

UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA
"JÚLIO DE MESQUITA FILHO"
CAMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA

MARCOS PAULO ZIOLA DE NARDO

Estudo da Amplificação das Ondas de Perturbação em Bolhas de Separação.

São João da Boa Vista

2022

Marcos Paulo Ziola de Nardo

Estudo da Amplificação das Ondas de Perturbação em Bolhas de Separação.

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Conselho de Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica do Campus de São João da Boa Vista, Universidade Estadual Paulista, como parte dos requisitos para obtenção do diploma de Graduação em Engenharia Aeronáutica .

Orientador: Profº Dr. Elmer Mateus Gennaro

São João da Boa Vista

2022

N224e

Nardo, Marcos Paulo Ziola de

Estudo da amplificação das ondas de perturbação em bolhas de separação / Marcos Paulo Ziola de Nardo. -- São João da Boa Vista, 2022

75 p. : il., tabs.

Trabalho de conclusão de curso (Bacharelado - Engenharia Aeronáutica) - Universidade Estadual Paulista (Unesp), Faculdade de Engenharia, São João da Boa Vista

Orientador: Elmer Mateus Gennaro

1. Dinâmica dos fluidos computacional. 2. Turbulência. 3. Aerodinâmica. I. Título.

Sistema de geração automática de fichas catalográficas da Unesp. Biblioteca da Faculdade de Engenharia, São João da Boa Vista. Dados fornecidos pelo autor(a).

Essa ficha não pode ser modificada.

**UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA “JÚLIO DE MESQUITA FILHO”
FACULDADE DE ENGENHARIA - CÂMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA AERONÁUTICA**

TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

**ANÁLISE DE BOLHAS DE SEPARAÇÃO NA PRESENÇA DE PERTURBAÇÕES
EXTERNAS**

Aluno: Marcos Paulo Ziola de Nardo
Orientador: Prof. Dr. Elmer Mateus Gennaro

Banca Examinadora:

- Elmer Mateus Gennaro (Orientador)
- Daniel Sampaio Souza (Examinador)
- Leandra Isabel de Abreu (Examinador)

A ata da defesa com as respectivas assinaturas dos membros encontra-se no prontuário do aluno (Expediente nº 056/2021)

São João da Boa Vista, 22 de março de 2022

Dedico esse trabalho à minha avó, Hilda de Nardo.

AGRADECIMENTOS

Gostaria de agradecer inicialmente aos meus pais Marcos de Nardo e Rosangela Ziola de Nardo e à minha irmã, Fernanda Ziola de Nardo, que sempre me incentivaram a perseguir e alcançar os meus sonhos. Reconheço todo esforço que fizeram durante a minha estadia em outra cidade, principalmente em conciliar os cuidados pessoais e as preocupações comigo. À minha mãe, em especial, por ser uma mulher tão forte quanto nunca imaginei, enfrentando e vencendo um câncer durante a minha graduação e ainda por cima sendo apoio de toda a família.

Agradeço também à minha namorada, Giovanna Tavares Barbosa, por me apoiar, amparar e suportar em todas as etapas difíceis que passei enquanto estava fora, e aos meus amigos Antonio Lucas de Oliveira, Amanda Chenu Romano, Felipe Stringa Moreira, Lucas Silva Viotto e Welerson Santos Souza, por serem a família que escolhi ter. Ainda, gostaria de deixar meu agradecimento eterno à minha avó, Hilda de Nardo, por todo ensinamento e convivência, levarei para sempre comigo todos os momentos compartilhados.

Por último, agradeço ao meu orientador Elmer Mateus Gennaro, por todo o aprendizado e conselho durante a graduação, iniciação científica e TCC, e aos professores e membros da banca, Daniel Sampaio Souza e Leandra Isabel de Abreu, que me auxiliaram na graduação e gentilmente aceitaram o convite para avaliarem este trabalho.

Este trabalho contou com o apoio da(s) seguinte(s) entidade(s):

CNPq - Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico

"A imaginação é mais importante que o conhecimento. O conhecimento é limitado, a imaginação circunda o mundo."
(Albert Einstein)

RESUMO

As bolhas de separação têm o potencial de amplificar perturbações externas, as quais podem variar em ordens de grandeza e resultar em fenômenos não-lineares e transição para turbulência. Este trabalho de conclusão de curso tem como objetivo identificar o ponto de transição do escoamento laminar para o turbulento e a formação de bolhas de separação sobre o aerofólio, além de estudar a evolução e o crescimento de perturbações externas à ela. Para isso, foram realizadas simulações permanentes e transientes (perturbadas e não perturbadas) pela metodologia RANS (Reynolds Average Navier Stokes) em conjunto com a utilização do modelo de turbulência $k\omega$ -SST, por possuir melhorias nas regiões próximas à camada limite. A partir das simulações realizadas, identificou-se as regiões de ocorrência das bolhas de separação e da própria separação do escoamento, além da influência das perturbações sobre o escoamento. Esta, por sua vez, se mostrou maléfica para baixos ângulos de ataque, onde não há identificação de fenômenos não lineares, no entanto, com o aumento do ângulo de ataque - ângulo de referência entre o escoamento e o perfil aerodinâmico - notam-se melhorias nos coeficientes de força sobre o aerofólio, aumentando os valores do coeficiente de sustentação e diminuindo os valores do coeficiente de arrasto.

PALAVRAS-CHAVE: Dinâmica dos fluídos computacional. Turbulência. Aerodinâmica.

ABSTRACT

Separation bubbles have the potential to amplify external disturbances, as they can vary by several orders of magnitude and result in nonlinear phenomena and transition to turbulence. This final paper aims to identify the transition point and the formation of separation bubbles, in addition to studying the evolution and growth of external disturbances. For this, permanent and transient (perturbed and undisturbed) simulations were performed using RANS (Reynolds Average Navier Stokes) methodology together with the use of $k\omega$ -SST turbulence model, as it had better results in regions close to the boundary layer. From the simulations carried out, the regions of occurrence of the separation bubbles and of the flow separation itself, in addition to the influence of disturbances on the flow, were identified. This, in turn, proved to be harmful for low attack angles, where there is no identification of non-linear phenomena, however, as the angle of attack increases - reference angle between the flow and the aerodynamic profile - it is noticed improvements in the force coefficients on the airfoil, increasing the lift coefficient values and decreasing the drag coefficient values.

KEYWORDS: Computacional fluid dynamics. Turbulence. Aerodynamics.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1	Túnel de Vento construído pelos irmãos Wright.	18
Figura 2	Modelos de veículos para estudo da reentrada. (a) Corpos pontiagudos. (b) Corpos rombudos.	19
Figura 3	Tipos de escoamento.	20
Figura 4	Decomposição de Reynolds.	21
Figura 5	CFD de um carro de fórmula 1.	22
Figura 6	Malha Estruturada tipo H.	24
Figura 7	Malha Estruturada em blocos.	25
Figura 8	Malha não estruturada.	25
Figura 9	Comparação entre os modelos de turbulência.	27
Figura 10	Utilização da sucção como forma de controle de fluxo sobre um cilindro.	32
Figura 11	Aeronave utilizando o método de sucção para recolocar o escoamento da asa: a) superfície de controle, com tufts, exibindo o fluxo separado. b) flape utilizando a metodologia BLC, a partir de sucção, e exibindo o fluxo recolado.	33
Figura 12	Vortex generators posicionados sobre a superfície da asa de uma aeronave.	34
Figura 13	Metodologia de simulação.	36
Figura 14	Perfil NACA 0012.	37
Figura 15	Geometria do modelo.	37
Figura 16	Modelo final.	38
Figura 17	Modelo final, vistas ampliadas.	38
Figura 18	Convergência de malha: a) C_l para $AoA = 0^\circ$ b) C_l para $AoA = 4^\circ$	39
Figura 19	Metodologia da etapa de processamento.	40
Figura 20	Estrutura das pastas de uma simulação em OpenFOAM.	41
Figura 21	Comparação modelos Spalart-Allmaras e $K-\omega$ SST.	44
Figura 22	Metodologia de pós processamento para extração de C_p e C_f sobre o aerofólio.	46
Figura 23	Campos de pressão e velocidade, $AoA = 0^\circ$	48
Figura 24	Campos de pressão e velocidade, $AoA = 5^\circ$	48
Figura 25	Campos de pressão e velocidade, $AoA = 10^\circ$	49
Figura 26	Campos de pressão e velocidade, $AoA = 15^\circ$	49
Figura 27	Campos de pressão e velocidade, $AoA = 20^\circ$	50
Figura 28	Coeficientes de força para simulação permanente, $AoA = 0^\circ$	51
Figura 29	Coeficientes de força para simulação permanente, $AoA = 5^\circ$	52
Figura 30	Coeficientes de força para simulação permanente, $AoA = 10^\circ$	53
Figura 31	Coeficientes de força para simulação permanente, $AoA = 15^\circ$	54
Figura 32	Coeficientes de força para simulação permanente, $AoA = 20^\circ$	55
Figura 33	Coeficientes de sustentação vs AoA	56
Figura 34	Polar de Arrasto.	57

Figura 35	Coeficientes de pressão e atrito para simulação permanente, $AoA = 0^\circ$	58
Figura 36	Coeficientes de pressão e atrito para simulação permanente, $AoA = 5^\circ$	59
Figura 37	Coeficientes de pressão e atrito para simulação permanente, $AoA = 10^\circ$	60
Figura 38	Coeficientes de pressão e atrito para simulação permanente, $AoA = 15^\circ$	61
Figura 39	Coeficientes de pressão e atrito para simulação permanente, $AoA = 20^\circ$	62
Figura 40	Resíduos de velocidade e pressão para simulação permanente, $AoA = 0^\circ$	63
Figura 41	Resíduos de velocidade e pressão para simulação permanente, $AoA = 5^\circ$	64
Figura 42	Resíduos de velocidade e pressão para simulação permanente, $AoA = 10^\circ$	64
Figura 43	Resíduos de velocidade e pressão para simulação permanente, $AoA = 15^\circ$	65
Figura 44	Resíduos de velocidade e pressão para simulação permanente, $AoA = 20^\circ$	65
Figura 45	Coeficientes de sustentação e arrasto para simulação perturbada, $AoA = 0^\circ$	66
Figura 46	Coeficientes de sustentação e arrasto para simulação perturbada, $AoA = 5^\circ$	67
Figura 47	Coeficientes de sustentação e arrasto para simulação perturbada, $AoA = 10^\circ$	68
Figura 48	Coeficientes de sustentação e arrasto para simulação perturbada, $AoA = 15^\circ$	69
Figura 49	Coeficientes de sustentação e arrasto para simulação perturbada, $AoA = 20^\circ$	70

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Modelos de Turbulência.	28
Tabela 2 – Constantes - Modelos de Turbulência.	31
Tabela 3 – Malhas utilizadas para estudo de convergência.	39
Tabela 4 – Campos de preenchimento descritos na pasta <i>fvSchemes</i> , dentro do diretório <i>system</i>	42
Tabela 5 – <i>Solvers</i> disponíveis no <i>OpenFOAM</i>	42
Tabela 6 – Cálculo das componentes de velocidade a partir do ângulo de ataque desejado.	43
Tabela 7 – Coeficientes de força de acordo com o ângulo de ataque.	56
Tabela 8 – Sensibilidade dos parâmetros de perturbação sobre a simulação realizada para AoA = 0°.	66
Tabela 9 – Sensibilidade dos parâmetros de perturbação sobre a simulação realizada para AoA = 5°.	67
Tabela 10 – Sensibilidade dos parâmetros de perturbação sobre a simulação realizada para AoA = 10°.	68
Tabela 11 – Sensibilidade dos parâmetros de perturbação sobre a simulação realizada para AoA = 15°.	69
Tabela 12 – Sensibilidade dos parâmetros de perturbação sobre a simulação realizada para AoA = 20°.	70
Tabela 13 – Comparação entre as simulação permanente e perturbada.	71

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

TCC	Trabalho de Conclusão de Curso
UNESP	Universidade Estadual Paulista
AoA	Ângulo de ataque (<i>Angle of Attack</i>)
BLC	Controle da Camada Limite (<i>Boundary Layer Control</i>)
CFD	Dinâmica dos Flúidos Computacional (<i>Computational Fluid Dynamics</i>)
DNS	Simulação Numérica Direta (<i>Direct Numerical Simulation</i>)
LES	Simulação por Grandes Redemoinhos (<i>Large Eddy Simulation</i>)
LLT	Teoria da Linha de Sustentação (<i>Lifting Line Theory</i>)
Máx	Máximo
MDF	Método das Diferenças Finitas
MEF	Método dos Elementos Finitos
Mín	Mínimo
MIT	<i>Massachusetts Institute of Technology</i>
MVF	Método dos Volumes Finitos
NACA	<i>National Advisory Committee for Aeronautics</i>
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
RANS	<i>Reynolds Average Navier Stokes</i>
VLM	<i>Vortice Lattice Method</i>

LISTA DE SÍMBOLOS

α	Ângulo de ataque
μ	Viscosidade dinâmica
ν	Viscosidade cinemática
τ_w	Tensão viscosa na parede
σ	Número turbulento de Prandtl
ϕ	Fluxo volumétrico
Φ	Potencial de velocidade
ω	Frequência angular
ρ	Densidade
f	Frequência
Re	Número de Reynolds
L	Força de Sustentação
D	Força de Arrasto
C_l	Coeficiente de sustentação
C_d	Coeficiente de arrasto
C_p	Coeficiente de pressão
C_f	Coeficiente de atrito
A	Amplitude
k	Energia cinética turbulenta
c	Corda aerodinâmica
U_∞	Velocidade do escoamento livre
U_x	Componente de velocidade horizontal
U_y	Componente de velocidade vertical
p	Pressão
l	Comprimento característico

t	Tempo
u	Velocidade
$c_{b1}, c_{b2}, c_{\omega1}$	Constantes empíricas do modelo de turbulência
f_{ω}	Função controle
d	Distância da parede
Ω_{ij}	Tensor rotacional
∇	Divergente
∂	Derivada parcial

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	16
1.1	OBJETIVO	16
2	REVISÃO TEÓRICA	17
2.1	AERODINÂMICA	17
2.2	ESCOAMENTO	20
2.3	AERODINÂMICA COMPUTACIONAL	21
2.3.1	Modelo Matemático	22
2.3.2	Método de discretização	23
2.3.3	Sistemas de coordenadas	23
2.3.4	Malha	23
2.3.5	Aproximações finitas	25
2.3.6	Método de solução	26
2.3.7	Critério de convergência	26
2.4	TURBULÊNCIA	26
2.4.1	Modelagem numérica tipo RANS	27
2.4.2	Spalart Allmaras	28
2.4.3	$k\omega$ -SST	30
2.5	CONTROLE SOBRE O ESCOAMENTO	31
2.5.1	Controle de Camada Limite (Boundary-Layer Control - BLC)	32
2.5.2	Controle Passivo do escoamento	34
2.5.3	Controle ativo do escoamento	35
3	PROCEDIMENTO EXPERIMENTAL	36
3.1	PRÉ-PROCESSAMENTO	36
3.2	PROCESSAMENTO	40
3.2.1	Metodologia	40
3.2.2	Ambiente	40
3.2.3	Parâmetros	43
3.2.4	Simulação	43
3.2.4.1	Escoamento Potencial	44
3.2.4.2	Simulação Permanente	44
3.2.4.3	Simulação Transiente	45
3.2.4.4	Simulação Transiente Forçada	45
3.3	PÓS PROCESSAMENTO	45
3.3.1	Identificação do Ponto de Separação	46
3.4	SOFTWARES ADICIONAIS	46

3.4.1	XFLR5	46
4	RESULTADOS E DISCUSSÕES	48
4.1	SIMULAÇÃO PERMANENTE	48
4.1.1	Campos de Pressão e Velocidade	48
4.1.2	Coeficientes de Sustentação e Arrasto	50
4.1.3	Coeficientes de Pressão e Atrito	57
4.1.4	Resíduos	63
4.2	SIMULAÇÃO PERTURBADA	66
5	CONCLUSÃO	72
	REFERÊNCIAS	73

1 INTRODUÇÃO

Ao longo do desenvolvimento técnico-científico acerca de novas tecnologias e a utilização delas a fim de facilitar pesquisas e descobertas acadêmicas, uma das áreas em destaque foi a aerodinâmica. Com o avanço dos computadores, a parte computacional da aerodinâmica, nomeada de CFD (Computational Fluid Dynamics) também avançou. No entanto, como os problemas da aviação em geral requerem um custo computacional elevado (FERZIGER; PERIC, 2012), mesmo aos moldes do atual desenvolvimento tecnológico, alternativas de barateamento e simplificação das simulações foram estudadas. Existem três tipos de simulações diferentes em CFD, cada qual com seu custo computacional e respectivo grau de fidelidade: a simulação DNS (Direct Numerical Simulation) é a que apresenta os resultados mais próximos à realidade, no entanto, o custo computacional agregado é extremamente alto, o que acaba ficando restrito à poucas pesquisas; de forma intermediária, a simulação LES (Large Eddy Simulation) foca em resolver e calcular os turbilhões de grande escala, o que acaba simplificando a solução e deixando o custo computacional sensivelmente mais leve; por fim, a simulação que possui o menor custo computacional e apresenta bons resultados é a RANS (Reynolds Average Navier Stokes), que calcula as propriedades médias do conjunto de equações de Navier-Stokes com o auxílio de modelos de turbulência, e é amplamente utilizada no âmbito acadêmico e industrial.

Nas aplicações aerodinâmicas, a separação do escoamento pode causar diversos efeitos prejudiciais, como por exemplo a fadiga estrutural, decorrente da intensificação das flutuações de pressão, e o estol (YEH; TAIRA, 2019). Em decorrência deste último, outros diversos acontecimentos ocorrem, como perda de sustentação, aumento do arrasto e do ruído sonoro, que por sua vez provocam um aumento no consumo de combustível e desconforto por parte dos passageiros.

Tendo isso em vista, formas de controle do escoamento foram estudadas ao longo dos anos, iniciando pela forma passiva, a partir de alterações geométricas no objeto de estudo e depois pela forma ativa, utilizando perturbações periódicas com frequência definida, através de jatos de ar, ondas sonoras, térmicas ou outros. Para o controle da separação, em particular, a utilização de excitações periódicas tem demonstrado uma melhor capacidade de recolamento do escoamento e otimização da performance aerodinâmica (ZAMAN; MCKINZIE; RUMSEY, 1989). Por sua vez, GREENBLATT; WYGNANSKI (2000) forneceram uma visão geral sobre o uso da excitação periódica para controle da separação do escoamento ao sugerir que o mecanismo fundamental para a supressão da separação está na excitação das instabilidades de Kelvin-Helmholtz na camada de cisalhamento formada a partir do ponto de separação.

1.1 OBJETIVO

O objetivo desse trabalho é estudar a forma de controle ativo de estol a partir da comparação entre as simulações RANS, em estado permanente e transiente, utilizando o modelo de turbulência misto de duas equações ($k\omega$ -SST), para os casos não perturbados e perturbados, a partir da inserção de ondas periódicas de frequências definidas próxima ao bordo de ataque.

2 REVISÃO TEÓRICA

2.1 AERODINÂMICA

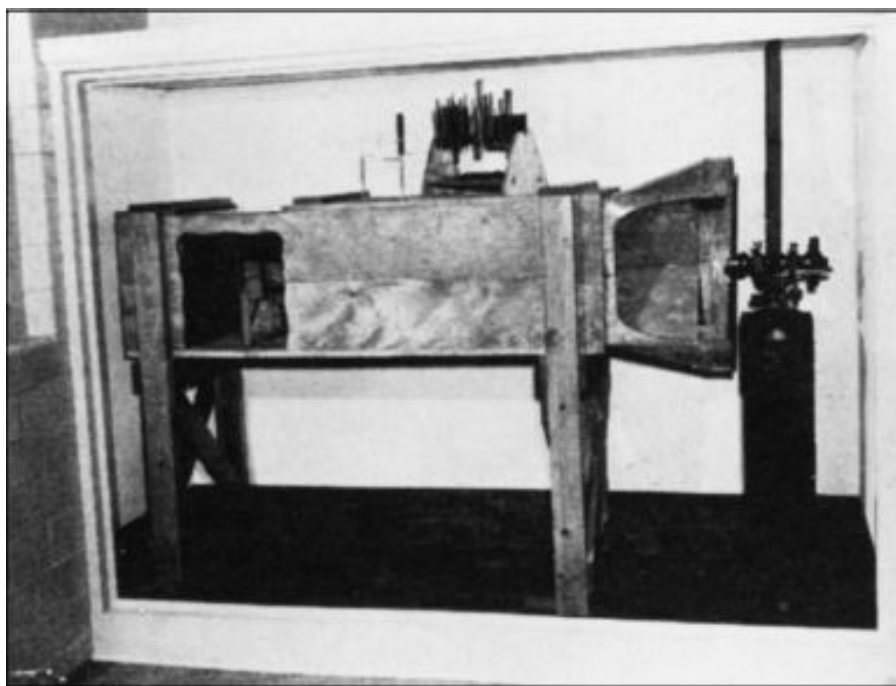
Quando o assunto é aerodinâmica, aviões são os primeiros pensamentos que vêm à cabeça. No entanto, o que muitos não sabem, ou pelo menos não se lembram, é que o início do estudo sobre aerodinâmica começou a ser discutido a partir do embrião da mecânica dos fluidos, no século XVI através das batalhas marítimas que ocorreram entre Inglaterra e Espanha. O tema ganhou relevância por conta da grande necessidade de manobrar e atingir altas velocidades nos navios daquela época. Para que essas duas características fossem otimizadas, era necessário que a resistência entre os navios e o fluxo de água fosse reduzido. Em decorrência disso, o arrasto proveniente dos cascos das embarcações tornou-se um tema da engenharia de grande relevância (JR, 2010).

O tema voltou a ganhar foco quase um século depois, a partir da famosa e histórica publicação de Isaac Newton, "Principia", dividida em três livros, no qual o primeiro se referia ao movimento dos corpos (fundamentos da mecânica), o segundo à mecânica dos fluídos e o terceiro ao sistema do mundo. Em seu segundo livro, Newton encontrou uma dificuldade semelhante à enfrentada por outros cientistas que se aventuraram em desbravar esse novo assunto: "A análise de um fluído é, conceitualmente, mais difícil que a dinâmica de corpos sólidos", (JR, 2010). Em suma, o corpo sólido possui sua geometria melhor definida e seu movimento é relativamente fácil de descrever. Por outro lado, um fluído é uma substância deformável, e, naquela época, era extramamente difícil de modelar seu movimento de forma qualitativa, quanto mais quantitativamente. Newton propôs a famosa lei do seno quadrado, que seria usada anos mais tarde no estudo da aerodinâmica de alta velocidade.

Quase um século mais tarde, outros famosos cientistas se debruçaram sobre o estudo da mecânica dos fluídos. LeRond d'Alambert começou seus estudos na área a fim de medir a resistência dos navios em canais. Enquanto isso, Leonhard Euler encontrou inconsistências no modelo de Newton, chegando à conclusão de que "o fluído dobra sua direção e sua velocidade de modo que, quando atinge o corpo, passa ao longo da superfície, e não exerce nenhuma outra força sobre o corpo, exceto a pressão correspondente aos pontos únicos de contato", (JR, 2010). É possível perceber, a partir da literatura, que a crescente importância da engenharia naval fez da dinâmica dos fluidos um tema de grande relevância, onde cientistas de renome dedicaram parte do seu tempo para estudar tais fenômenos. O mesmo ocorreu anos depois, no século XX, com o advento das aeronaves.

Apesar de várias tentativas sem sucesso, homens tentaram alçar voos utilizando "asas", no entanto, quando o assunto é voar, os pioneiros são os famosos "Irmãos Wright" e Santos Dummont. Ambos tiveram inúmeras falhas e melhorias antes de alcançarem o sucesso. Cronologicamente, os "Irmãos Wright" depois de alguns fracassos nas tentativas de seu planador resolveram estudar, de forma científica, o que deveriam alterar para que seus voos realmente dessem certo. Foi a partir disso que eles construíram um túnel de vento (Figura 1) capaz de auxiliar na identificação de algumas características aerodinâmicas antes desconhecidas.

Figura 1 – Túnel de Vento construído pelos irmãos Wright.



Fonte: (JR, 2010)

Em decorrência de diversos ensaios, utilizando diferentes formatos de perfis, os irmãos Wright concluíram quais eram as alterações ideais que deveriam fazer no seu planador, as quais as mais importantes foram:

- Redução da curvatura da asa;
- Mudança do local de máxima espessura para mais perto do bordo de ataque da asa;
- Razão entre envergadura e corda foi dobrada.

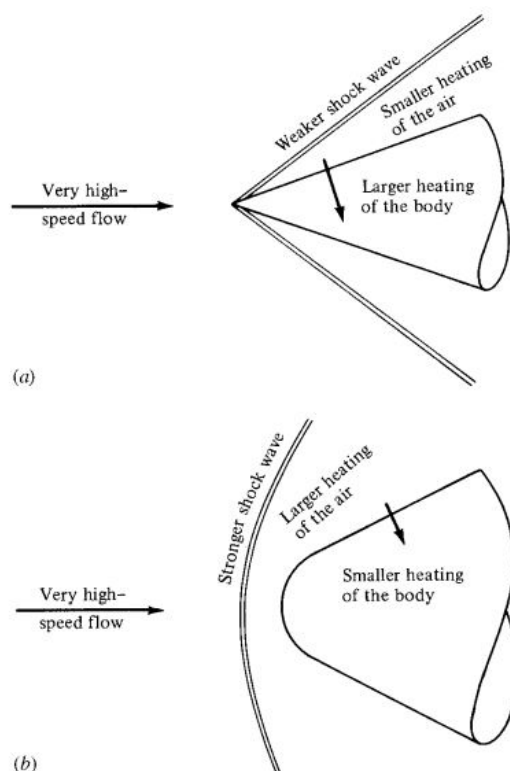
Após o sucesso proveniente dos seus estudos, os irmãos Wright concentraram toda as suas atenções para os voos motorizados, no entanto, vale ressaltar que, apesar do esforço realizado pelos norte americanos, Alberto Santos Dummont foi o responsável por projetar a primeira aeronave motorizada da história a alçar voo. O grande aprendizado retirado desse processo foi entender que o estudo aerodinâmico da aeronave é fundamental para o sucesso dessas máquinas e, principalmente, para construir a história da aviação.

Por fim, um dos últimos grandes marcos para a aerodinâmica se deu a partir do invento de mísseis e voos espaciais. O estudo de voos de alta velocidade, como os supersônicos, se tornaram foco após o fim da segunda guerra mundial. Entusiastas do setor aerodinâmico apreciavam a utilização de corpos finos e pontiagudos, como forma de diminuir o arrasto dos veículos supersônicos. Além disso, quanto mais pontiagudo o nariz do objeto, menor o choque perto dele, e conseqüentemente menor o arrasto de onda (JR, 2010). Um grande ícone dessa filosofia foi o míssil V-2, desenvolvido pelos alemães ainda durante a guerra. No entanto, um evento catastrófico, que deu fim à II Guerra mundial, trouxe patamares ainda maiores para o desafio aerodinâmico: a Primeira bomba de hidrogênio (nuclear). Essa bomba foi projetada para voar fora da atmosfera terrestre e reentrar com velocidades sub-orbitais.

Todavia, as consequências aerodinâmicas da reentrada ainda eram desconhecidas por grande parte dos cientistas.

Em grandes velocidades, o aquecimento aerodinâmico em torno do objeto se tornava severo, podendo causar problemas em suas estruturas, além dos sistemas internos contidos nele. Para minimizar esse efeito, os aerodinamicistas de alta velocidade dedicaram seu tempo em prol da resolução para tal problema. Soluções iniciais, como manter o fluxo da camada limite laminar, foram destinadas ao fracasso muito por conta da natureza preferir fluxos turbulentos (Os corpos com nariz pontiagudo seriam queimados antes mesmo de chegar à superfície) (JR, 2010). A solução para tal problema, como sempre, veio a partir de estudos físicos-aerodinâmicos acerca do problema como um todo. Julian Allen, engenheiro da NACA (*National Advisory Committee for Aeronautics*), Precursora da NASA (*National Aeronautics and Space Administration*), notou que, no começo da reentrada, o objeto possuía grande energia cinética proveniente da alta velocidade, e grande energia potencial proveniente da alta altitude. No entanto, quando o objeto estava próximo à superfície, sua velocidade era relativamente baixa e a altitude praticamente zero. Dessa forma, uma pergunta natural seria: para onde essa energia era transferida? A resposta era simples: Aquecendo o corpo e o fluxo de ar em seu entorno. O veículo era aquecido por conta da dissipação por atrito, enquanto que o fluxo de ar era aquecido pela onda de choque proveniente do nariz da aeronave. Allen notou então que, quanto mais energia fosse transferida para o fluxo de ar, menos seria transferida para o objeto. Sendo assim, bastava que a onda de choque provocada pelo nariz da aeronave fosse mais forte, o que por sua vez era alcançado aumentando a área frontal da aeronave (Figura 2).

Figura 2 – Modelos de veículos para estudo da reentrada. (a) Corpos pontiagudos. (b) Corpos rombudos.

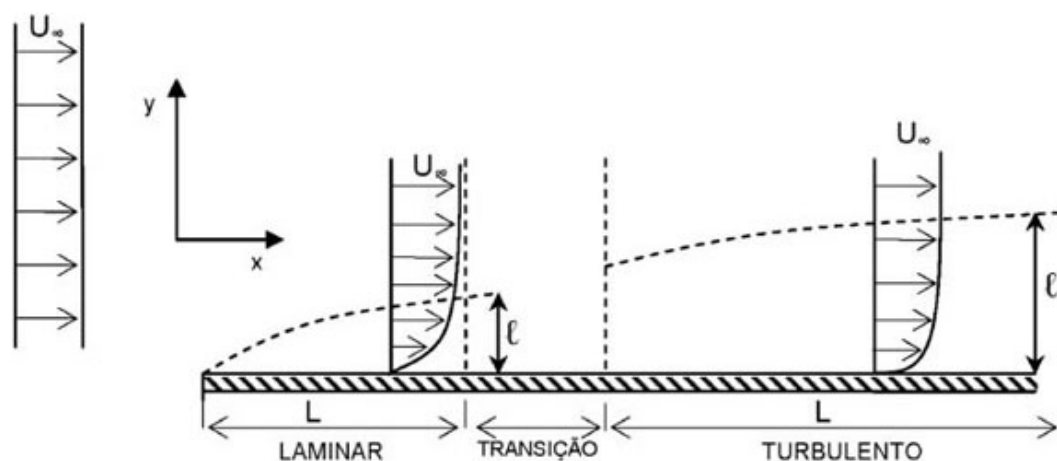


fonte: (JR, 2010)

2.2 ESCOAMENTO

Existem três classificações distintas para um escoamento: laminar, transicional e turbulento (Figura 3). Um escoamento laminar é aquele que se dá de forma organizada e não há formação de turbilhonamentos ou misturas entre o fluido. Dessa forma, o escoamento parece como se lâminas de fluidos, empilhadas umas sobre as outras, deslizassem entre si. Além disso, o fluxo laminar pode ser descrito e calculado a partir das equações de Navier Stokes. Já o escoamento transiente, é caracterizado como a região entre os fluxos laminar e turbulento. Nesse tipo de escoamento, as camadas de fluido apresentam algum tipo de mistura e formações de ondulações. Por fim, o escoamento turbulento apresenta uma mistura intensa entre as camadas que antes eram muito bem separadas, e o movimento do fluido se dá de forma aleatória e caótica (VERSTEEG; MALALASEKERA, 1995). Para efeito de cálculo, esse tipo de escoamento necessita da utilização de ferramentas mais robustas, como por exemplo técnicas de CFD (*Computational Fluid Dynamics*).

Figura 3 – Tipos de escoamento.



Fonte: (SOUZA et al., 2011)

A classificação de um escoamento é feita a partir do cálculo de uma relação entre forças viscosas e de inércia. Tal relação é chamada de número de Reynolds e calculada a partir da equação 1, em que U_∞ representa a velocidade do escoamento livre, l o comprimento característico e ν a viscosidade cinética.

$$Re = \frac{U_\infty l}{\nu} \quad (1)$$

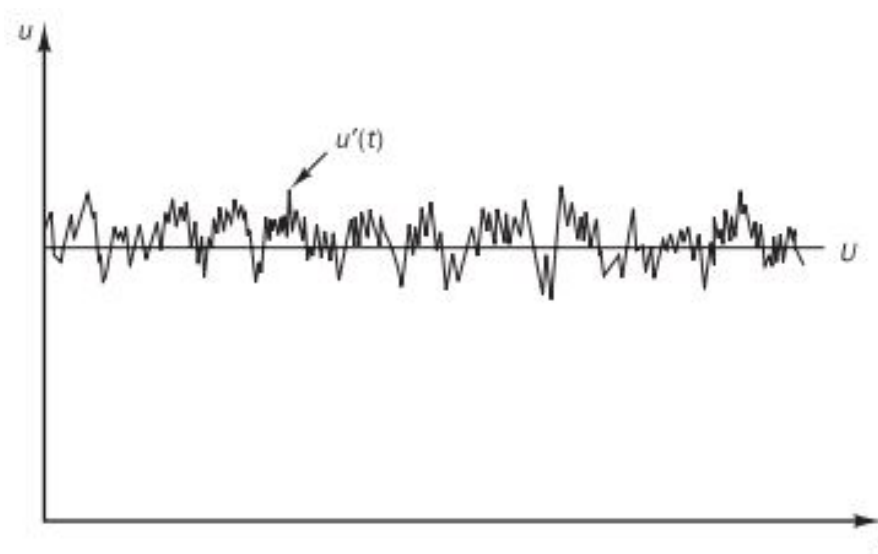
Para baixos números de Reynolds, os fluidos são classificados como laminares, enquanto que em números de Reynolds elevados eles são classificados como turbulentos. A diferenciação entre o que pode ser considerado laminar e o que pode ser considerado turbulento depende do formato do objeto o qual está imerso no fluido, a partir disso, é possível formular o problema e calcular o valor crítico de Reynolds. Abaixo, dois casos com formatos diferentes e seu respectivo número de Reynolds crítico.

- Reynolds crítico para o fluxo em um tubo: $Re_{D,crit} = 2300$
- Reynolds crítico para o fluxo em uma placa plana: $Re_{x,crit} = 500000$

Como comentado anteriormente, as partículas de um fluxo turbulento possuem características aleatórias e caóticas. Sendo assim, as propriedades do fluido podem ser descritas a partir de uma composição entre um termo médio $\bar{U}$ e um termo de flutuação $u'(t)$ originando a equação (2). A representação gráfica da interpretação física da decomposição de Reynolds está ilustrada na Figura 4, onde a composição entre a linha reta, representando o termo médio, e a linha variável ao longo do tempo, representando o termo de flutuações, caracterizam a velocidade temporal.

$$u(t) = \bar{U} + u'(t) \quad (2)$$

Figura 4 – Decomposição de Reynolds.



Fonte: (VERSTEEG; MALALASEKERA, 1995)

A decomposição de Reynolds foi vital para a construção do modelo de turbulência RANS (Reynolds Average Navier-Stokes), que foi utilizado para esse trabalho e será explicado mais a frente.

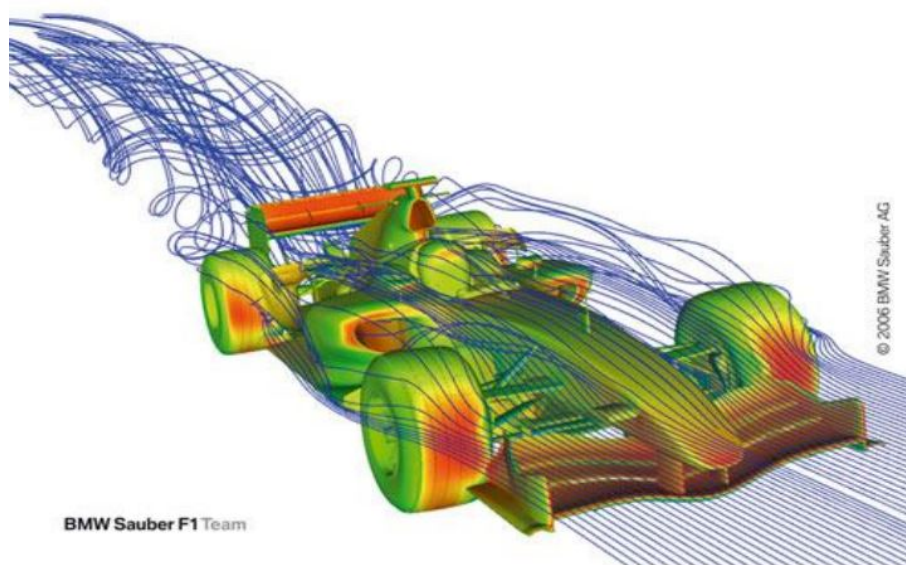
2.3 AERODINÂMICA COMPUTACIONAL

A dinâmica dos fluidos pode ser modelada através das equações diferenciais parciais ou integrais, que em grande parte dos problemas não podem ser resolvidas de forma analítica. Para obter soluções aproximadas desses problemas, é necessário utilizar métodos de discretização, onde o problema é dividido em pequenas partes, e cada uma dessas partes pode ser calculada, individualmente, de forma analítica. No entanto, para que a solução seja mais acurada, a discretização deve ser muito grande, sendo necessário agrupar todas as equações características de cada uma dessas partes em um sistema de equações, que por sua vez pode ser resolvido por um computador.

A aerodinâmica computacional (CFD) é utilizada tanto para escoamentos simples quanto complexos. Em muitos casos, devido à dificuldade em se desenvolver um fluxo de forma experimental, utiliza-se do CFD como alternativa para solucionar o problema, no entanto, quanto mais complexo o problema é, maior a quantidade de recursos computacionais necessários para se obter a solução. De forma geral,

a aerodinâmica computacional é utilizada em diversos setores da engenharia, como por exemplo a química, civil, mecânica (Figura 5) e aeronáutica.

Figura 5 – CFD de um carro de fórmula 1.



Fonte: (SRINIVAS, 2016)

Sabe-se que o CFD é capaz de facilitar diversos tipos de cálculos em relação às simulações experimentais. Um exemplo disso é o estudo da aerodinâmica de um carro em movimento, onde é difícil de representar a real física do objeto de estudo em um túnel de vento. Entretanto, os resultados numéricos provenientes das simulações são sempre aproximados (FERZIGER; PERIC, 2012), devido a erros numéricos e do uso de equações diferenciais que não representam adequadamente o fenômeno e algumas das causas para isso estão listadas abaixo.

No ramo da pesquisa e indústria, o CFD é amplamente utilizado principalmente através de duas visões diferentes: softwares comerciais, que em sua maioria são muito difíceis do usuário modificar os códigos internos, e os códigos *in house*, que são desenvolvidos pelos próprios usuários, através da implementação da equação de Navier-Stokes, dos modelos de discretização e dos métodos numéricos. Para a construção de um método de solução numérica, como o CFD, são necessários alguns pontos importantes, os quais estão explicitados abaixo.

2.3.1 Modelo Matemático

O modelo matemático é composto pelo conjunto de equações diferenciais parciais/integrais e condições de contorno. Ele possui diferenças em relação às equações e condições de contorno a medida que a física do problema se altera, como por exemplo fluido compressível ou incompressível, invíscido ou viscoso, turbulento ou laminar, etc.

As equações fundamentais da mecânica dos fluidos são regidas pelas equações de Navier Stokes, que compõem um sistema que engloba as equações da continuidade, quantidade de movimento e energia. A forma final da equação de Navier Stokes depende do tipo de escoamento que será estudado, no entanto, como esse trabalho será focado em um fluido incompressível, a formulação adotará algumas

simplificações, como por exemplo a desconsideração dos efeitos viscosos e térmicos. Por conta disso, a equação de Poisson é utilizada, uma vez que é necessário uma equação de acoplamento entre os campos de pressão e velocidade.

- Equação da continuidade:

$$\frac{\partial u_j}{\partial x_j} = 0 \quad (3)$$

- Equação da Quantidade de Movimento:

$$\frac{\partial u_i}{\partial t} + u_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x_j} \delta_{ij} + \nu \frac{\partial^2 u_i}{\partial x_j \partial x_j} \quad (4)$$

- Equação de Poisson:

$$\frac{1}{\rho} \frac{\partial^2 p}{\partial x_j \partial x_j} = -\frac{\partial}{\partial x_i} \left(u_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \quad (5)$$

2.3.2 Método de discretização

Os métodos de discretização são métodos de aproximação das equações diferenciais, escritas em um sistema de equações algébricas, por variáveis de algum conjunto discreto no espaço e tempo (FERZIGER; PERIC, 2012). Existem diferentes abordagens, sendo que a Diferença Finita (DF), Volume Finito (VF) e Elemento Finito (EF) são os mais famosos e utilizados. Cada método possui suas características e são mais recomendáveis para alguns problemas específicos, dessa forma, é necessário que a metodologia escolhida seja estudada antes, de modo a ser adequada ao problema que está sendo estudado. A Diferença Finita, por exemplo, é mais recomendada para malhas estruturadas, uma vez que se torna simples e efetiva, no entanto, a conservação não pode ser garantida a menos que alguns cuidados sejam tomados. Já para o Volume Finito, o domínio é subdividido em um número contínuo de volumes de controle (VC) onde a equação da conservação é aplicada para cada VC, e é aplicável a qualquer tipo de malha. Por fim, O método de elementos finitos é similar ao de Volumes Finitos, a diferir por uma equação de função peso multiplicada às equações antes de serem integradas sobre o domínio, no entanto, ele possui a vantagem de possuir habilidade de lidar com geometrias arbitrárias (FERZIGER; PERIC, 2012).

2.3.3 Sistemas de coordenadas

A escolha do sistema de coordenadas e da base de vetores influencia diretamente na forma de escrever as equações governantes, um exemplo disso é a equação da conservação. A escolha de qual sistema utilizar depende do fluxo alvo, e pode influenciar o método de discretização e o tipo de malha que deverá ser utilizada.

2.3.4 Malha

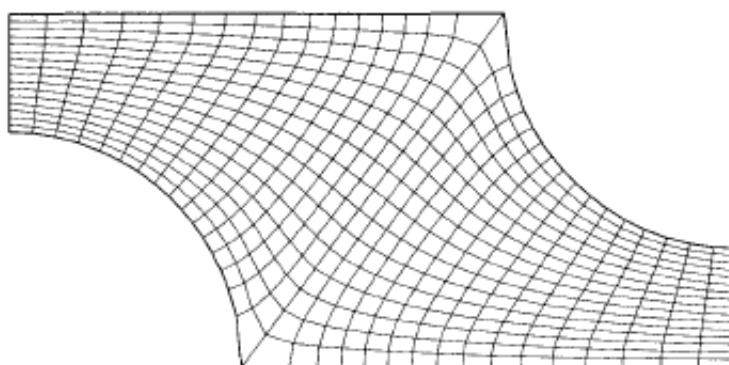
Após a determinação do sistema de coordenadas que será utilizado, busca-se a construção da geometria e confecção da malha. O conceito de malha é discretizar o domínio da simulação computacional

em um número finito de sub-domínios, onde será possível solucionar o problema proposto. Existem algumas opções de malhas que podem ser utilizadas, são elas:

- **Malha estruturada:** uma malha estruturada pode ser definida, de forma teórica, como sendo quando a aresta de todos os volumes de controle são linhas coordenadas e todos os volumes de controle possuem o mesmo número de faces. Em relação à região interna, é possível falar sobre a igualdade, em quantidade, de volumes vizinhos dado um volume qualquer do domínio. Algumas desvantagens dessa malha estão ligadas ao fato de poderem ser empregadas apenas para solução de problemas de domínios geométricos simples e a uma dificuldade em controlar a distribuição do número de pontos em determinadas regiões.

Uma alternativa para esse problema está na utilização de uma malha estruturada em blocos, podendo ser de três geometrias distintas: Malha H Figura 6, O e C. A malha H é chamada dessa forma pois, quando mapeada em formato retangular, ela possui os seus limites nortes, sul, lestes e oeste distintos. Já a malha O possui um conjunto de linhas da malha consideradas como "sem fim", onde é necessário realizar um corte artificial com objetivo de evitar possíveis problemas. Finalmente, a malha C, assim como a O, possui um corte em sua geometria onde seria possível "desembrulhar" a malha, no entanto, ela é mais utilizada para corpos afiados, sendo capazes de gerar uma malha com boa qualidade.

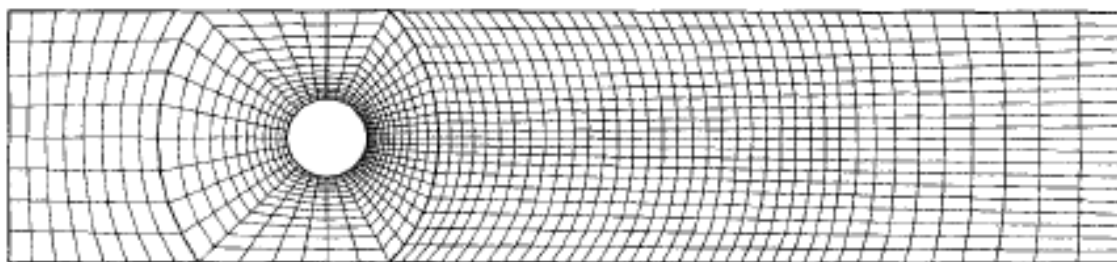
Figura 6 – Malha Estruturada tipo H.



Fonte: (FERZIGER; PERIC, 2012)

- **Malha estruturada em blocos:** este tipo de geometria para a malha favorece um maior controle sobre a discretização de áreas específicas, pois são definidos diferentes blocos dentro do domínio externo. De acordo com (FERZIGER; PERIC, 2012), em uma malha estruturada em blocos existem duas ou mais subdivisões do domínio, como pode ser visto na Figura 7.

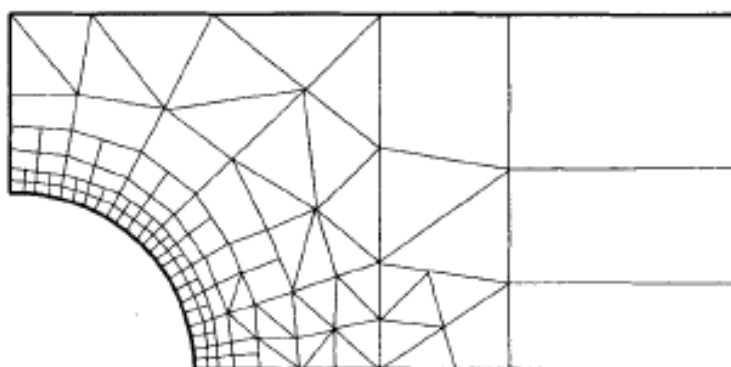
Figura 7 – Malha Estruturada em blocos.



Fonte: (FERZIGER; PERIC, 2012)

- Malha não estruturada: já para essa configuração, existe uma flexibilização da forma da malha, ou seja, ela consegue se adaptar de acordo com a geometria do problema. Normalmente, ela é utilizada em problemas com geometrias complexas. Os elementos do volume de controle podem ter qualquer formato, variando de triângulos a quadrados em problemas bidimensionais (Figura 8), e de tetraedros a hexaedros em problemas tridimensionais.

Figura 8 – Malha não estruturada.



Fonte: (FERZIGER; PERIC, 2012)

Para todos os tipos de malhas explicitadas acima há possibilidade de aplicação da metodologia de estiramento de malha. Esse método é capaz de modificar o tamanho da discretização de uma linha da malha de acordo com a direção, ou seja, é possível deixar regiões mais distantes do objeto de estudo com um refinamento de malha mais pobre, enquanto utiliza um grande refinamento/discretização para as regiões próximas ao objeto de estudo. Isso acaba sendo muito benéfico, uma vez que otimiza o custo e uso computacional para regiões que serão de maior interesse para a pesquisa. Um exemplo pode ser visualizado a partir das Figura 8 e Figura 16.

2.3.5 Aproximações finitas

É necessário escolher a aproximação finita que será utilizada a depender do método de discretização, uma vez que tal escolha influenciará na propagação de erros e consequentemente na acurácia da solução. Para o método de diferenças finitas, é necessário realizar aproximações para as derivadas nos pontos da malha. Já para o método dos volumes finitos, utiliza-se aproximações para as integrais de superfície

e de volume. Por fim, para o método dos elementos finitos, é necessário definir as funções peso e de forma.

Existem diferentes possibilidades de escolha entre as aproximações citadas acima. No entanto, é necessário se ater ao modelo, uma vez que a escolha da aproximação influencia na precisão da solução, na dificuldade de desenvolvimento do método, na dificuldade em debugar o código e até mesmo na velocidade de execução. Sendo assim, torna-se necessário realizar um estudo acerca do balanceamento entre simplicidade, facilidade de implementação, acurácia e eficiência computacional (FERZIGER; PERIC, 2012).

2.3.6 Método de solução

Assim como todos os tópicos abordados acima, o método de solução depende do tipo de problema que será tratado. Para fluídos transientes, métodos baseados nos problemas de valor inicial para equações diferenciais são usados. A cada passo de tempo, um problema elíptico tem de ser resolvido. Já os fluxos permanentes normalmente são resolvidos por um pseudo iteração temporal ou um esquema iterativo semelhante. Esses métodos utilizam linearização sucessivas das equações e o sistema linear resultante é solucionado a partir de técnicas iterativas (FERZIGER; PERIC, 2012).

2.3.7 Critério de convergência

Usualmente, existem dois níveis de iterações: internas e externas. A primeira delas lida com as soluções de equações lineares, e a segunda, com equações não lineares e acoplamentos entre as equações. Saber qual o critério de convergência de um processo iterativo é extremamente importante, uma vez que a precisão e eficiência estão diretamente relacionadas a ele. Esse tópico será abordado, explicando quais foram os critérios de convergência utilizados para a realização do trabalho, na sub-seção 4.1.4.

2.4 TURBULÊNCIA

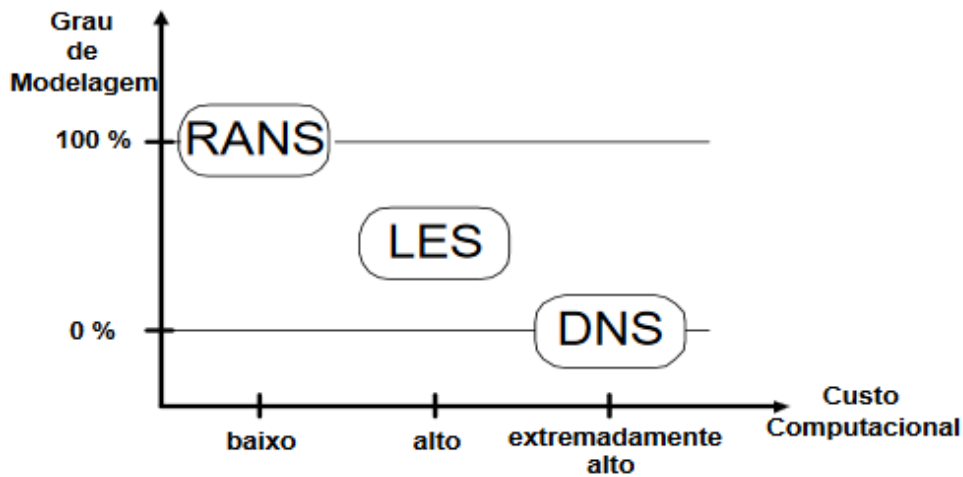
Existem diferentes abordagens para calcular e tratar a turbulência, elas são métodos de manipulação de equações que permitem simular as interações turbulentas sobre as características ou condições requeridas.

Existem três abordagens muito famosas e conhecidas, são elas:

- DNS (Direct Numerical Simulation): este tipo de modelagem utiliza cálculos de todas as escalas de comprimento de turbulência.
- RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes): modelagem que utiliza e se baseia nas média temporal das equações de Navier-Stokes.
- LES (Large Eddy Simulation): Modelagem que utiliza cálculos dos turbilhões de grandes escalas, com uma modelagem dos turbilhões de escala menor.

A partir de cada tipo de modelagem computacional, utiliza-se um nível e custo computacional diferente entre si. Visto isso, podemos comparar os modelos em seu custo computacional, como pode ser visto na Figura 9.

Figura 9 – Comparação entre os modelos de turbulência.



Fonte: (REZENDE, 2009)

2.4.1 Modelagem numérica tipo RANS

Tendo como base um custo computacional menor em comparação às simulações DNS (*Direct Numerical Simulation*) e LES (*Large Eddy Simulation*) e possuindo resultados próximos ao real (REZENDE, 2009), a simulação do tipo RANS foi a escolhida para este trabalho. As equações para valores médios são obtidos aplicando a decomposição de Reynolds nas equações de Navier-Stokes. Esse tipo de decomposição das propriedades do escoamento faz-se de:

$$\Phi = \bar{\Phi} + \Phi' \quad (6)$$

Em que Φ é a variável escolhida para realizar a decomposição, como por exemplo velocidade ou pressão, $\bar{\Phi}$ representa o termo médio da variável e Φ' retrata o termo flutuante da variável. Para o termo médio, define-se:

$$\bar{\Phi} = \frac{1}{\Delta t} \int_{\Delta t} \Phi dt \quad (7)$$

A decomposição de Reynolds pode ser observada pela Figura 4, a qual a variável em questão é a velocidade, decomposta em um termo médio e um termo transiente/flutuante.

Além disso, esse tipo de modelagem utiliza um termo chamado de “Tensor de Reynolds”, que representa a influência das flutuações turbulentas no fluxo médio. Esse termo diferencia essas equações das de Navier-Stokes. A partir da modelagem matemática por dentro do método, encontra-se, muitas vezes, um empecilho: mais variáveis que equações, ou, seja, um problema indeterminado. Por conta disso, algumas aproximações devem ser feitas e a partir delas são nomeados métodos para o tipo de modelagem escolhida. Vale destacar o fato de que, dentre tais métodos, ao longo dos anos, variações e

melhorias foram sendo realizadas e publicadas, portanto é comum encontrar inúmeros modelos com variações entre os que serão listados abaixo:

Tabela 1 – Modelos de Turbulência.

Modelo de Turbulência	0 Equações	1 Equação	2 Equações	3 Equações
Equação de Prandtl	X			
Baldwin Barth		X		
Spalart Allmaras		X		
K - ϵ			X	
K - ϵ Realizable			X	
K - ϵ RNG			X	
K - ω wilcox's			X	
K - ω BSL			X	
K - ω SST			X	
K - ϵ cúbico			X	
EARSM				X
v2f				X

fonte: Produção do próprio autor

Através de um estudo prévio acerca dos modelos mencionados acima, dois deles foram pré-selecionados de acordo com sua maior aplicabilidade para objetivos semelhantes aos pretendidos neste trabalho. O modelo $k\omega$ possui um tratamento próximo à parede (MENTER; KUNTZ; LANGTRY, 2003), o que lhe confere melhores resultados para tal região, algo pretendido em razão do monitoramento da camada limite do aerofólio. Já o Spalart-Allmaras possui uma abordagem mista, ou seja, ele não necessita de um grande refinamento para a região próxima à parede, já que não possui um tratamento específico para tal região (SPALART; ALLMARAS, 1992).

2.4.2 Spalart Allmaras

Este é um modelo de turbulência desenvolvido por SPALART; ALLMARAS em 1992. A metodologia utilizada se baseia na obtenção da viscosidade turbulenta a partir de uma equação, como mostrado na Tabela 1. O termo de viscosidade turbulenta pode ser calculado pela equação 8.

$$\nu_t = \frac{\overline{u'v'}}{du/dy} \quad (8)$$

Na metodologia definida por (ALLMARAS; JOHNSON, 2012), pode-se separar a física em três termos, os quais são difusão, produção e destruição na parede:

$$\frac{D\nu_t}{Dt} = Diffusion + Production - WallDestruction \quad (9)$$

Deste modo, definiu-se os termos acima como:

- Termo de difusão:

$$\frac{1}{\sigma} [\nabla \cdot (\nu_t \nabla \nu_t) + c_{b2} (\nabla \nu_t)^2] \quad (10)$$

- Termo de produção:

$$c_{b1} \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij}} \nu_t, \Omega_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \quad (11)$$

- Termo de destruição na parede:

$$c_{\omega 1} f_{\omega} \left(\frac{\nu_t}{d} \right)^2 \quad (12)$$

Em que d é a distância da parede; $c_{\omega 1}$ uma constante empírica e f_{ω} a função de controle.

Para definir as constantes e a função de controle, foram realizados experimentos e simulações para a validação do método. Desta forma, os resultados obtidos e retratados em (ALLMARAS; JOHNSON, 2012) foram:

$$\sigma = 2/3 \quad c_{b1} = 0.1355 \quad c_{b2} = 0.6220 \quad (1 + c_{b2})/\sigma \approx 2.4$$

Para a função de controle:

$$f_{\omega}(r) = g \left[\frac{1 + c_{\omega 3}^6}{g^6 + c_{\omega 3}^6} \right]^{1/6} \quad (13)$$

Em que:

$$g = r + c_{\omega 2}(r^6 - r) \quad (14)$$

$$c_{\omega 1} = c_{b1}/k^2 + (1 + c_{b2})/\sigma \quad (15)$$

$$l \equiv \sqrt{\nu/S} \quad (16)$$

$$S = u_t/(kd) \quad (17)$$

$$v_t = u_t kd \quad (18)$$

$$r \equiv \frac{\nu_t}{S k^2 d^2} \quad (19)$$

Portanto, a forma final do modelo Spalart Allmaras é:

$$\frac{D\tilde{\nu}}{Dt} = c_{b1} \tilde{S} \tilde{\nu} + \frac{1}{\sigma} \left[\nabla \cdot ((\nu + \tilde{\nu}) \nabla \tilde{\nu} + c_{b2} (\nabla \tilde{\nu})^2) \right] - c_{\omega 1} f_{\omega} \left[\frac{\tilde{\nu}}{d} \right]^2 \quad (20)$$

Destaca-se aqui que o modelo Spalart-Allmaras se tornou um dos mais utilizados no âmbito do CFD, sendo aplicável principalmente na indústria aeronáutica, visto sua facilidade de implementação, menor custo computacional e obtenção de resultados satisfatórios e condizentes com o que a indústria necessita.

2.4.3 $k\omega$ -SST

Um dos principais motivos para o desenvolvimento do modelo em questão foi buscar a acuracidade em certos objetivos de análise do escoamento estudado. Entre eles se destaca a necessidade de obter um bom resultado sobre um gradiente de pressão adverso forte e também sobre a separação do escoamento (MENTER; KUNTZ; LANGTRY, 2003). Com o passar dos anos, pesquisadores notaram consecutivas falhas do modelo $k-\epsilon$ (JONES; LAUNDER, 1972), primariamente desenvolvido e utilizado, em capturar tais comportamentos, em especial na predição da separação da camada limite. Já com o modelo $k-\omega$ (MENTER, 1993), verificaram uma maior precisão em camadas próximas à parede e boa representatividade quanto à gradientes de pressão moderados. No entanto, encontraram falhas para separações induzidas por pressão e o modelo possuía uma grande sensibilidade na região de escoamento livre. Portanto, pesquisadores do mundo inteiro estudaram meios de obter um modelo que levasse em conta as características positivas comuns aos que os modelos $k-\epsilon$ e $k-\omega$ apresentam.

Sendo assim, foram desenvolvidos os modelos $k-\omega$ BSL e o $k-\omega$ SST (MENTER, 1994). Ambos foram formulados a partir de funções de mesclagem, que combinaram o comportamento da região interna da camada limite do modelo $k-\omega$ e o comportamento da região externa e do escoamento livre do $k-\epsilon$. Abaixo, pode-se observar a formulação matemática deste modelo.

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_i k)}{\partial x_i} = \widetilde{P}_k - \beta^* \rho k \omega + \frac{\partial}{\partial x_i} [(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_i}] + \frac{\partial \rho \omega}{\partial t} + \frac{\partial \rho U_i \omega}{\partial x_i} \quad (21)$$

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_i k)}{\partial x_i} = \alpha \rho S^2 - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_i} [(\mu + \sigma_w \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_i}] + 2(1 - F_1) \rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \quad (22)$$

Onde a função F_1 é definida como:

$$F_1 = \tanh \left\{ \left\{ \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega} \right), \frac{4\rho \sigma_{\omega 2} k}{CD_{k\omega} y^2} \right] \right\}^4 \right\} \quad (23)$$

sendo y a distância mais próxima à parede e $CD_{k\omega}$:

$$CD_{k\omega} = \max \left(2\rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i}, 10^{-10} \right) \quad (24)$$

O valor de F_1 varia de 0, longe da superfície até 1, dentro da camada limite (MENTER, 1994).

Já para a equação da viscosidade turbulenta, formula-se como:

$$\nu_t = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega, SF_2)} \quad (25)$$

Sendo S a taxa de deformação e F_2 a segunda função de mesclagem, dada por:

$$F_2 = \tanh \left\{ \left[\max \left(\frac{2\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega} \right) \right]^2 \right\} \quad (26)$$

O valor das constantes que devem ser utilizadas são computadas a partir da mistura das constantes

dos modelos $k-\epsilon$ e $k-\omega$. Os valores comparativos entre os dois modelos desenvolvidos, citados acima, estão representados na Tabela 2.

Tabela 2 – Constantes - Modelos de Turbulência.

Constantes	β^*	β_1	β_2	α_1	α_2	σ_{k1}	σ_{k2}	$\sigma_{\omega 1}$	$\sigma_{\omega 2}$
BSL	0.09	0.0750	0.0828	-	-	0.5	1	0.5	0.856
SST	0.09	0.0750	0.0828	0.555	0.44	0.85	1	0.5	0.856

fonte: Produção do Próprio Autor.

2.5 CONTROLE SOBRE O ESCOAMENTO

O controle sobre o escoamento moderno exerce influência em todas as grandes área da engenharia aeronáutica, alguns exemplos são: performance aerodinâmica, fluxos internos dos sistemas propulsivos, instabilidades de combustão, transição e gerenciamento de turbulência. A história do controle de escoamento está diretamente ligada à história das teoria da camada limite e de estabilidade.

Inicialmente, as primeiras ideias sobre como controlar um escoamento se deram no período do renascimento, a partir de engenheiros como Leonardo Da Vinci, que elaboravam esquemas de captação e construção de rotas para fornecer água de córregos e reservatórios às fontes e moinhos. Mesmo pequenas teorias aparecendo após a publicação de "Principia Mathematica", de Isaac Newton, os engenheiros da época utilizavam, prioritária e majoritariamente, experiências, intuições e abordagens empíricas para a resolução dos problemas ligados à esse tema.

Essa situação acabou mudando um pouco de aspecto a partir da fundamentação teórica de fluxos ideais, proposta por Daniel Bernoulli e seu estudante Leonhard Euler no século XVIII. Com o entendimento acerca do comportamento de fluxos invíscidos, foi possível conectar características dos fluxos em movimento, como pressão, energia cinética e potencial, o que, consequentemente, possibilitou aprender a prever forças, pressões e velocidades. Apesar dos avanços realizados nesse período, não possuir conhecimento dos efeitos viscosos, e dessa forma não conseguir prever quando ocorrerá as separação do fluxo, provocava desconforto perante os estudiosos da época.

Conhecida como Era Empírica por Gad-el-Hak (HAK, 1996), o período descrito foi muito produtivo, mesmo sem possuírem conhecimento sobre os efeitos de fluxos viscosos. Os mecanismos de sustentação, arrasto e separação do fluido ainda não eram totalmente conhecidos, entretanto, algumas melhorias de performance foram obtidas a partir de mudanças na geometria do objeto, seja adicionando elementos externos à ele ou até mesmo criando ranhuras ou deformações, o que seria conhecido, futuramente, como controle passivo (JOSLIN; MILLER, 2009). Um exemplo dessa metodologia de controle sobre o escoamento, proveniente de experimentos, foi obtido em 1880, onde foi observado que a bola de golfe viajava mais longe se sua superfície possuísse ranhuras ou asperezas. Tal padrão geométrico é utilizado até hoje, no entanto, muitos estudos foram realizados sobre otimizações acerca desses padrões, com o intuito de melhor compreender e melhorar ainda mais os resultados obtidos nos séculos passados.

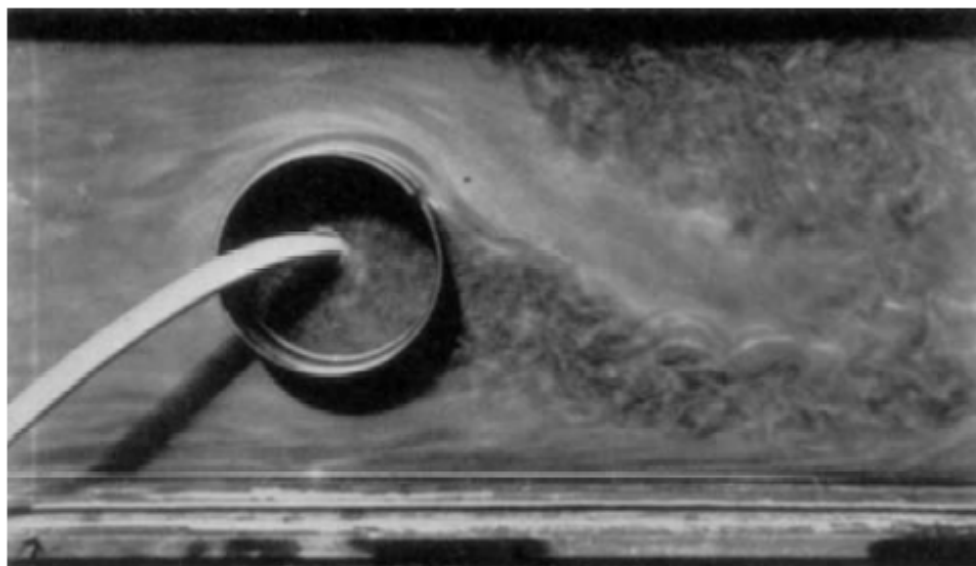
O desenvolvimento da teoria da camada limite por Prandtl ocorreu simultaneamente à criação do avião, isto é, um ano após ao primeiro voo dos irmãos Wright, em 1903. Inicialmente, a motivação de Prandtl não tinha nada a ver com o tema aeronáutico, mas sim em propor respostas em relação aos

temas de predição de arrasto e perdas associadas a fluxos viscosos. Foi a partir do desenvolvimento dessa teoria que a ciência do controle de fluxo teve origem, e durante cerca de duas décadas depois o ramo da aeronáutica exploraria a utilização de controle da camada limite (Boundary-Layer Control - BLC) para adiar a separação do escoamento e otimizar a sustentação da aeronave. Consequentemente à intensificação do estudo sobre controle de fluxos e às novas descobertas no campo, na década de 70 a abordagem do controle foi modificado da BLC para controles das instabilidades e níveis de turbulência, a partir de meios passivos ou ativos.

2.5.1 Controle de Camada Limite (Boundary-Layer Control - BLC)

Prandtl, considerado como o responsável pelo início do estudo sobre controle de fluxos, propôs a teoria da camada limite. A partir de um estudo com aplicação de uma sucção constante sobre um cilindro, representado na figura Figura 10, Prandtl obteve a remoção da camada limite das paredes dos difusores, o que melhorou a performance do objeto.

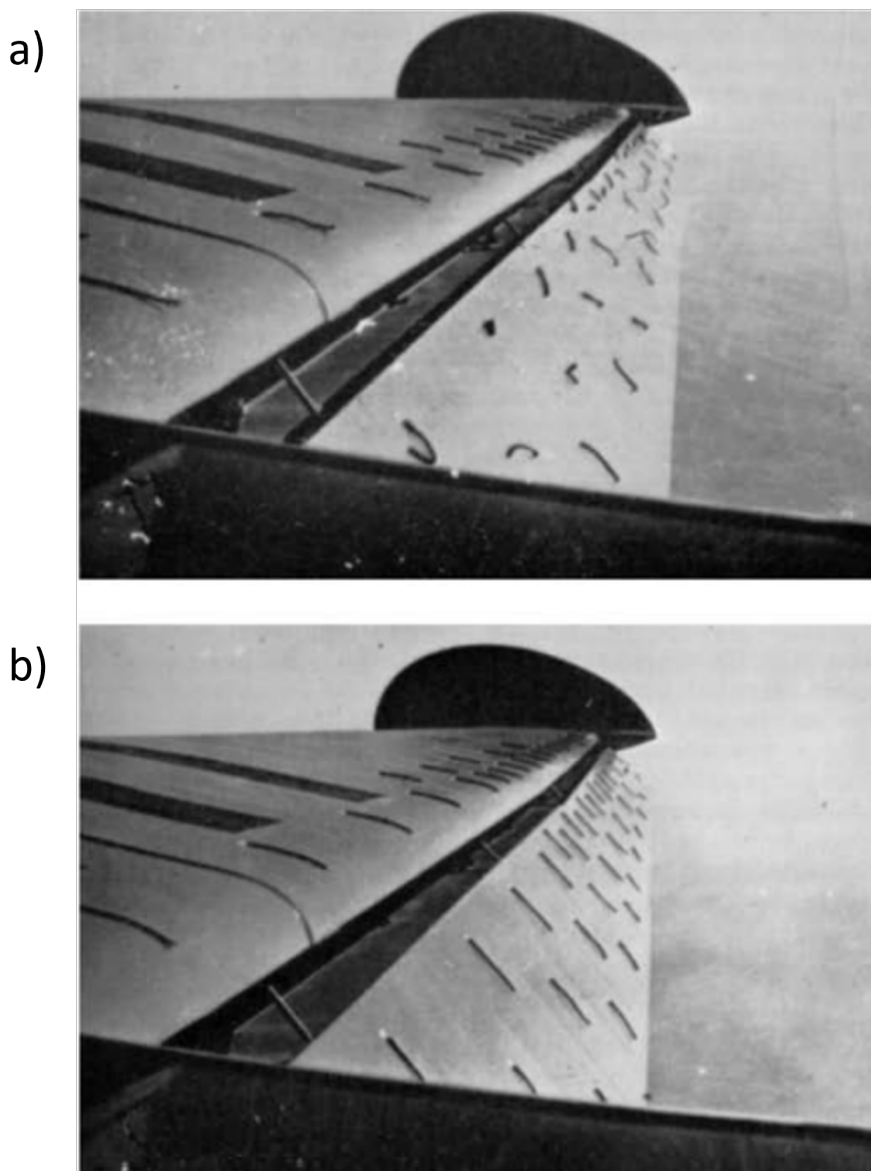
Figura 10 – Utilização da sucção como forma de controle de fluxo sobre um cilindro.



Fonte: (JOSLIN; MILLER, 2009)

Outras formas de BLC foram desenvolvidas pela engenharia aeronáutica ao longo dos anos subsequentes. Um exemplo foi a utilização de jatos de ar a partir de fendas na asa como um dispositivo de aumento de sustentação. Experimentalmente, essa teoria foi testada em 1929 e obteve um incremento de eficiência aerodinâmica (L/D) de 151% para um aerofólio bidimensional.

Figura 11 – Aeronave utilizando o método de sucção para recolar o escoamento da asa: a) superfície de controle, com tufts, exibindo o fluxo separado. b) flape utilizando a metodologia BLC, a partir de sucção, e exibindo o fluxo recolado.



Fonte: (JOSLIN; MILLER, 2009)

Seguindo o ritmo evolutivo no setor aeronáutico provocado pela segunda guerra mundial, o movimento em prol do aumento da velocidade nos veículos aéreos levou à escolha de perfis aerodinâmicos mais finos e menores áreas. Entretanto, tais modificações impactam diretamente nas condições de estol (perca de sustentação provocada pela separação do escoamento da asa), um tema sobre o qual ainda não se tinha um conhecimento tão profundo. A partir disso, entre 1940 e 1950, a NACA (*National Advisory Committee Aeronautics*) intensificou o estudo sobre os fenômenos de estol, que até então eram usualmente conciliados à separação do escoamento perto do bordo de ataque do aerofólio. Uma pesquisa em específico, desenvolvida por MCCULLOUGH; GAULT (1949), realizou o estudo aplicando uma sucção distribuída ao longo do bordo de ataque do aerofólio, com o propósito de controlar a separação, atualmente conhecida como bolha de separação laminar. Ainda, diversos outros estudos foram desenvolvidos, como o realizado por NUBER; JR (1948), que descobriu que o melhor ponto

para sucção se dava nos primeiros 4,5% da corda aerodinâmica, obtendo uma melhoria de 25% em relação a estudos realizados em túneis de vento com sucção distribuída.

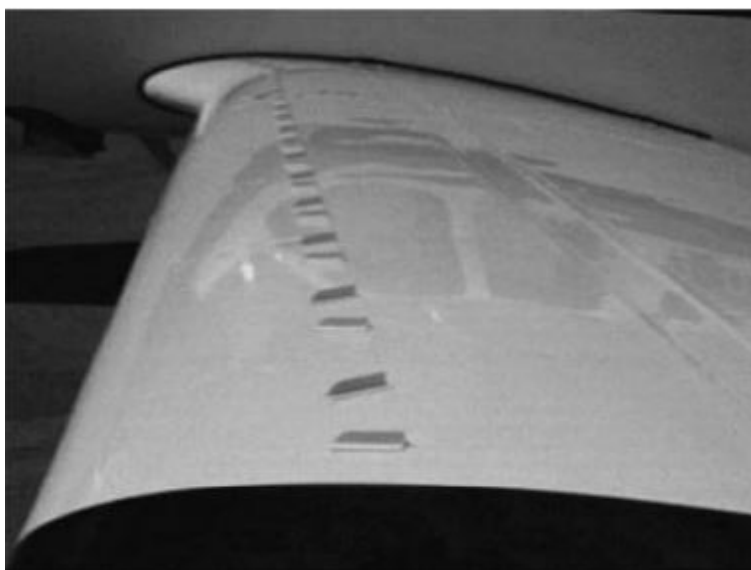
As bolhas de separação laminar de baixo número de Reynolds estão presentes em muitos escoamentos, e portanto, o trabalho possui ampla relevância prática ao mesmo tempo em que aborda claramente questões teóricas relacionadas aos mecanismos primários e secundários de instabilidade autoexcitada em tais escoamentos. Uma grande parte da literatura no tópico, especialmente os trabalhos experimentais ou baseados apenas em simulação numérica, partem da ideia de que os processos de instabilidade e transição para turbulência em bolhas de separação estão completamente dominados pela amplificação de perturbações do campo fluido externas à bolha em si. No entanto, os resultados apresentados concluem a existência de uma sequência de instabilidades e bifurcações do escoamento que são completamente autoexcitadas pelo escoamento (RODRÍGUEZ; GENNARO; SOUZA, 2021).

2.5.2 Controle Passivo do escoamento

A metodologia de controle passivo é amplamente utilizada na indústria aeronáutica, muito por conta do custo benefício resultante, além da facilidade de manutenção (JOSLIN; MILLER, 2009). A teoria de controle passivo de escoamento propõe o controle de fluxo sobre um objeto a partir das mudanças geométricas realizadas no próprio objeto. Alguns dispositivos com esse propósito são:

- Geradores de vórtex: posicionado no bordo de ataque da asa, como visto na Figura 12, é utilizado para reduzir as velocidades de estol.
- Spoilers: localizado no bordo de ataque das aeronaves, responsável por suprimir tonais ressonantes.
- Riblets: localizados nas superfícies das asa e com o objetivo de reduzir o arrasto parasita.

Figura 12 – Vortex generators posicionados sobre a superfície da asa de uma aeronave.



Fonte: (JOSLIN; MILLER, 2009)

2.5.3 Controle ativo do escoamento

O princípio do controle ativo de um escoamento se dá a partir da inserção de energia através de um atuador. Essa fonte de energia pode originar energias distintas, como por exemplo térmica e sonora. Quando comparado ao controle passivo, pode-se destacar alguns pontos positivos e negativos. De forma positiva, o controle ativo possibilita adaptações de acordo com as características do escoamento, além de ser possível desativá-lo se necessário (YEH; TAIRA, 2019). Em contrapartida, o controle ativo é de mais difícil implantação e entendimento.

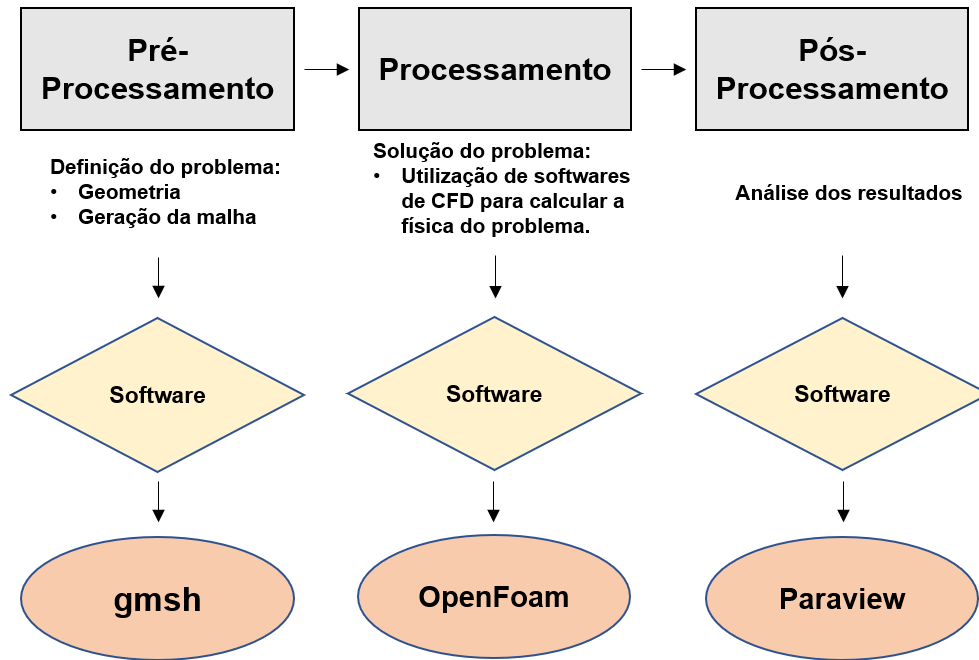
Os precursores para controle de fluxo por excitação foram (SCHUBAUER; SKRAMSTAD, 1947), que introduziram perturbações em uma camada limite laminar como forma de desencadear uma instabilidade conhecida, no caso, para iniciar ondas Tollmien-Schlichting (TS). Esta técnica inovadora foi muito importante para o desenvolvimento do estudo da estabilidade do fluxo, mas também foi considerada, por (MANGIAROTTY, 1989) e (MEIER; MAIER; ZHOU, 1991) como uma ferramenta para controlar a separação e transição laminar.

Como as perturbações periódicas desencadeiam uma transição prematura para a turbulência e um fluxo turbulento é menos suscetível à separação, a separação de um escoamento pode ser adiada pelo início da transição do mesmo. O som foi inicialmente usado para demonstrar essas ideias em aerofólios em números de Reynolds baixos (COLLINS; ZELENVITZ, 1975). No entanto, ao longo dos anos outras metodologias foram desenvolvidas, como a utilização de jatos sintéticos (DONOVAN; KRAL; CARY, 1998), atuadores térmicos (YEH; TAIRA, 2019), entre outros.

3 PROCEDIMENTO EXPERIMENTAL

Para a realização das simulações propostas nesse trabalho, foi desenhado um fluxo lógico sobre as etapas, descrevendo o objetivo, a metodologia e a visão global. Ela pode ser dividida em três etapas: Pré processamento, Processamento/Simulação e Pós Processamento. Uma representação visual do fluxo pode ser visualizado na Figura 13.

Figura 13 – Metodologia de simulação.



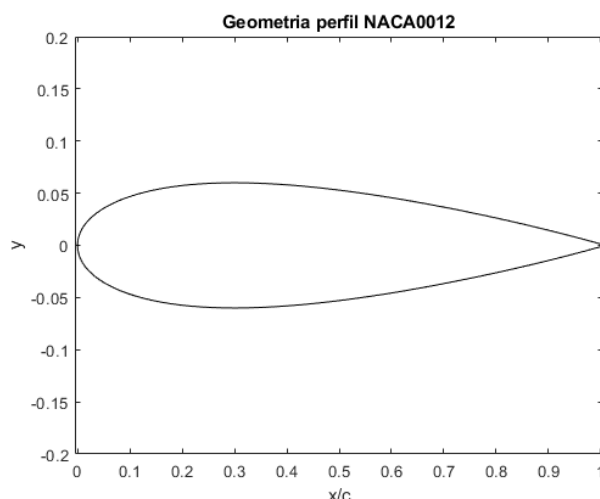
Fonte: Produção do próprio autor

Sendo assim, como mostrado anteriormente, os softwares escolhidos foram, respectivamente à ordem da Figura 13, gmsH (geração da geometria e da malha do problema, (GEUZAIN; REMACLE, 2009)), OpenFoam (utilizado nas simulações CFD, (GREENSHIELDS, 2015)) e Paraview (Pós processamento, (SQUILLACOTE et al., 2007)). Todos os programas computacionais listados são, não por casualidade, softwares open-source. Portanto, além de serem gratuitos, todos estes possuem um mercado muito grande no âmbito da simulação computacional, possuindo, dessa forma, muitos fóruns e guias de utilização que favorecem o aprendizado.

3.1 PRÉ-PROCESSAMENTO

Para o desenvolvimento deste trabalho, decidiu-se implementar um aerofólio que fosse utilizado em uma grande variedade de pesquisas, possibilitando realizar comparações e validar os resultados obtidos. Sendo assim, pensou-se a priori nos perfis NACA 4 dígitos, uma vez que são aerofólios antigos e bem conhecidos. Dessa forma, visando facilitar o cálculo e as simulações, foi escolhido o perfil NACA 0012, um perfil simétrico. A geometria do perfil pode ser visualizada na Figura 14:

Figura 14 – Perfil NACA 0012.

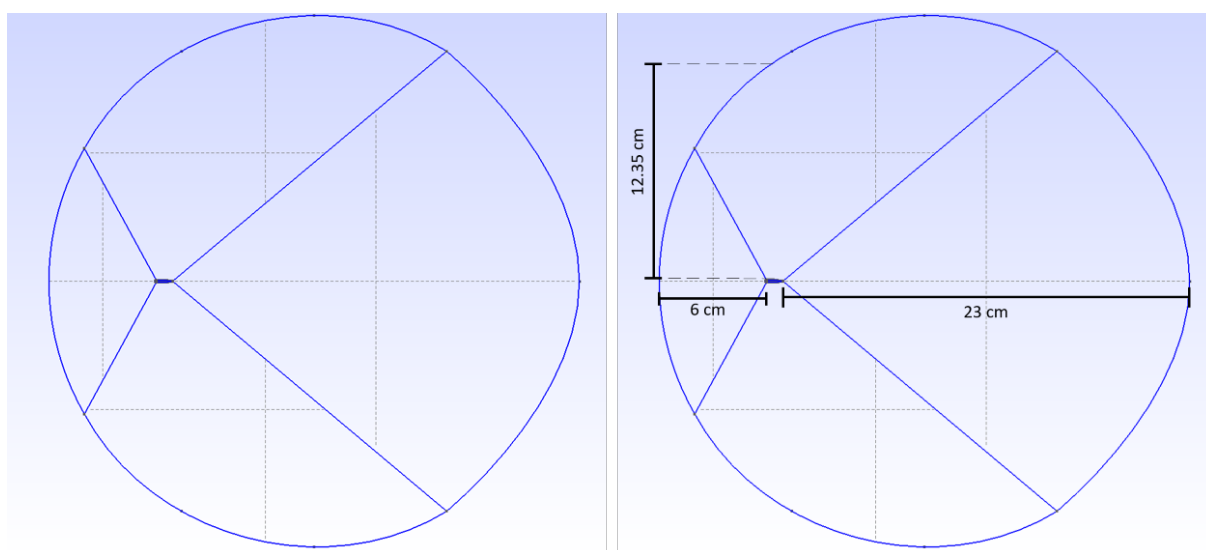


Fonte: Produção do próprio autor

O modelo computacional foi construído, como mencionado anteriormente, a partir do software de modelagem de malha open-source "gmsh". As dimensões do aerofólio utilizado são provenientes da formulação publicada pela NACA (*National Advisory Committee for Aeronautics*) na década de 30, e que é dependente da espessura e do arqueamento do aerofólio. Para os aerofólios 4 dígitos, por exemplo, a curvatura corresponde aos dois primeiros números da série, e a espessura aos dois últimos. Dessa forma, o perfil aerodinâmico NACA 0012 não possui arqueamento, sendo portanto um perfil simétrico, e possui curvatura de 12% do valor da corda.

Para a criação do modelo, é necessário, além do objeto de estudo, um domínio computacional em seu entorno. Este domínio será o espaço no qual o escoamento definido na simulação, nesse caso ar, será inserido e escoará sobre o aerofólio. A geometria escolhida para o modelo/domínio foi a malha "O", visto a facilidade de implementação no software utilizado. A geometria final do modelo com as dimensões propostas está ilustrada na Figura 15.

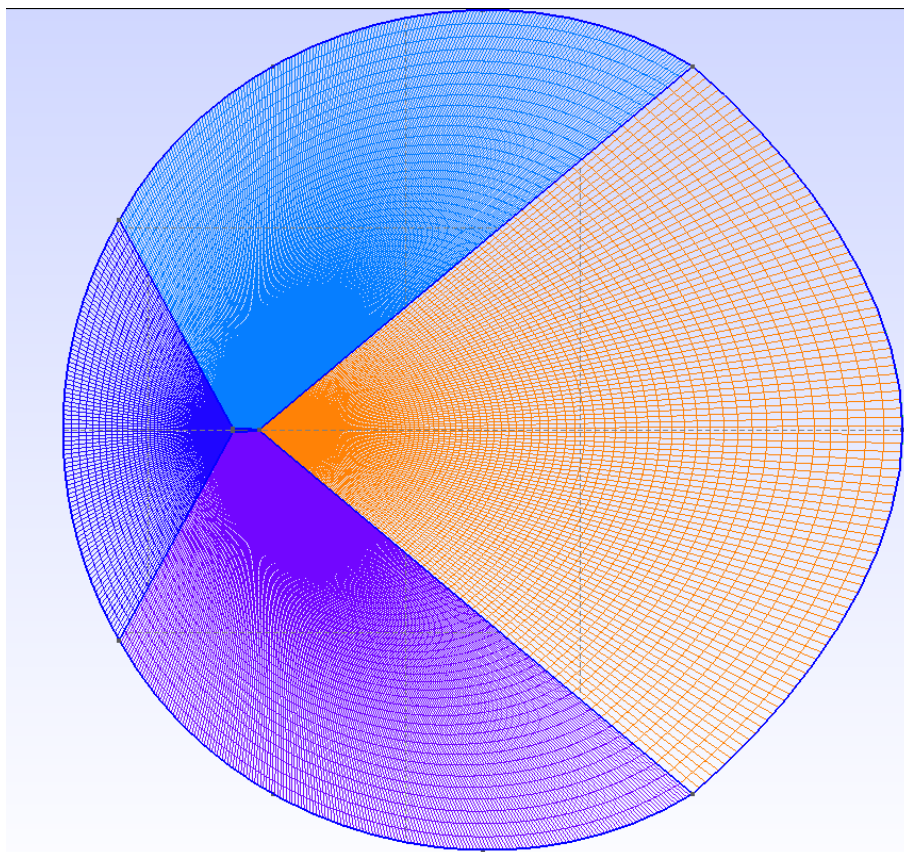
Figura 15 – Geometria do modelo.



Fonte: Produção do próprio autor

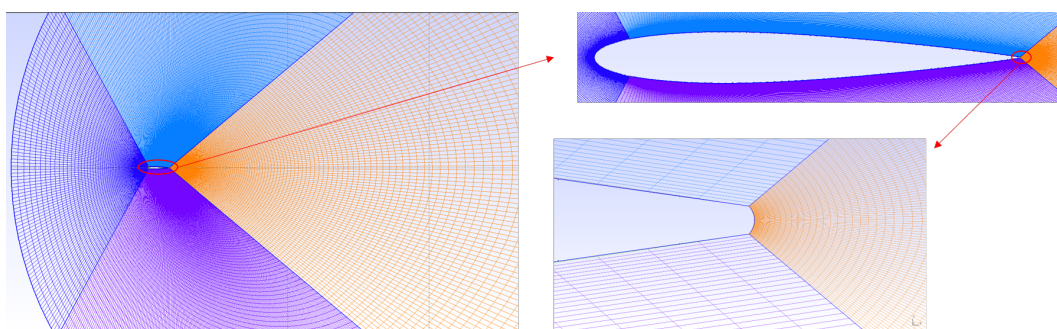
A partir da elaboração da geometria, optou-se pela construção de uma malha estruturada, além de utilizar o método de estiramento (a malha possui um comprimento maior na região mais externa ao objeto e vai comprimindo a medida que se aproxima do aerofólio), dado que otimiza a simulação, uma vez que as regiões mais discretizadas e, conseqüentemente pesadas, acabam se concentrando na região de maior interesse. A forma final da malha obtida pode ser visualizada pelas Figura 16 e Figura 17.

Figura 16 – Modelo final.



Fonte: Produção do próprio autor

Figura 17 – Modelo final, vistas ampliadas.



Fonte: Produção do próprio autor

Para validação da malha construída, foi feito um estudo de convergência de malha, ou seja, um estudo de sensibilidade cujo objetivo é investigar até que ponto o refinamento de uma malha se torna irrelevante para o resultado calculado. Em vista disso, construiu-se três malhas com discretizações diferentes, ou seja, quantidades de pontos e células distintas entre si, no entanto, utilizando o mesmo

tipo de malha (O), com a mesma metodologia de estiramento de malha. A Tabela 3 mostra os valores dos números de nós e células para cada uma das malhas elaborada.

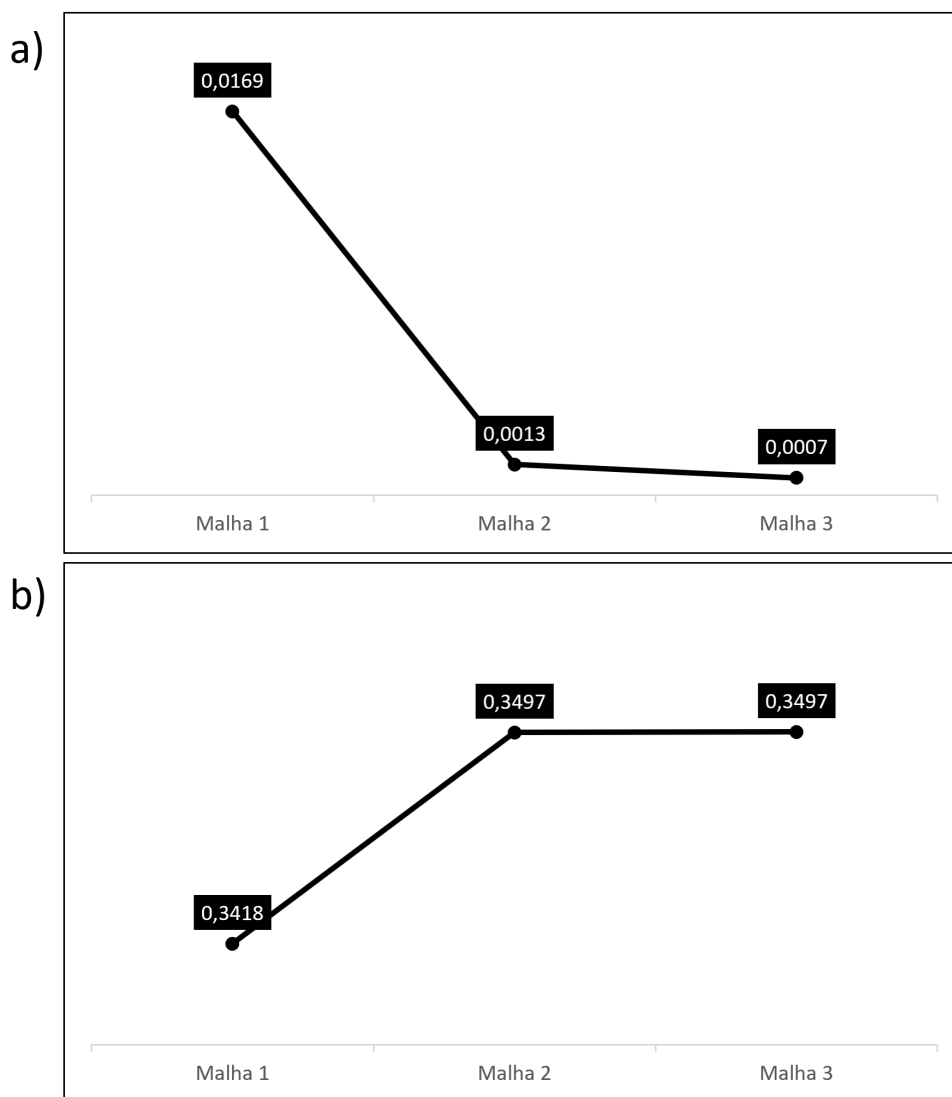
Tabela 3 – Malhas utilizadas para estudo de convergência.

Nome da Malha	Número de nós	Número de células
Malha 1	80k	40k
Malha 2	170k	85k
Malha 3	250k	125k

Fonte: Produção do próprio autor

Para a comparação do resultado obtido para as diferentes malhas, plotou-se o valor do coeficiente de sustentação para dois ângulos de ataques distintos (0° e 4°), a fim de obter mais dados comparativos e definir a malha utilizada.

Figura 18 – Convergência de malha: a) C_l para $AoA = 0^\circ$ b) C_l para $AoA = 4^\circ$.



Fonte: Produção do próprio autor

Percebe-se, a partir da Figura 18, que as malhas 2 e 3 já não possuem distinções muito elevadas, o que assegura a utilização terceira.

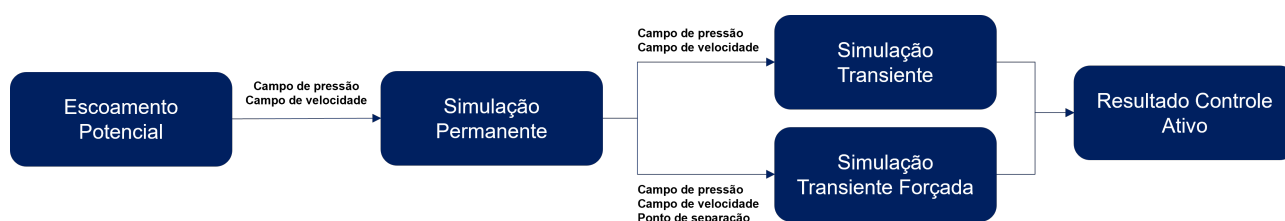
3.2 PROCESSAMENTO

3.2.1 Metodologia

A metodologia de resolução do problema adotada foi baseada no sistema de feedback de resultados de simulações iniciais. Inicialmente, simulou-se o escoamento potencial sobre o objeto de estudo e a partir do resultado obtido, a simulação permanente era alimentada pelo outputs recebidos, a fim de otimizar o tempo de simulação. Os resultados provenientes da simulação permanente serviram para obtenção do ponto de separação do escoamento, além de fornecer os campos de pressão e velocidade, já convergidos, como parâmetros de entrada para a simulação transiente.

Para essa última etapa realizam-se duas simulações variáveis no tempo. A primeira delas não possui nenhum tipo de perturbação, e tem como objetivo servir de referência para comparação dos resultados posteriormente obtidos. Para a simulação perturbada, a qual possui uma perturbação inserida a partir de uma condição de contorno variável, foi necessário construir uma nova malha, onde uma seção do aerofólio, anterior ao ponto de separação do escoamento, seria o local de inserção da perturbação, como forma de realizar um controle ativo do escoamento em questão. Visualmente, o fluxo da metodologia de processamento está ilustrado na Figura 19.

Figura 19 – Metodologia da etapa de processamento.

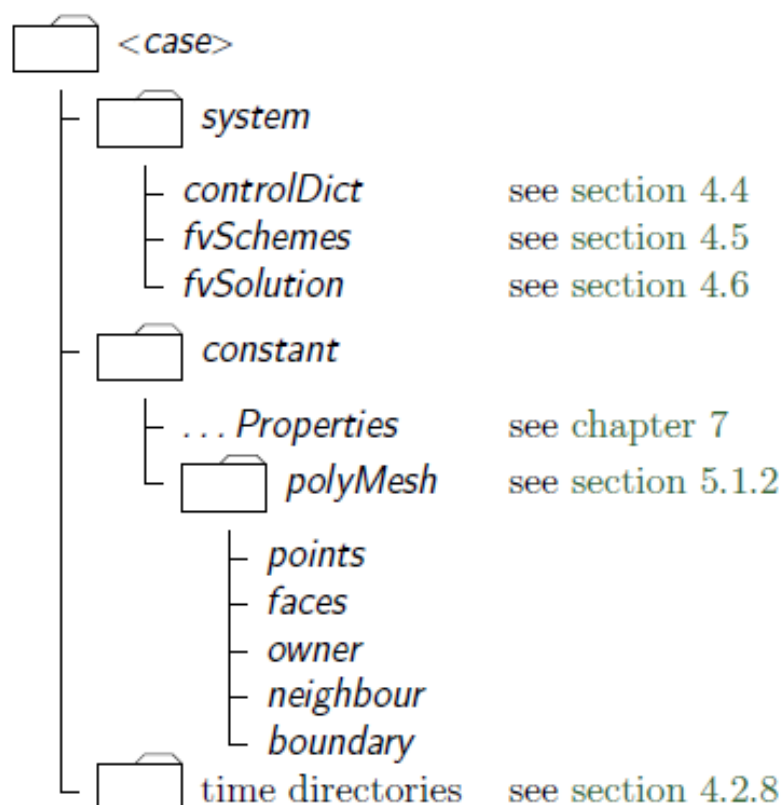


Fonte: Produção do próprio autor

3.2.2 Ambiente

Para todas as etapas de simulação mostrada na Figura 19, foi utilizado o software OpenFoam, que possui dezenas de solvers diferentes, desde CFD até simulação térmica, mecânica e química, além de diversos esquemas numéricos e de controle de algoritmo. Através da Figura 20 pode-se visualizar a estruturação das pastas para uma simulação em OpenFOAM.

Figura 20 – Estrutura das pastas de uma simulação em OpenFOAM.



Fonte: (GREENSHIELDS, 2015)

O diretório *system* é responsável por armazenar todas as informações sobre os procedimentos da solução. Ele contém, no mínimo, três pastas: *controlDict*: se encontram os parâmetros de controle para simulação (tempo de início e parada, passo de tempo, parâmetros/funções de output), *fvSchemes* (Tabela 4): responsável pelos esquemas numéricos e *fvSolution* (Tabela 5): contém os *solvers* que serão utilizados, além dos critérios de convergência e alguns controles do algoritmo. Os solvers *boundaryFoam*, *sprayFoam* e *XiFoam* não foram inseridos na Tabela 5 por motivos de usabilidade entre os usuários do software.

O diretório *constant* possui, na pasta *polyMesh*, toda a informação da malha, e todas as especificações físicas da aplicação estudada podem ser encontrada na pasta *transportProperties*, onde são definidas algumas características do escoamento, como densidade e viscosidade cinemáticas e se o escoamento será laminar ou turbulento. Para as duas primeiras características citadas, decidiu-se manter unidades unitárias tanto de velocidade quanto de densidade, como forma de facilitar os cálculos de forças e condições iniciais/de contorno. Dessa forma, uma vez que o número de Reynolds almejado era de 1×10^5 a partir da Equação 1 foi possível calcular o valor da viscosidade cinemática.

- $U_{\infty} = 1 \text{ m/s}$
- $\rho = 1 \text{ kg/m}^3$
- $\nu = 1 \text{e-}5 \text{ m}^2/\text{s}$

Os *time directories* são os diretórios que possuem os dados dos campos internos do escoamento para condições específicas, que podem ser condições iniciais e de contorno, responsáveis por definir o problema, ou os resultados escritos pelo próprio software.

Tabela 4 – Campos de preenchimento descritos na pasta *fvSchemes*, dentro do diretório *system*.

Palavra chave	Categoria matemática dos termos
interpolationSchemes	Valor das interpolações ponto a ponto
snGradSchemes	Componente do gradiente normal à face de uma célula
gradSchemes	Gradiente
divSchemes	Divergente
laplacianSchemes	Laplaciano
timeScheme	Primeira e segunda derivadas no tempo
fluxRequired	Campos que requerem a geração de um fluxo

fonte: (GREENSHIELDS, 2015)

Tabela 5 – *Solvers* disponíveis no *OpenFOAM*.

Solver	fvOptions	Multi-região	Malha dinâmica	Partículas	Multi-fase	Combustão	Flutuabilidade	Transferência de calor	Turbulência	Compressível	Transiente
buoyantPimpleFoam	X						X	X	X	X	X
buoyantSimpleFoam	X						X	X	X	X	
chemFoam					X			X			X
chtMultiRegionFoam	X	X					X	X	X	X	X
coldEngineFoam	X		X		X			X	X	X	X
engineFoam	X		X		X			X	X	X	X
fireFoam	X	X			X	X	X	X	X	X	X
icoFoam											X
interFoam	X		X		X				X		X
laplacianFoam	X										X
pimpleFoam	X		X						X		X
pisoFoam	X								X		X
potentialFoam											
reactingFoam	X				X			X	X	X	X
reactingParcelFoam	X			X	X	X	X	X	X	X	X
rhoCentralFoam	X							X	X	X	
rhoPimpleFoam	X		X					X	X	X	X
rhoSimpleFoam								X	X	X	X
scalarTransportFoam	X										
simpleFoam									X		X

fonte: (GREENSHIELDS, 2015)

3.2.3 Parâmetros

Com relação aos parâmetros utilizados nas simulações, destaca-se a forma de variação do ângulo de ataque utilizado para este trabalho. Uma vez que a modificação da malha é muito trabalhosa e necessitaria alterar em toda simulação que fosse realizar, optou-se por utilizar uma única malha, e modificar o ângulo de ataque a partir da decomposição da velocidade inserida no domínio. Uma vez que a magnitude da velocidade adotada seria sempre unitária e o modelo estudado é bidimensional, a componente horizontal da velocidade (U_x) é calculada pelo cosseno do ângulo, enquanto que a componente vertical da velocidade (U_y) é calculada pelo seno. Sendo assim, como forma de facilitar o cálculo das componentes de velocidade que representam o ângulo desejado, construiu-se uma planilha automatizada em excel, cujos valores estão representados na tabela 6

Tabela 6 – Cálculo das componentes de velocidade a partir do ângulo de ataque desejado.

AoA	U_x	U_y
0	1.000000	0.000000
5	0.996195	0.087156
10	0.984808	0.173648
15	0.965926	0.258819
20	0.939693	0.34202

Fonte: Produção do próprio autor

No entanto, como os coeficientes de força obtidos pela simulação são calculados com base nos vetores normais à superfície e os coeficientes de sustentação e arrasto são calculados com base nos vetores normais ao escoamento, é necessário utilizar a matriz de transformação 27 para realizar a conversão e obter os valores corretos dos coeficientes.

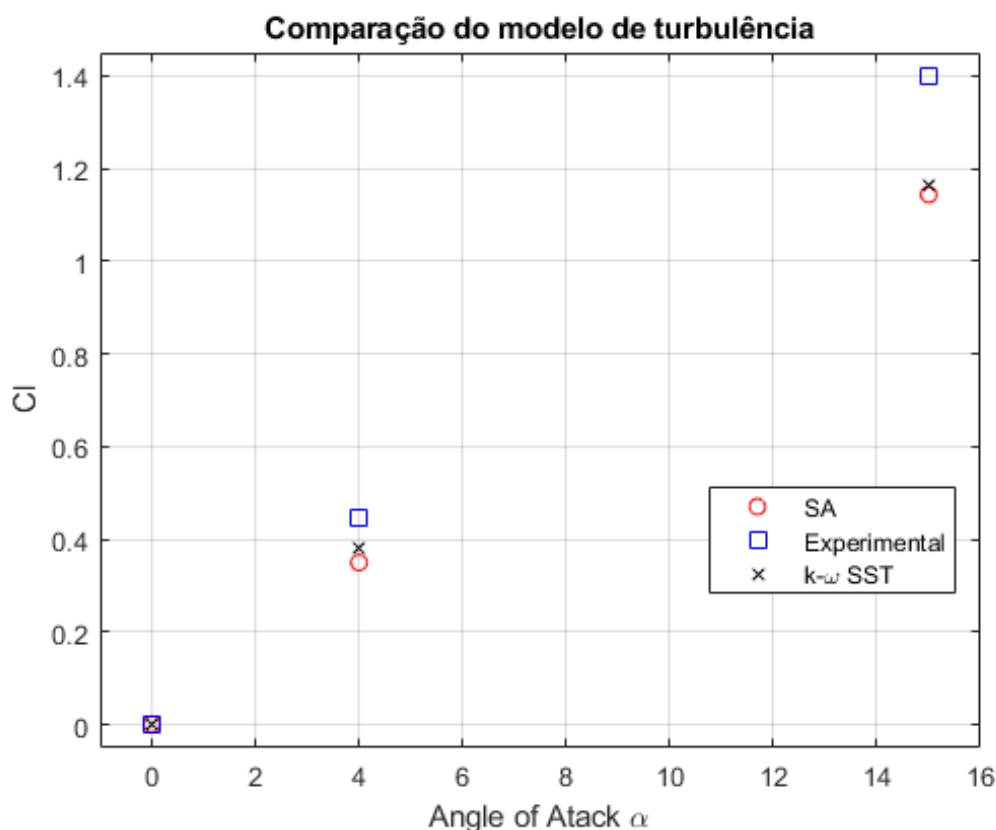
$$\begin{bmatrix} Cd \\ Cl \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\alpha) & \sin(\alpha) \\ -\sin(\alpha) & \cos(\alpha) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_{fx} \\ C_{fy} \end{bmatrix} \quad (27)$$

3.2.4 Simulação

Uma vez que o escoamento é turbulento, torna-se necessário definir um modelo de turbulência para que o problema possa ser resolvido (JOSLIN; MILLER, 2009). As características de cada modelo de turbulência foram comentadas no Capítulo 2, no entanto, apenas dois foram considerados para aprofundamento neste trabalho: Spalart-Almaras, pela simplicidade e grande utilização, e o $k\omega$ -SST, dada sua otimização para captar os fenômenos físicos próximos à camada limite.

Realizou-se uma análise entre os dois diferentes modelos, além de comparar os resultados obtidos com valores experimentais de (NASA, 2021). Tal análise foi realizada com três diferentes ângulos de ataque: 0° , 4° e 15° , e os resultados obtidos foram plotados em um gráfico apresentado na Figura 21. Dessa forma, percebeu-se que o modelo $k\omega$ -SST possui valores mais próximos aos valores reais em comparação ao Spalart-Almaras e, portanto, foi o modelo de turbulência escolhido para ser utilizado nas simulações permanente e transiente.

Figura 21 – Comparação modelos Spalart-Allmaras e K- ω SST.



Fonte: Produção do próprio autor

3.2.4.1 Escoamento Potencial

O escoamento potencial é calculado a partir do solver *potencialFoam*, que resolve o potencial de velocidade, Φ , para calcular o campo de fluxo volumétrico, ϕ , a partir do qual o campo de velocidade, U , é obtido pela reconstrução do fluxo. O escoamento potencial pode ser calculado para escoamentos com algumas características específicas, como: Irrotacional, Invíscido, Incompressível e Permanente. Objetivamente, o cálculo desse escoamento é principalmente utilizado para inicializar o cálculo dos campos internos do escoamento distante das paredes com efeitos viscosos, ou seja, ele serve de *input* para outros escoamentos, uma vez que possui os campos internos do fluido calculados previamente.

3.2.4.2 Simulação Permanente

A simulação permanente calculada para o trabalho proposto utilizou o solver *simple* do software *OpenFOAM*. Tal solver utiliza o método semi-implícito baseado nas equações acopladas de pressão. Ele é um método iterativo capaz de resolver as equações de velocidade e pressão a partir de uma solução inicial, que é corrigida ao longo da simulação - o solver *simple* utiliza apenas uma correção. Os campos internos necessários para a simulação foram inseridos a partir do resultado obtido na simulação potencial, fato que possibilitou a redução do tempo de simulação.

3.2.4.3 Simulação Transiente

Já para o escoamento em regime transiente, o solver utilizada para o trabalho foi o *Piso*, também disponível no *OpenFoam*. Assim como o *simple*, o *pisoFoam* é um método semi-implícito baseado nas equações acopladas de pressão que propõe uma solução inicial e utiliza correções para resolver o problema. No entanto, diferentemente da metodologia anterior, a quantidade de correções realizadas ao longo da simulações estão entre 1 e 4 (usualmente é o número máximo utilizado).

3.2.4.4 Simulação Transiente Forçada

Assim como realizada para o escoamento permanente, e conforme a Figura 19, o resultado proveniente da simulação permanente foi utilizado como *input* para os campos internos da simulação. Já para a inserção da perturbação no sistema, utilizou-se uma condição de contorno do tipo sopro e sucção a partir de uma velocidade oscilatória ao longo do tempo, com a forma mostrada na equação 28.

$$\vec{u}(x, 0, t) = A \sin(\omega t) g(x) \quad (28)$$

Sendo $g(x)$ a distribuição espacial da perturbação cuja função adotada foi um valor unitário, A a amplitude e ω definido como:

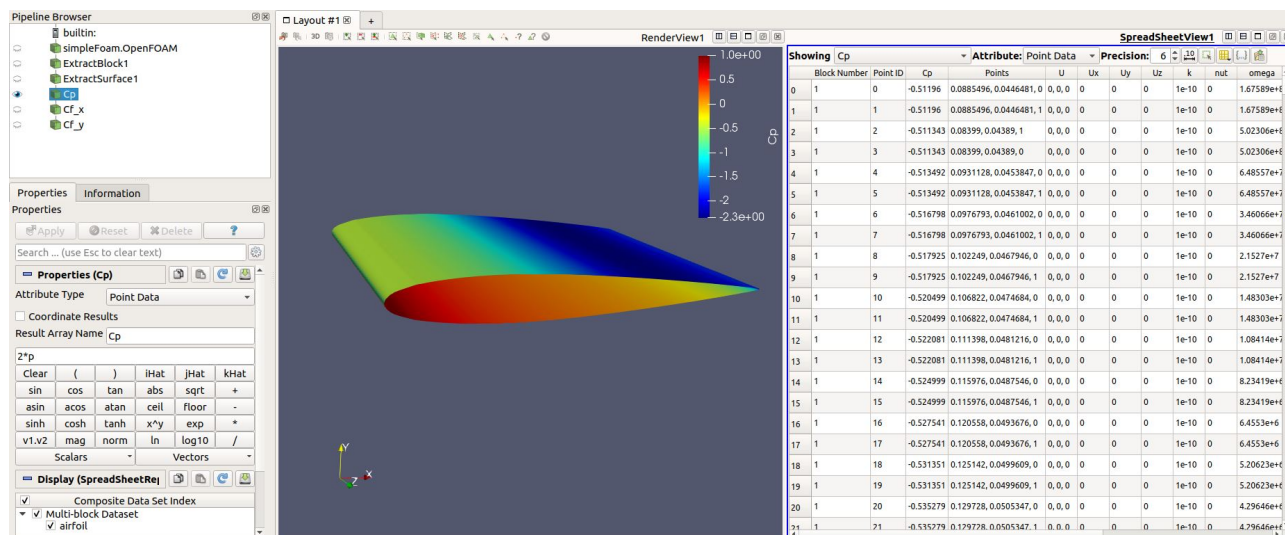
$$\omega = 2\pi f \quad (29)$$

Uma vez definida a forma da onda, o foco orientou-se para o posicionamento da perturbação. Tendo como os estudos desenvolvidos por (DONOVAN; KRAL; CARY, 1998), (RAVINDRAN, 1999) e (WU et al., 1998), que analisam e obtêm melhores resultados de controle a partir da posição da perturbação próximo ao bordo de ataque, utilizou-se um ponto de perturbação único entre 1,5% e 2% da corda.

3.3 PÓS PROCESSAMENTO

Com o software Paraview, é possível analisar visualmente os resultados das simulações realizadas pelo OpenFoam e inserir cálculos a partir das propriedades físicas do escoamento (velocidade, pressão, tensão viscosa, entre outras). Dessa forma, é possível calcular diversas características aerodinâmicas dependentes dos campos internos calculados diretamente pelo software, como por exemplo coeficiente de atrito e pressão sobre o aerofólio, uma vez que são dependentes da tensão viscosa e do campo de pressão, respectivamente. No entanto, o tratamento não é trivial, deve-se extrair apenas a superfície que se deseja avaliar, no caso o aerofólio, e calcular, a partir da calculadora do paraview, os valores para as propriedades de interesse. Por fim, é necessário exportar um arquivo com a extensão em texto, o qual deverá ser lido, interpretado e plotado com relação às coordenadas do perfil aerodinâmico. Na Figura 22, é possível visualizar a forma de tratamento necessário para extrair os valores de coeficiente de pressão e atrito sobre o aerofólio.

Figura 22 – Metodologia de pós processamento para extração de C_p e C_f sobre o aerofólio.



Fonte: Produção do próprio autor

3.3.1 Identificação do Ponto de Separação

A partir dos outputs provenientes das simulações realizadas e devidamente tratados pelo paraview, software de pós processamento, pode-se calcular os valores dos coeficientes de força, pressão e atrito sobre a superfície do aerofólio com a ajuda de um algoritmo em linguagem python, desenvolvido pelo autor. De acordo com (CEBECI; MOSINSKIS; SMITH, 1972), o ponto de separação de um escoamento pode ser interpretado como aquele no qual o coeficiente de atrito sobre a superfície de contato é nulo. Ademais, a região onde o coeficiente for positivo corresponde à separação do escoamento sobre a superfície. De forma adicional, (MITRA; RAMESH, 2019) relata a correlação entre a formação de uma bolha de separação e a presença de um platô na curva do coeficiente de pressão sobre o aerofólio.

3.4 SOFTWARES ADICIONAIS

Foi utilizado o software XFLR5 para comparação de resultados, com o objetivo de ilustrar a diferença entre os métodos de resolução utilizados. Mesmo possuindo diversas limitações, desde métodos numéricos ultrapassados a aproximações com grande impacto, os resultados obtidos foram importantes para caracterizar as condições aproximadas do escoamento, e identificar o padrão de referência para determinadas características da simulação.

3.4.1 XFLR5

O software XFLR5 foi desenvolvido a partir de um outro software, o xfoil. Esse último foi criado na década de 1980 por Mark Drela, do MIT (*Massachusetts Institute of Technology*) para o desenvolvimento de um projeto na universidade. A linguagem utilizada para elaboração do xfoil foi o FORTRAN, no entanto, essa linguagem foi traduzida para a linguagem C, onde foi incorporada a um modelo de design de aeronaves e chamada de XFLR5. Nele, é possível realizar simulações viscosas e não viscosas, bi ou tridimensionais (podendo escolher diferentes *solvers*, como por exemplo a Teoria

da Linha de Sustentação - LLT, o Método dos Paineis ou o Vortice Lattice Method - VLM), além de calcular os valores aproximados da aeronave geral, a partir da construção de uma representação gráfica da aeronave, como por exemplo sustentação, arrasto total, estabilidade estática longitudinal e lateral e estabilidade dinâmica.

4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

4.1 SIMULAÇÃO PERMANENTE

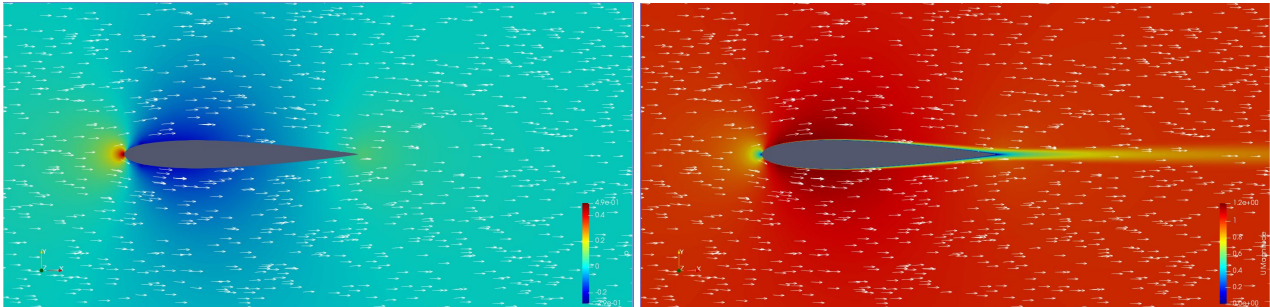
As simulações permanentes realizadas foram utilizadas para obter os coeficientes de forças, pressão e tensão viscosa, além de observar o comportamento dos campos de velocidade e pressão ao longo do aerofólio. Uma vez com os campos físicos do problema já calculados, tais valores foram utilizados com base para as simulações forçadas, utilizando como input para facilitar o processo de convergência e possibilitando comparar os outputs de coeficientes.

4.1.1 Campos de Pressão e Velocidade

Para a identificação do ponto de separação do escoamento sobre o aerofólio, foi necessário importar os outputs das simulações realizadas no cluster para um computador externo, uma vez que neste há possibilidade de visualização dos resultados através do software *Paraview*. A partir disso, foi possível visualizar os campos de velocidade e pressão e inserir representações vetoriais da velocidade (Figura 23, Figura 24, Figura 25, Figura 26, Figura 27), além de ser possível representar linhas de fluxo, calcular coeficientes de força, pressão, atrito, entre outros.

Figura 23 – Campos de pressão e velocidade, $AoA = 0^\circ$.

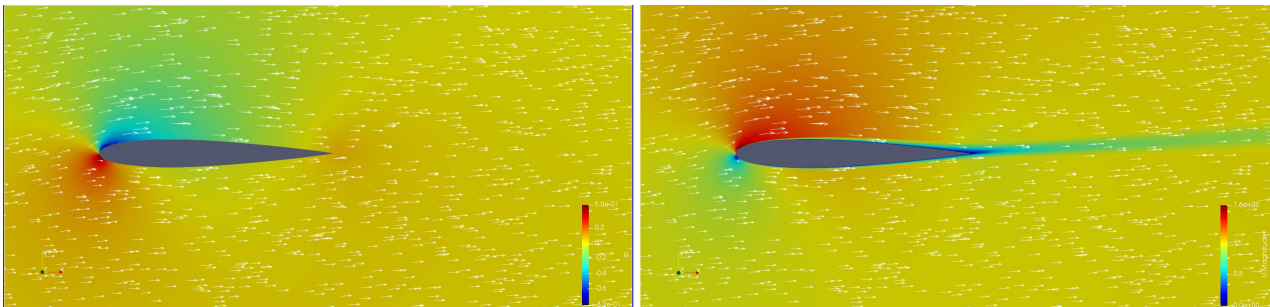
(a) Campo de pressão, representação vetorial de U. (b) Campo de velocidade, representação vetorial de U.



Fonte: Produção do próprio autor

Figura 24 – Campos de pressão e velocidade, $AoA = 5^\circ$.

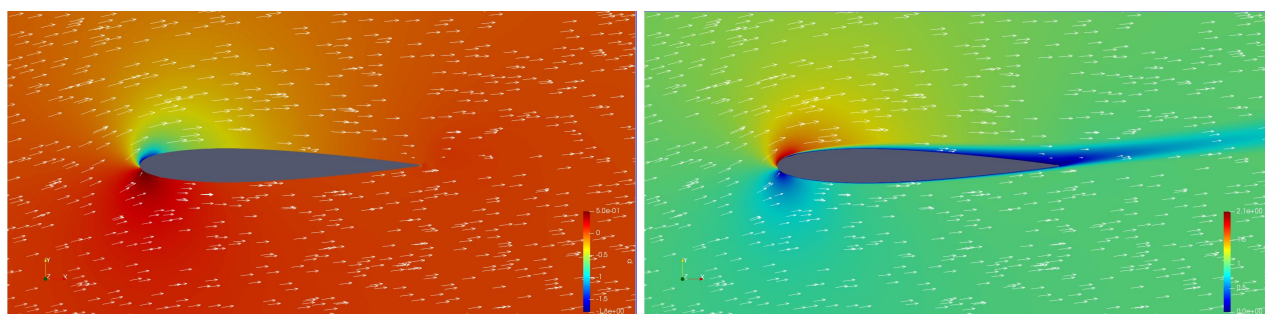
(a) Campo de pressão, representação vetorial de U. (b) Campo de velocidade, representação vetorial de U.



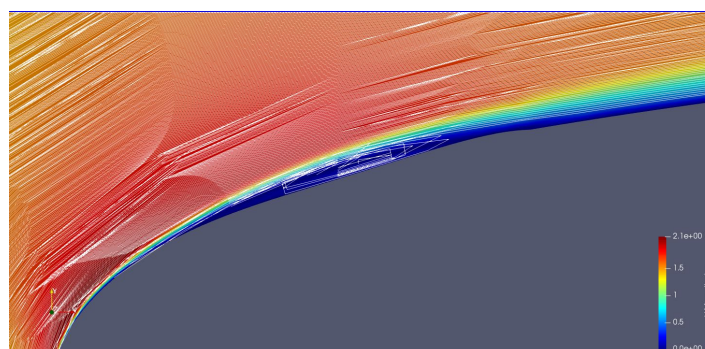
Fonte: Produção do próprio autor

Figura 25 – Campos de pressão e velocidade, $\text{AoA} = 10^\circ$.

(a) Campo de pressão, representação vetorial de U. (b) Campo de velocidade, representação vetorial de U.



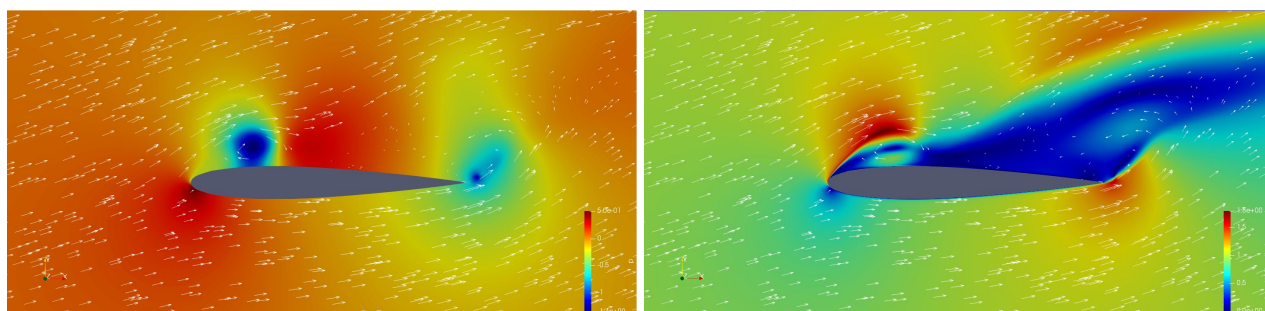
(c) Linhas de fluxo da velocidade



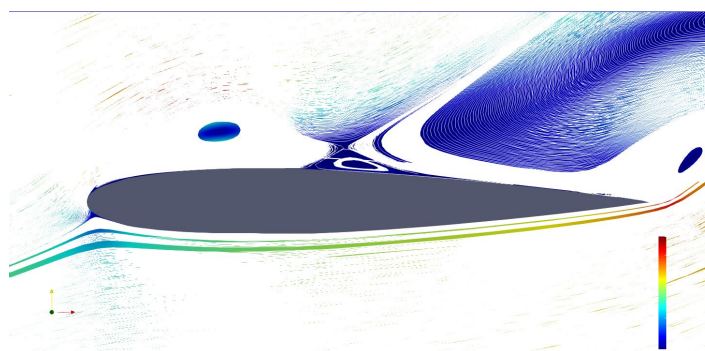
Fonte: Produção do próprio autor

Figura 26 – Campos de pressão e velocidade, $\text{AoA} = 15^\circ$.

(a) Campo de pressão, representação vetorial de U. (b) Campo de velocidade, representação vetorial de U.



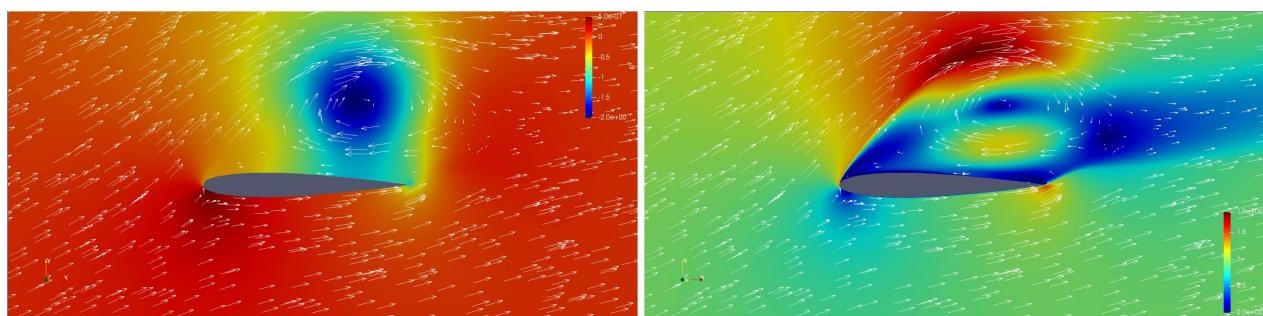
(c) Linhas de fluxo de velocidade



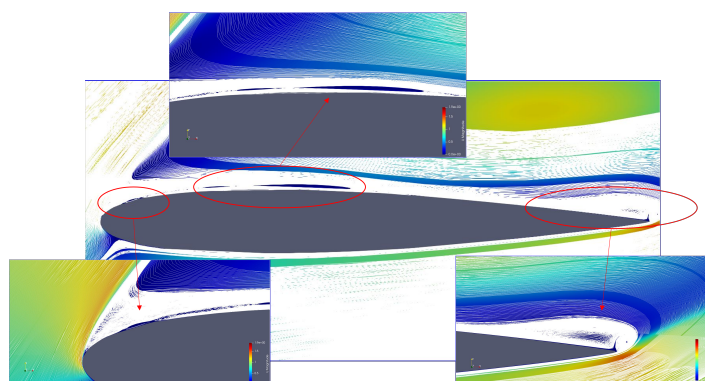
Fonte: Produção do próprio autor

Figura 27 – Campos de pressão e velocidade, $AoA = 20^\circ$.

(a) Campo de pressão, representação vetorial de U . (b) Campo de velocidade, representação vetorial de U .



(c) Linhas de fluxo de velocidade



Fonte: Produção do próprio autor

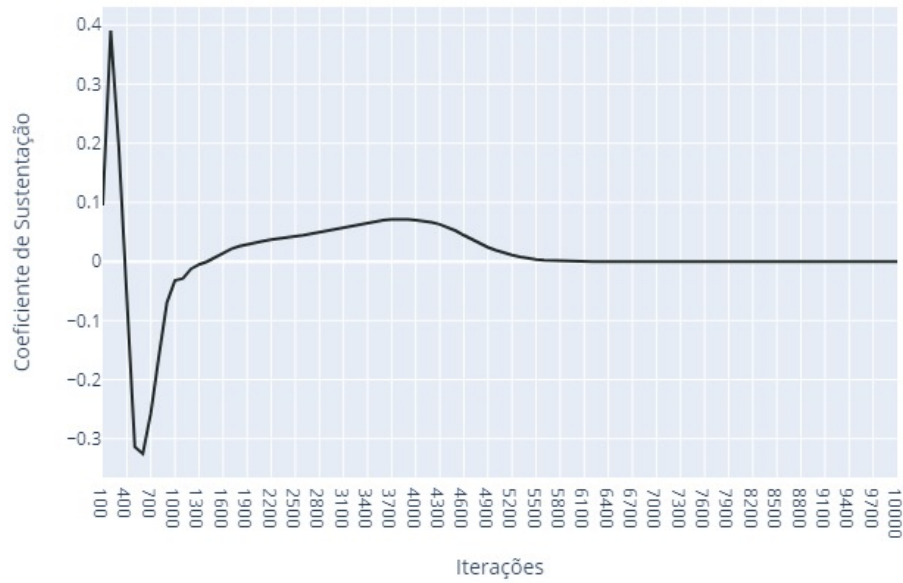
A partir das figuras acima, é possível analisar o comportamento do fluido ao longo do aerofólio, possibilitando identificar quais são os pontos de pico de pressão e ponto de estagnação (local onde a velocidade do ar é perpendicular ao aerofólio - variável de acordo com o ângulo de ataque), transição, formação de bolhas de separação, esteira aerodinâmica, entre outros. Conclui-se, portanto, que a partir do ângulo de ataque de 10° já é possível identificar uma maior esteira aerodinâmica e a formação de uma bolha de separação laminar localizada mais próxima ao bordo de ataque do aerofólio. Já para os ângulos subsequentes (15° e 20°), é notório a presença de zonas de baixa pressão, que podem representar a formação de regiões de recirculação, como visto em 26b, 26c e 27b, 27c. Os pontos de transição e separação do escoamento, bem como a formação de bolhas de separação laminares serão comentadas mais a frente.

4.1.2 Coeficientes de Sustentação e Arrasto

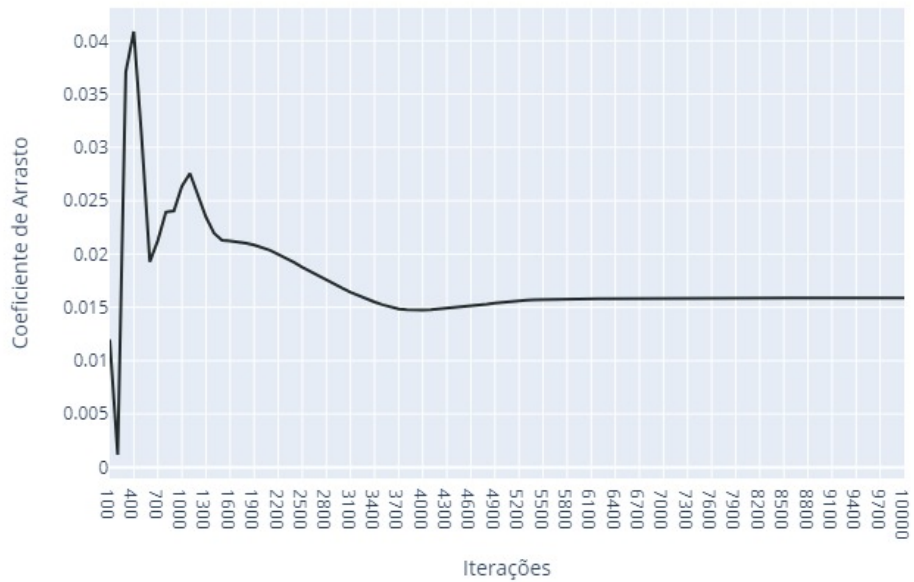
Os coeficientes de força do aerofólio foram obtidos a partir simulação simple realizada no software OpenFOAM e do pós processamento através de um código desenvolvido em linguagem *python*. Para isso, foi necessário importar os arquivos texto gerados pela simulação e calcular os valores finais a partir da matriz transformação (Equação 27). A ilustração da convergência dos valores dos coeficientes de força (sustentação e arrasto) está representada a partir da Figura 28 até a Figura 32. No entanto, para os ângulos de ataque 15° e 20° , como os valores se mostraram com uma variação periódica, ou próxima disso, foi necessário calcular um valor médio, desconsiderando os valores transitórios iniciais.

Figura 28 – Coeficientes de força para simulação permanente, $AoA = 0^\circ$.

(a) Coeficiente de sustentação vs Iterações.



(b) Coeficiente de arrasto vs Iterações.

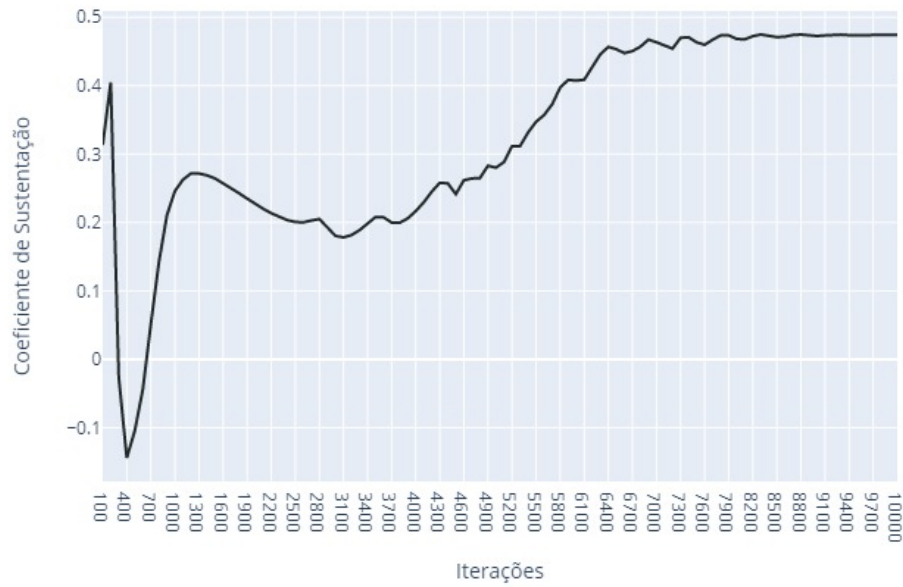


Fonte: Produção do próprio autor

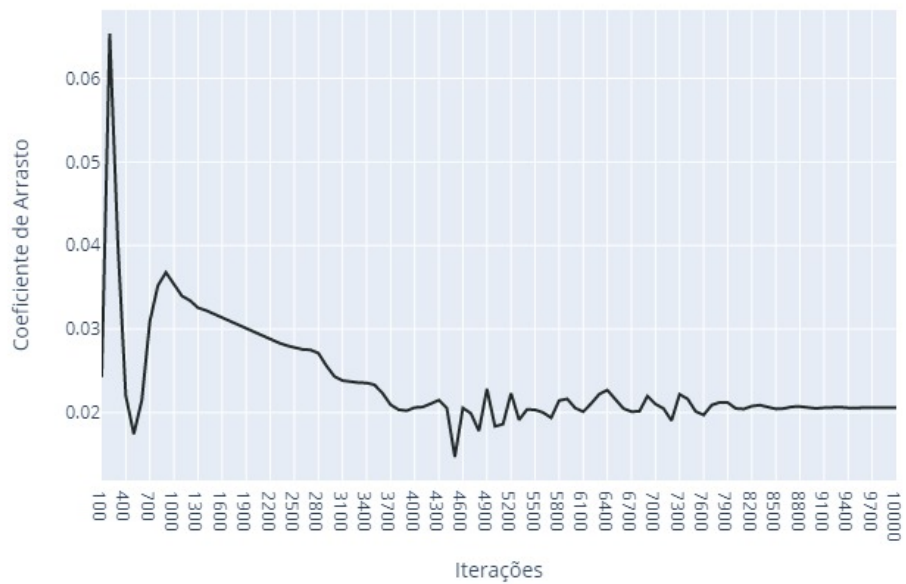
Coeficientes calculados como a média para os valores após a iteração 5800.

Figura 29 – Coeficientes de força para simulação permanente, $AoA = 5^\circ$.

(a) Coeficiente de sustentação vs Iterações.



(b) Coeficiente de arrasto vs Iterações.

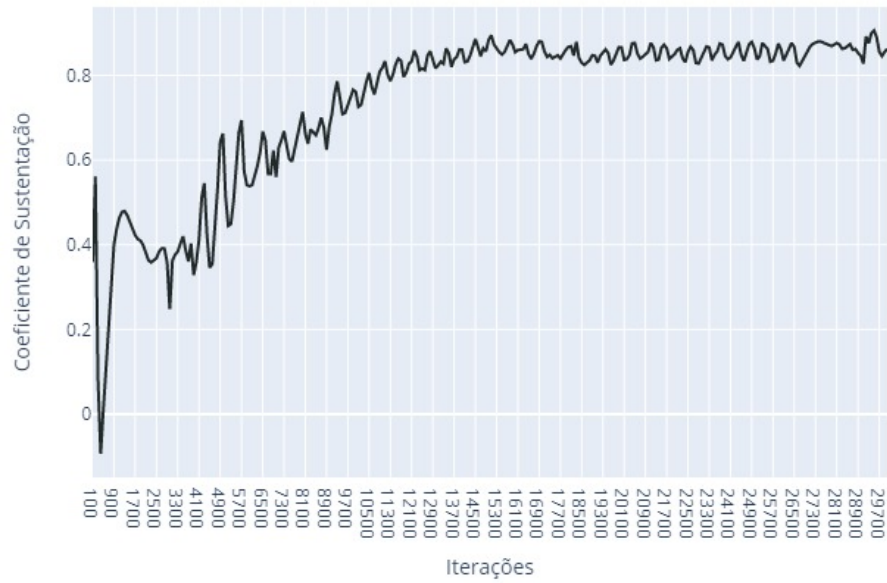


Fonte: Produção do próprio autor

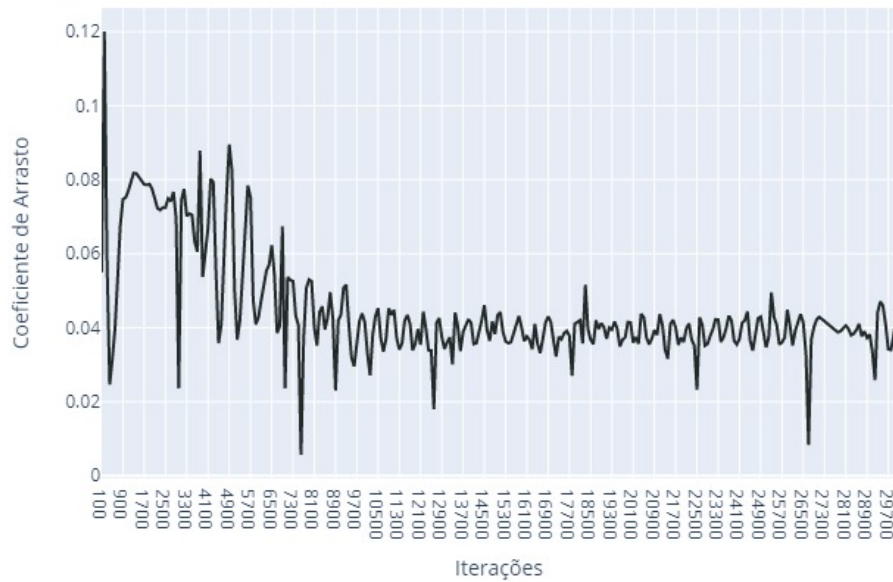
Coeficientes calculados como a média para os valores após a iteração 8800.

Figura 30 – Coeficientes de força para simulação permanente, AoA = 10°.

(a) Coeficiente de sustentação vs Iterações.



(b) Coeficiente de arrasto vs Iterações.

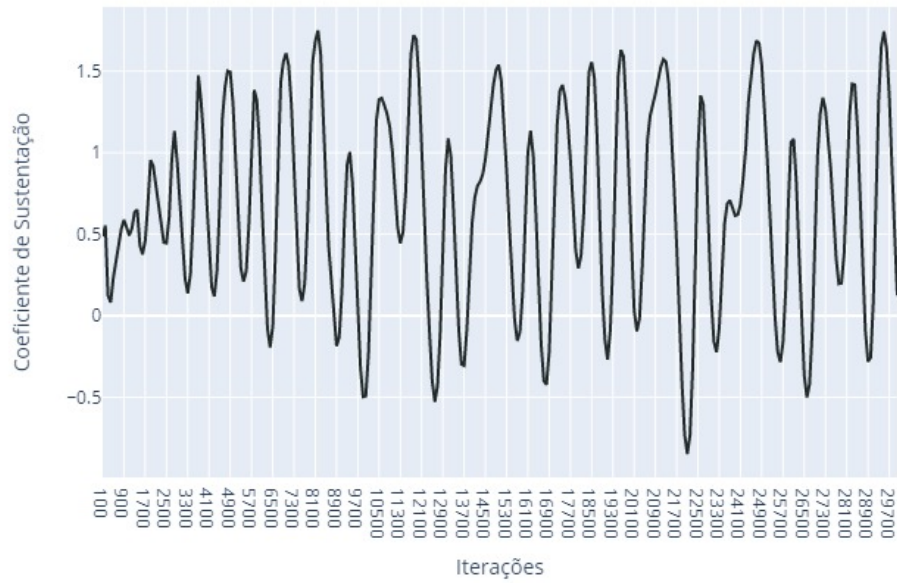


Fonte: Produção do próprio autor

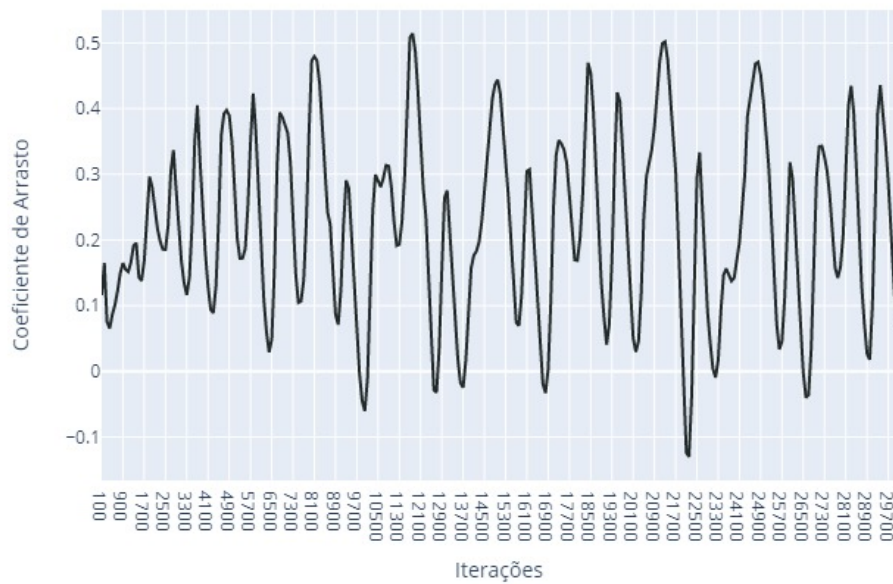
Coeficientes calculados como a média para os valores após a iteração 18500.

Figura 31 – Coeficientes de força para simulação permanente, AoA = 15°.

(a) Coeficiente de sustentação vs Iterações.



(b) Coeficiente de arrasto vs Iterações.

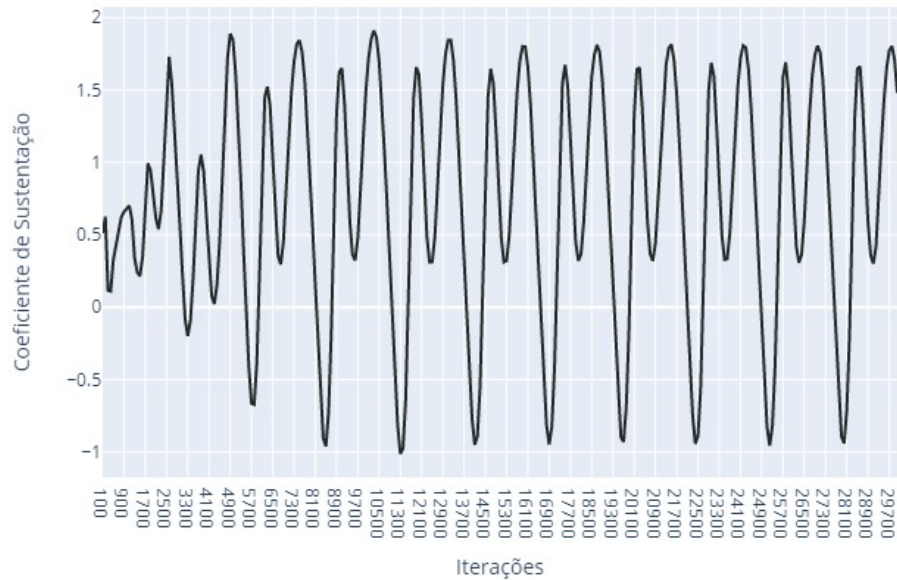


Fonte: Produção do próprio autor

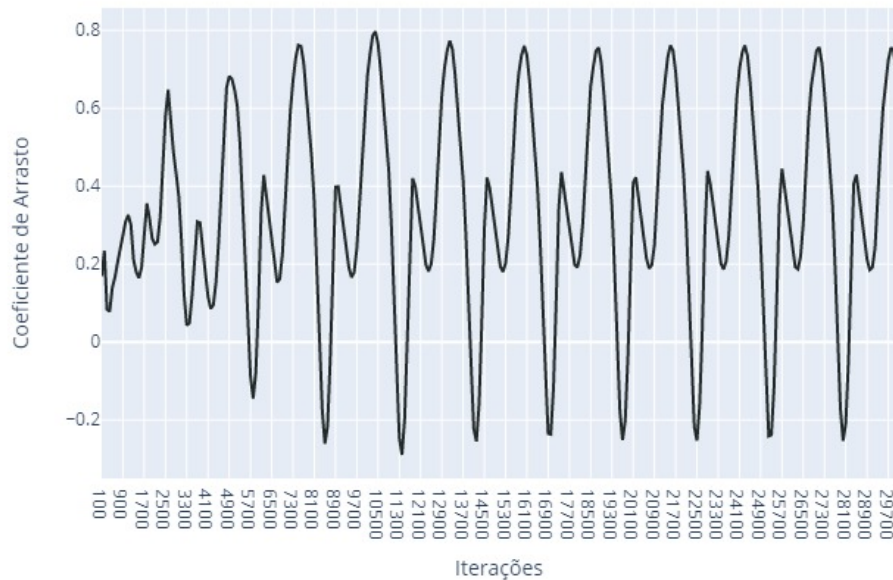
Coeficientes calculados como a média para os valores após a iteração 8100.

Figura 32 – Coeficientes de força para simulação permanente, $AoA = 20^\circ$.

(a) Coeficiente de sustentação vs Iterações.



(b) Coeficiente de arrasto vs Iterações.



Fonte: Produção do próprio autor

Coeficientes calculados como a média para os valores após a iteração 7700. Dessa forma, os valores finais obtidos, para as simulações permanentes, estão descritas na tabela 7.

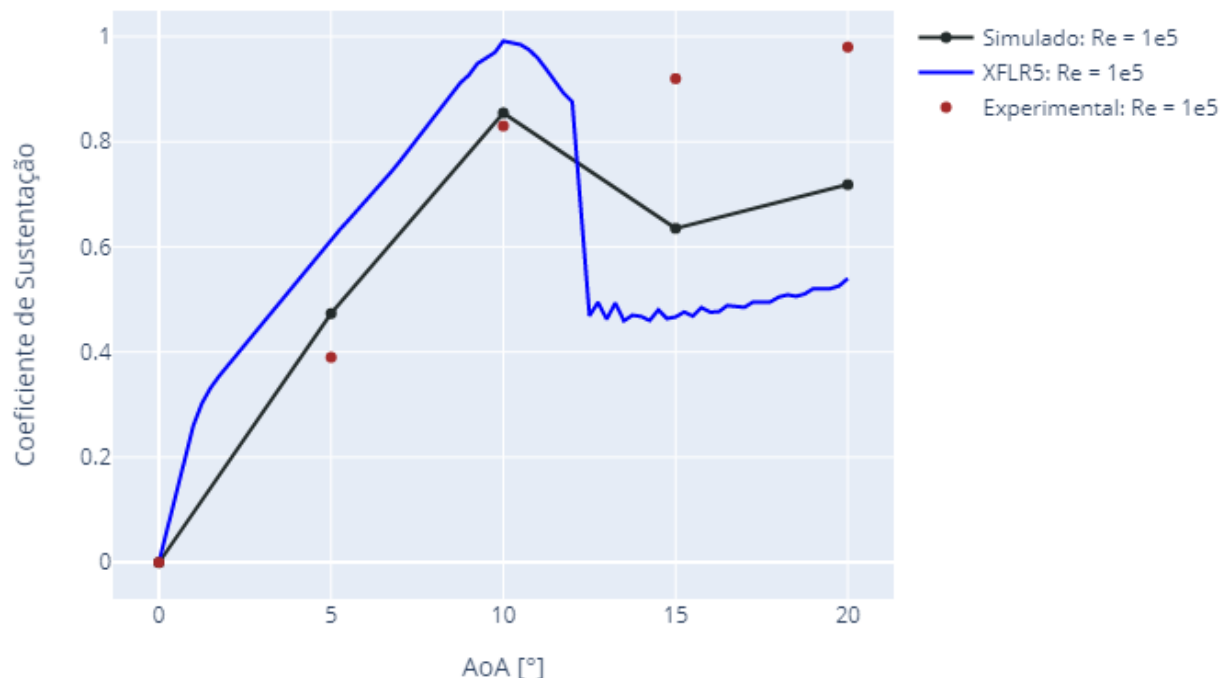
Tabela 7 – Coeficientes de força de acordo com o ângulo de ataque.

Ângulo de ataque α [°]	Coeficiente de sustentação	Coeficiente de arrasto
0	-0.000559	0.0159
5	0.473	0.0206
10	0.855	0.0387
15	0.635	0.217
20	0.718378	0.332

Fonte: Produção do próprio autor

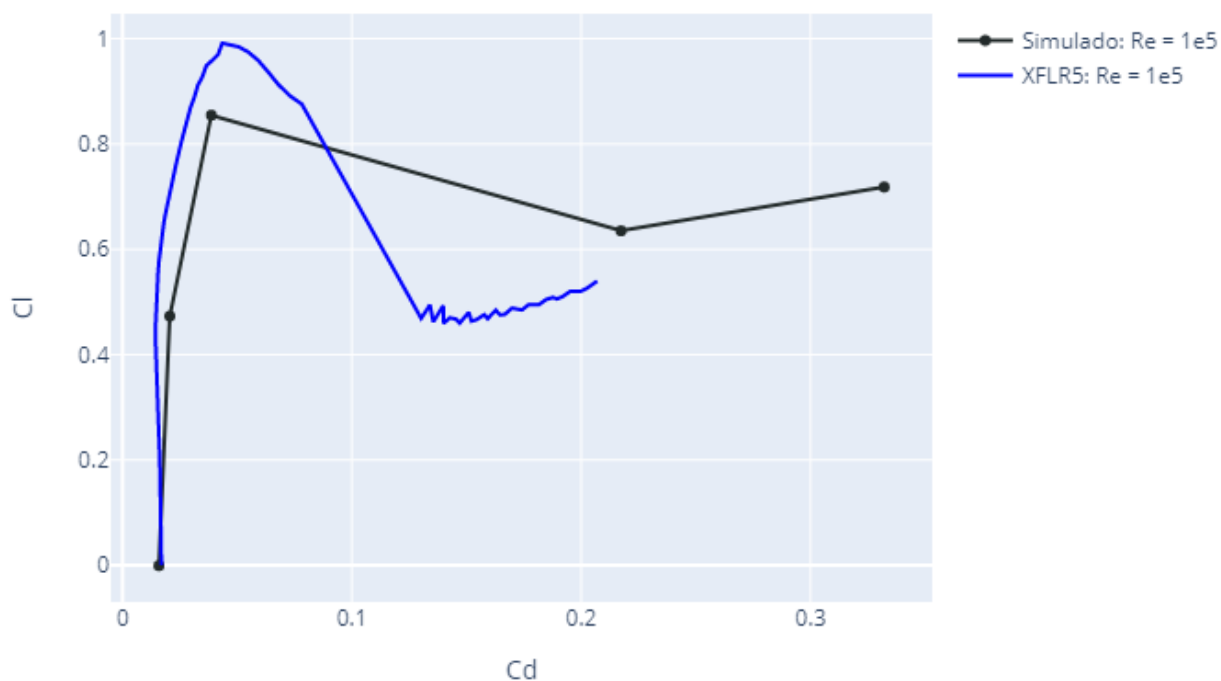
Plotando os valores da Tabela 7 junto à simulação realizada no software XFLR5 e valores experimentais obtidos por (ZAFI; HOSSAIN; MIM, 2020), é possível observar, na Figura 33, que os valores encontrados a partir da simulação se aproxima muito dos valores experimentais para valores de ângulo de ataque menores que 15° , ou seja, para quando há grande parte do fluxo colado à superfície do aerofólio. Logo, para os valores de coeficiente para $AoA = 15^\circ$ e $AoA = 20^\circ$, onde é possível observar a formação de zonas de recirculação (Figura 26 e Figura 27), nota-se valores intermediários em comparação ao experimental e ao produzido em XFLR5.

Figura 33 – Coeficientes de sustentação vs AoA.



Fonte: Produção do próprio autor

Figura 34 – Polar de Arrasto.



Fonte: Produção do próprio autor

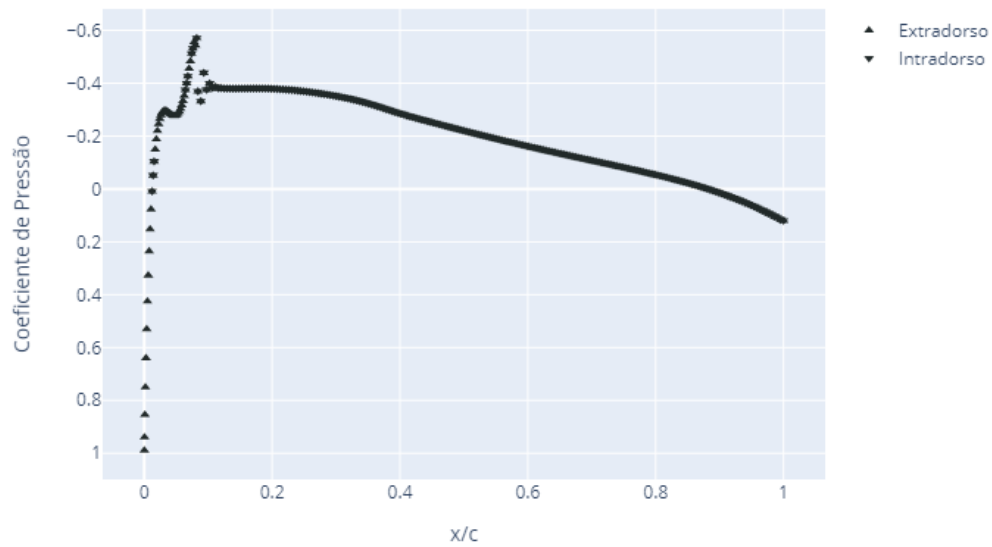
Ao plotar os valores de ambos os coeficientes é possível analisar a polar de arrasto, Figura 34, do aerofólio para as simulações produzidas. Os valores experimentais não foram ilustrados uma vez que não havia valores de arrasto no estudo de referência (ZAFI; HOSSAIN; MIM, 2020).

4.1.3 Coeficientes de Pressão e Atrito

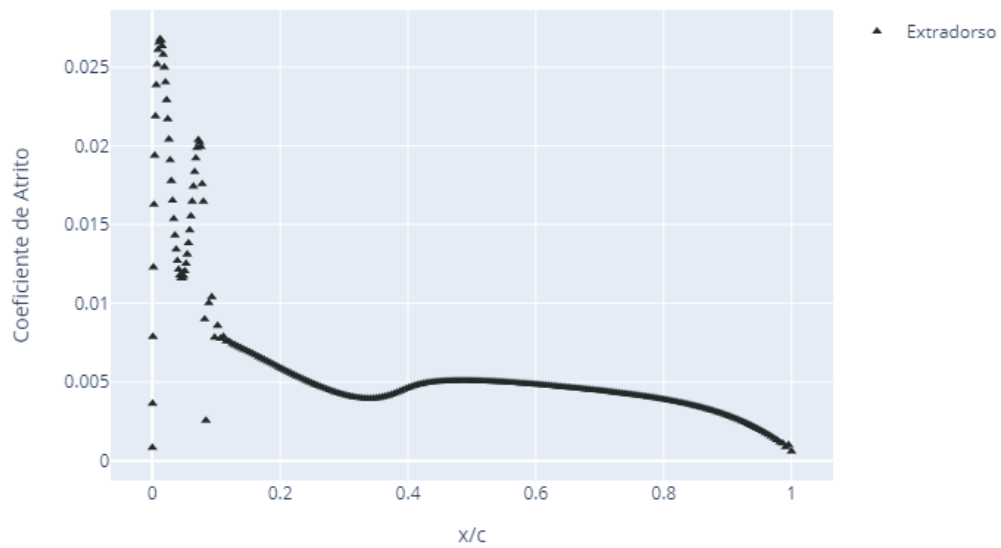
As curvas de coeficiente de pressão e atrito ao longo do extradorso do perfil aerodinâmico foi plotado a fim de verificar se há ou não separação, bem como, uma vez identificada, se há ou não recolamento e em qual ponto tal fenômeno ocorre. A partir da Figura 35 até a Figura 39, é possível observar tais curvas para os diferentes ângulos de ataque estudados ($AoA = 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ$ e 20°).

Figura 35 – Coeficientes de pressão e atrito para simulação permanente, $AoA = 0^\circ$.

(a) Coeficiente de pressão vs x/c .



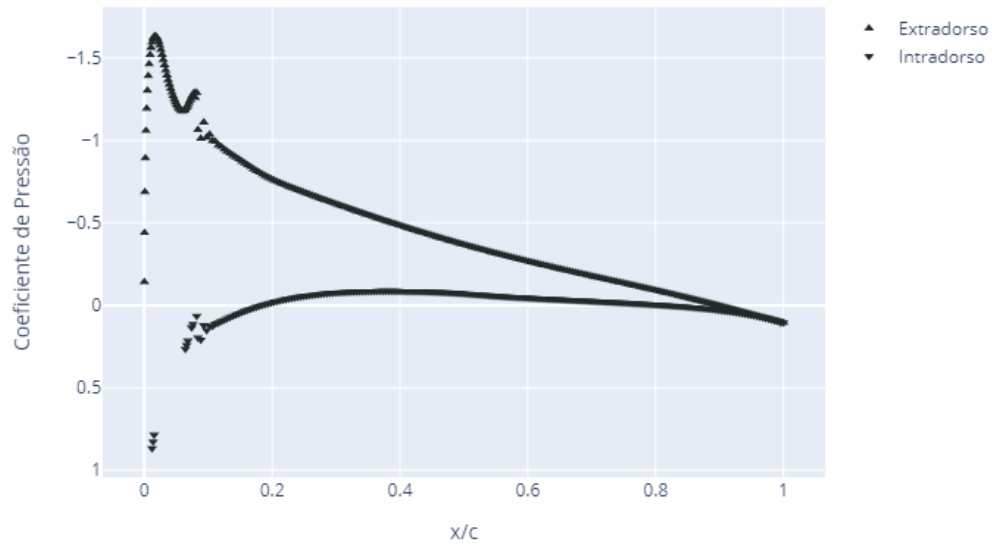
(b) Coeficiente de atrito vs x/c .



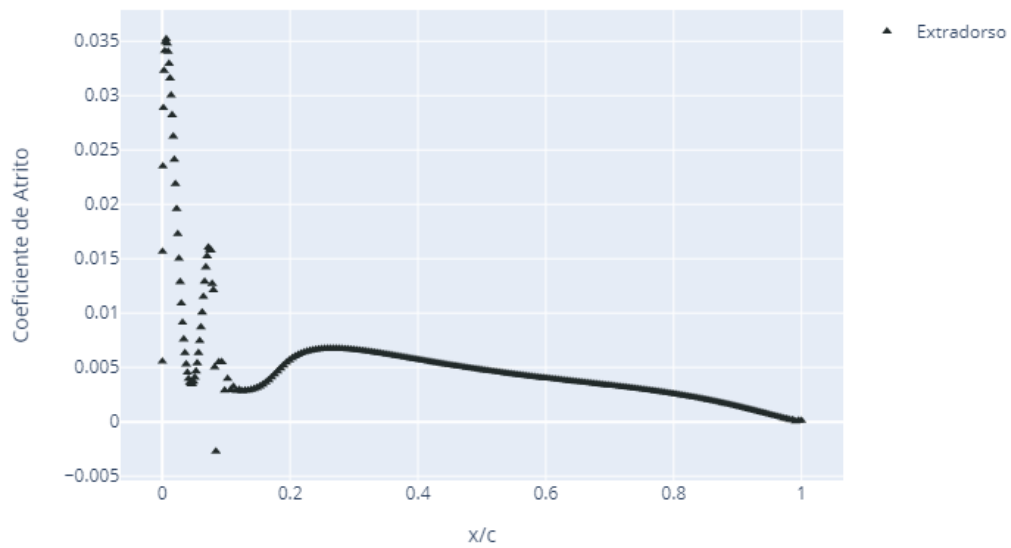
Fonte: Produção do próprio autor

Figura 36 – Coeficientes de pressão e atrito para simulação permanente, $AoA = 5^\circ$.

(a) Coeficiente de pressão vs x/c .



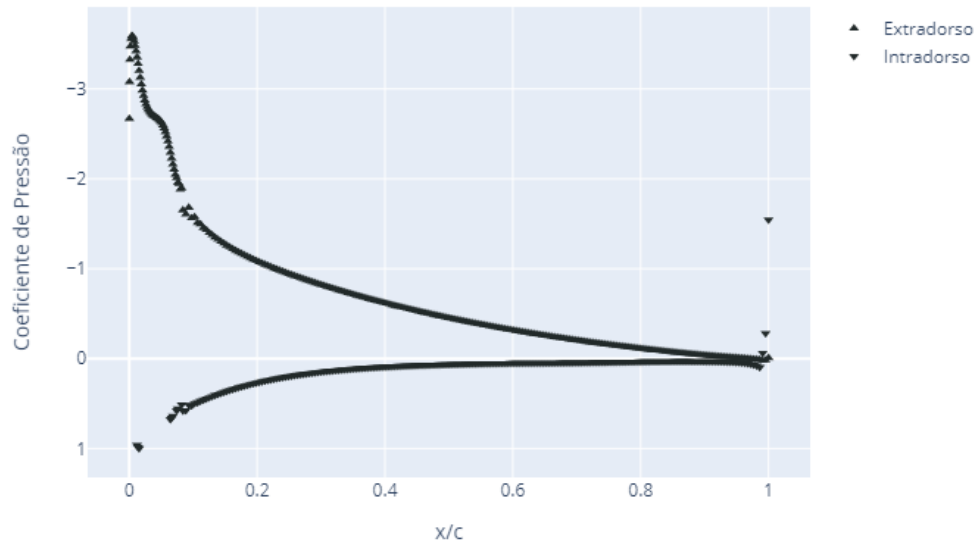
(b) Coeficiente de atrito vs x/c .



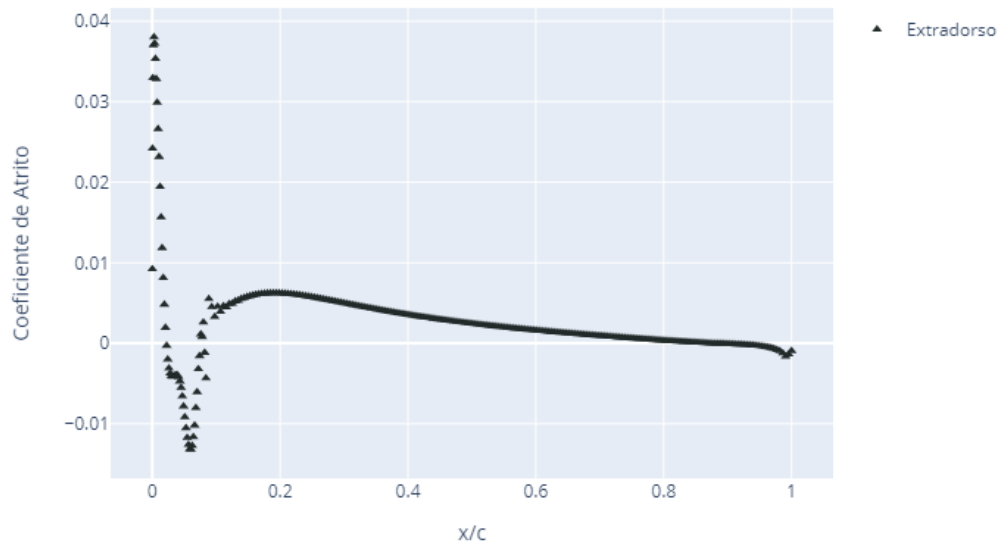
Fonte: Produção do próprio autor

Figura 37 – Coeficientes de pressão e atrito para simulação permanente, $AoA = 10^\circ$.

(a) Coeficiente de pressão vs x/c .



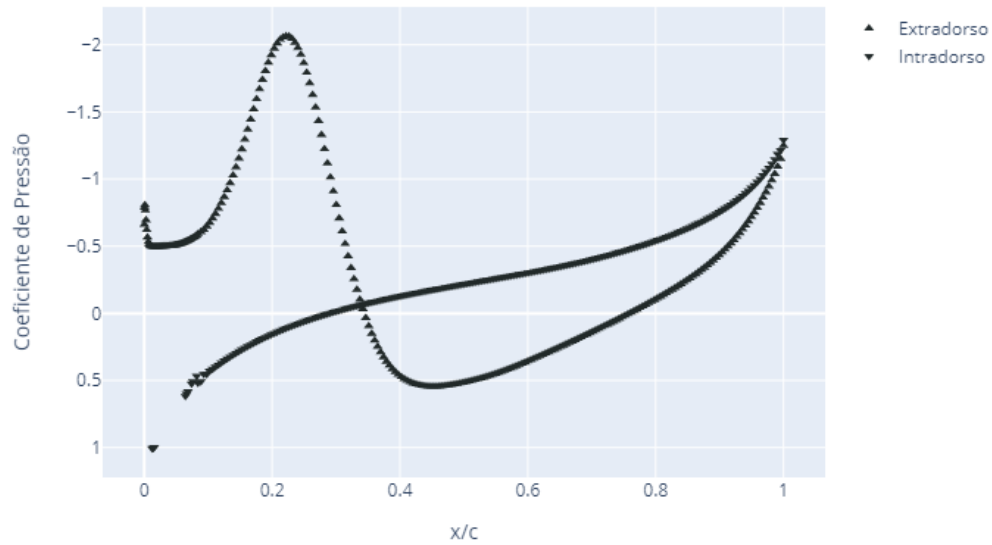
(b) Coeficiente de atrito vs x/c .



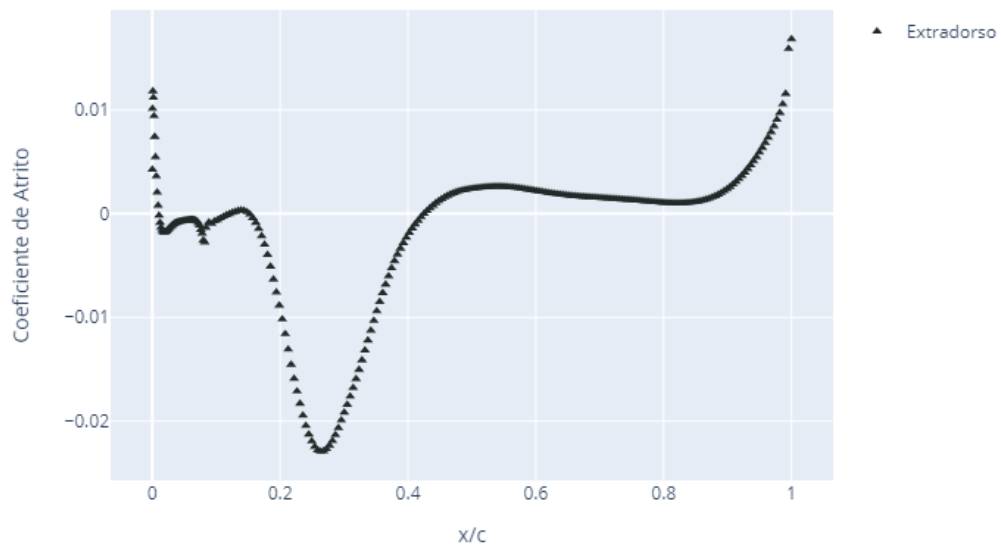
Fonte: Produção do próprio autor

Figura 38 – Coeficientes de pressão e atrito para simulação permanente, $AoA = 15^\circ$.

(a) Coeficiente de pressão vs x/c .



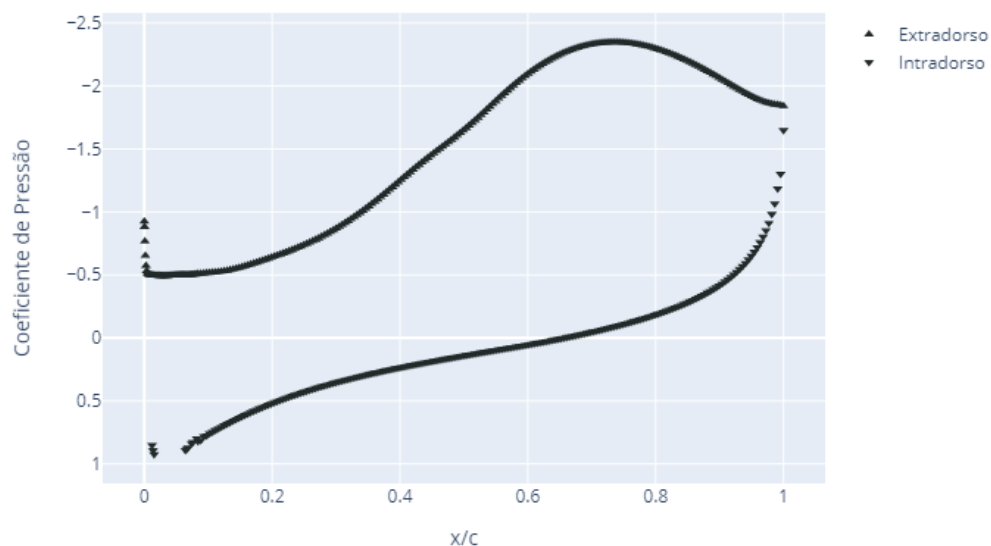
(b) Coeficiente de atrito vs x/c .



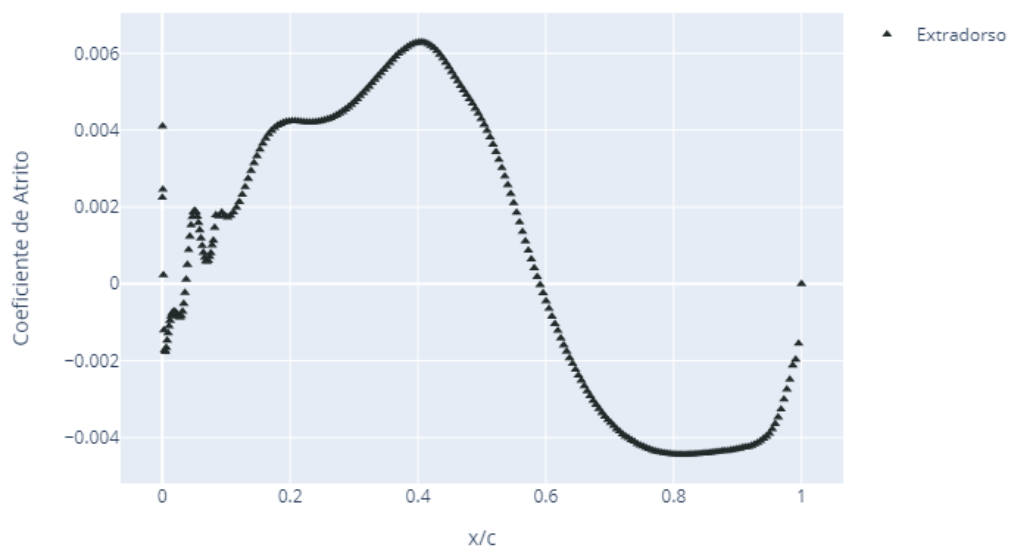
Fonte: Produção do próprio autor

Figura 39 – Coeficientes de pressão e atrito para simulação permanente, $AoA = 20^\circ$.

(a) Coeficiente de pressão vs x/c .



(b) Coeficiente de atrito vs x/c .



Fonte: Produção do próprio autor

Como descrito anteriormente, existem duas formas de se identificar o ponto de separação do escoamento sobre um objeto: a partir de um platô na curva de pressão do aerofólio e no momento que o coeficiente de atrito sobre a superfície de estudo for nula. Dessa forma, pela Figura 37, nota-se que a

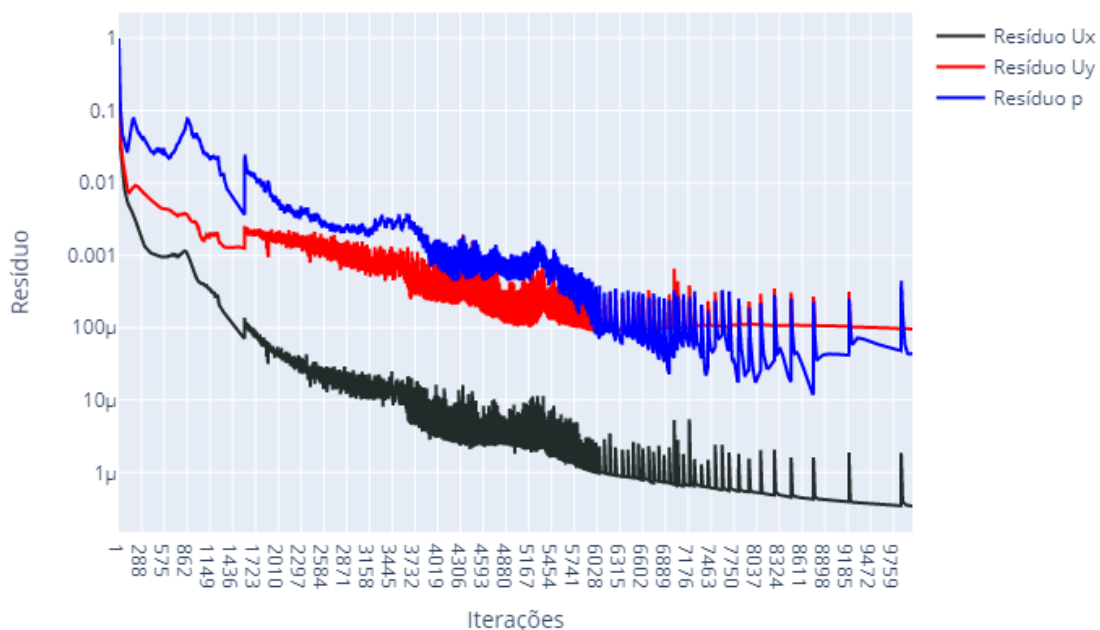
região próxima do bordo de ataque, aproximadamente entre 1% e 5% da corda, a ocorrência de ambos os fenômenos. Ademais, a partir da 25c é possível identificar a bolha de separação na região descrita. Já para o caso com $\text{AoA} = 15^\circ$, analisando a curva de coeficiente de atrito, o intervalo entre 17% e 41% da corda possui valores positivos, onde os extremos são nulos. Dessa forma, em conjunto com a Figura 26, em especial a 26c, nota-se que nessa região há a formação de uma bolha de separação laminar.

Por fim, de forma análoga ao realizado anteriormente, para quando $\text{AoA} = 20^\circ$ destaca-se a região a partir de aproximadamente 59% da corda, onde os valores de coeficiente de atrito são positivos, como mostrado na 39b e há uma grande bolha de escoamento reverso, como pode ser visto na Figura 27.

4.1.4 Resíduos

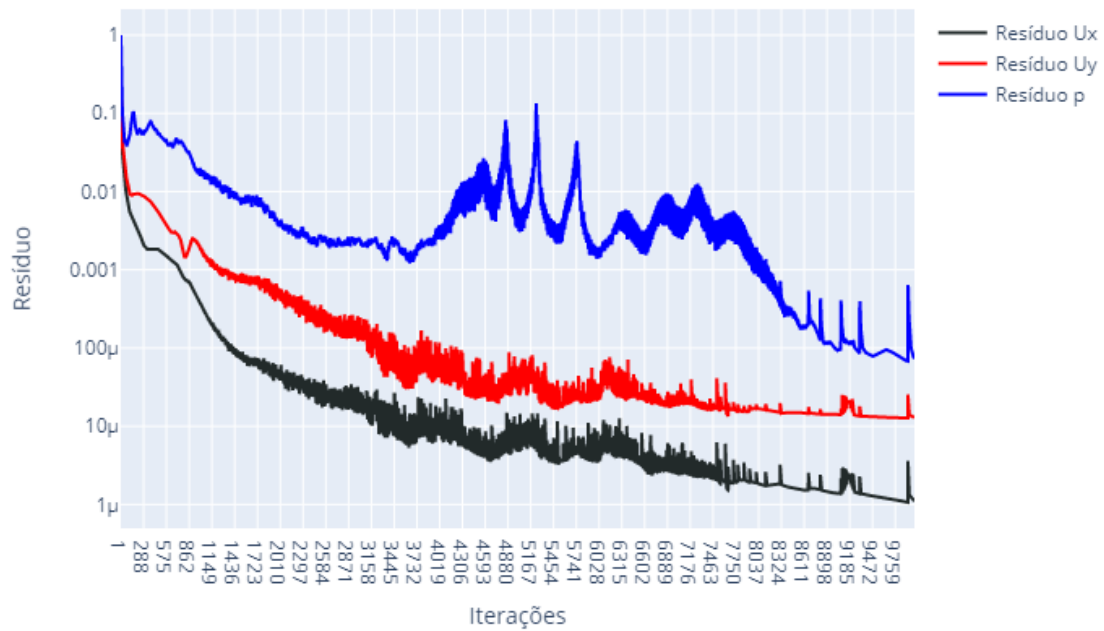
Uma das formas mais eficientes de se analisar a convergência de uma simulação se dá a partir do monitoramento dos resíduos para os campos calculados da simulação (nesse caso, os mais importantes são a velocidade e pressão). O critério de convergência utilizado para a simulação foi quando o resíduo fosse igual ou menor a 1×10^{-6} , dessa forma, da Figura 40 à Figura 44 estão ilustrados os resíduos para a simulação permanente dos diferentes ângulos de ataque. É possível perceber que para a pressão, a partir de $\text{AoA} = 10^\circ$, os resíduos convergiam para um valor entre 1×10^{-2} e 1×10^{-3} . Tal valor não atingiu o critério inserido, no entanto, para os resíduos de velocidade, todas as simulações ficaram próximas de 1×10^{-5} , que é utilizado como critério de convergência por muitos em suas simulações.

Figura 40 – Resíduos de velocidade e pressão para simulação permanente, $\text{AoA} = 0^\circ$.



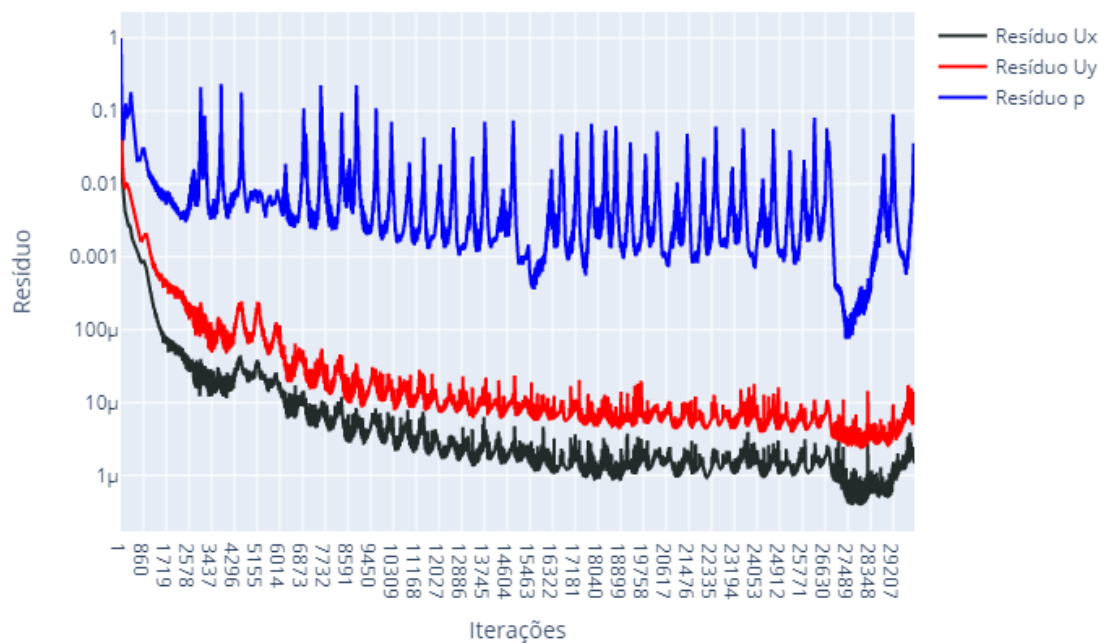
Fonte: Produção do próprio autor

Figura 41 – Resíduos de velocidade e pressão para simulação permanente, $AoA = 5^\circ$.



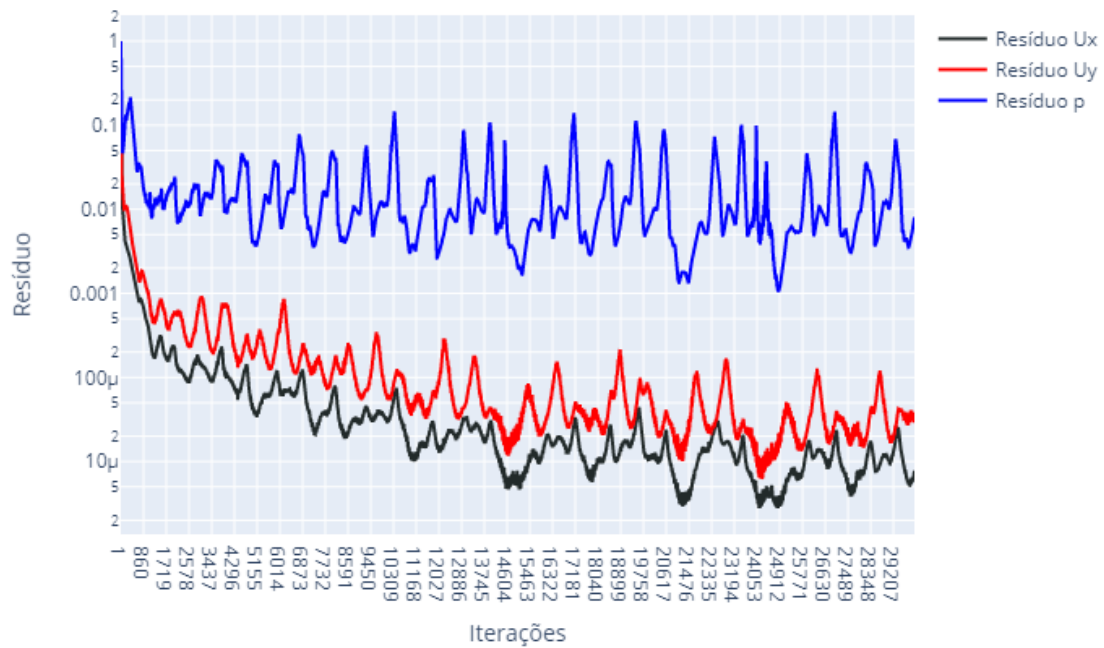
Fonte: Produção do próprio autor

Figura 42 – Resíduos de velocidade e pressão para simulação permanente, $AoA = 10^\circ$.



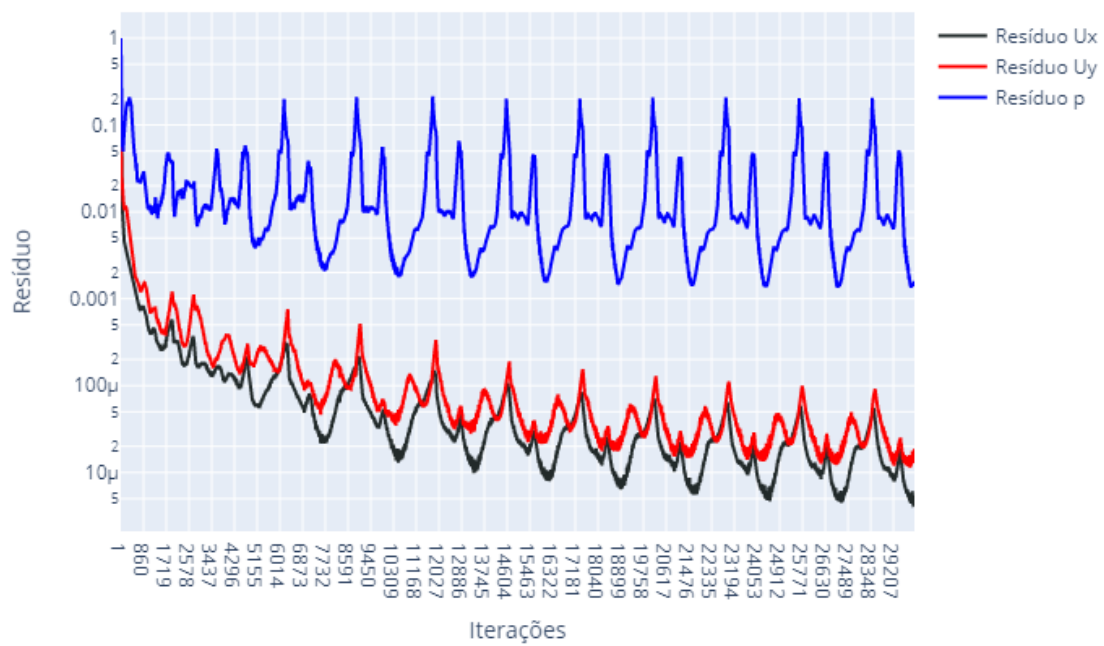
Fonte: Produção do próprio autor

Figura 43 – Resíduos de velocidade e pressão para simulação permanente, AoA = 15°.



Fonte: Produção do próprio autor

Figura 44 – Resíduos de velocidade e pressão para simulação permanente, AoA = 20°.



Fonte: Produção do próprio autor

4.2 SIMULAÇÃO PERTURBADA

As diferentes simulações forçadas que foram realizadas, variando amplitude e frequência em ordem de grandeza, tiveram resultados muito semelhantes entre si, como mostrado nas tabelas 8, 9, 10, 11 e 12, onde o valor final dos coeficientes de força já estão comparados às simulações não perturbadas.

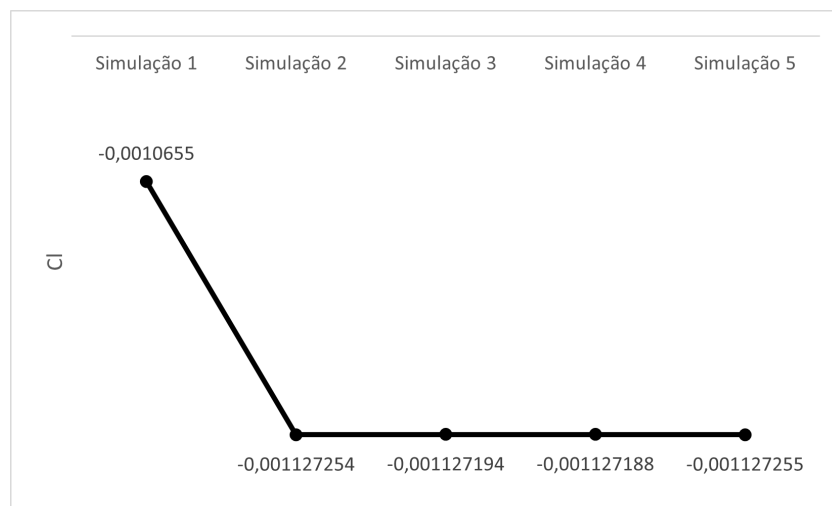
Tabela 8 – Sensibilidade dos parâmetros de perturbação sobre a simulação realizada para $AoA = 0^\circ$.

Nome	Frequência	Amplitude	C_l	C_d
Simulação perturbada 1	0.005	0.016	+91%	+157%
Simulação perturbada 2	0.005	0.0001	+102%	+155%
Simulação perturbada 3	0.005	0.00001	+102%	+155%
Simulação perturbada 4	0.0005	0.00001	+102%	+155%
Simulação perturbada 5	0.05	0.00001	+102%	+155%

Fonte: Produção do próprio autor

Figura 45 – Coeficientes de sustentação e arrasto para simulação perturbada, $AoA = 0^\circ$.

(a) C_l vs Simulação perturbada.



(b) C_d vs Simulação perturbada.

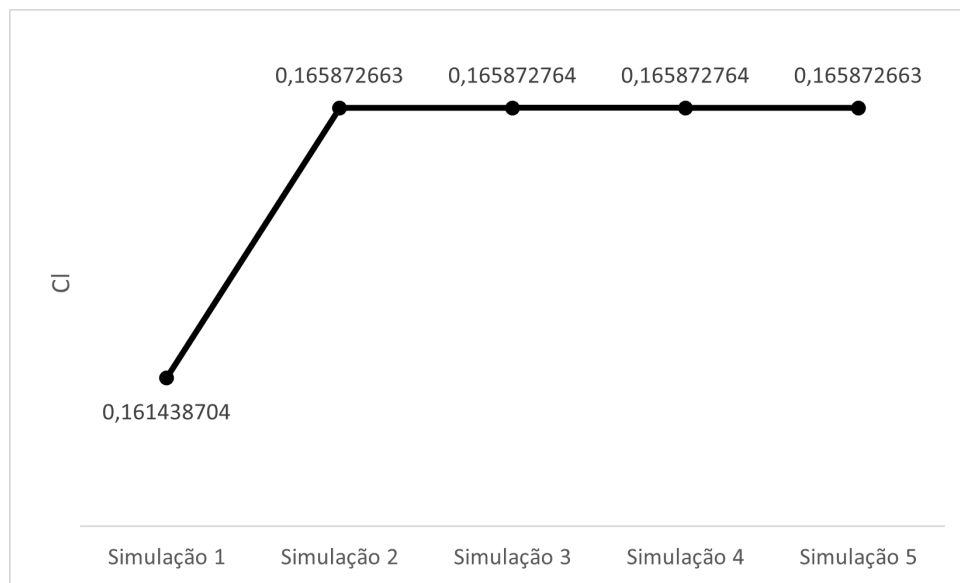
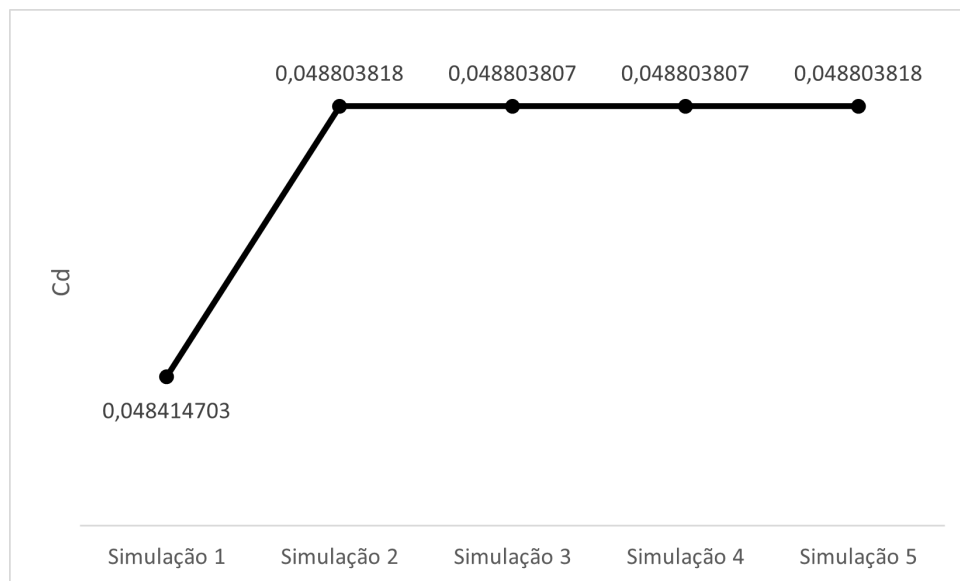


Fonte: Produção do próprio autor

Tabela 9 – Sensibilidade dos parâmetros de perturbação sobre a simulação realizada para $AoA = 5^\circ$.

Nome	Frequência	Amplitude	C_l	C_d
Simulação perturbada 1	0.005	0.016	-66%	+135%
Simulação perturbada 2	0.005	0.0001	-65%	+137%
Simulação perturbada 3	0.005	0.00001	-65%	+137%
Simulação perturbada 4	0.0005	0.00001	-65%	+137%
Simulação perturbada 5	0.05	0.00001	-65%	+137%

Fonte: Produção do próprio autor

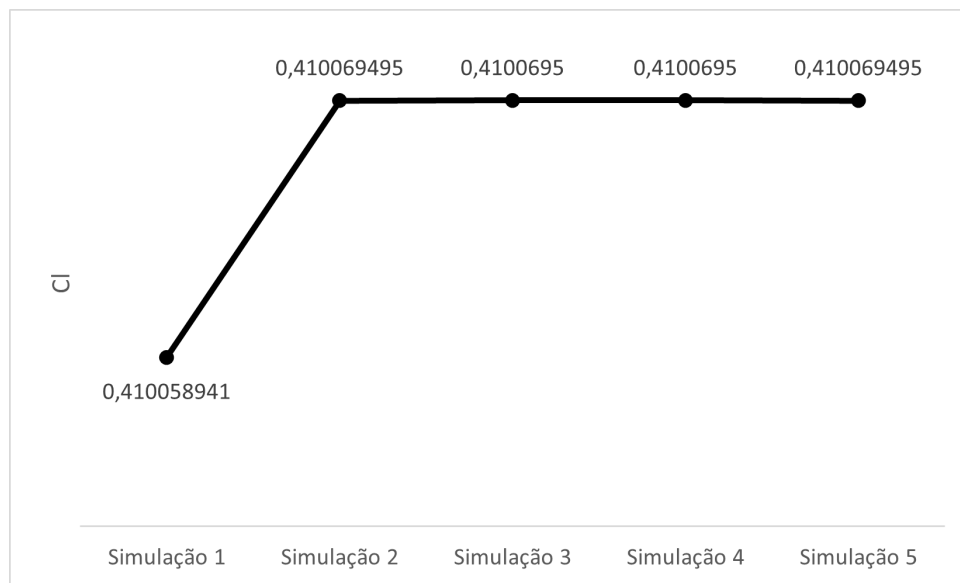
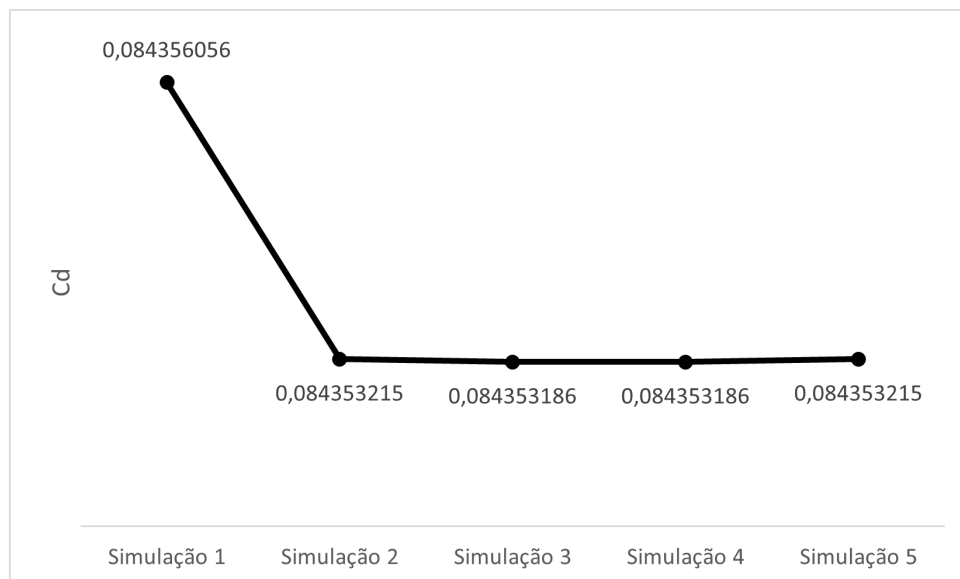
Figura 46 – Coeficientes de sustentação e arrasto para simulação perturbada, $AoA = 5^\circ$.(a) C_l vs Simulação perturbada.(b) C_d vs Simulação perturbada.

Fonte: Produção do próprio autor

Tabela 10 – Sensibilidade dos parâmetros de perturbação sobre a simulação realizada para $AoA = 10^\circ$.

Nome	Frequência	Amplitude	C_l	C_d
Simulação perturbada 1	0.005	0.016	-52%	+118%
Simulação perturbada 2	0.005	0.0001	-52%	+118%
Simulação perturbada 3	0.005	0.00001	-52%	+118%
Simulação perturbada 4	0.0005	0.00001	-52%	+118%
Simulação perturbada 5	0.05	0.00001	-52%	+118%

Fonte: Produção do próprio autor

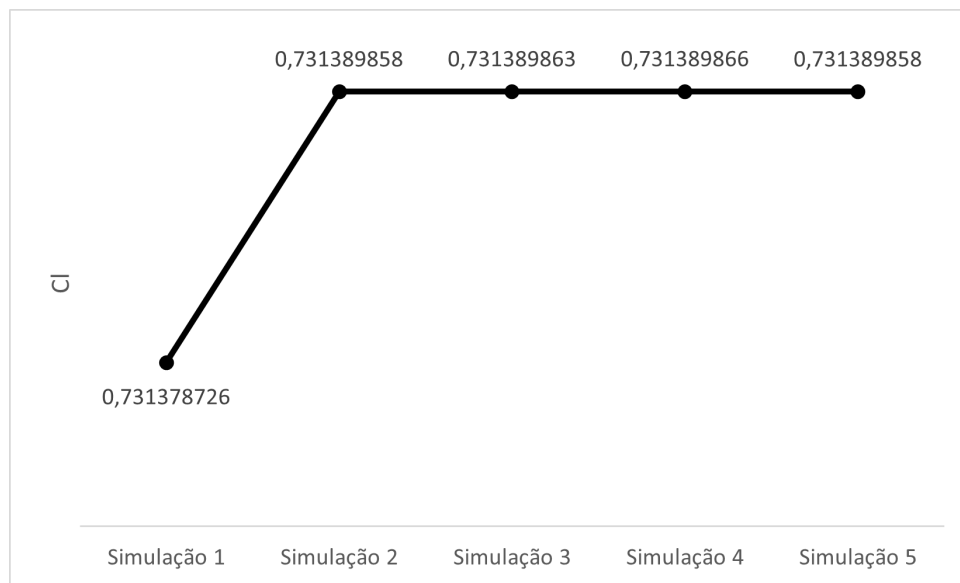
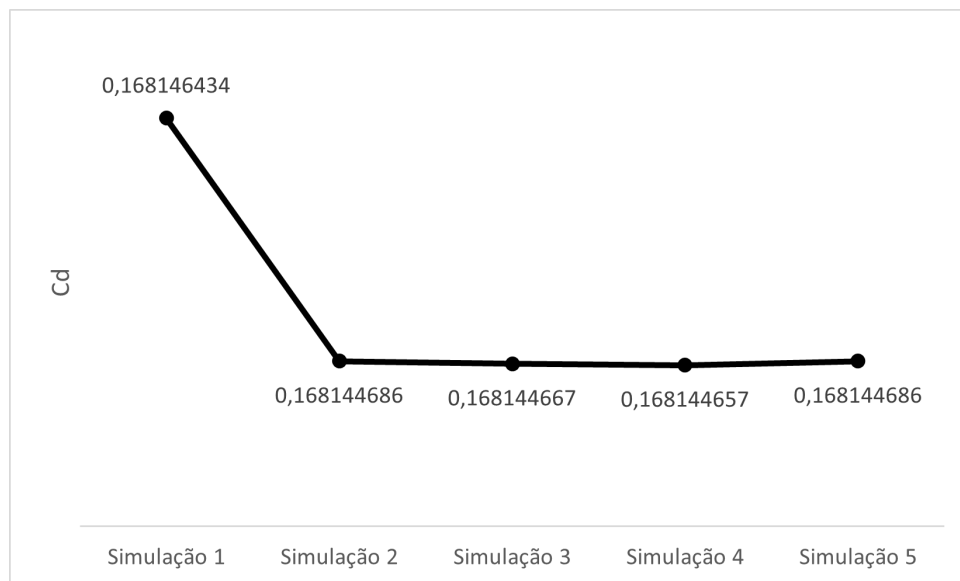
Figura 47 – Coeficientes de sustentação e arrasto para simulação perturbada, $AoA = 10^\circ$.(a) C_l vs Simulação perturbada.(b) C_d vs Simulação perturbada.

Fonte: Produção do próprio autor

Tabela 11 – Sensibilidade dos parâmetros de perturbação sobre a simulação realizada para $AoA = 15^\circ$.

Nome	Frequência	Amplitude	Cl	Cd
Simulação perturbada 1	0.005	0.016	+15%	-23%
Simulação perturbada 2	0.005	0.0001	+15%	-23%
Simulação perturbada 3	0.005	0.00001	+15%	-23%
Simulação perturbada 4	0.0005	0.00001	+15%	-23%
Simulação perturbada 5	0.05	0.00001	+15%	-23%

Fonte: Produção do próprio autor

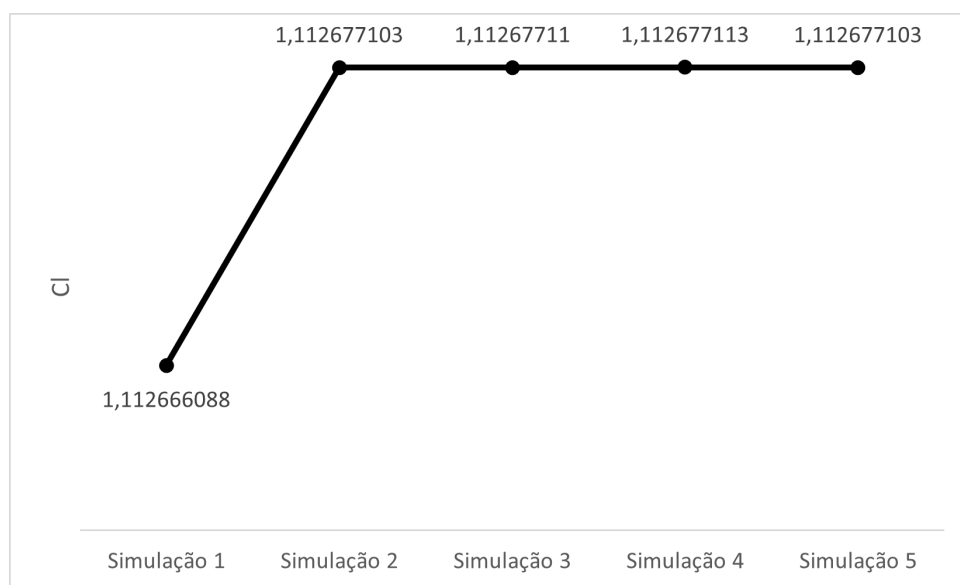
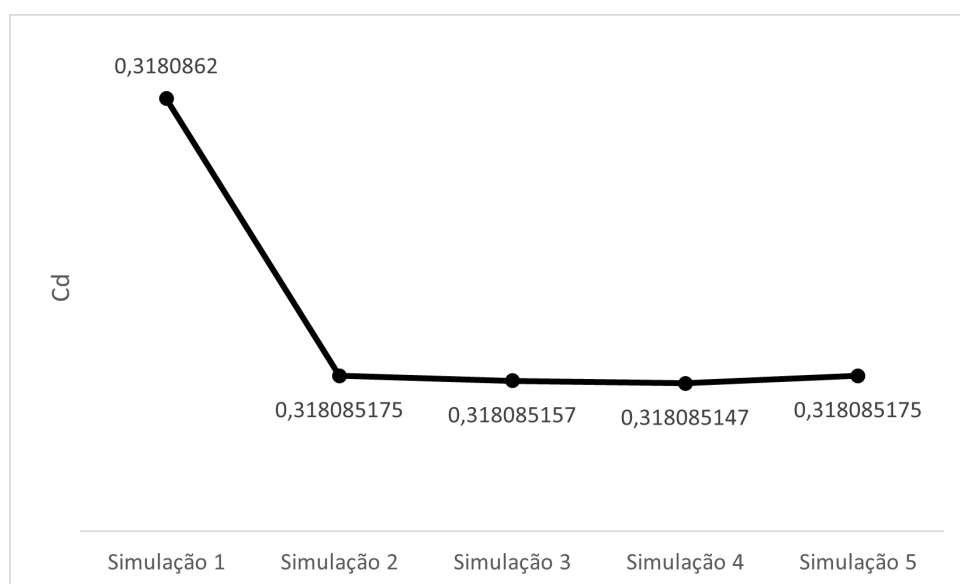
Figura 48 – Coeficientes de sustentação e arrasto para simulação perturbada, $AoA = 15^\circ$.(a) Cl vs Simulação perturbada.(b) Cd vs Simulação perturbada.

Fonte: Produção do próprio autor

Tabela 12 – Sensibilidade dos parâmetros de perturbação sobre a simulação realizada para $AoA = 20^\circ$.

Nome	Frequência	Amplitude	Cl	Cd
Simulação perturbada 1	0.005	0.016	+55%	-4%
Simulação perturbada 2	0.005	0.0001	+55%	-4%
Simulação perturbada 3	0.005	0.00001	+55%	-4%
Simulação perturbada 4	0.0005	0.00001	+55%	-4%
Simulação perturbada 5	0.05	0.00001	+55%	-4%

Fonte: Produção do próprio autor

Figura 49 – Coeficientes de sustentação e arrasto para simulação perturbada, $AoA = 20^\circ$.(a) Cl vs Simulação perturbada.(b) Cd vs Simulação perturbada.

Fonte: Produção do próprio autor

Portanto, uma vez que os valores de coeficiente de força foram convergidos a partir da alteração de

parâmetros da perturbação, os valores calculados para a simulação permanente foram comparados com os obtidos da com perturbação. Para efeito comparativo utilizou-se a simulação 4 como referência para os cálculos, no entanto, por conta da ínfima diferença entre os valores para os parâmetros distintos, a utilização de quaisquer valores resultariam nos mesmos resultados.

Tabela 13 – Comparação entre as simulação permanente e perturbada.

AoA [°]	Coeficiente de Sustentação	Coeficiente de Arrasto	Eficiência aerodinâmica (C_l/C_d)
0	+ 102%	+ 155%	-21%
5	- 65%	+ 137%	-85%
10	- 52%	+ 118%	-78%
15	+ 15%	- 23%	+49%
20	+ 55%	- 4%	+62%

Fonte: Produção do próprio autor

Dado que os valores para $AoA = 0^\circ$ são muito próximos de 0, a divisão entre os termos comparativos geram porcentagens muito altas, portanto, desconsidera-se o cálculo para tal ângulação. Dessa forma, verifica-se que os valores comparativos das simulações perturbadas só são eficazes para quando há presença de bolhas de separação laminares ou até mesmo separação do escoamento sobre o aerofólio, que ocorre para os ângulos de ataque $AoA = 15^\circ$ e $AoA = 20^\circ$. Como observado na Tabela 13, para estes dois ângulos, há uma elevação no valor do coeficiente de sustentação e um decréscimo no valor do coeficiente de arrasto, ambos fenômenos positivos.

5 CONCLUSÃO

Este trabalho teve como objetivo realizar um estudo acerca da amplificação de perturbações em bolhas de separação, ou seja, um estudo sobre o controle ativo do escoamento por meio da inserção de perturbação ao modelo. As simulações foram realizadas através do software open-source OpenFOAM, utilizando os solvers de regime permanente (*simpleFoam*) e regime transiente (*pisoFoam*), além de outros softwares como o XFLR5, utilizado para calcular simulações bidimensionais invíscidas e o *Paraview*, software responsável pelo pós processamento das simulações realizadas.

Os resultados obtidos pelas simulações permanentes evidenciaram a formação de bolhas de separação, bem como a localização dos pontos de separação e recolamento. Quando os resultados obtidos são comparados com os dados experimentais, os valores simulados se aproximam muito para valores mais baixos de ângulos de ataque, já que a presença de fenômenos não lineares como bolha de separação possibilitam divergências maiores em relação aos valores experimentais por conta dos modelos de solução computacional adotados. Além disso, a visualização dos campos de velocidade e pressão sobre o aerofólio favorecem a identificação das zonas de recirculação e bolhas de separação do escoamento, que em conjunto com os resultados numéricos comprovam os fenômenos estudados.

Com a aplicação de uma perturbação sobre o escoamento, foi possível perceber uma piora nos resultados para baixos ângulos de ataque, uma vez que nessas condições o fluxo de fluido se encontra bem definido e comportado sobre o objeto de estudo e a perturbação acaba por provocar instabilidades na região da camada limite. No entanto, a partir do momento no qual há presença de picos de pressão mais fortes próximas ao bordo de ataque, a perturbação pode auxiliar no recolamento do fluxo de fluido, o que provoca um aumento do coeficiente de sustentação e uma diminuição do coeficiente de arrasto, uma vez que a separação tende a ocorrer mais próxima do bordo de fuga do aerofólio.

Uma vez que as simulações calculadas a partir de softwares simplificados como o XFLR5 se mostram insuficientes e distantes dos valores reais e a realização de um experimento que represente fidedignamente a física do problema é cara e de extrema dificuldade, a utilização das simulações em CFD se fazem plausíveis e necessárias para a indústria geral. Mesmo contando com erros numéricos, os modelos produzidos e calculados através da aerodinâmica dos fluidos computacional se aproximam de forma satisfatória dos resultados reais, como pode ser visto a partir desse trabalho.

SUGESTÕES PARA CONTINUAÇÃO E APRIMORAMENTO DO TRABALHO

Como continuação deste trabalho, há possibilidade de realizar simulações para ângulos de ataques intermediários àqueles até então estudados, além de estudar sobre a inserção de diferentes tipos de ondas, como cossenoidais, além da localização do ponto de aplicação da perturbação. Ademais, um estudo sobre dispositivos capazes de realizar as perturbações estudadas em uma superfície como a de um aerofólio faz-se necessário, uma vez que dispositivos utilizados atualmente, como os de sucção, podem sofrer corriqueiramente de entupimentos e mal funcionamentos. Por fim, como forma de aprimorar o trabalho já desenvolvido, aconselha-se uma maior discretização da malha, além de modificações pontuais nos *solvers* com o intuito de atingir os critérios de convergência.

REFERÊNCIAS

- ALLMARAS, S. R.; JOHNSON, F. T. Modifications and clarifications for the implementation of the spalart-allmaras turbulence model. In: **Seventh international conference on computational fluid dynamics (ICCFD7)**. [S.l.: s.n.], 2012. p. 1–11.
- CEBECI, T.; MOSINSKIS, G.; SMITH, A. M. Calculation of separation points in incompressible turbulent flows. **Journal of Aircraft**, v. 9, n. 9, p. 618–624, 1972.
- COLLINS, F. G.; ZELENÉVITZ, J. Influence of sound upon separated flow over wings. **AIAA journal**, v. 13, n. 3, p. 408–410, 1975.
- DONOVAN, J.; KRAL, L.; CARY, A. Active flow control applied to an airfoil. In: **36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit**. [S.l.: s.n.], 1998. p. 210.
- FERZIGER, J. H.; PERIC, M. **Computational methods for fluid dynamics**. [S.l.]: Springer Science & Business Media, 2012.
- GEUZAINÉ, C.; REMACLE, J.-F. Gmsh: A 3-d finite element mesh generator with built-in pre-and post-processing facilities. **International journal for numerical methods in engineering**, Wiley Online Library, v. 79, n. 11, p. 1309–1331, 2009.
- GREENBLATT, D.; WYGNANSKI, I. J. The control of flow separation by periodic excitation. **Progress in aerospace Sciences**, Elsevier, v. 36, n. 7, p. 487–545, 2000.
- GREENSHIELDS, C. J. Openfoam user guide. **OpenFOAM Foundation Ltd, version**, v. 3, n. 1, p. e2888, 2015.
- HAK, M. Gad-el. Modern developments in flow control. 1996.
- JONES, W.; LAUNDER, B. E. The prediction of laminarization with a two-equation model of turbulence. **International journal of heat and mass transfer**, Elsevier, v. 15, n. 2, p. 301–314, 1972.
- JOSLIN, R. D.; MILLER, D. N. **Fundamentals and applications of modern flow control**. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2009.
- JR, J. D. A. **Fundamentals of aerodynamics**. [S.l.]: Tata McGraw-Hill Education, 2010.
- MANGIAROTTY, R. A. **Control of laminar flow in fluids by means of acoustic energy**. [S.l.]: Google Patents, 1989. US Patent 4,802,642.
- MCCULLOUGH, G. B.; GAULT, D. E. **Boundary-layer and stalling characteristics of the NACA 64A006 airfoil section**. [S.l.], 1949.
- MEIER, H. U.; MAIER, A.; ZHOU, M. D. **Method and apparatus for influencing a laminar turbulent boundary layer transition on bodies in flow**. [S.l.]: Google Patents, 1991. US Patent 4,989,810.
- MENTER, F. Zonal two equation kw turbulence models for aerodynamic flows. In: **23rd fluid dynamics, plasmadynamics, and lasers conference**. [S.l.: s.n.], 1993. p. 2906.
- MENTER, F. R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. **AIAA journal**, v. 32, n. 8, p. 1598–1605, 1994.

- MENTER, F. R.; KUNTZ, M.; LANGTRY, R. Ten years of industrial experience with the sst turbulence model. **Turbulence, heat and mass transfer**, v. 4, n. 1, p. 625–632, 2003.
- MITRA, A.; RAMESH, O. New correlation for the prediction of bursting of a laminar separation bubble. **AIAA Journal**, American Institute of Aeronautics and Astronautics, v. 57, n. 4, p. 1400–1408, 2019.
- NASA. **Turbulence Modeling Resource**. 2021. Disponível em: <https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012_val_sst.html>.
- NUBER, R. J.; JR, J. R. N. **Exploratory wind-tunnel investigation of the effectiveness of area suction in eliminating leading-edge separation over an NACA 641A212 airfoil**. [S.l.], 1948.
- RAVINDRAN, S. **Active control of flow separation over an airfoil**. [S.l.], 1999.
- REZENDE, A. L. T. Análise numérica da bolha de separação do escoamento turbulento sobre placa plana fina inclinada. 2009.
- RODRÍGUEZ, D.; GENNARO, E. M.; SOUZA, L. F. Self-excited primary and secondary instability of laminar separation bubbles. **Journal of Fluid Mechanics**, Cambridge University Press, v. 906, 2021.
- SCHUBAUER, G. B.; SKRAMSTAD, H. K. Laminar boundary-layer oscillations and transition on. **Journal of research of the National Bureau of Standards**, The Bureau, v. 38, p. 251, 1947.
- SOUZA, J. F. A. d. et al. Uma revisão sobre a turbulência e sua modelagem. **Revista Brasileira de Geofísica**, SciELO Brasil, v. 29, n. 1, p. 21–41, 2011.
- SPALART, P.; ALLMARAS, S. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows. In: **30th aerospace sciences meeting and exhibit**. [S.l.: s.n.], 1992. p. 439.
- SQUILLACOTE, A. H. et al. **The paraview guide**. [S.l.]: Kitware Clifton Park, NY, 2007. v. 366.
- SRINIVAS, V. Shape optimization of a car body for drag reduction and to increase downforce. **JNT University Anantapur**, 2016.
- VERSTEEG, H.; MALALASEKERA, W. An introduction to computational fluid dynamics. **The finite volume method**, 1995.
- WU, J.-Z. et al. Post-stall flow control on an airfoil by local unsteady forcing. **Journal of Fluid Mechanics**, Cambridge University Press, v. 371, p. 21–58, 1998.
- YEH, C.-A.; TAIRA, K. Resolvent-analysis-based design of airfoil separation control. **Journal of Fluid Mechanics**, Cambridge University Press, v. 867, p. 572–610, 2019.
- ZAFI, N. A.; HOSSAIN, M. A.; MIM, M. T. I. Experimental study of naca 0012 airfoil with slanted drills through the body. Interdisciplinary Graduate School of Engineering Sciences, Kyushu University, 2020.
- ZAMAN, K.; MCKINZIE, D.; RUMSEY, C. A natural low-frequency oscillation of the flow over an airfoil near stalling conditions. **Journal of Fluid Mechanics**, Cambridge University Press, v. 202, p. 403–442, 1989.