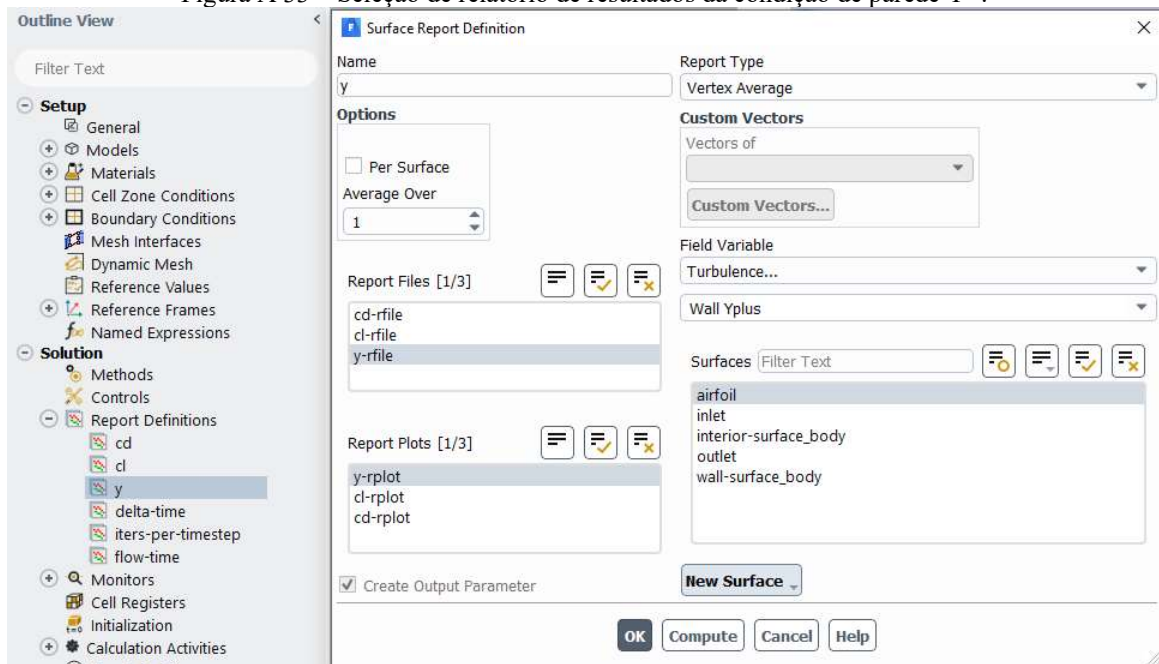
Fonte: Próprio autor (2022)

Figura A 32 – Seleção de relatório de resultados do coeficiente de sustentação CL.



Fonte: Próprio autor (2022)

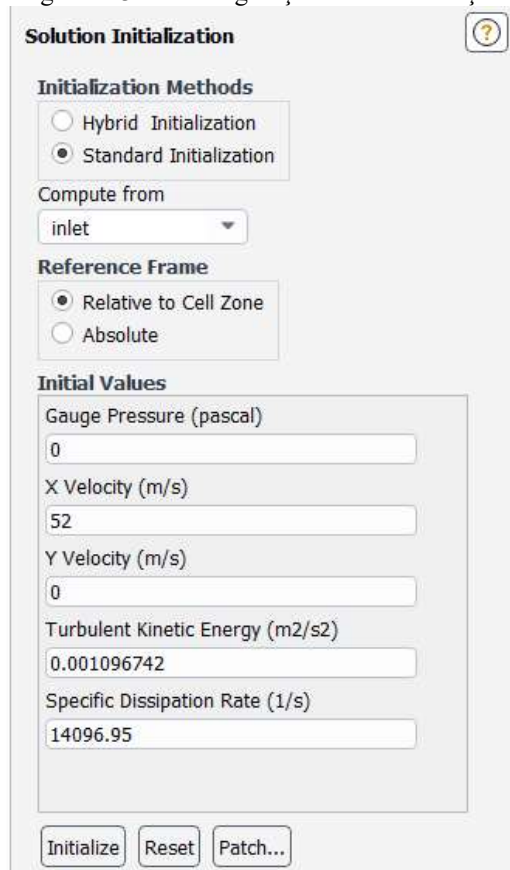
Figura A 33 – Seleção de relatório de resultados da condição de parede Y+.



Fonte: Próprio autor (2022)

O último passo antes da inicialização da solução é a seleção do início dos cálculos sendo feitos pelo lado esquerdo do domínio, a parte frontal do bordo de ataque do aerofólio. Também é checado os valores da simulação como mostra a Figura A 34.

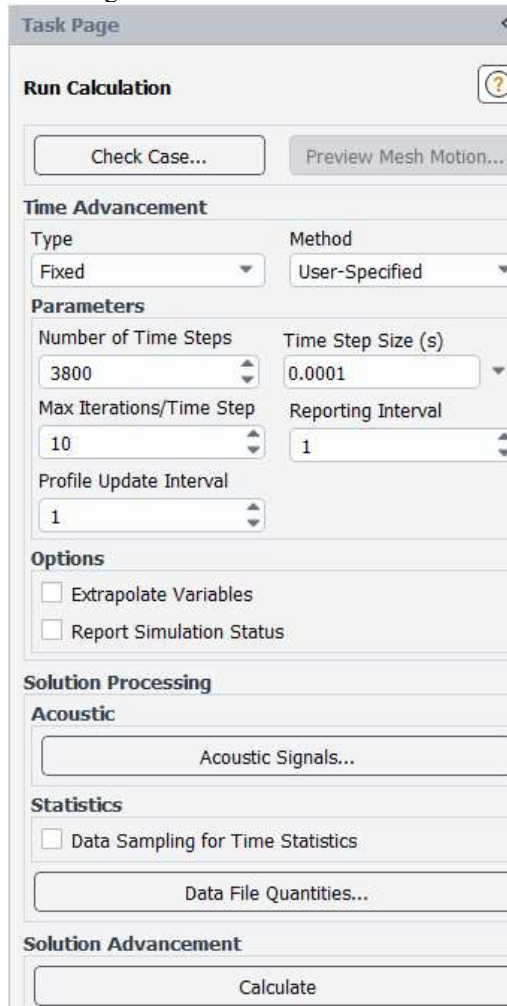
Figura A 34 – Configurações de inicialização.



Fonte: Próprio autor (2022)

Por fim a tela de configurações é aberta e o início dos cálculos numéricos são feitos como mostrado no botão “*Calculate*” da Figura A 35

Figura A 35 – Início dos cálculos.



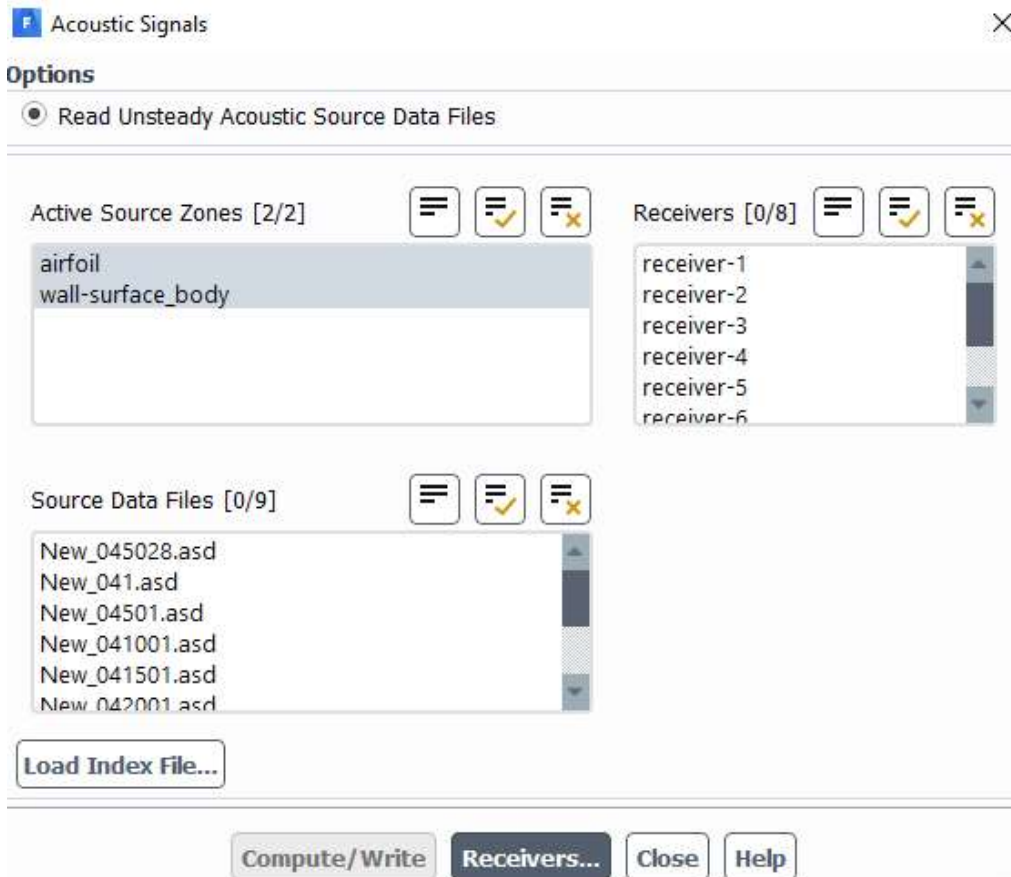
Fonte: Próprio autor (2022)

## A 4 Configurações de resultados

Os gráficos e imagens dos resultados precisam ser selecionados de forma correta para se obter os dados que possam ser comparados aos experimentos de referência.

Os sinais acústicos são selecionados em relação aos microfones criados, a fonte ativa que no caso é o aerofólio e os dados calculados em “Data Files” (Figura A 36).

Figura A 36 – Configurações de dados acústicos.



Fonte: Próprio autor (2022)

Os microfones são selecionados como mostra a Figura A 37, são criados os microfones e as coordenadas de cada um. Para o presente trabalho o microfone usado é o “receiver-1” que fica localizado exatamente no bordo de fuga, ponto 1 do eixo X, pontos 0 do eixo Y e Z como mostrado na seção 5 de resultados.



Figura A 37 – Configurações dos microfones.

Acoustic Receivers

Moving Receivers

Number of Receivers: 8

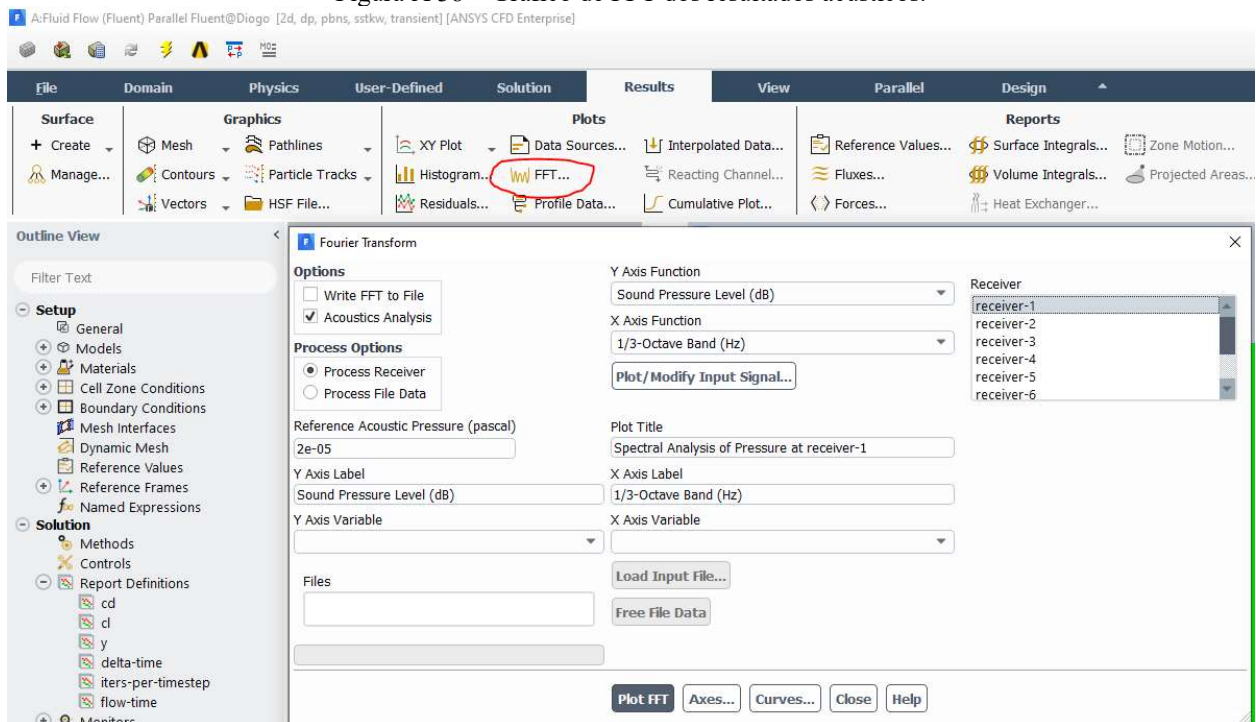
Name	X-Coord. (m)	Y-Coord. (m)	Z-Coord. (m)	Signal File Name
receiver-1	1	0	0	Bordo de fuga 0.5m
receiver-2	1	-0.5	0	Bordo de fuga 0.5m
receiver-3	2	0.5	0	Bordo de fuga 1m
receiver-4	2	-0.5	0	Bordo de fuga 1m
receiver-5	0	0	0	Bordo de atk
receiver-6	-0.5	-0.5	0	Bordo de atk
receiver-7	-1	0.5	0	Bordo de atk
receiver-8	-1	-0.5	0	Bordo de atk

OK Cancel Help

Fonte: Próprio autor (2022)

Após a seleção dos microfones e geração dos dados para cada posição em relação aos microfones é preciso fazer a geração dos gráficos de pressão sonora em dB em relação a frequência por meio de uma FFT. A aba superior de “Results” é selecionada e após isso a ferramenta “FFT” é escolhida. A Figura A 38 mostra como plotar um gráfico de pressão sonora dB em relação a frequência de 1/3 de oitava em Hz para cada microfone.

Figura A 38 – Gráfico de FFT dos resultados acústicos.

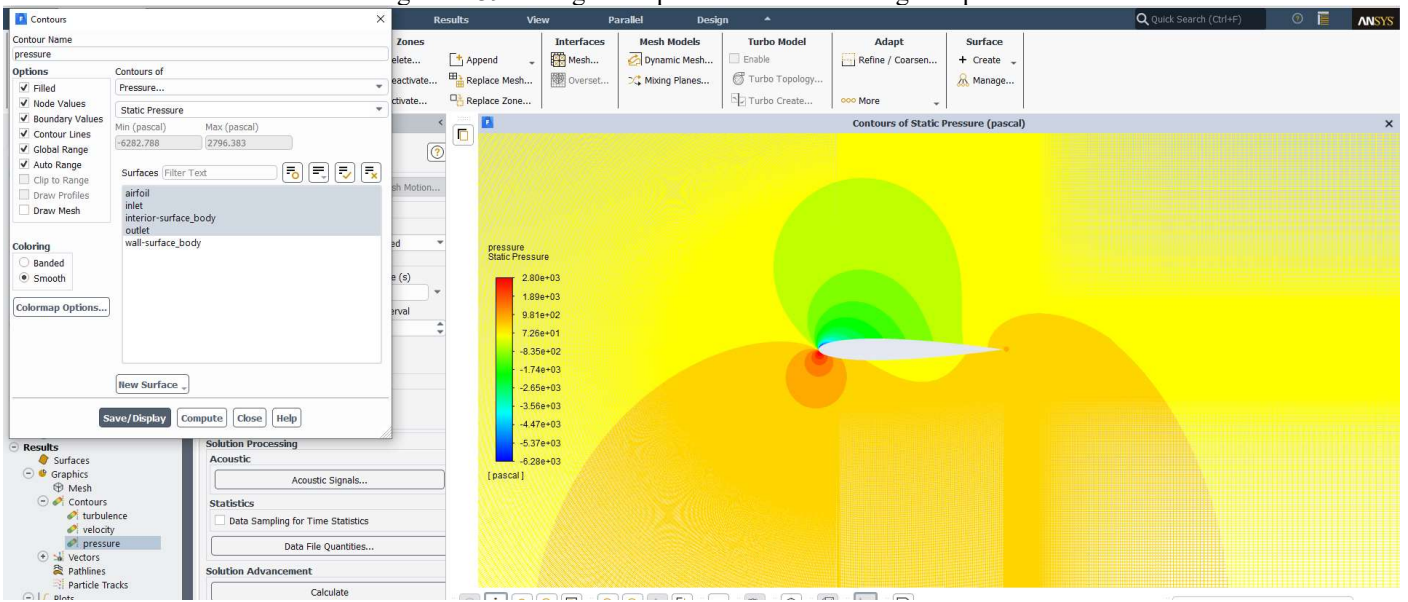


Fonte: Próprio autor (2022)

As imagens gráficas são criadas dentro da aba “Results”, dentro da aba “Contours”. É preciso de adicionar os contornos e escolher os tipos, como mostrado nas figuras. Este trabalho apresenta os

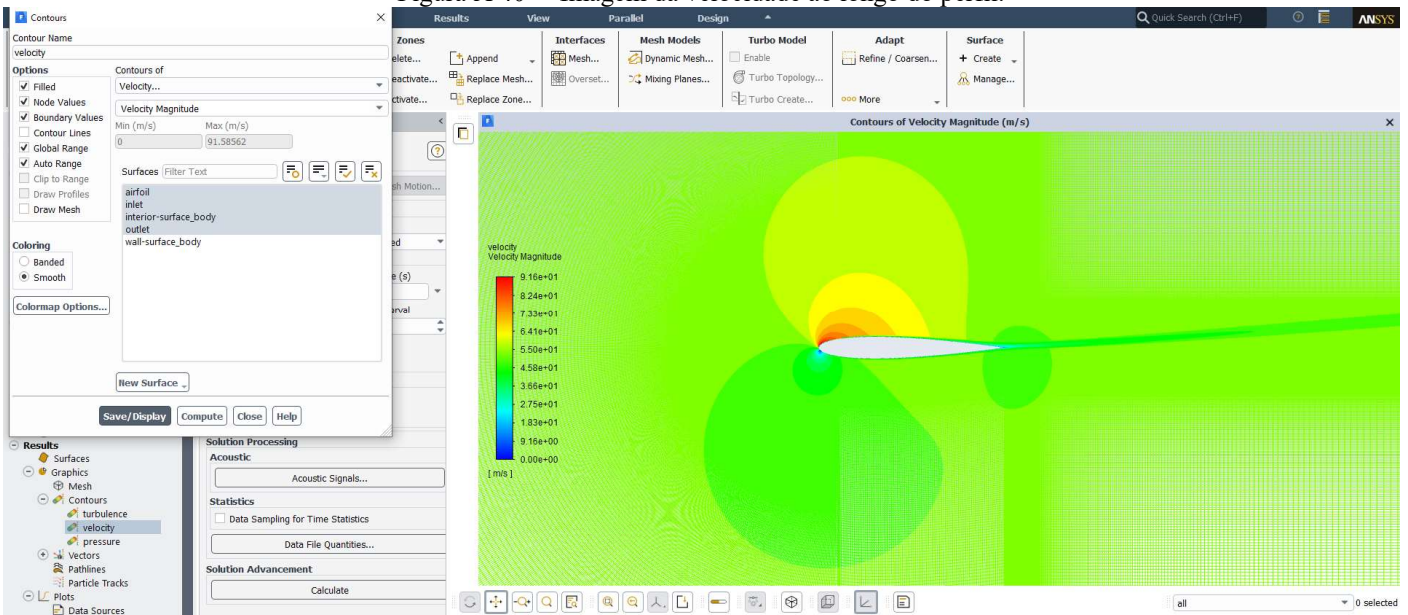
contornos de pressão estática (Figura A 39), contornos de velocidade (Figura A 40) e os contornos da viscosidade turbulenta (Figura A 41).

Figura A 39 – Imagem da pressão estática ao longo do perfil.



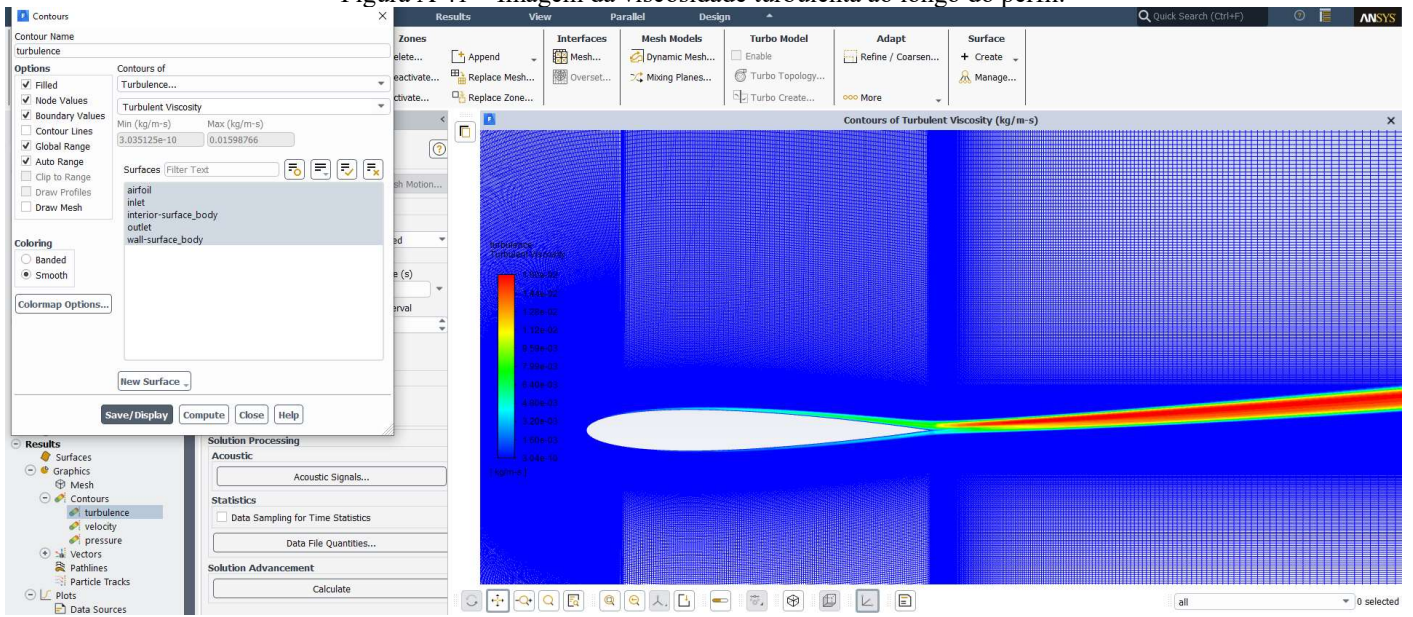
Fonte: Próprio autor (2022)

Figura A 40 – Imagem da velocidade ao longo do perfil.



Fonte: Próprio autor (2022)

Figura A 41 – Imagem da viscosidade turbulenta ao longo do perfil.



Fonte: Próprio autor (2022)