

UNIVERSIDADE FEDERAL DE ITAJUBÁ
INSTITUTO DE ENGENHARIA MECÂNICA
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

ANÁLISE NUMÉRICA DO ESCOAMENTO EM PERFIS
AERODINÂMICOS COM DISPOSITIVOS HIPERSUSTENTADORES

Pietro Olegário da Silva

Itajubá, março de 2023

UNIVERSIDADE FEDERAL DE ITAJUBÁ
INSTITUTO DE ENGENHARIA MECÂNICA
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

Pietro Olegário da Silva

**ANÁLISE NUMÉRICA DO ESCOAMENTO EM PERFIS AERODINÂMICOS COM
DISPOSITIVOS HIPERSUSTENTADORES**

Dissertação submetida ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica como parte dos requisitos para obtenção do Título de **Mestre em Engenharia Mecânica**

Área de Concentração: **Térmica, Fluidos e Máquinas de Fluxo**

Orientadora: **Profa. Dra. Ana Lúcia Fernandes de Lima e Silva**

Itajubá, março de 2023

UNIVERSIDADE FEDERAL DE ITAJUBÁ
INSTITUTO DE ENGENHARIA MECÂNICA
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

Pietro Olegário da Silva

**ANÁLISE NUMÉRICA DO ESCOAMENTO EM PERFIS AERODINÂMICOS COM
DISPOSITIVOS HIPERSUSTENTADORES**

Dissertação aprovada por banca examinadora em 13 de março de 2023,
conferindo ao autor o título de **Mestre em Engenharia Mecânica**.

Banca Examinadora:

Prof. Dr. Elisan dos Santos Magalhães - ITA

Prof. Dr. Sebastião Simões da Cunha Júnior - UNIFEI

Profa. Dra. Ana Lúcia Fernandes de Lima e Silva (Orientadora) - UNIFEI

Itajubá, março de 2023

Agradecimentos

Primeiramente eu gostaria de agradecer a minha esposa Maria Tereza Mancini Silva pelo apoio e incentivo de sempre, principalmente nos momentos mais difíceis onde a única coisa que vem na cabeça é desistir.

A professora Ana Lúcia Fernandes de Lima e Silva, pelo imenso aprendizado fornecido, além do incentivo, paciência e apoio durante todo a pesquisa.

A toda minha família que sempre me apoiaram e fazem parte da minha história. Em especial aos meus pais, Maria Egnés da Silva e Luiz Sávio da Silva.

Ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Itajubá (Unifei) pela oportunidade.

Ao Instituto de Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Itajubá que proporciona a licença do software COMSOL Multiphysics.

Resumo

SILVA, P. O. **Análise Numérica do Escoamento em Perfis Aerodinâmicos com Dispositivos Hipersustentadores**. Dissertação de Mestrado em Engenharia Mecânica - Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Itajubá. Itajubá-MG, p. 68. 2023.

No setor aeronáutico, um tipo de geometria bastante utilizado nos estudos em aerodinâmica são os dispositivos hipersustentadores. Esses corpos localizados nos bordos de ataque e de fuga das asas do avião, são responsáveis no aumento de sustentação, como por exemplo nos momentos de decolagem e aterrissagem onde as condições aerodinâmicas são tão diferentes que tal asa necessitam desses dispositivos para obter o coeficiente de sustentação necessário. Apresenta-se neste trabalho, um estudo da dinâmica dos escoamentos envolvendo o perfil aerodinâmico NACA0012 com e sem dispositivos hipersustentadores, com o objetivo de uma melhor compreensão dos efeitos envolvidos bem como definir dentre as geometrias avaliadas a de melhor desempenho em maximizar a sustentação e reduzir o arrasto. Para os estudos numéricos, as equações de Navier-Stokes foram resolvidas para obter os resultados por meio do software COMSOL Multiphysics que é baseado no Método dos Elementos Finitos. Todas as simulações foram realizadas no Laboratório de Transferência de Calor (LabTC) da Universidade Federal de Itajubá. Inicialmente as simulações foram feitas sobre o perfil NACA0012, chamado de perfil base e em seguida foi adicionado um *flap* a 10° no seu bordo de fuga. Observou-se que a adição do *flap* gera um ganho nos valores dos coeficientes de sustentação e arrasto para um mesmo ângulo de ataque. Um terceiro teste foi realizado para o perfil base com a adição do *flap*, onde fixou-se o perfil base a 7° e variou-se o ângulo do *flap*, mostrando que a medida que o ângulo aumenta o coeficiente de sustentação aumenta também, isso ocorre devido ao aumento da curvatura do perfil. Outra simulação realizada foi adicionando um *slat* no bordo de ataque, comprovando que esse dispositivo adia o estol. Por último, realizou-se um teste adicionando um *slat* e um *flap* no perfil base, afirmando que a combinação desses três elementos gera um valor maior do coeficiente de sustentação e uma melhor distribuição do coeficiente de pressão. Com base na variação do ângulo de ataque, foram realizadas análises qualitativas e quantitativas dos resultados dos campos de linhas de corrente, vorticidade e pressão e dos coeficientes aerodinâmicos para um número de Reynolds igual a 1000.

Palavra-chave: Dispositivos Hipersustentadores, Perfil NACA0012, Estudo Numérico, COMSOL Multiphysics e Ângulo de Ataque.

Abstract

SILVA, P. O. **Numerical Analysis of Flow in Airfoils With High Lift Devices**. Master's Dissertation in Mechanical Engineering - Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Itajubá. Itajubá-MG, p. 68. 2023.

In the aeronautical sector, a type of geometry widely used in studies in aerodynamics are the high lift devices. These bodies located on the leading and trailing edges of the aircraft's wings are responsible for increasing lift, for example, during takeoff and landing where the aerodynamic conditions are different, the wings need these devices to obtain the necessary lift coefficient. This work presents a study of the flow dynamic involving the aerodynamic airfoil NACA0012 with and without high lift devices, where the objective is to have a better understanding of the effects involved and to define among the evaluated geometries, the one with the best performance in maximizing lift and reduce drag. For the numerical studies, the Navier-Stokes equations were solved to obtain the results using the COMSOL Multiphysics software, which is based on the Finite Element Method. All simulations were carried out in the Heat Transfer Laboratory (LabTC) on the Federal University of Itajubá. Initially, the simulations were performed on the NACA0012 airfoil, called the base airfoil, and then a flap at 10° was added to its trailing edge. It was observed that the addition of the flap generates an increase in the values of the lift and drag coefficients for the same angle of attack. A third test was carried out for the base airfoil with the addition of the flap, where the base airfoil was fixed at 7° and the flap angle was varied, showing that as the angle increases the lift coefficient also increases, this occurs due to the increased curvature of the airfoil. Another simulation performed was adding a slat on the leading edge, proving that this device postpones the stall. Finally, a test was carried out adding a slat and a flap to the base airfoil, stating that the combination of these three elements generates a higher value of the lift coefficient and a better distribution of the pressure coefficient. Based on the angle of attack variation, it were performed qualitative and quantitative analyzes of the results of the streamline fields, vorticity fields, pressure fields and aerodynamic coefficients for a Reynolds number equal 1000.

Keywords: High Lift Devices, NACA0012 Airfoil, Numerical Study, COMSOL Multiphysics and Angle of Attack.

SUMÁRIO

LISTA DE ILUSTRAÇÕES	vi
LISTA DE SÍMBOLOS	viii
CAPÍTULO 1 - INTRODUÇÃO.....	1
CAPÍTULO 2 - REVISÃO DA LITERATURA.....	8
2.1 Introdução.....	8
2.2 Trabalhos utilizando o Método dos Elementos Finitos/COMSOL	8
2.3 Trabalhos envolvendo perfis aerodinâmicos com e sem hipersustentadores	13
CAPÍTULO 3 - METODOLOGIA MATEMÁTICA	24
3.1 Formulação matemática.....	24
3.2 Forças aerodinâmicas	25
3.3 Parâmetros adimensionais relevantes do escoamento estudado	26
CAPÍTULO 4 - MODELAGEM NUMÉRICA.....	28
4.1 Introdução.....	28
4.2 Método de Elementos Finitos (MEF) e características da malha gerada pelo COMSOL	28
4.3 Acoplamento pressão-velocidade	31
4.4 Escolha do <i>solver</i>	32
4.5 Metodologia para discretização temporal.....	32
4.5.1 Escolha do Passo de Tempo	34
4.6 Métodos para discretização espacial.....	34
4.7 Equações para o cálculo dos coeficientes de sustentação e arrasto	36
CAPÍTULO 5 - RESULTADOS E DISCUSSÃO	40
5.1 Testes de refinamento de malha	44
5.2 Análise do perfil NACA0012 simples e com dispositivos hipersustentadores	46
5.2.1 Visualização dos campos do escoamento.....	46
5.2.2 Campos instantâneos de linhas de corrente do perfil base em $\alpha=7^\circ$ para diferentes deflexões do <i>flap</i>	54

5.2.3 Campos instantâneos das linhas de corrente do perfil com <i>slat</i>	55
5.2.4 Resultados dos coeficientes aerodinâmicos.....	57
5.2.5 Comparação dos resultados do coeficiente de pressão (C_p) para o perfil base e o perfil com <i>slat</i> e <i>flap</i>	60
CAPÍTULO 6 - CONCLUSÕES E SUGESTÕES DE TRABALHOS FUTUROS	62
REFERÊNCIAS	65

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1. Imagem do voo do 14-Bis em Paris.	1
Figura 2. Seção transversal de uma asa.	2
Figura 3. Parâmetros essenciais do perfil da asa.	3
Figura 4. Perfil aerodinâmico multielementos.	3
Figura 5. Relação da pressão com a velocidade no escoamento sobre o perfil ilustrando o gradiente adverso de pressão.	4
Figura 6. Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para diferentes configurações de perfil.	5
Figura 7. Condições de contorno na fronteira do domínio.	25
Figura 8. Forças aerodinâmicas.	26
Figura 9. Malha bidimensional com elementos triangulares.	29
Figura 10. Diferentes tipos de elementos finitos.	29
Figura 11. Malha bidimensional com elementos triangulares.	30
Figura 12. Seleção detalhada da integral de linha.	37
Figura 13. Representação do escoamento sendo imposto horizontalmente.	39
Figura 14. Representação do escoamento não sendo imposto horizontalmente.	39
Figura 15. Geometria do perfil base.	41
Figura 16. Geometria do perfil com flap a 10°	41
Figura 17. Geometria do perfil a 7° com θ do flap variando.	42
Figura 18. Geometria do perfil com slat.	42
Figura 19. Geometrias do perfil com slat e flap.	42
Figura 20. Dimensões do domínio utilizadas nas simulações.	43
Figura 21. Malha não estruturada com elementos triangulares utilizada em todas as simulações.	44
Figura 22. Vista do refinamento da malha próxima ao perfil NACA0012.	44
Figura 23. Comparação dos campos instantâneos de linhas de corrente do perfil simples (coluna da esquerda) com o perfil com flap defletido a 10° (coluna da direita) para ângulos de ataque de $\alpha=5^\circ$ a 30° e instante de tempo $t=2000s$	47
Figura 24. Campo de vorticidade ao longo do tempo para o perfil simples com $\alpha=15^\circ$	50
Figura 25. Campo de vorticidade ao longo do tempo para o perfil com adição de um flap a 10° com $\alpha=15^\circ$	51

Figura 26. Campo de pressão instantâneo para diferentes ângulos de ataque. Perfil NACA0012 isolado (coluna da esquerda) e perfil NACA0012 com adição de flap a 10° (coluna da direita).	53
Figura 27. Campos instantâneos de linhas de corrente para o perfil NACA0012 posicionado a $\alpha=7^\circ$ com diferentes deflexões do flap.	54
Figura 28. Campos instantâneos de linhas de corrente para o perfil NACA0012 com slat	56
Figura 29. Comparação dos coeficientes de sustentação em função do ângulo de ataque.....	57
Figura 30. Comparação da polar de arrasto do perfil simples e dos perfis com adição de dispositivos hipersustentadores.	58
Figura 31. Coeficiente de pressão para o perfil base.....	61
Figura 32. Coeficiente de pressão para o perfil base com slat e flap.	61

LISTA DE SÍMBOLOS

Letras latinas:

c	Corde do perfil aerodinâmico	[m]
t	Espessura do perfil aerodinâmico	[m]
\vec{F}_R	Força de resultante	[N]
F_N	Força normal	[N]
F_A	Força axial	[N]
F_S	Força de sustentação	[N]
F_a	Força de arrasto	[N]
C_S	Coefficiente de sustentação	[-]
C_a	Coefficiente de arrasto	[-]
C_p	Coefficiente de pressão	[-]
Re	Número de Reynolds	[-]
Ma	Número de Mach	[-]
p	Pressão	[Pa]
V	Velocidade do escoamento	[m/s]
\vec{V}	Vetor de velocidade	[m/s]
q	Pressão dinâmica	[Pa]
u	Componente da velocidade na direção x	[m/s]
v	Componente da velocidade na direção y	[m/s]
w	Componente da velocidade na direção z	[m/s]
F	Fonte arbitrária	[m/s ²]

Letras gregas:

α	Ângulo de ataque do perfil	[-]
θ	Ângulo de ataque do <i>flap</i>	[-]
β	Vetor de velocidade convectiva	[m/s]
ρ	Massa específica do ar	[kg/m ³]
μ	Viscosidade dinâmica	[Pa·s]
\vec{g}	Vetor gravidade	[m/s ²]
$\vec{\tau}$	Tensor das tensões viscosas	[Pa]

Operadores:

$\vec{\nabla}$	Operador Nabla
∇^2	Laplaciano
∂	Derivada Parcial
\int	Integral
Σ	Somatório
Δ	Varição

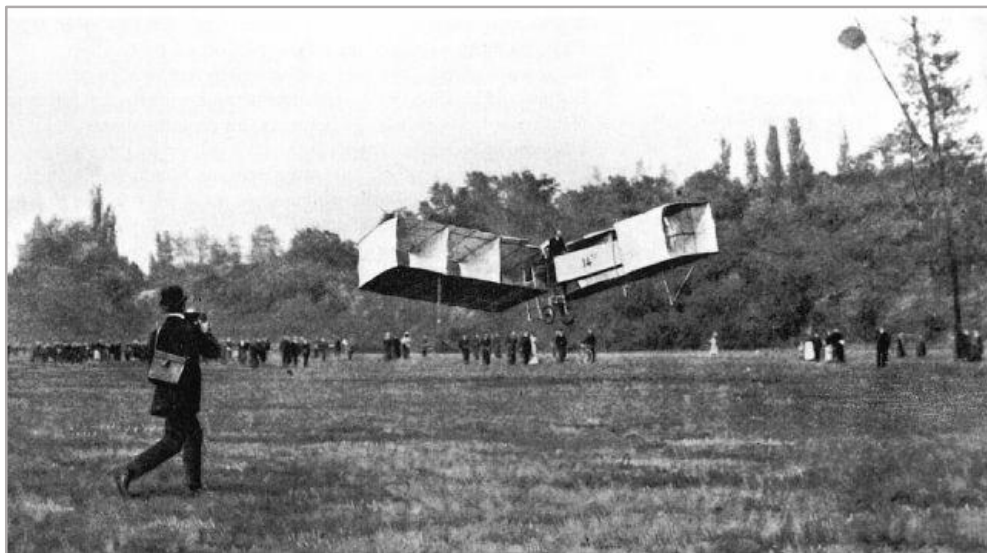
Siglas:

<i>MEF</i>	Método dos Elementos Finitos
<i>MVF</i>	Método dos Volumes Finitos
<i>MDF</i>	Método das Diferenças Finitas
<i>CFD</i>	Computational Fluid Dynamics
<i>RANS</i>	Reynolds Averaged Navier-Stokes
<i>ALE</i>	Arbitrary Lagrangian Eulerian
<i>GMRES</i>	Generalized Minimum Residual
<i>FGMRES</i>	Flexible Generalized Minimum Residual
<i>BiCGStab</i>	Biconjugate Gradient Stabilized
<i>TFQMR</i>	Transpose-Free Quasi-Minimal Residual
<i>BDF</i>	Backward Differentiations Formula
<i>DNS</i>	Direct Numerical Simulation
<i>SST</i>	Shear Stress Transport
<i>CAD</i>	Computer Aided Design
<i>DSMC</i>	Direct Simulation Monte Carlo

CAPÍTULO 1 - INTRODUÇÃO

Em 1906 na capital francesa Paris, o brasileiro Alberto Santos Dumont concretizou o desejo do homem de poder voar, utilizando uma aeronave batizada de 14-Bis com propulsão mecânica, sendo esta máquina voadora mais pesada que o ar, ilustrada na Fig. 1. Após o surgimento das aeronaves e automóveis, o estudo da aerodinâmica voltou para reduzir o atrito com o ar e aumentar a força de sustentação, começou a ganhar importância, já que estes necessitavam se locomover com menor consumo de combustível e mais velocidade.

Figura 1. Imagem do voo do 14-Bis em Paris.



Fonte: <https://pt.m.wikipedia.org/wiki/14-Bis>

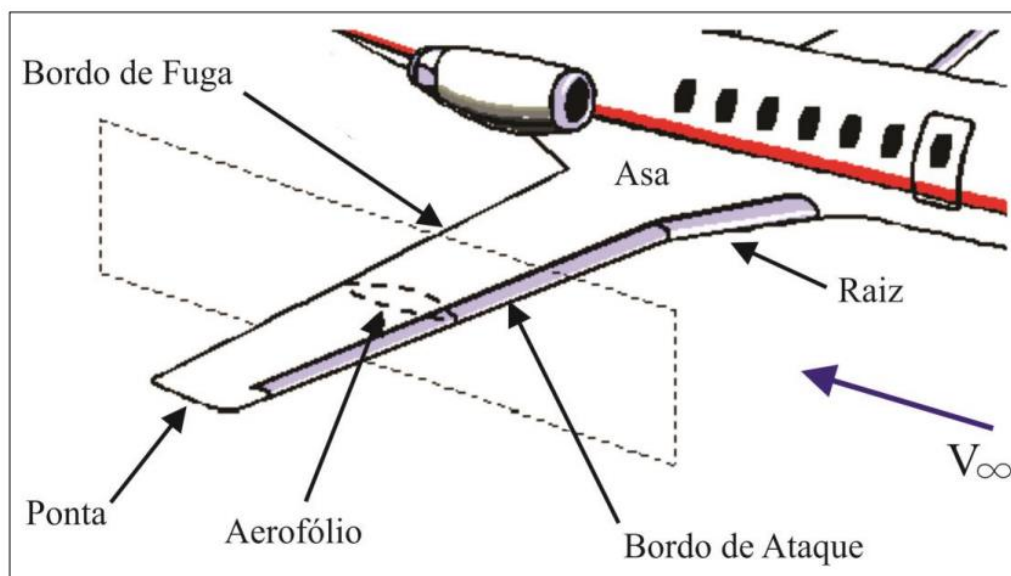
Neste início de desenvolvimento, o estudo da aerodinâmica teve um grande salto, devido a necessidade de aperfeiçoar as aeronaves e melhorar o desempenho de voo. Como exemplos de avanços neste assunto, pode-se destacar as aeronaves com velocidade que ultrapassam a barreira do som, aeronaves com capacidade de realizar voos transcontinentais e espaçonaves capazes de realizar voos espaciais. Atualmente as aeronaves comerciais necessitam cada vez mais de melhorias no projeto de suas asas para que em condições de cruzeiro sejam capazes de atingir o desempenho desejado.

O desenvolvimento de uma aeronave envolve a conexão de vários sistemas interligados e que são fortemente dependentes da área de aerodinâmica, bem como aos fatores de

estabilidade, desempenho e estruturas, exigindo amplamente a aplicação dos conceitos de engenharia. Além disso, é importante mencionar que as forças que o fluido exerce no corpo influenciam diretamente na capacidade de voo da aeronave, logo se torna essencial entender a dinâmica do escoamento ao longo do tempo.

A aerodinâmica permite entender e explicar os diferentes fenômenos que um fluido provoca em um determinado corpo quando há um movimento relativo entre eles, bem como tirar o máximo de proveito que eles podem fornecer. Pode-se citar como exemplos onde o fluido interage diretamente com o corpo, o escoamento ao redor das asas de uma aeronave, através das pás de uma turbina ou em um compressor, entre outras. As asas de uma aeronave podem ser analisadas utilizando a seção transversal, os chamados perfis aerodinâmicos ou aerofólios, que ao se moverem através de um fluido, geram uma distribuição de pressão em sua superfície (DONINI, 2014). Estas diferenças de pressão somadas aos efeitos viscosos do fluido sobre o corpo resultam nas forças de sustentação e arrasto. Como exemplo, na Figura 2, o perfil da asa de uma aeronave é ilustrado e a nomenclatura utilizada é também mostrada para uma melhor compreensão.

Figura 2. Seção transversal de uma asa.

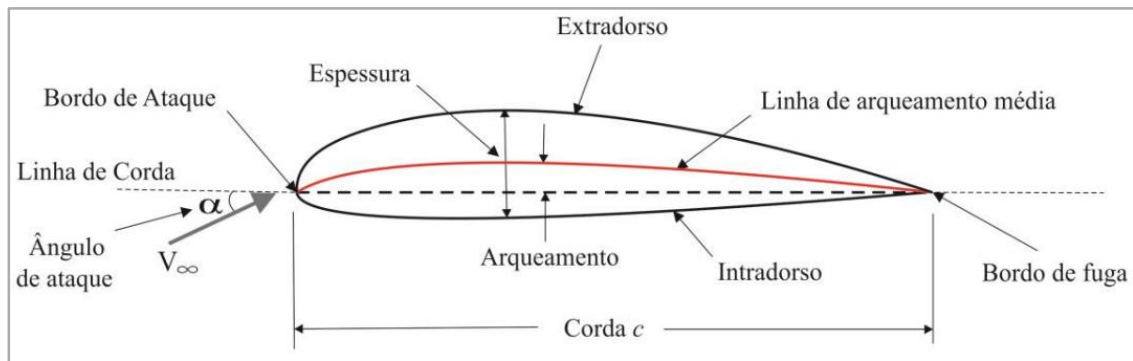


Fonte: Donini (2014)

De um modo geral, pode-se afirmar que os estudos da aerodinâmica do escoamento ao redor de perfis apresentam grande importância, pois possibilitam investigar os parâmetros aerodinâmicos que influenciam o comportamento de uma asa durante o voo das aeronaves. A Figura 3 ilustra um perfil aerodinâmico e alguns parâmetros relevantes além da nomenclatura utilizada. Nesta figura é mostrada um perfil assimétrico que apresenta curvas diferentes no

extradorso e no intradorso. A linha de corda (c) mostra a menor distância entre os pontos no bordo de ataque e no bordo de fuga. O ângulo entre a direção do escoamento e a linha de corda, α , é denominado ângulo de ataque.

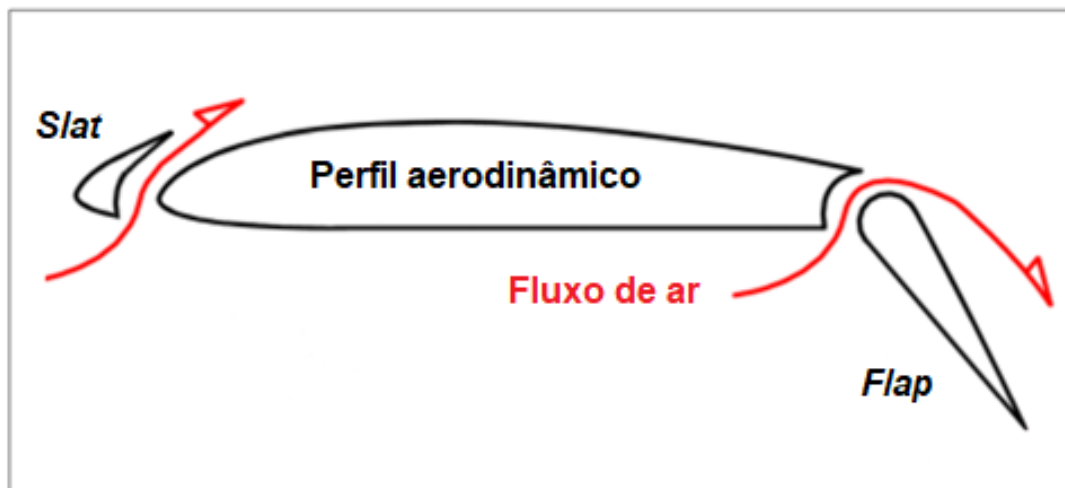
Figura 3. Parâmetros essenciais do perfil da asa.



Fonte: Donini (2014).

Além do perfil simples mostrado na Figura 3 são também estudados os perfis multielementos onde são utilizados os dispositivos hipersustentadores. Nos momentos de aterrissagem ou na decolagem por exemplo, as condições aerodinâmicas são diferentes e, portanto, são acionados os dispositivos hipersustentadores que modificam tanto a curvatura quanto comprimento total da asa e também o ângulo de ataque. Na Figura 4 é possível visualizar dois tipos, os *slats* localizados no bordo de ataque e os *flaps* posicionados no bordo de fuga.

Figura 4. Perfil aerodinâmico multielementos.

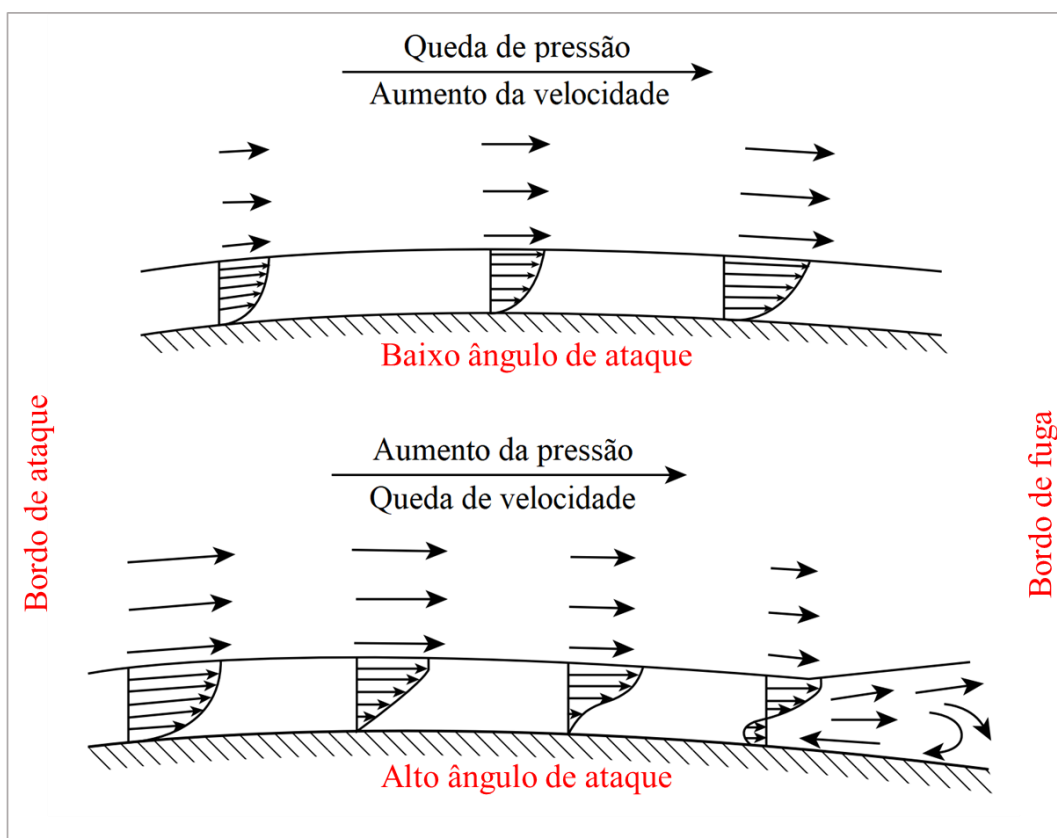


Fonte: Adaptado de https://en.wikipedia.org/wiki/Flap_%28aeronautics%29.

Um perfil aerodinâmico, seja ele simples ou multielementos, apresenta uma queda brusca no valor do coeficiente de sustentação (C_s) para um determinado ângulo de ataque (α), esse fenômeno é chamado de estol e ocorre devido ao descolamento da camada limite na

superfície do extradorso do perfil. Para melhor exemplificar como ocorre o estol, na Figura 5 mostra a relação da pressão e da velocidade do escoamento ao longo do extradorso do perfil. Para baixo ângulo de ataque o extradorso apresenta um aumento da velocidade e uma queda da pressão. A medida que o ângulo de ataque aumenta o escoamento é forçado a ir de uma região de baixa pressão (pico de sucção) para uma região de alta pressão no bordo de fuga, onde surge um gradiente adverso de pressão. A velocidade do escoamento começa a cair e quando não é mais suficiente para vencer o gradiente adverso, as partículas do fluido descolam da superfície ocorrendo o estol e ocasionando em uma região turbulenta de baixa pressão, que aumenta o arrasto e gera a perda total da sustentação.

Figura 5. Relação da pressão com a velocidade no escoamento sobre o perfil ilustrando o gradiente adverso de pressão.

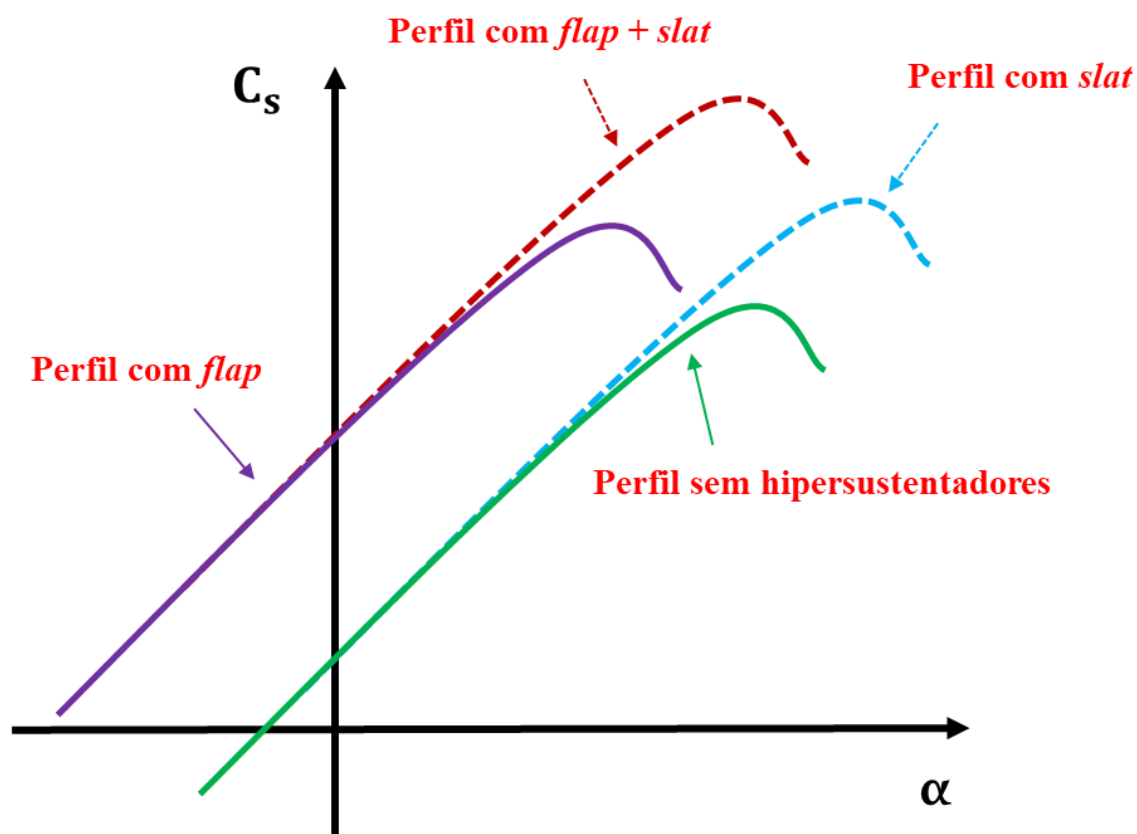


Fonte: Adaptado de Manwell, McGowan e Rogers (2009)

O objetivo dos dispositivos hipersustentadores é aumentar o coeficiente de sustentação através do aumento de área e da curvatura da asa e do controle do escoamento, adiando o descolamento do fluido. A Figura 6, mostra a variação do coeficiente de sustentação com o ângulo de ataque. Todas as curvas mostram que o C_s cai para um determinado ângulo α , fenômeno chamado de estol como explicado anteriormente. Observa-se que o dispositivo do bordo de ataque promove um maior ângulo de estol e um aumento de sustentação máxima no

perfil. O dispositivo do bordo de fuga reduz o valor do ângulo de ataque no qual ocorre a sustentação máxima e também gera um aumento da sustentação quando o ângulo de ataque é igual a zero.

Figura 6. Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para diferentes configurações de perfil.



Os estudos do escoamento em perfis aerodinâmicos são normalmente realizados através de análises experimentais em túneis de vento. Com o surgimento e aperfeiçoamento dos computadores, o uso da análise numérica para escoamentos denominada de Dinâmica dos Fluidos Computacional - DFC (em inglês, CFD - *Computational Fluid Dynamics*) torna-se importante e frequente. O DFC é uma técnica que consiste em auxiliar tanto no estudo como no desenvolvimento de projetos eficientes de engenharia, como o projeto de perfis aerodinâmicos com a presença de dispositivos hipersustentadores. Esta técnica, além da aplicação na aerodinâmica, pode ser utilizada em inúmeras aplicações de projetos de engenharia, como aeroelasticidade (escoamento e estrutura), aerotermodinâmica (escoamento e reações químicas), transferência de calor conjugada (escoamento e transferência de calor), aeroacústica (escoamento e ruído), aeroeletromagnetismo (ondas eletromagnéticas e aviões com invisibilidade) e aerocongelamento (escoamento e acúmulo de gelo sobre superfícies de sustentação) (SILVA, 2008).

A DFC é um ramo da Mecânica dos Fluidos de grande importância na atualidade e tem se tornado indispensável em análises e aplicações de projetos de engenharia tanto para escoamentos internos quanto externos. Porém o uso da DFC apresenta alguns desafios, que são: resolver problemas 3D pois exigem elevado poder de processamento para resolver todas as escalas do escoamento, resolver geometrias complexas e capturar todos os fenômenos presentes como transferência de calor, reações químicas, escoamento bifásicos, etc. A título de exemplo, pode-se citar a asa de um avião, cujo projeto envolve definir a melhor configuração geométrica visando reduzir o arrasto causado pelo fluido e maximizar a sustentação. Além de ensaios numéricos, muitas vezes são também realizados testes em túnel de vento para garantir a confiabilidade dos resultados.

De um modo geral, com o surgimento dos computadores e o aumento da capacidade de processamento, as análises numéricas têm sido cada vez mais empregadas, pois possibilitam uma redução no tempo de estudo e fornecem resultados cada vez mais confiáveis. A Dinâmica dos Fluidos Computacional, usa técnicas e métodos numéricos com o objetivo de obter resultados mais precisos e cada vez mais próximos dos obtidos experimentalmente.

Diferentes abordagens vêm sendo utilizadas para simular os escoamentos ao redor de corpos, porém é importante destacar que estes corpos podem apresentar alta complexidade geométrica, bem como variações de sua forma ao longo do tempo. As formas mais comuns de modelagem numérica são os métodos baseados em malhas adaptativas que contornam e se ajustam à geometria do corpo imerso no escoamento. Nesses métodos, gera-se uma malha que se adapta à superfície imersa, sendo possível adicionar condições e restrições sobre esta fronteira. As desvantagens destes métodos estão relacionadas com a dificuldade de gerar malhas para geometrias com maior complexidade e também quando apresentam interfaces móveis ou que se deformam, pois nestes casos é necessário que a malha seja refeita e os campos das variáveis sejam calculados de acordo com sua nova posição (BECK, 2010).

Neste presente trabalho, foi feito um estudo da dinâmica do escoamento envolvendo um perfil aerodinâmico NACA0012 com e sem dispositivos hipersustentadores. Buscou-se uma melhor compreensão dos efeitos causados pelo uso dos *slats* e *flaps* no perfil base, além de definir dentre as geometrias avaliadas a melhor configuração para maximizar sustentação e reduzir arrasto. Este estudo visa também contribuir com dados para a literatura, visto que existem poucos trabalhos referente a simulações de perfis com dispositivos hipersustentadores para escoamento laminar. A escolha por utilizar o perfil base NACA0012 foi devido ao número grande de trabalhos disponíveis na literatura além da facilidade de gerar a sua geometria. Como

o intuito deste trabalho é a análise numérica para escoamento laminar, ou seja, baixo número de Reynolds (Re) foi determinado o valor de Reynolds igual a 1000. Como resultados são apresentados os coeficientes de arrasto e de sustentação, os campos de pressão, de vorticidade e as linhas de correntes. Para esse estudo, utilizou-se o código computacional COMSOL Multiphysics 5.3a e as simulações foram realizadas no Laboratório de Transferência de Calor (LabTC) da Universidade Federal de Itajubá.

O COMSOL *Multiphysics* possui uma interface gráfica amigável através da qual é possível selecionar os fenômenos físicos presentes no problema. Este código é baseado no Método dos Elementos Finitos (MEF) para a discretização das equações diferenciais parciais. Através da interface gráfica do COMSOL *Multiphysics* define-se os materiais, bem como suas propriedades, além de cargas, fontes, fluxos que estão envolvidos no fenômeno físico. Desta forma as condições iniciais e de contorno são estabelecidas. Mais detalhes do código e dos métodos numéricos utilizados são fornecidos no Capítulo 3.

A seguir no Capítulo 2, é apresentada uma revisão bibliográfica de diversos trabalhos envolvendo a área da Dinâmica de Fluidos Computacional utilizando métodos como o MEF e o MVF (Método dos Volumes Finitos) bem como trabalhos envolvendo a dinâmica dos escoamentos sobre perfis aerodinâmicos

No Capítulo 3 é apresentada a metodologia utilizada, onde estão todas as equações matemáticas que modelam a física do problema estudado e a metodologia numérica empregada. Os resultados obtidos são apresentados no Capítulo 4, onde estão os testes de refinamento de malha realizados, os resultados qualitativos e quantitativos das simulações, juntamente com as discussões de cada caso estudado. As conclusões e propostas para trabalhos futuros são fornecidas no Capítulo 5.

CAPÍTULO 2 - REVISÃO DA LITERATURA

2.1 Introdução

Com o avanço computacional, houve um maior incentivo para pesquisadores de diversas áreas utilizarem a simulação numérica, como por exemplo em problemas na área de Mecânica dos Fluidos, visando uma melhor compreensão da dinâmica dos escoamentos. A DFC tem sido uma grande aliada à execução de medidas experimentais, pois possibilita a obtenção de resultados rápidos e confiáveis. Apesar da DFC ainda não ter substituído completamente a análise experimental, hoje em dia essa ferramenta tem aumentado de qualidade, associado a novos modelos numéricos e aumento da capacidade computacional proporcionando a simplificação e otimização da quantidade de testes de laboratório.

Na área de aerodinâmica tem-se o interesse na investigação do comportamento do perfil de asa e sua interação com o fluido ao seu redor. A DFC se baseia na aplicação de métodos de discretização nas equações que modelam os fenômenos físicos presentes no escoamento, como o Método de Elementos Finitos (MEF), Métodos de Diferenças Finitas (MDF) e Método dos Volumes Finitos (MVF). Na literatura é possível observar diversos trabalhos sobre escoamentos com a presença de perfis aerodinâmicos e seus dispositivos hipersustentadores, e alguns destes trabalhos são apresentados nas próximas sessões. Como por exemplo, Chandrasekhara (2010) testou 3 tamanhos diferentes de Gurney *flap* sobre um perfil VR-12 mantido em um ângulo de ataque de 10° . Já Kurtulus (2015) investigou o campo de escoamento instável para Reynolds igual a 1000 em torno de um NACA0012 para diferentes ângulo de ataque. Amini, Liravi e Izadpanah (2018) investigaram os efeitos do ângulo de ataque e altura do Gurney *Flap* em torno do perfil NACA0012 para o número de Mach (Ma) igual a 2, onde Ma é a medida adimensional de velocidade.

2.2 Trabalhos utilizando o Método dos Elementos Finitos/COMSOL

O escoamento do fluido pode ser estudado qualitativamente e quantitativamente fazendo-o desenvolver-se dentro de um túnel de vento, controlando os parâmetros de velocidade, pressão e temperatura e adicionando diferentes corpos que se deseja observar em sua trajetória. No trabalho de Scillone (2002) foram realizadas duas análises, a primeira foi investigar as características do escoamento dentro de um túnel de vento e a outra foi obter as

características aerodinâmicas que ocorrem ao redor de dois perfis aerodinâmicos no interior de um túnel de vento subsônico. Para esta análise, foi utilizada a geometria de dois perfis de asa (NACA0008 e NACA2411). As simulações foram realizadas utilizando o programa COMSOL Multiphysics 3.4 que é baseado no Método dos Elementos Finitos (MEF). Os resultados atenderam a condição para o bom funcionamento do túnel, onde as linhas de corrente de velocidade, se manifestaram um escoamento inteiramente laminar ao longo do túnel de vento. A variação de pressão encontrada entre a entrada e a saída foi de 131 Pa que equivale a 0,00129 atm. Essa variação de pressão completamente desprezível permite verificar a veracidade da suposição feita nas condições de escoamento incompressível, pois a mudança na densidade do ar produzida por essa variação de pressão é insignificante. Os resultados para os casos onde foram incorporados os perfis NACA0018 e NACA2411 evidenciaram as variações de velocidade e pressão entre o intradorso e extradorso, e a diferença no comportamento aerodinâmico que existe entre eles. Concluiu que através dos resultados obtidos, o túnel de vento é adequado para a realização de experimentos onde se quer investigar o comportamento das linhas de correntes em torno um objeto, os campos de velocidade e pressão, bem como obter os coeficientes aerodinâmicos.

Bono e Awruch (2004) desenvolveram uma técnica de malha adaptativa em Elementos Finitos visando aplicar em simulações de escoamentos compressíveis, baseada apenas no movimento de nós. As equações diferenciais são resolvidas utilizando o MEF empregando uma série de Taylor e o método de Bubnov-Galerkin para a discretização do espaço e do tempo. Foram realizadas simulações utilizando o perfil NACA0012 em um escoamento compressível e transônico com ângulo de ataque de $1,25^\circ$. Uma função de monitoramento foi prescrita para indicar as regiões onde se deve fazer a adaptação da malha com o objetivo final de prever as características da malha ótima. Os testes para o escoamento transônico, o uso da malha adaptativa apresentou ótimos resultados, no entanto atentaram a importância de concentrar mais elementos na região de onda de choque, devido a diferença de intensidade de ambas ondas de choque. Concluíram que mais estudos devem ser feitos em relação à obtenção das derivadas da variável de interesse nos nós, visto que a atual extrapolação apresenta imprecisões como no exemplo do perfil NACA0012.

Outro exemplo de aplicação do MEF foi apresentado no trabalho de Petry e Awruch (2006). O principal objetivo do trabalho foi a formulação, implementação e aplicação de um algoritmo numérico para simular escoamentos turbulentos, isotérmico e incompressíveis. O escoamento tridimensional transiente foi analisado usando um esquema explícito de Taylor-

Galerkin e a malha construída com elementos hexaédricos de oito nós. Para a modelagem da turbulência foi usada a Simulação de Grandes Escalas (SGE) e para as pequenas escalas dois modelos submalha foram implementados, o Modelo de Smagorinsky e o Modelo Dinâmico. Nas simulações, foram observadas oscilações de pressão que foram controladas pela redução do passo de tempo, resultando em tempo adicional de processamento. Para ambos os modelos submalha utilizados os resultados da velocidade quadrática média para Reynolds igual a 100 e 400 ficaram próximos dos obtidos experimentalmente. Os autores apresentaram um novo esquema para a segunda operação de filtragem no modelo dinâmico, porém resultou em um custo adicional de tempo de processamento entre 9 e 18%, quando comparado ao modelo de Smagorinsky. Concluíram que esse tempo adicional está na mesma ordem do relatado por outros autores e que os resultados apresentados demonstraram a capacidade desta metodologia em simular escoamentos fluxos turbulentos complexos, sem restrições quanto à alocação de memória.

Utilizando o COMSOL *Multiphysics*, Masoni (2009) realizou um estudo aerodinâmico ao redor do perfil NACA0012 com valor da corda média de 1 metro, devido à grande quantidade de dados disponíveis na literatura para a comparação dos resultados. As ideias principais do estudo são entender a dinâmica do escoamento, definir um modelo de simulação que forneça bons resultados e criar uma interface onde qualquer usuário possa simular o escoamento ao redor de um perfil aerodinâmico. Primeiramente foi feito um estudo da influência do tamanho do domínio e seu efeito no valor de C_s , da pressão e da velocidade para eliminar o efeito de parede. Para o valor de C_s o domínio precisou ter um tamanho de 15 metros, já para o campo de pressão, o tamanho de 10 metros é o suficiente para eliminar os efeitos de contorno levando o escoamento a atingir maiores velocidades no extradorso do perfil e, portanto, pressões mais baixas. Outro teste realizado foi variar a altura do domínio, que mostrou influenciar os valores do coeficiente de sustentação até que este valor seja de 10 metros. Para pequenas alturas, a proximidade das fronteiras do domínio com o perfil faz com que aceleração no extradorso e a baixa pressão não se manifeste completamente. Concluíram que o objetivo de determinar um modelo que forneça bons resultados de avaliação dos coeficientes aerodinâmicos e a criação de uma interface gráfica didática do programa para um usuário que não seja especialista foi alcançado.

Álvarez Vinueza (2014) realizou uma análise das características aerodinâmica presentes em uma asa finita de perfil NACA0012 com dados retirados da NASA para diferentes ângulos de ataque. O escoamento foi resolvido utilizando um modelo de turbulência nas equações

escritas com médias de Reynolds (RANS) através do software COMSOL *Multiphysics*. A comparação dos dados experimentais com os dados teóricos obtidos para os coeficientes de sustentação e arrasto, apresentaram uma boa concordância e permitiram que o mesmo estudo fosse realizado para um modelo bidimensional do perfil NACA65412. O autor afirmou que o estudo possibilitou prever o comportamento da asa em voo, destacando a capacidade do perfil de manter o escoamento sobre a asa o mais laminar possível. Concluiu que o coeficiente de arrasto está intimamente relacionado com a viscosidade e compressibilidade do fluido, para velocidades inferiores a 300 km/h, as flutuações dessas propriedades são mínimas e muitas vezes podem ser desprezadas para facilitar o cálculo. As relações entre os coeficientes máximos de sustentação e arrasto devem ser consideradas no projeto do avião para garantir que o alcance e o tempo de voo sejam prolongado. A inclusão de um *winglet* reduziu consideravelmente o arrasto total da asa, gerando assim uma distribuição mais uniforme da turbulência ao longo da envergadura da asa e conseqüentemente uma otimização da potência do motor da aeronave é garantida reduzindo a energia desperdiçada em 10,47%.

Conforme apontam Figueroa *et al.* (2014) o MEF é amplamente utilizado em problemas governados por sistemas de equações não lineares. Um problema importante dentro deste grupo são as equações da dinâmica dos fluidos (as equações de Navier-Stokes) aplicadas para modelar o movimento do escoamento viscoso e compressível. Dentro deste contexto, os autores desenvolveram uma implementação da formulação denominada *ALE (Arbitrary Lagrangian Eulerian)* nas equações de Navier Stokes usando o Método dos Elementos Finitos para a realização da análise dinâmica de perfis NACA0008 para escoamento laminar e NACA0012 para escoamento subsônico sujeito a movimento harmônico. Os autores tiveram dificuldades para comparar os resultados do NACA008 devido à ausência na literatura de um estudo para escoamento compressível, mas observaram que o descolamento ocorre em 63,5% da corda e os valores encontrados de sustentação e arrasto foram 0,251 e 0,145, respectivamente. Já os resultados dos coeficientes de sustentação, arrasto e momento para o NACA0012, apresentaram boa semelhança comparados aos resultados em túnel de vento disponível na literatura.

Para um escoamento laminar, compressível, Silva Jr e Costa (2015) avaliaram o comportamento do campo de velocidade sobre um perfil NACA0012, utilizando o modelo de turbulência $k-\epsilon$. A simulação foi realizada com o software COMSOL Multiphysics onde foi ajustada uma malha quadrangular estruturada e adaptativa ao domínio. Os resultados foram obtidos e comparados com análises experimentais apresentadas na literatura. Os autores simularam o perfil para diferentes ângulos de ataque predefinidos (0, 2°, 4°, 6°, 8°, 10°, 12° e

14°), no qual, observou-se linhas de escoamento na região superior do perfil com valores maiores de velocidade e na região inferior com valores menores. O menor valor de velocidade encontrado, foi na superfície do perfil devido ao choque das moléculas do ar nesta região, dificultando a movimentação do fluido. Os coeficientes de sustentação apresentaram boa concordância em relação a dados experimentais. Concluíram que o fenômeno de estol ocorre para ângulos de ataque entre 16° e 20°.

Ayala (2015) analisou o comportamento das forças que atuam em um perfil aerodinâmico sob diferentes condições de escoamento. Utilizou-se um perfil NACA64A204 variando o ângulo de ataque de -15° a 15° com intervalo de 5° para a condições de deslizamento a 10% da velocidade do fluido e para as condições de não deslizamento na superfície do perfil, foi usado uma velocidade de 580 *m/s*. Para analisar este fenômeno, foi utilizado um programa computacional baseado no Método de Elemento Finitos. Visto que a magnitude dessas forças é fortemente influenciada por diversos parâmetros, incluindo o atrito e o ângulo de ataque do perfil aerodinâmico em relação ao escoamento, observou-se que em condições de não deslizamento na superfície, as forças de arrasto se comportam em um aumento em relação às forças obtidas em condições de deslizamento. Verificou-se também que os coeficientes de sustentação aumentam à medida que a condição de deslizamento foi considerada e, ao mesmo tempo, o coeficiente de arrasto diminuiu. Conclui-se que a condição de deslizamento tem grande influência nas forças de sustentação e de arrasto do perfil analisado.

Seguindo a mesma ideia do estudo anterior, com o objetivo de investigar o comportamento do fluido ao redor de uma perfil aerodinâmico, Silva Jr e Costa (2016) realizaram a simulação de escoamento supersônico sobre o perfil NACA64A004.29 posicionado em um ângulo de ataque de 6° para verificar a distribuição de velocidade e pressão. As equações de Navier-Stokes e o modelo de turbulência *k-ε* foram utilizados para obter os resultados por meio do software COMSOL *Multiphysics*. Os resultados da distribuição de velocidade, mostraram ondas de choque no bordo de ataque e bordo de fuga do perfil, com o valor mínimo de velocidade encontrada na região frontal e a máxima na região do extradorso. Já para a distribuição de pressão, identificou uma maior magnitude no bordo de ataque, devido ao fato de ser uma região de choque. Concluindo que os resultados obtidos contribuíram para ter uma ideia geral do comportamento aerodinâmico, porém uma melhor avaliação do refinamento da malha triangular é importante para verificar de que forma a convergência do método e seus resultados serão afetados.

Um estudo numérico de escoamentos incompressíveis e viscosos de fluido newtonianos, foi realizado no trabalho de Pereira (2020) com o objetivo de analisar alguns tipos de mecanismo que possibilitam o atraso e supressão do estol dinâmico sobre um perfil NACA0012. As análises numéricas foram realizadas através do software comercial COMSOL Multiphysics, e para a simulação da turbulência foi escolhido o modelo $k-\omega$. Três estudos foram realizados, sendo o primeiro com a introdução de um *slat* no bordo de ataque do perfil, o segundo com a implementação de jatos insufladores no bordo de ataque em três diferentes posições e o terceiro e último, foi um estudo adicionando um ponto de sucção no extradorso do perfil. Os resultados obtidos para a adição do *slat*, reduziu o pico de arrasto em 15,52% gerando o atraso do estol. A implementação de jatos insufladores com a velocidade do escoamento variando de um a quatro vezes, apresentou atraso no estol para todos os casos simulados com posicionamento dos jatos em 2,5% e 5% da corda do perfil. Já a adição do ponto de sucção não inibiu o estol porem possibilitou o atraso desse efeito. Finalmente o autor validou a metodologia comparando com os resultados numéricos e experimentais de outros autores, confirmando a confiabilidade da metodologia.

2.3 Trabalhos envolvendo perfis aerodinâmicos com e sem hipersustentadores

Gregory e O'Reilly (1973) estudaram as características aerodinâmicas do perfil NACA0012 para número de Reynolds de $1,44 \times 10^6$ até $2,88 \times 10^6$, incluindo os efeitos da rugosidade destinadas para simular a camada de gelo restante após a limpeza parcial da parte superior da superfície. O objetivo foi contribuir para um programa de aprimoramento da capacidade de desempenho do rotor de helicópteros. Os autores realizaram os testes em túnel de vento de baixa velocidade no *National Physical Laboratory (NPL)*. A medição do coeficiente de sustentação máximo ($C_{S_{max}}$) tornou incerta para números de Reynolds de $2,88 \times 10^6$ por duas razões, a primeira referente a uma bolha de separação laminar que desapareceu por razões que não foram totalmente compreendidas, e a segunda, onde verificou-se que o escoamento descontrolava em um padrão tridimensional quando uma considerável separação do escoamento estava presente. A rugosidade foi distribuída progressivamente sobre o perfil, a partir do bordo de fuga em direção ao bordo de ataque. Não se observou uma redução do $C_{S_{max}}$, exceto quando o aumento da rugosidade fosse a partir de 0,1 da corda. Como consequência devido ao aumento da rugosidade, valores mais altos do arrasto foram obtidos. Portanto os autores concluíram que se os primeiros dez por cento da corda do perfil fossem mantidos lisos, haveria apenas 10% de perda de sustentação e a contribuição do arrasto seria menor que o dobro da contribuição da asa lisa.

Um código numérico baseado em Volumes Finitos foi desenvolvido por Murthy *et al* (1996) para estudar as características do escoamento sobre perfis com separação laminar em condições de fluxo constante. Em alguns casos estudados para altos ângulo de ataque, o escoamento se tornou instável e o método não convergiu, sendo assim, Murthy, Holla e Kamath (2000), exploraram a capacidade do Método de Volumes Finitos para um estudo do escoamento sobre o perfil NACA0012 posicionado em dois diferentes ângulos de ataque, em 30° e 53°, submetidos a condições instáveis e para baixos números de Reynolds. Neste trabalho as equações de Navier-Stokes para escoamentos compressíveis e instáveis foram utilizadas para obter as características de formação, crescimento e desprendimento de vórtices, do tipo primários e secundários, bem como os valores dos coeficientes de sustentação e arrasto. Os resultados foram comparados com resultados de Rumsey (1987) e apresentaram boa concordância. Foi mostrado que o método pode ser usado para calcular as características do escoamento sobre aerofólios com separação laminar em uma ampla gama de ângulos de ataque, sejam para escoamentos estáveis ou instáveis.

De Bortoli (2002) estendeu o método compressível com base nas equações de Euler para a solução de escoamentos de fluidos compressíveis e incompressíveis ao redor do perfil NACA0012, variando o número de Mach de 0,8 a 0,002. O esquema numérico utilizado foi baseado no método de Runge-Kutta explícito de múltiplos estágios com discretização espacial centrada em combinação com multi-malhas e pré-condicionamento. Os resultados obtidos para Mach 0,8 e ângulo de ataque de 1,25° mostram facilmente a formação de choque no lado superior do perfil, obtendo uma boa concordância com dados analíticos e experimentais encontrados na literatura. O autor ressaltou que a convergência para o estado estacionário foi acelerada usando este esquema numérico, pois com essas técnicas de aceleração, a solução das equações de Euler pode ser obtida em poucos segundos, reduzindo 10 vezes o tempo computacional. No entanto, para baixos números de Mach, a eficiência das técnicas de aceleração tende a diminuir à medida que o número de Mach tende a zero (10^{-3}). Concluiu que para obter resultados mais rápidos, precisos, simples e baratos para a solução de escoamento compressível, incompressível e misto, é essencial não realizar modificações na estrutura base do código, pois algumas soluções apresentadas estão fora dos parâmetros encontrados na literatura usando essas mesmas técnicas.

No trabalho de Sahin *et al.* (2003) foi realizada uma análise do perfil NACA0012 onde consideraram uma modificação do raio e da espessura no bordo de ataque para avaliar a redução do efeito estol dinâmico no corpo para os valores de Mach igual a 0,3 e 0,4. Os autores

desenvolveram um código computacional bidimensional para resolver as equações de Navier-Stokes compressíveis modificadas para considerar as fronteiras móveis devido à deformação do bordo de ataque com o tempo. Os resultados preliminares dos cálculos de estol dinâmico foram apresentados para o perfil NACA0012 sem e com deformação no bordo de ataque, onde para o Mach igual a 0,3, verificaram que o perfil modificado apresentou melhores características dinâmicas de estol em relação ao NACA0012 base. Os cálculos numéricos mostram que a melhoria foi causada pela forma em si da modificação, e não pela taxa na qual foi alterada. Para o Mach igual a 0,4, o perfil modificado experimentou um estol induzido por choque durante o aumento do ângulo de ataque resultando em características dinâmicas de estol semelhante ao do NACA0012 base para o número de Mach baixo. Os autores concluem que os resultados preliminares estão de acordo qualitativo com o experimento, no entanto o escoamento no estudo experimental foi de natureza transicional, sendo que o pico de sucção desenvolvido foi menor do que o encontrado.

Para número de Reynolds igual a 1×10^5 , Shan, Jiang e Liu (2005) investigaram os detalhes da separação e transição do escoamento sobre um aerofólio NACA0012 com um ângulo de ataque de 4° com base na velocidade da corrente livre e no comprimento da corda do aerofólio. Foi realizada uma Simulação Numérica Direta (*Direct Numerical Simulation - DNS*) para resolver as equações de Navier-Stokes totalmente compressíveis no sistema de coordenadas curvilíneas para um caso bidimensional e um caso tridimensional. O caso bidimensional foi aplicado para estudar a separação do escoamento e estruturas instáveis dentro da camada de cisalhamento separada, enquanto o caso tridimensional foi usado para simular tanto o descolamento quanto a transição para a turbulência. Os resultados indicam que quando a camada de cisalhamento livre é inviscidamente instável através do mecanismo de Kelvin-Helmholtz, na simulação bidimensional o crescimento da perturbação em sentido horário resulta em oscilações da camada separada e, eventualmente, leva ao desprendimento de vórtices. Já a instabilidade tridimensional, vem da região próxima da esteira onde ocorrem interações intensas entre a estrutura vorticiosa de grande escala e a esteira. Assim a instabilidade tridimensional parece ser autossustentável e leva à transição para a turbulência.

Para realizar simulações numéricas ao redor do perfil NACA0012, Souza (2009) desenvolveu um código computacional escrito em linguagem FORTRAN para resolver as equações de Navier-Stokes com médias de Reynolds. A discretização das equações foi realizada utilizando o MVF, com o uso de malhas estruturadas tipo O, que foram geradas algebricamente. O autor implementou o modelo de turbulência de uma equação de Spalart e Allmaras para

resolver o problema da turbulência. Todos resultados simulados apresentaram boa concordância com dados da literatura, para $Re=3 \times 10^6$, $\alpha=1,86^\circ$ e $Mach=0,3$. Observou um erro de 1% para os resultados obtidos dos coeficientes de sustentação quando comparado com dado experimental e teórico. Outros três testes de configurações diferentes foram apresentados, mostrando que os coeficientes aerodinâmicos e a distribuição de pressão obtidos com o uso do modelo de turbulência Spalart e Allmaras está mais próxima dos resultados experimentais com erro menor que 0,5% do que os resultados do modelo algébrico encontrados na literatura que chegam próximo de 1%. Concluiu que todos os testes realizados foram extremamente importantes e satisfatórios na busca por um código robusto e confiável de Volumes Finitos que seja capaz de resolver problemas de aerodinâmica e que o próximo passo seria estudar casos tridimensionais e a condição não-reflexiva na fronteira.

Chandrasekhara (2010) utilizou um perfil VR-12 de bordo de ataque com inclinação variável para o controle do estol dinâmico compressível e suas variações de ângulo de ataque. Foi mantido um ângulo de ataque médio do aerofólio de 10° com movimento senoidal com amplitude de 10° . O bordo de ataque do aerofólio até 25% da corda foi preso e o resto do corpo do VR-12 (75% da corda) se movimentava. Os testes foram realizados experimentalmente no túnel de vento Compressible Dynamic Stall Facility (CDSF) da NASA. No teste inicial, foi identificado que o bordo de ataque com inclinação variável apresentou um satisfatório controle de estol, porém houve uma queda de 10% no coeficiente de sustentação, tendo como solução a adição de um Gurney *flap* no bordo de fuga para recuperação da sustentação perdida. Foram testados três diferentes tamanhos do Gurney *flap* de 0,01c, 0,02c e 0,03c. O autor concluiu que o melhor tamanho para o Gurney *flap* foi o de 1% da corda, pois os perfis do coeficiente de pressão canônica para o caso com Gurney *flap* e sem o *flap* são praticamente iguais. O aumento do tamanho do *flap* refletiu em uma maior sustentação ao corpo, porém também mudou o coeficiente de momento de arfagem. O aumento do coeficiente de momento indicou que este perfil não deve ser utilizado na prática, já que para a aplicação nos rotores dos helicópteros o momento de arfagem deve ser o mínimo possível. Além disso a grande aceleração no bordo de ataque do perfil, devido à forte curvatura aerodinâmica (efeito do *Gurney Flap*) pode causar um escoamento supersônico e gerar ondas de choques no aerofólio.

Beck (2010) buscou compreender e comparar os fenômenos físicos para o regime permanente de escoamentos turbulentos compressíveis e incompressíveis ao redor de dois diferentes perfis. Para o estudo compressível, foi utilizado o perfil NACA0012 posicionado a zero graus de ângulo de ataque, já para o estudo incompressível, utilizou-se o perfil OAT15A

posicionado em um pequeno ângulo de ataque. A análise foi realizada utilizando o Método dos Volumes Finitos adotado pelo software Star-CCM+, conduzidas para dois modelos de turbulência, os modelos $k-\omega$ /SST e Spalart-Allmaras. Os resultados de transição ao regime turbulento e a relação entre a posição onde ocorre a formação de choque e o estado turbulento do escoamento, foram satisfatórios quando comparados com dados experimental disponíveis na literatura. O melhor resultado do coeficiente de arrasto para o NACA0012 foi obtido devido ao uso da malha de topologia “C” e não estruturada de volumes poliédricos, com transição definida em 43% da corda média. O autor concluiu que vários fatores podem influenciar os resultados obtidos, seja na escolha dos modelos físicos e a aplicação dos modelos de turbulência, no tipo e refinamento da malha, tamanho do domínio entre outros. Como exemplo, a combinação de um modelo de turbulência $k-\omega$ /SST configurado com as equações de amortecimento e uma malha menos refinada com o tamanho do domínio de 50 vezes a cordas do perfil, são suficientes para obter erro no melhor valor extrapolado do coeficiente de arrasto de aproximadamente 0,0015.

O que determina as características aerodinâmicas principais de um determinado perfil é a sua geometria. No trabalho de Ribeiro (2011) foram estudados e analisados quatro perfis (NACA0018; Clark Y; GA 30U-613.5; NACA6409) com o objetivo de determinar os principais parâmetros aerodinâmicos bem como a eficiência de cada um. Para tanto, foram realizados experimentos em um túnel de vento de circuito aberto, tipo soprador, sendo possível relacionar as características aerodinâmicas com base no gráfico da polar de arrasto. O perfil com melhor desempenho aerodinâmico foi selecionado para ser incorporado em uma aeronave experimental do tipo JN-1. Foram realizados 5 ensaios para cada perfil com diferentes ângulos de ataque, sendo aproveitado apenas 3 devido ao descarte dos que apresentaram medidas extremas. Os resultados indicaram que para o ângulo de 12° , o maior valor do coeficiente de sustentação foi encontrado pelo NACA6409, já o maior valor de eficiência encontrado foi de 52,33 pelo perfil GA 30U-613.5. O ângulo crítico mais baixo, foi encontrado pelo perfil NACA6409, que junto com o perfil GA 30U-613 também apresentaram um valor elevado de sustentação com ângulos de ataque negativo. Na análise de facilidade de construção os perfis Clark Y, GA 30U-613.5 e o NACA0018 acabaram se destacando. O autor concluiu que após análise de todos os parâmetros aerodinâmicos, o perfil GA 30U-613.5 leva uma grande vantagem sendo então escolhido para a aeronave experimental.

Rodriguez *et al.* (2013) utilizaram a Simulação Numérica Direta (DNS) para estudar o escoamento em um perfil NACA0012 para ângulos de ataque de $9,25^\circ$ e 12° . Os autores

investigaram os mecanismos de separação e transição para a turbulência na camada de cisalhamento separada e, ao mesmo tempo, obtiveram as principais características deste escoamento, incluindo espectros de potência de um conjunto de sondas de monitoramento posicionadas no lado da sucção e da esteira do perfil em baixos e moderados números de Reynolds. Para a discretização das equações governantes foi usado um esquema espectral de segunda ordem em um arranjo de malha não estruturada. Os resultados mostraram que a camada de cisalhamento inicialmente laminar transiciona para turbulenta e os vórtices formados são desprendidos formando esteira de Von Kármán no aerofólio. A sonda localizada perto da camada de cisalhamento capturou a frequência de instabilidades da camada de cisalhamento de pequena escala, ocorrendo o enrolamento da camada de cisalhamento e a transição para a turbulência. Os pequenos vórtices formados após a transição são embalados em estruturas de grande escala devido ao emparelhamento de vórtices. Os autores sugeriram que o desprendimento assimétrico de vórtices e a interação entre os vórtices de ponta e da traseira podem ser a causa do baixo nível de coerência observado no desprendimento de vórtices nestes ângulos de ataque.

Kurtulus (2015) investigou o campo de escoamento instável em torno de um perfil NACA0012 para diferentes faixa de ângulos de ataque, uma delas variando o ângulo de 0° a 41° com incremento de 1° e a outra variando de 40° a 90° com incremento de 10° . Foram resolvidas as equações de Navier-Stokes para escoamento incompressível, bidimensional e laminar com valor de Reynolds igual a 1000. As simulações foram feitas no software ANSYS Fluent que é baseado no Método de Volumes Finitos utilizando o método SIMPLE para o acoplamento pressão-velocidade. Observou-se que o padrão de vórtice instável é encontrado para um ângulo de ataque de 8° , no qual começa a ocorrer um pico no valor do coeficiente de sustentação e posteriormente as forças aerodinâmicas começam a apresentar um comportamento oscilatório. Já o estol foi observado para um ângulo de ataque de 26° considerando os valores médios dos coeficientes de sustentação. Para ângulos de 31° a 39° , o número de Strouhal encontrado é constante com o valor de 0,25. Uma divisão de vórtices é também observada em uma faixa de ângulo de ataque de 23° a 41° . Assim, a medida que a largura da esteira aumentava, o coeficiente de arrasto também aumentava.

AlMutairi, ElJack e AlQadi (2017) investigaram a dinâmica da bolha de separação laminar sobre um aerofólio NACA0012 em um ângulo de ataque de $11,5^\circ$ próximo às condições de estol, para um número de Mach igual a 0,4 e Reynolds igual a $1,3 \times 10^5$. Este estudo é uma continuação do trabalho de AlMutairi e AlQadi (2013). Foi utilizado o método de

Decomposição no Modo Dinâmico, método pelo qual que permite identificar as características dinâmicas de um conjunto de dados obtidos experimentalmente ou numericamente. Os autores observaram que o número de Strouhal estava de acordo com os dados experimentais e obtiveram um comprimento da bolha, o dobro do valor experimental. O escoamento calculado foi qualitativamente consistente com os resultados experimentais, no entanto, o coeficiente de sustentação numérico foi de 19% menor.

No trabalho de Amini, Liravi e Izadpanah (2018) foi investigada a influência do ângulo de ataque e da altura do Gurney *Flap* sobre as características aerodinâmicas do aerofólio NACA0012 em números de Mach igual a 2. Os autores resolveram as equações de Navier Stokes utilizando o *solver* rhoCentralFoam do OpenFoam, para o número de Knudsen igual a 0,026 e método DSMC (Direct Simulation Monte Carlo). Os resultados dos coeficientes de sustentação e arrasto e da distribuição de pressão para o aerofólio base foram comparados com resultados numérico e experimentais apresentados na literatura e apresentaram boa concordância. Os autores concluíram que para ângulos de ataque menores que 30°, o gurney *flap* pode melhorar as características aerodinâmicas do aerofólio, e para ângulos maiores que 30° não causa nenhum efeito negativo.

Rao, Mahapatra e Mangavelli (2018) realizaram uma análise numérica utilizando o perfil simétrico NACA0012 com diferentes modificações de projeto com o objetivo de aumentar os coeficientes de sustentação e diminuir o arrasto. Foram utilizadas as equações de geração da curva do aerofólio, equações de Navier-Stokes e o modelo de turbulência k-ε. Os resultados foram obtidos pelo software ANSYS Fluent e comparados com valores padrão retirados do site *Airfoil Investigation Database*. Os resultados indicaram que os Coeficientes de Sustentação aumentaram, no entanto para todas as modificações, os coeficientes de arrasto foram sempre maiores do que o aerofólio normal. Assim, dois projetos foram formulados com base no menor valor de arrasto entre todos os projetos sem comprometer os valores do coeficiente de sustentação, sendo um deles apresentando um *flap* em 15° e um *slot* no bordo de fuga e o outro com apenas um *Gurney Flap* com suporte de cunha plana. Ambos apresentaram aumento no coeficiente de sustentação, onde o primeiro obteve um aumento de 1,87 e o segundo 1,78. Portanto para o coeficiente de arrasto os melhores valores encontrados apesar de estarem a cima do valor do perfil normal, foram obtidos um aumento de 2,22 para o primeiro e 1,33 para o segundo. Concluíram que para requisitos de maior sustentação é recomendado o *flap* em 15° e *slot* no bordo de fuga. Já considerando aplicações para sustentação normal e baixo arrasto recomenda-se o *Gurney Flap* com suporte de cunha plana.

Um NACA0012 em diferentes ângulos de ataque foi utilizado no trabalho de De Paiva e Junior (2018) para avaliação do desempenho da modelagem numérica. Para as simulações numéricas, foi utilizado o software comercial ANSYS/CFX[®] adotando o modelo de turbulência de duas equações SST (*Shear Stress Transport*), que mescla os modelos de turbulência $k-\omega$ e $k-\epsilon$. Os resultados do campo de velocidade e os coeficientes de sustentação e de arrasto foram apresentados e comparados com outros trabalhos. Os autores observaram uma discrepância dos resultados obtidos quando comparados com dados experimentais. Embora os valores dos coeficientes de arrasto terem apresentado coerência para baixos ângulos de ataque, o mesmo não aconteceu para os coeficientes de sustentação. Concluíram que devido aos valores discrepantes do coeficiente de sustentação, alguns pontos da simulação devem ser melhor investigados na busca de melhores resultados, como as condições de contorno, a qualidade da malha e o tipo de modelo de turbulência.

Aguilar, Jaramillo e Castillo (2020) avaliaram o comportamento de 3 diferentes perfis NACA e compararam os resultados obtidos com simulações publicadas anteriormente. Os modelos para cada perfil foram criados utilizando modelos CAD (*Computer Aided Design*) baseados nas especificações NACA. Já as simulações foram realizadas utilizando o software ANSYS Fluent. O resultado do coeficiente de sustentação do perfil 63002 para o ângulo de ataque igual a 17° apresentou um maior valor comparado aos perfis 4415 e 0012. Observaram que o perfil 4415 produz uma maior concentração de velocidades no bordo de fuga devido a maior concentração de turbulência do que o perfil 0012, mesmo os dois sendo da mesma família de 4 dígitos, no entanto o perfil 63002, apresentou uma distribuição de velocidade muito melhor. A partir dos resultados analisados, os autores concluíram que o perfil que apresentou um melhor desempenho geral foi o perfil 63002 (5 dígitos) em relação aos perfis 4415 e 0012 (4 dígitos), confirmando o estabelecido na literatura.

Muzzo *et al.* (2021) realizaram uma análise numérica sobre os perfis NACA0012 e o NACA4415, com o objetivo de avaliar a influência do ângulo de ataque nos campos de pressão e velocidade bem como nos coeficientes aerodinâmicos. Foi utilizado o modelo de turbulência Spalart-Allmaras de uma equação para resolver as tensões turbulentas resultantes das equações de Navier-Stokes com Médias de Reynolds. As simulações foram realizadas através do software comercial ANSYS Fluent[®] versão 17.0, que é baseado no Método dos Volumes Finitos. Os resultados para os campos de pressão e velocidade para o NACA0012 mostram que devido ao seu formato, o extradorso apresenta uma menor pressão e conseqüentemente uma maior velocidade, menos para ângulo de ataque igual a zero. Já para o NACA4415, apresentou

resultados semelhantes ao NACA0012, porém a baixa pressão no extradorso foi encontrada para todos os ângulos de ataque analisados, isso inclui o ângulo de 0° , devido a existência de uma curvatura da corda do perfil. Para os coeficientes aerodinâmicos, a maior razão de C_s/C_a para o NACA0012 acontece para ângulos de ataque entre 8° e 12° , já para o NACA4415 entre 6° e 9° . Os autores afirmam que os objetivos de entender as características aerodinâmicas em função da variação do ângulo e ataque foram alcançados e os resultados apresentaram boa concordância com dados da literatura.

Vários parâmetros são de grande importância para o desempenho de dispositivos hypersustentadores. Dentro desse contexto, Arra, Anekar e Nimbalkar (2021) realizam um estudo bidimensional com o objetivo de otimização de dispositivos hypersustentadores para aviões da Aviação Geral (aeronaves não envolvendo operação de transporte aéreo público) com o intuito de aumentar a eficiência e o desempenho destes elementos. Quatro configurações de *slat* e *flap* foram testadas no perfil NACA2412 para Reynolds com variação de 1×10^6 a 1×10^7 . As análises numéricas estacionárias dos escoamentos considerando fluido incompressível, foram realizadas no SolidWorks Flow Simulation que usa as equações de Navier-Stokes com Médias de Reynolds - RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes). Inicialmente a otimização do *slat* e *flap* foram analisadas individualmente para obter a melhor posição de cada dispositivo hypersustentador em respeito ao resultado do coeficiente de sustentação. Em seguida, um perfil de três elementos NACA2412, com um *slat* e um *flap*, foi testado em duas situações, decolagem e pouso. O valor do coeficiente de sustentação encontrado para a configuração de decolagem e pouso foi de 2,771 e 3,001, com um erro de 1,09% e 0,4%, respectivamente quando comparados com dados analíticos. O tipo de perfil e o tipo de *flap* TE utilizado neste trabalho não é o mesmo utilizado na literatura, portanto, o valor do coeficiente de sustentação máximo não pôde ser comparado diretamente na validação do estudo realizado. Concluíram que o coeficiente de sustentação máximo de qualquer perfil de três elementos geralmente varia entre 3 e 4. Assim, com base nos valores de precisão acima (1,09% e 0,4%), a otimização do perfil de três elementos NACA2412 foi satisfatória com base no aumento do valor de sustentação.

O desenvolvimento das esteiras de vórtices e os coeficientes aerodinâmicos foram investigados no trabalho de Kurtulus (2021), com base no efeito do número de Reynolds. No estudo, o escoamento ao redor de um perfil NACA0012 em ângulo de ataque crítico de 8° , foi simulado para diferentes números de Reynolds variando de 1000 a 4000. As equações de Navier-Stokes para escoamento laminar, bidimensional e incompressível foram resolvidas utilizando o software comercial ANSYS Fluent. Observou que o ângulo crítico diminui à

medida que o número de Reynolds aumenta e que o descolamento ocorre mais tarde em números de Reynolds mais baixos. O coeficiente de sustentação médio aumentou 14,5%, o coeficiente de arrasto médio diminuiu 23,4% e a razão de sustentação média para arrasto aumentou 47,5% à medida que o número de Reynolds aumentou de 1000 para 4000. Observou também que o ponto de descolamento se move em direção ao bordo de ataque à medida que o número de Reynolds aumenta, como esperado. O autor afirmou que um estudo futuro para os efeitos tridimensionais será investigado visando observar sua influência no ângulo crítico e nas transições do modo de esteira nos números de Reynolds dados para o ângulo de ataque de 8°.

Um estudo sobre as características aerodinâmicas mais importantes em um perfil de asa com diferentes números de Reynolds e diferentes ângulos de ataque foi realizado no trabalho de Moles (2021). Para o desenvolvimento desse estudo, foi selecionado o perfil NACA4412 pela sua ampla gama de aplicações e pela grande quantidade de documentação e informação existente na literatura. O autor realizou dois estudos, um através de uma simulação numérica com o software ANSYS Fluent, e o outro, um estudo experimental em um túnel de vento que foi utilizado para validação dos resultados obtidos a partir das simulações numéricas. Os resultados obtidos para a simulação numérica mostraram que o perfil se comporta melhor em números de Reynolds altos, ou seja, seu coeficiente de sustentação aumenta, e inversamente, o coeficiente de arrasto diminui. Já a eficiência máxima foi alcançada para um ângulo de ataque de 4°. Por outro lado, os resultados experimentais dos coeficientes aerodinâmicos e eficiência do perfil foram muito semelhantes aos das simulações numéricas. Concluiu-se que os resultados teóricos das simulações foram considerados válidos e que a pequena variação entre os dois estudos, se deve à alta rugosidade do modelo de perfil impresso em 3D que aumenta o atrito e consequentemente o arrasto, além da diminuição na sustentação devido a imperfeições na parte traseira.

No trabalho de Chang *et al.* (2022) a dinâmica do desprendimento de vórtices foi simulada numericamente ao redor de um NACA0012 para Reynolds igual a 1×10^4 . Foram estudadas a variação da estrutura dos vórtices e suas frequências de desprendimento em diferentes ângulos de ataque. O modelo padrão de duas equações k-omega foi selecionado como o modelo de turbulência. Este modelo usa a função de parede para analisar a velocidade do fluido na subcamada viscosa próxima à parede. Os valores dos coeficientes de sustentação obtidos pelo modelo padrão k-omega, apresentaram boa concordância com dados da literatura, com erro máximo menor de 5%. Os autores identificaram que o estado estacionário do escoamento muda para o estado instável devido ao aumento do ângulo de ataque. A estrutura

do vórtice começa a ser formada no bordo de fuga para $\alpha > 7^\circ$, que se move para a parte traseira do perfil na forma de esteiras de vórtices. Concluíram também que a intensidade do desprendimento de vórtices corresponde à frequência fundamental que está intimamente relacionada com o ângulo de ataque e o estado do escoamento. Já a estabilidade do campo de escoamento diminui com o aumento do ângulo de $0^\circ \sim 24^\circ$, o que resulta em uma tendência descendente do número de Strouhal correspondente à frequência fundamental de desprendimento de vórtices.

No capítulo a seguir são apresentadas as equações matemáticas utilizadas para resolver o escoamento laminar, bidimensional sobre os perfis NACA0012 com e sem hipersustentadores estudados no presente trabalho.

CAPÍTULO 3 - METODOLOGIA MATEMÁTICA

3.1 Formulação matemática

As leis básicas da Mecânica dos Fluidos, são equações diferenciais parciais não lineares, que em conjunto são: Equação da Conservação da Massa, da Quantidade de Movimento e Equação da Energia (WHITE, 2011). Na Mecânica dos Fluidos estas equações são utilizadas para descrever importantes fenômenos físicos, como por exemplo os efeitos das forças na dinâmica do escoamento, a influência da Transferência de Calor no escoamento ou os efeitos de corpos imersos nesse escoamento. Para fluidos newtonianos as tensões viscosas estão linearmente relacionadas com as taxas de deformação do campo de velocidade. O tensor das tensões viscosas $\vec{\tau}$ para o escoamento de um fluido newtoniano incompressível é dado por:

$$\vec{\tau} = \mu(\vec{\nabla}\vec{V} + \vec{\nabla}\vec{V}^T) \quad (1)$$

Neste trabalho, para o estudo da dinâmica do escoamento ao redor de perfis aerodinâmicos com diferentes dispositivos hipersustentadores, foi adotada uma aproximação bidimensional, fluido newtoniano e incompressível, viscosidade constante e escoamento sem transferência de calor. Assim, a partir dessas considerações, é possível escrever na forma diferencial, as equações da Conservação da Massa e da Quantidade de Movimento Linear dadas por:

$$\vec{\nabla} \cdot \vec{V} = 0 \quad (2)$$

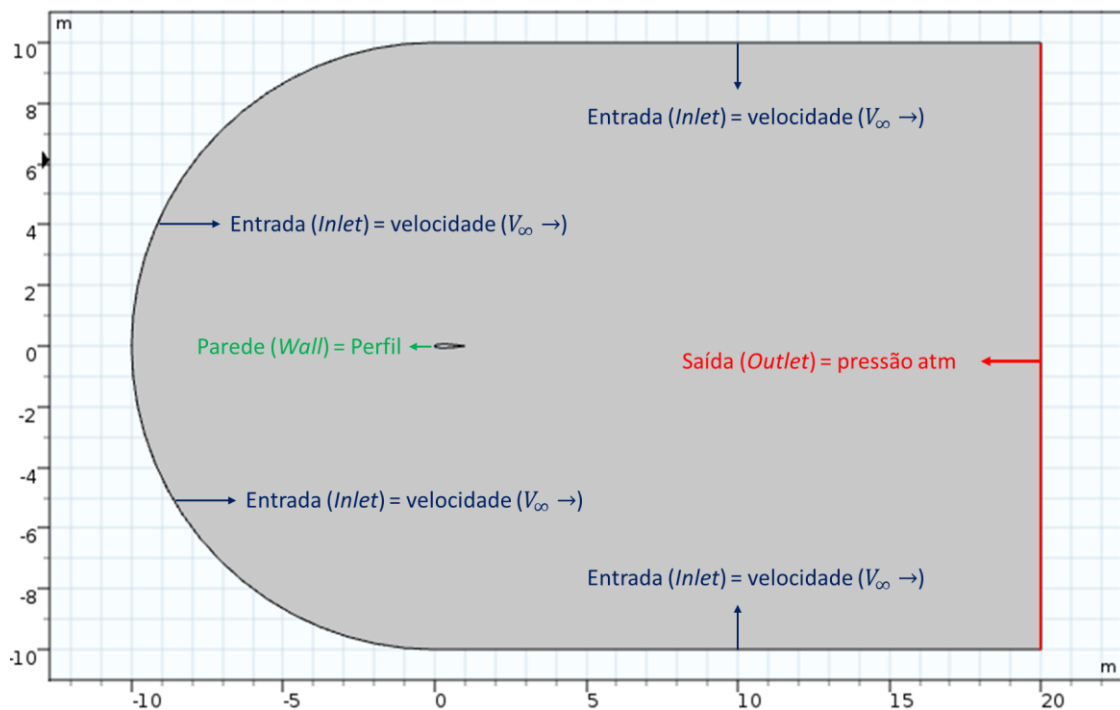
$$\rho \left(\frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + (\vec{V} \cdot \vec{\nabla}) \vec{V} \right) = -\vec{\nabla} p + \mu \nabla^2 \vec{V} + \rho \vec{g} \quad (3)$$

onde ρ é a massa específica, p é a pressão, \vec{V} é o vetor velocidade, μ é o coeficiente de viscosidade e \vec{g} é o vetor gravidade.

Estas equações foram resolvidas numericamente utilizando o software COMSOL *Multiphysics* de forma a se obter a evolução temporal do escoamento em questão. Como apresentado na Figura 7, as condições de contorno nas fronteiras do domínio foram definidas da seguinte forma:

- Entrada (*inlet*): no semicírculo localizado a esquerda e nas fronteiras superior e inferior foram determinadas como entrada do escoamento com a velocidade na direção horizontal e gradiente de pressão nulo.
- Saída (*outlet*): fronteira localizada a direita foi determinada como saída do escoamento, pressão atmosférica e gradiente velocidade nulo.
- Parede (*wall*): em torno do perfil foi determinado como parede.

Figura 7. Condições de contorno na fronteira do domínio.



3.2 Forças aerodinâmicas

As forças que resultam do efeito da distribuição de pressão estática e da tensão de cisalhamento no perfil aerodinâmico são ilustradas na Fig. 8. O vetor força resultante \vec{F}_R pode ser decomposto em quatro componentes F_N , F_A , F_a e F_s . A força normal é representada por F_N e a força axial é representada por F_A , ambas são as componentes da força \vec{F}_R em relação à corda do perfil. A força de sustentação é representada por F_s e a força de arrasto por F_a , estas forças são as componentes de \vec{F}_R em relação à velocidade não perturbada V_∞ .

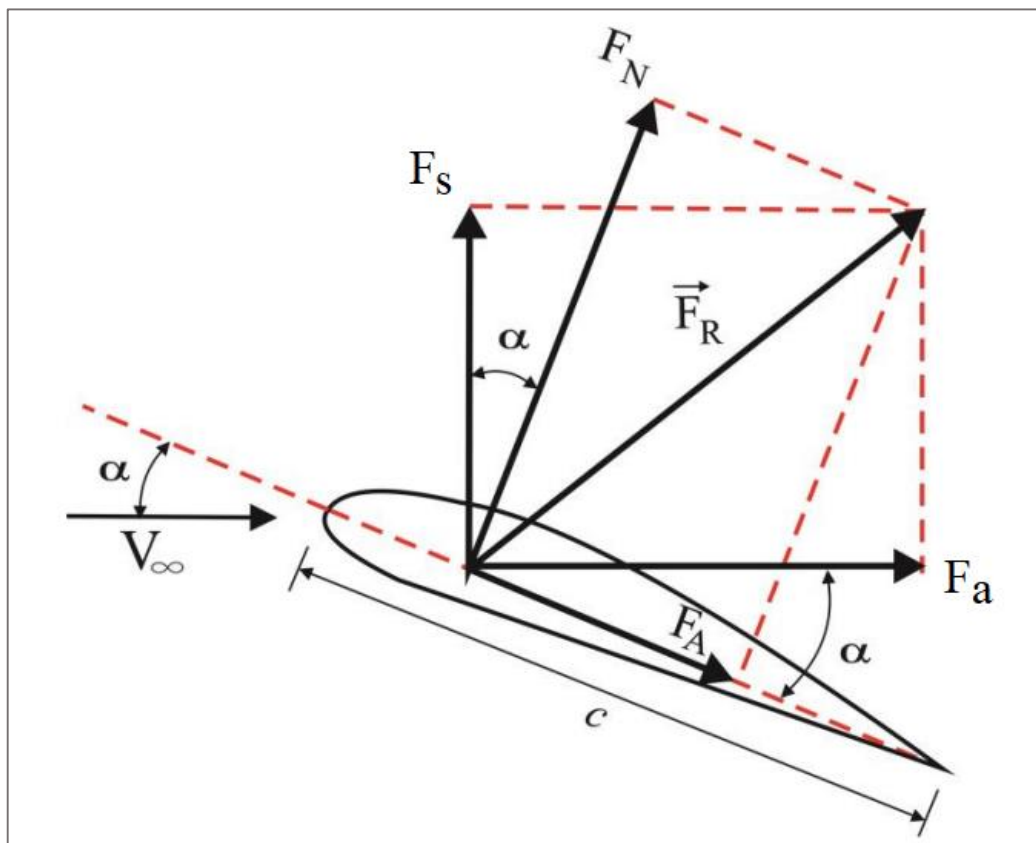
A relação geométrica entre as quatro componentes da força resultante \vec{F}_R , pode ser definida como:

$$F_s = F_N \cos \alpha - F_A \sin \alpha \quad (4)$$

$$F_a = F_N \sin \alpha + F_A \cos \alpha \quad (5)$$

Desta forma, ao se calcular as forças F_s e F_a , pode-se obter os respectivos coeficientes aerodinâmicos, como mostrado a seguir.

Figura 8. Forças aerodinâmicas.



Fonte: Donini (2014).

3.3 Parâmetros adimensionais relevantes do escoamento estudado

Os coeficientes de sustentação, arrasto e pressão, representados por C_s , C_a e C_p respectivamente, são obtidos através da adimensionalização das forças pela pressão dinâmica dada por q e dimensão de referência da corda do perfil dada por c , como a seguir:

$$q = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 \quad (6)$$

$$C_s = \frac{F_s}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 c} \quad (7)$$

$$C_a = \frac{F_a}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 c} \quad (8)$$

$$C_p = \frac{\bar{P} - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2} \quad (9)$$

onde ρ é a massa específica, V_∞ é a velocidade do escoamento, P_∞ é a pressão termodinâmica da corrente livre e \bar{P} é a pressão sobre a superfície do perfil.

Os escoamentos podem ser classificados de diversas maneiras, sendo uma das mais importantes o regime laminar e turbulento. Para classificar o escoamento em laminar ou turbulento, utiliza-se um número adimensional conhecido como número de Reynolds, podendo ser entendido como a razão entre as forças de inércia e viscosas (WHITE, 2011), representado a seguir:

$$Re = \frac{\rho V_\infty c}{\mu} \quad (10)$$

onde ρ é a massa específica, V_∞ é a velocidade do escoamento da corrente incidente, c é a dimensão de referência da corda do perfil e μ é a viscosidade dinâmica.

No próximo capítulo serão apresentados alguns tópicos importantes sobre a modelagem numérica utilizada, como por exemplo características da malha utilizada, métodos de discretização temporal e espacial, configurações do escoamento e equações para o cálculo dos coeficientes de sustentação e arrasto.

CAPÍTULO 4 - MODELAGEM NUMÉRICA

4.1 Introdução

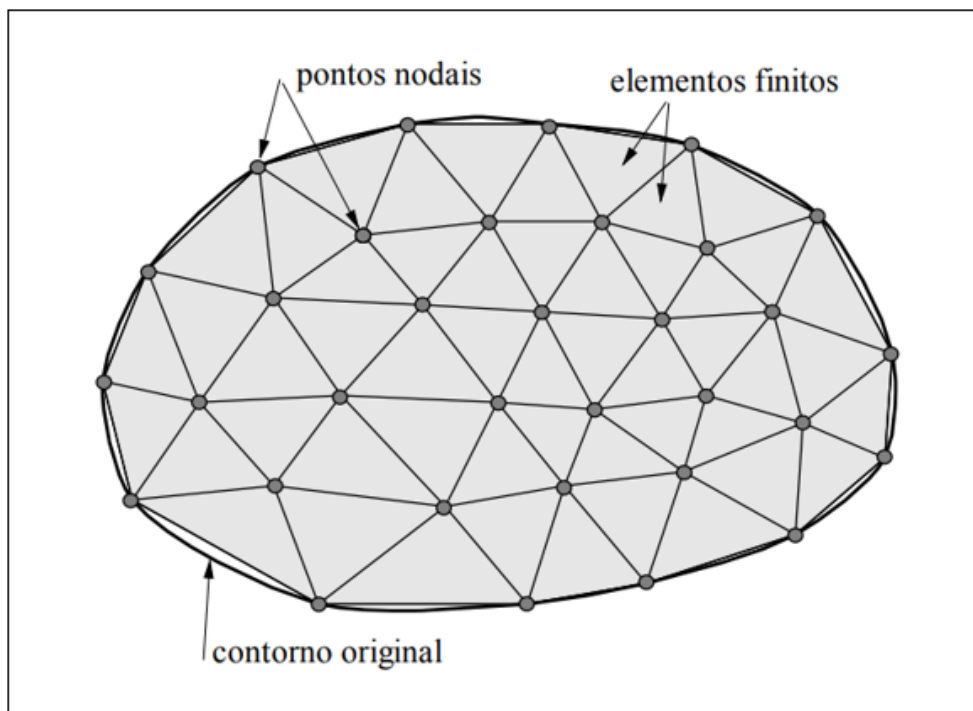
Atualmente existem diversos programas comerciais e não comerciais utilizados para a simulação numérica de escoamentos, e a escolha depende de vários fatores como facilidade de uso, robustez da solução, disponibilidade e métodos implementados. Neste trabalho foi realizado o estudo da dinâmica dos escoamentos envolvendo perfis aerodinâmicos NACA0012 simples e multielementos e para isso foi escolhido o software COMSOL Multiphysics®. Este software é muito utilizado por cientistas e engenheiros para simular e resolver diferentes problemas incluindo os que envolvem fenômenos físicos acoplados como Transferência de Calor, escoamentos bifásicos, turbulentos, etc. Sua aplicação tem sido feita objetivando a otimização de processos na manufatura de produtos em todas as áreas da engenharia. Este software é baseado no Método de Elementos Finitos (MEF) que é mais detalhado a seguir.

4.2 Método de Elementos Finitos (MEF) e características da malha gerada pelo COMSOL

A ideia principal do MEF é a divisão do domínio do problema em sub-regiões ou elementos, e estes conectados entre si por pontos nodais, como ilustrado na Fig. 9 que representa uma malha numérica. Essa ideia é muito utilizada na engenharia, sendo um procedimento intuitivo para os engenheiros, no qual para um problema complexo é subdividido em vários problemas mais simples para serem resolvidos.

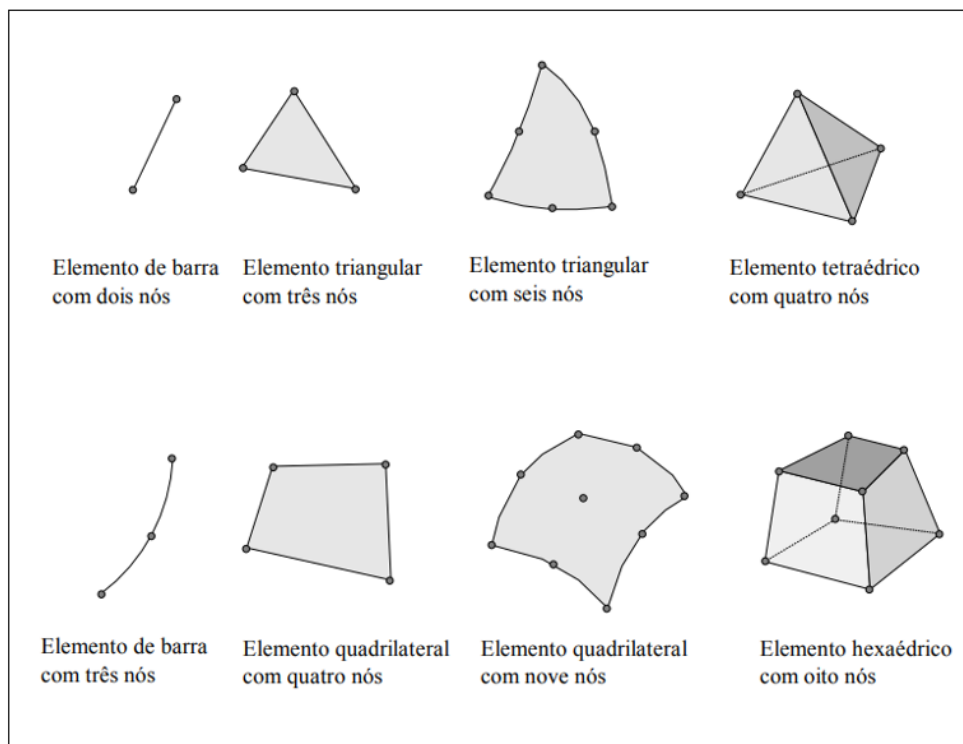
Portanto o nome malha de elementos finitos é o conjunto dessas subdivisões chamadas de elementos finitos ligadas pelos pontos nodais. Existe diversos tipos de elementos finitos com diferentes formas geométricas por exemplo, triangular, quadrilateral, cúbico, entre outros, em função ao tipo e dimensão do problema estudado seja uni, bi ou tridimensional. No COMSOL os tipos de elementos existentes para o caso bidimensional são triangulares e quadrilaterais, já para o estudo tridimensional a opção disponível é o elemento do tipo tetraedro ou hexaedro. Veja alguns exemplos de elementos na Fig. 10.

Figura 9. Malha bidimensional com elementos triangulares.



Fonte: De Souza (2003).

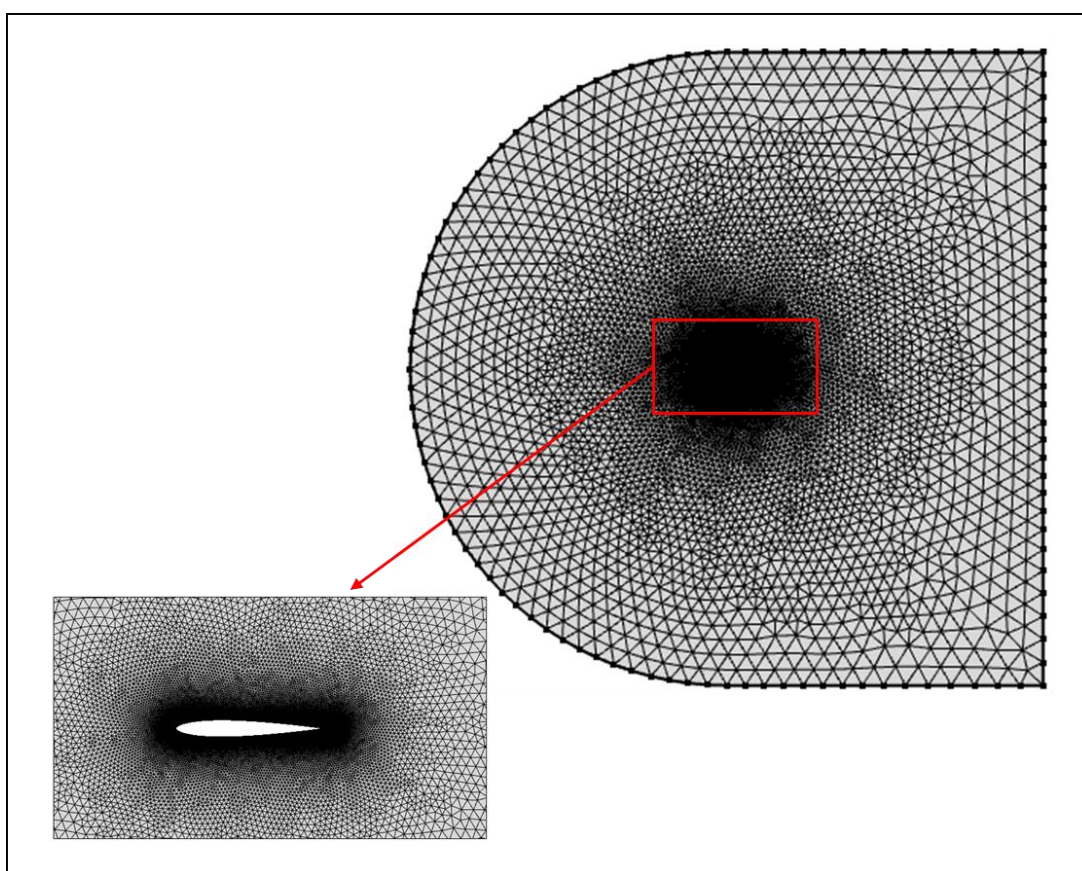
Figura 10. Diferentes tipos de elementos finitos.



Fonte: De Souza (2003).

Aspectos importantes a serem considerados na utilização do MEF são: a questão do tipo de elemento finito, bem como, a discretização da malha, isto é, em quantos elementos finitos a estrutura será discretizada e quantas variáveis terão por nó. Nesse sentido, Tavares (1998) aponta que é fundamental verificar quais incógnitas serão utilizadas e como será discretizado, de acordo com isto podem-se reduzir os custos (esforço computacional) envolvidos na análise. Além disso, as questões do refinamento da malha devem ser sempre consideradas, pois a malha influencia na precisão dos resultados. A Figura 11 ilustra um exemplo de malha triangular utilizada na discretização de um escoamento ao redor de um aerofólio NACA0012.

Figura 11. Malha bidimensional com elementos triangulares.



Para a geração da malha no COMSOL existe duas formas: Malha controlada pela física do problema e Malha controlada pelo usuário. No primeiro caso, o COMSOL gera uma malha automaticamente de acordo com o problema que está sendo estudado, sendo essa malha geralmente não estruturada, e faz os ajustes necessários com base nas condições de contorno definidas. Os ajustes podem ser tanto o refinamento em regiões importantes da geometria bem como a escolha de qual elemento deve ser utilizado, que na maioria das vezes é construída com elementos triangulares. Já no segundo caso, o próprio usuário define todos os parâmetros, fazendo os ajustes para uma melhor convergência dos resultados. Pode-se citar o tamanho dos

elementos, o tipo de elemento, a taxa de crescimento entre elementos vizinhos, refinamento em regiões específicas, por exemplo onde existem gradientes significativos de alguma variável.

Devido à liberdade de construção da malha, para esse trabalho foi escolhida a opção de Malha controlada pelo usuário. No início da criação da malha, o primeiro ajuste a ser feito diz respeito às dimensões do elemento (*size*). O usuário pode definir parâmetros do elemento que devem ser utilizados em toda a malha. Dentre esses parâmetros, pode-se definir:

- O tamanho máximo do elemento;
- O tamanho mínima do elemento;
- A taxa de crescimento máxima dos elementos;
- O fator de curvatura que define o refinamento da malha perto de regiões curvas.

Além dos citados acima é possível também criar um parâmetro do tamanho local do elemento, ou seja, o usuário escolhe uma determinada região do domínio na qual os elementos devem atender a uma dimensão pré-definida.

4.3 Acoplamento pressão-velocidade

Para estudos envolvendo escoamento incompressível é necessário utilizar um método para acoplamento entre velocidade e pressão. Essas técnicas numéricas de solução das equações de Navier-Stokes sempre tiveram atreladas aos recursos computacionais disponíveis. Existem duas técnicas distintas no COMSOL para resolver este sistema de equações (geralmente não linear) que descrevem o movimento de um fluido (líquido ou gás) no espaço físico, que são: o método totalmente acoplado e o método segregado.

O método totalmente acoplado resolve todas as equações diferenciais em um único sistema de equações algébricas e em uma única interação. Esse método consome muito recurso computacional devido a magnitude do conjunto de equações resultantes. Já o método segregado resolve separadamente cada sistema de equação algébrica de cada equação diferencial, fazendo com que as variáveis avancem uma a uma à medida que o processo iterativo prossiga. Esse método é muito utilizado devido à economia de memória computacional, pelo fato de que ele dá origem a sistemas lineares de menor tamanho.

Em muitos casos, especialmente casos tridimensionais o software selecionará automaticamente o método segregado, por outro lado, para casos bidimensionais o método totalmente acoplado é selecionado por padrão. Para esse trabalho foi utilizado o método

totalmente acoplado, como sugerido pelo software para obter mais estabilidade, robustez e menor tempo de simulação.

4.4 Escolha do *solver*

Independentemente de qual método de acoplamento velocidade-pressão tenha sido selecionado, é necessário o uso de um *solver* para resolver os sistemas de equações lineares dentro de cada interação. Existem duas classes de *solvers* no COMSOL podem ser selecionados de acordo com o problema estudado, ou seja, o tipo de sistema linear a ser resolvido, os métodos diretos e iterativos.

Os *solvers* diretos são mais robustos, porém exigem mais memória e tempo de solução. Os três disponíveis no COMSOL que são baseados em decomposição LU, são:

- PARDISO;
- MUMPS;
- SPOOLES.

Os *solvers* PARDISO e MUMPS são os mais rápidos e o SPOOLES usa menos memória, porém é menos estável. Já os *solvers* iterativos usam significativamente menos memória e tempo do que os *solvers* diretos para problemas do mesmo tamanho, porém a maior desvantagem é que eles são menos robustos. O COMSOL possui alguns *solver* iterativos como GMRES (*generalized minimum residual*), FGMRES (*flexible generalized minimum residual*), BiCGStab (*biconjugate gradient stabilized*) ou TFQMR (*transpose-free quasi-minimal residual*).

Como o COMSOL já possui configurações padrão de *solver* para todas as interfaces de físicas predefinidas, pelo menos para modelos de que envolvem uma física simples. Neste trabalho foi utilizado o *solver* direto PARDISO que é mais robusto. Apesar de consumir mais memória RAM essa opção pode armazenar a solução fora do núcleo, ou seja, podem descarregar parte do problema no disco rígido.

4.5 Metodologia para discretização temporal

Nos problemas transientes onde as variáveis são também funções do tempo, é necessário calcular o intervalo de tempo Δt durante a solução das equações. Existe diferentes métodos para discretizar os termos temporais das equações, pode-se citar os Métodos Runge-Kutta, os Métodos de Alpha Generalizado e o Método implícito denominado de Fórmula de Diferenciação para trás (Backward Differentiation Formula – BDF).

O método Runge-Kutta são métodos explícitos que são normalmente usados para sistemas de equações diferenciais ordinárias, e que geralmente não são tão eficientes para problemas resolvidos com o MEF. No COMSOL o método padrão utilizado em problemas onde ocorrem fenômenos mais sensíveis à dissipação excessiva é o Alpha Generalizado, como por exemplo problemas de ondas magnéticas transitórias, acústica e mecânica estrutural. O Alpha Generalizado que é um esquema implícito de segunda ordem, nos permite controlar o amortecimento para altas frequências. Já o método BDF introduz mais amortecimento, à solução do que ao Alpha Generalizado, e é mais versátil e estável. Para o presente trabalho o método do BDF foi utilizado nas simulações numéricas devido ao problema estudado não se enquadrar nos dois métodos anteriores.

No COMSOL o método BDF utiliza aproximações para as derivadas temporais com diferentes ordens. Considerado também como método de multipassos onde a ordem das aproximações varia de 1 a 6, onde h é o passo de tempo, as equações representadas por k para cada ordem podem ser escritas como:

$$k = 1 : y_{n+1} - y_n = hf_{n+1} \quad (11a)$$

$$k = 2 : \frac{3}{2}y_{n+1} - 2y_n + \frac{1}{2}y_{n-1} = hf_{n+1} \quad (11b)$$

$$k = 3 : \frac{11}{6}y_{n+1} - 3y_n + \frac{3}{2}y_{n-1} - \frac{1}{3}y_{n-2} = hf_{n+1} \quad (11c)$$

$$k = 4 : \frac{25}{12}y_{n+1} - 4y_n + 3y_{n-1} - \frac{4}{3}y_{n-2} + \frac{1}{4}y_{n-3} = hf_{n+1} \quad (11d)$$

$$k = 5 : \frac{137}{60}y_{n+1} - 5y_n + 5y_{n-1} - \frac{10}{3}y_{n-2} + \frac{5}{4}y_{n-3} - \frac{1}{5}y_{n-4} = hf_{n+1} \quad (11e)$$

$$k = 6 : \frac{147}{60}y_{n+1} - 6y_n + \frac{15}{2}y_{n-1} - \frac{20}{3}y_{n-2} + \frac{15}{4}y_{n-3} - \frac{6}{5}y_{n-4} + \frac{1}{6}y_{n-5} = hf_{n+1} \quad (11f)$$

Um ponto importante que vale destacar é que para ordens maiores do que 6 o BDF se torna instável, portanto quando $k > 6$ sua utilização se torna inviável. O método BDF apresenta características difusivas com adição de efeitos de amortecimento, principalmente onde as ordens são mais baixas. No COMSOL existe a possibilidade de determinar a ordem mínima e máxima, que variam entre 1 a 5, com isto, o *solver* escolhe o melhor momento da utilização de ordens menores e ordens maiores para que o objetivo de obter estabilidade na solução seja alcançado.

4.5.1 Escolha do Passo de Tempo

No programa COMSOL existem quatro tipos de controle do passo de tempo:

- Modo manual;
- Modo intermediário;
- Modo restrito;
- Modo livre.

No modo manual, o próprio usuário determina o valor do passo de tempo a ser utilizado pelo *solver* para avançar no tempo. No entanto se a estimativa de erro não for cumprida após o número máximo de interações, o passo de tempo é reduzido. Na escolha pelo modo intermediário, o usuário estipula um intervalo de tempo e o *solver* precisa escolher dentro desse intervalo pelo menos um tempo para fazer a simulação. Já no modo restrito, o *solver* controla o passo de tempo, e dentro desse intervalo o usuário estipula quantos instantes de tempo ele vai simular. E por último, o modo livre, onde o próprio *solver* controla o passo de tempo de acordo com a dinâmica do escoamento, podendo até utilizar o maior passo de tempo possível para que as tolerâncias determinadas pelo usuário sejam satisfeitas e as equações sejam resolvidas. Caso a solução comece rapidamente variar em função do tempo o *solver* poderá reduzir o passo de tempo no mesmo instante.

Neste trabalho optou-se pelo modo livre para o controle do passo de tempo, deixando o próprio *solver* controlar o passo de tempo de forma a definir os maiores passos de tempo possíveis, mas que sejam compatíveis com a tolerância imposta. Então é a dinâmica do escoamento que define qual é o valor de passo de tempo que será utilizado para que não ocorra divergência na solução numérica.

4.6 Métodos para discretização espacial

No método de Elementos Finitos as equações em cada elemento da malha são conhecidas como função de forma. Estas funções podem ter diferentes ordens que dependem da forma e dimensão dos elementos da malha. A ordem do elemento, ou ordem da função de forma, afeta tanto a precisão quanto o número de graus de liberdade da solução. Quando a ordem do elemento é aumentada ocorre um maior refinamento da malha. No programa COMSOL, a ordem da integração numérica é adaptada de acordo com a física do problema a ser estudado, sendo que a grande maioria desses problemas físicos, faz o uso das funções de forma de Lagrange com discretização padrão de ordem 2. Por padrão, a discretização dos campos de velocidade, para os escoamentos laminar ou turbulentos com uma fase, é

representada por $P1 + P1$, indicando que são utilizadas funções lineares para os campos de pressão e velocidade. Outra opção dada pelo programa é a $P2 + P1$ onde funções quadráticas são utilizadas para a velocidade e as funções lineares para a pressão.

Apesar do custo computacional ser menor quando se utilizam os elementos lineares, para que eles sejam mais eficientes, é de grande importância a utilização de métodos de estabilização para as equações de Navier-Stokes. Geralmente os métodos de estabilização são necessários quando se quer obter as soluções dos problemas físicos com o uso de métodos numéricos como o MEF, principalmente quando o fenômeno estudado é dominado pelos termos convectivos.

Como exemplo de uma equação convectiva-difusiva geral de transporte de solução u desconhecida, tem-se:

$$\frac{\partial u}{\partial t} + \vec{\beta} \cdot \nabla u = \nabla \cdot (\alpha \nabla u) + F \quad (12)$$

onde o $\vec{\beta}$ representa o vetor de velocidade convectiva, α o coeficiente de difusão e F uma fonte arbitrária. A equação 12 pode representar por exemplo a equação de Navier-Stokes e está sendo escrita de forma geral para esclarecer o que pode ocorrer nos escoamentos onde os termos convectivos são dominantes.

No COMSOL, para os casos das simulações com escoamento monofásico onde a malha com função de forma linear, ocorre instabilidade na solução numérica se o número de Péclet (Pe) representado pela Eq. (13) for maior que um.

$$Pe = \frac{\|\vec{\beta}\| h}{2\alpha} \quad (13)$$

onde o tamanho do elemento da malha é representado por h .

O número de Péclet nada mais é que a comparação dos termos convectivos e difusivos, com isso, quanto maior for o valor do termo convectivo e menor for o valor difusivo, tem-se um valor maior do número de Péclet. No entanto esse número também leva em consideração o tamanho do elemento da malha h , que quanto mais refinada for, pode reduzir esse número de Péclet. O custo computacional para a utilização de uma malha mais refinada é maior, e é por esse motivo que o uso de métodos de estabilização são frequentemente usados. Esses métodos adicionam uma pequena quantidade de difusão artificial para reduzir a instabilidade da solução numérica, para que o desempenho computacional seja mais robusto e mais rápido com menor custo.

Como opção, existe três métodos de estabilização no COMSOL que adicionam termos difusivos nas equações de Navier-Stokes com o objetivo de reduzir o número de Péclet. Estes três métodos são:

- *Streamline Diffusion*;
- *Croswind Diffusion*;
- *Isotropic Diffusion*.

Para estudos de escoamentos, o COMSOL faz uso de dois métodos como padrão, o *streamline diffusion*, e *croswind diffusion* definidos como estabilização consistente. O primeiro, acaba adicionando a difusão no sentido das linhas de corrente, podendo ocasionar em picos em regiões com alto gradiente das propriedades do escoamento quando utilizado sozinho. Já o segundo, acaba auxiliando o controle destes picos adicionando a difusão na direção perpendicular às linhas de corrente, com isso o modo de *croswind diffusion* remove os picos das soluções numéricas. Por último, o *isotropic diffusion* definido como estabilização inconsistente, o usuário defini um coeficiente de difusão artificial, o próprio COMSOL sugere o uso do valor 0,25 que costuma ser suficiente para estabilização do cálculo. Esse método adiciona difusão em todas as direções independente de quão próxima a solução numérica esteja da solução exata.

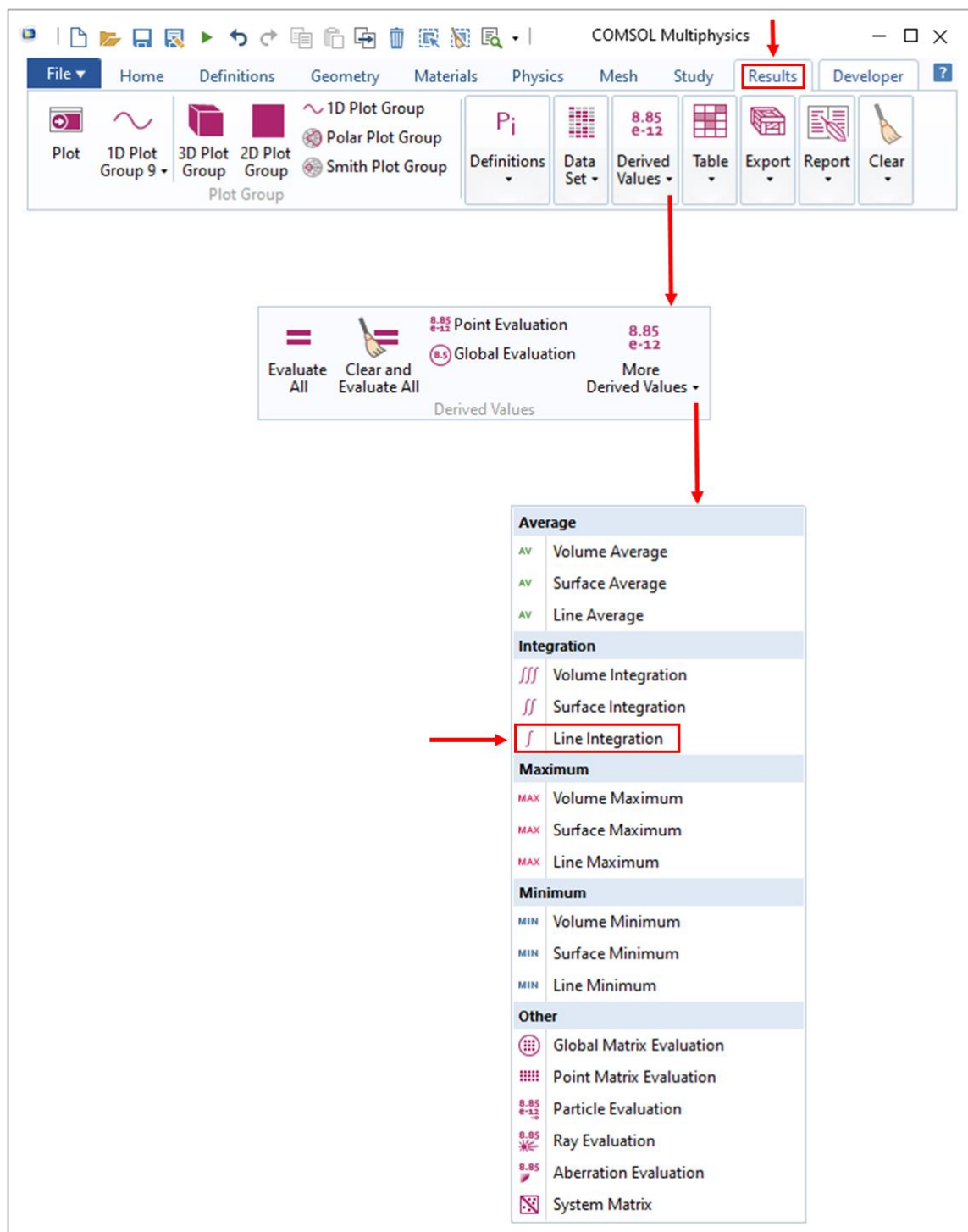
Para o presente trabalho foi utilizado como sugerido pelo COMSOL os métodos *streamline diffusion* e *croswind diffusion*, principalmente pelo fato de que esses métodos adicionam menos difusão numérica quando mais próxima a solução numérica chega da solução exata, ou seja, nenhuma difusão é adicionada nas regiões onde a malha é suficientemente fina. Com isso o desempenho computacional se torna mais robusto e mais rápido, reduzindo tanto a instabilidade da solução numérica bem como o custo computacional.

4.7 Equações para o cálculo dos coeficientes de sustentação e arrasto

Existe a possibilidade de realizar o cálculo dos coeficientes de sustentação e arrasto dentro do próprio programa do COMSOL, onde o usuário seleciona as fronteiras do perfil aerodinâmico e de seus dispositivos hipersustentadores para realizar uma integral de linha e obter os valores dos coeficientes desejados.

Na aba de *Results* do ambiente de simulação do COMSOL, o usuário deve selecionar a opção de *Derived Values*, em seguida a opção *More Derived Values* e por último escolher a opção de *Line Integration* conforme Fig. 12.

Figura 12. Seleção detalhada da integral de linha.



Dentro da opção de integral de linha deve-se selecionar primeiramente o tipo de estudo a ser utilizado, e em seguida selecionar as fronteiras da geometria estudada e posteriormente o intervalo de tempo que o programa deve calcular cada valor dos coeficientes de sustentação e arrasto. Uma vez selecionadas as fronteiras onde se quer obter os valores dos coeficientes, sendo o escoamento imposto horizontalmente como ilustrado na Fig. 13, é necessário colocar a expressão para o cálculo descrita abaixo:

$$C_s = - \frac{spf.T_stressy}{\frac{1}{2}\rho cV_\infty^2} \quad (14)$$

$$C_a = - \frac{spf.T_stressx}{\frac{1}{2}\rho cV_\infty^2} \quad (15)$$

onde *spf* é o código para fazer referência ao estudo, que para este trabalho é o caso de um escoamento laminar, *T_stress* é a tensão total no qual deseja analisar onde *T* representa total. E por último é adicionado a coordenada que está sendo analisado a tensão total, sendo o *y* para a sustentação e o *x* para o arrasto.

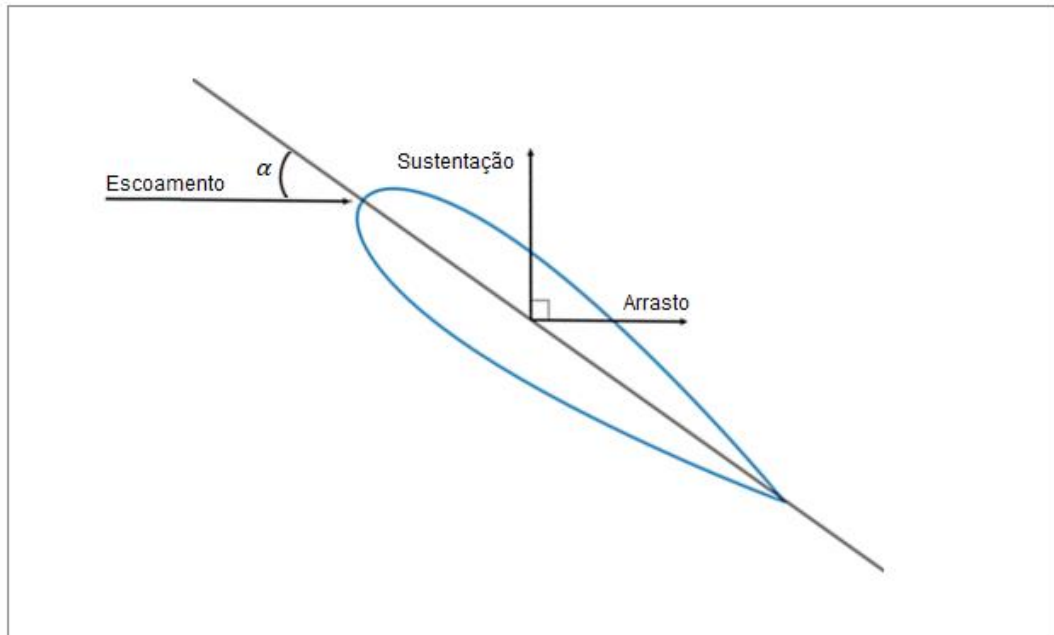
Caso o perfil aerodinâmico seja disposto horizontalmente e o escoamento imposto na entrada do escoamento seja inclinado no domínio, como ilustrado na Fig. 14, o cálculo dos coeficientes aerodinâmicos é feito da seguinte forma:

$$C_s = \frac{spf.T_stressy * \cos\left(\alpha * \frac{\pi}{180}\right) - spf.T_stressx * \sin\left(\alpha * \frac{\pi}{180}\right)}{\frac{1}{2}\rho cV_\infty^2} \quad (16)$$

$$C_a = \frac{spf.T_stressy * \sin\left(\alpha * \frac{\pi}{180}\right) + spf.T_stressx * \cos\left(\alpha * \frac{\pi}{180}\right)}{\frac{1}{2}\rho cV_\infty^2} \quad (17)$$

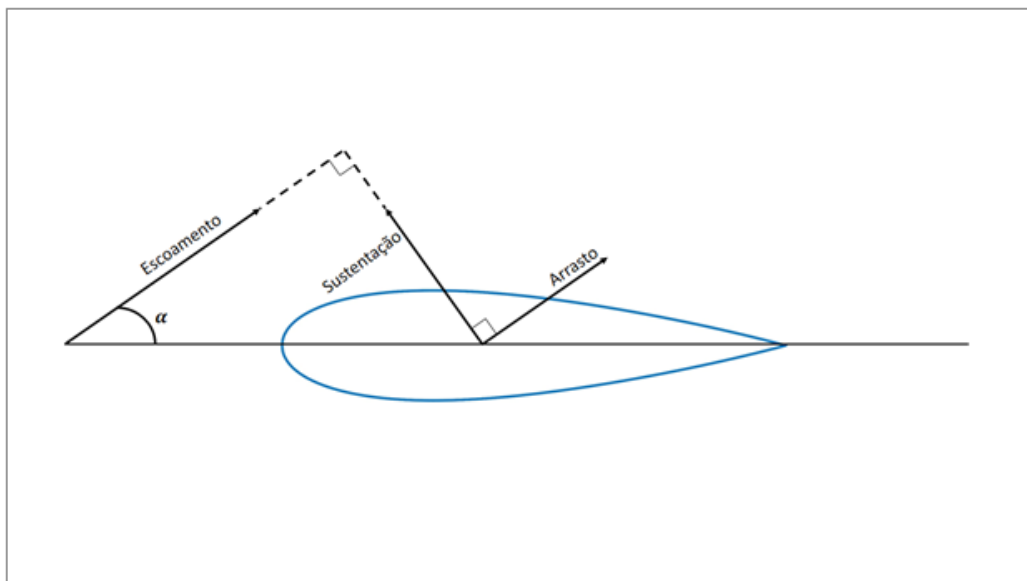
Existem duas opções para impor um ângulo de ataque ao perfil em relação ao escoamento. A primeira é através da inclinação do perfil, impondo o escoamento incidente na horizontal conforme Fig. 13 e a segunda é através da inclinação do escoamento, impondo uma velocidade incidente conforme a Fig. 14. Para esse trabalho, optou-se pela primeira opção, onde a variação do ângulo de ataque é realizada pela inclinação do perfil estudado e o escoamento sendo imposto horizontalmente.

Figura 13. Representação do escoamento sendo imposto horizontalmente.



Fonte: Adaptado de Pereira (2020)

Figura 14. Representação do escoamento não sendo imposto horizontalmente.



Fonte: Pereira (2020)

No próximo capítulo serão apresentados os tipos de geometrias estudados, a construção do domínio e suas condições de contorno, o teste de malha e os resultados de todos os casos simulados.

CAPÍTULO 5 - RESULTADOS E DISCUSSÃO

Para este trabalho, o perfil aerodinâmico base selecionado foi o NACA0012 devido à grande quantidade de estudos encontrados na literatura. Esta série de perfil é composta por quatro dígitos que seguem a seguinte estrutura:

- 1º dígito descreve o máximo arqueamento em percentual de corda.
- 2º dígito indica a posição do máximo arqueamento em percentual de corda.
- 3º e 4º dígitos se referem a máxima espessura relativa ao percentual de corda.

Uma observação importante é sobre o 1º e 2º dígito do NACA0012, que devido apresentarem valores iguais a zero esse tipo de NACA é chamado de perfil simétrico.

No COMSOL existem diferentes maneiras de gerar a geometria, seja com a importação das suas coordenadas, a importação da geometria construída de algum *software* de CAD ou até mesmo inserindo no programa a equação que gera essa geometria. Portanto, a decisão tomada para a construção do perfil aerodinâmico base foi devido a simplicidade e rapidez do processo, onde optou-se inserir no programa COMSOL a equação com as coordenadas dos pontos para o NACA simétrico de 4 dígitos, dada por:

$$y_t = \pm 5t(0,2969x^{0,5} - 0,1260x - 0,3516x^2 + 0,2843x^3 - 0,1036x^4) \quad (18)$$

onde t é a espessura do perfil NACA0012 dada por $t=0,12$.

No presente trabalho todas as simulações foram realizadas para um baixo número de Reynolds de valor igual a 1000, sou seja, escoamento laminar, tanto para o perfil simples quanto para os casos com adição de dispositivos hipersustentadores. As configurações definidas das geometrias simuladas, são ilustradas nas Figs. 15 a 19, onde cada configuração bidimensional foi analisada com base na variação do ângulo de ataque representado na Tabela 1. Inicialmente, as simulações foram feitas sobre o perfil NACA0012 simples, chamado de perfil base (Fig. 15). Em seguida o perfil base foi simulado adicionando um *flap* com $\theta=10^\circ$ no bordo de fuga (Fig. 16). Para um terceiro teste, o perfil foi fixado em um ângulo de ataque de 7° e as simulações foram realizadas variando o ângulo de ataque θ do *flap* (Fig. 17). Outra simulação realizada foi adicionando um *slat* no bordo de ataque do perfil base (Fig. 18). Por último, uma simulação foi realizada para o perfil base com adição de um *slat* e um *flap* a 20° (Fig. 19).

Uma observação importante, é em relação a definição do posicionamento tanto do *slat* como do *flap* no perfil base, já que a intenção das simulações é a compreensão da influência desses dispositivos hipersustentadores e não os seus ideais posicionamentos. Como os valores típicos de folga e sobreposição do *flap*, chamados em inglês de *gap* e *overlap*, são de 2% a 5% da corda do perfil, para esse trabalho foi definido o valor de $0,02c$. Já para o *slat*, os valores do posicionamento foram baseados em valores próximos aos obtidos no teste de otimização de um *slat* realizado no trabalho de Arra, Anekar e Nimbalkar (2021), onde esses valores escolhidos de folga, profundidade e largura chamados em inglês de *gap*, *depth* e *width* foram respectivamente $0,02c$, $0,03c$ e $0,08c$

Figura 15. Geometria do perfil base.

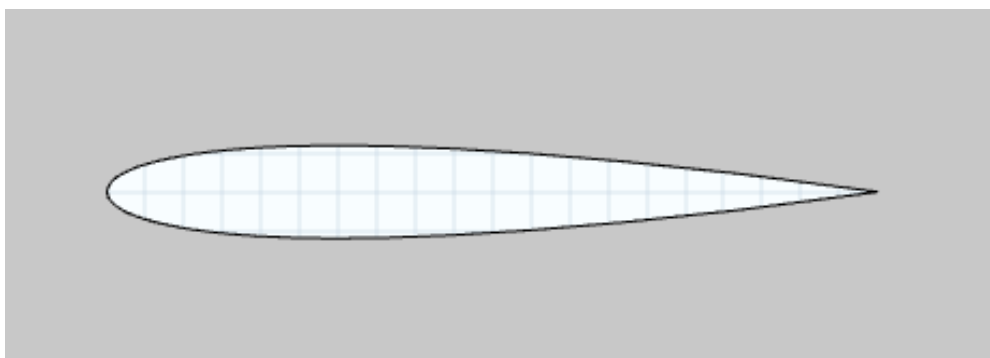


Figura 16. Geometria do perfil com *flap* a 10° .

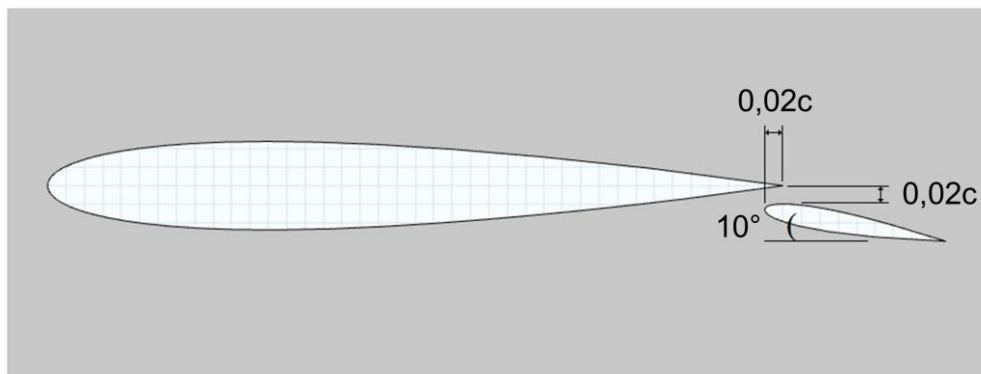


Figura 17. Geometria do perfil a 7° com θ do *flap* variando.

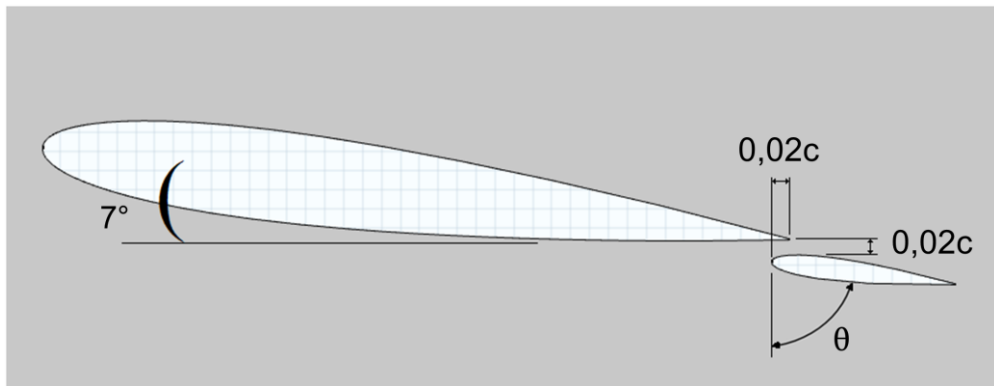


Figura 18. Geometria do perfil com *slat*.

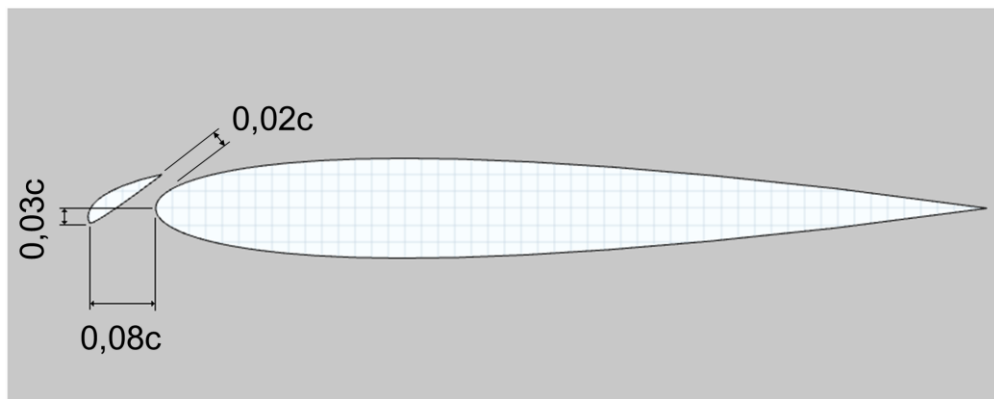


Figura 19. Geometrias do perfil com *slat* e *flap*.

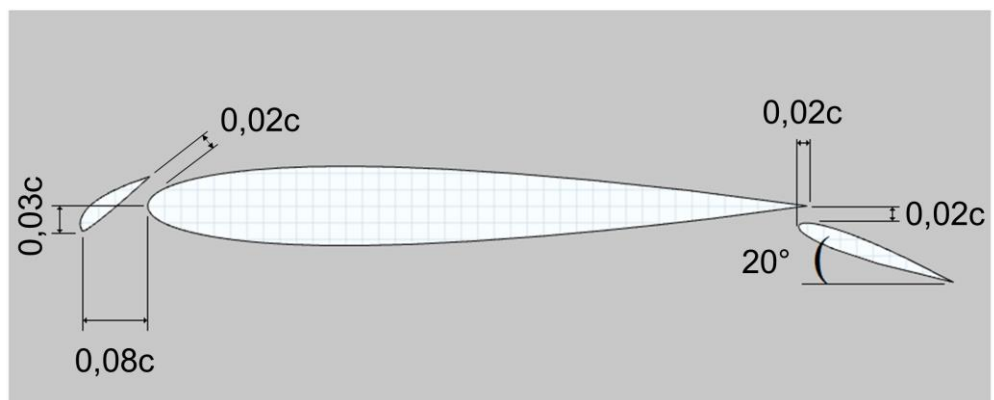
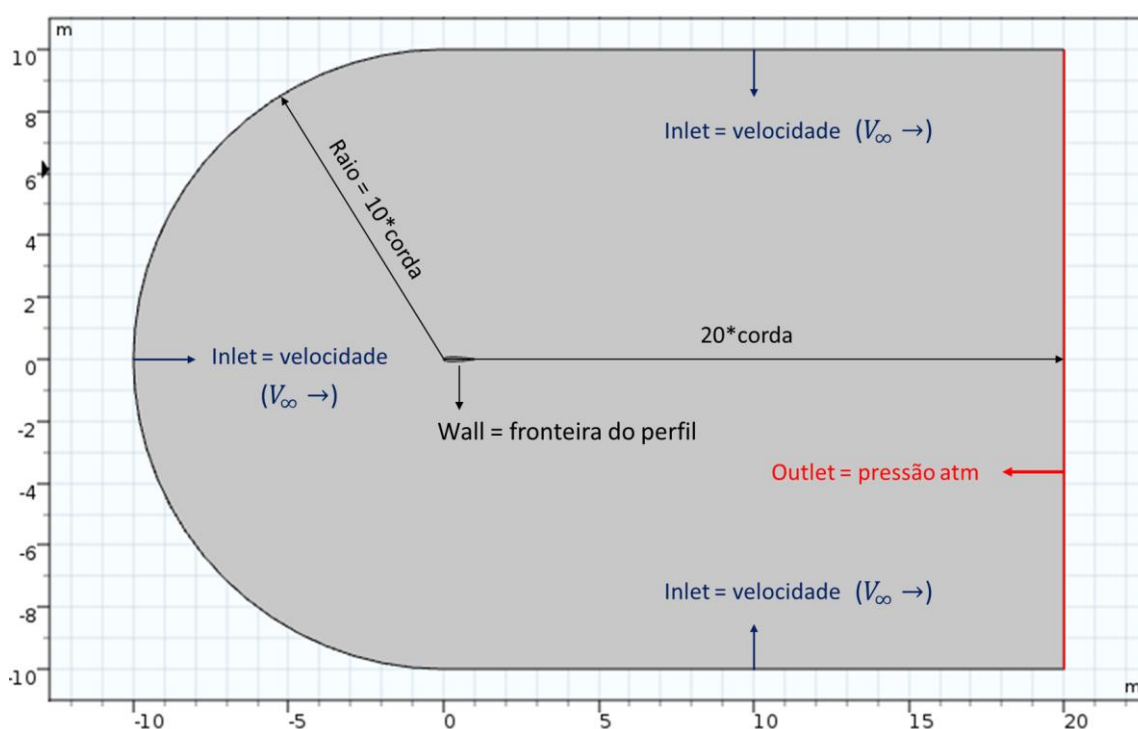


Tabela 1. Representação de todos os ângulos de ataque simulado para cada configuração.

Ângulo de ataque	0°	5°	10°	15°	20°	23°	25°	28°	30°	33°
Perfil simples	X	X	X	X	X		X	X	X	
Perfil com <i>flap</i> a 10°	X	X	X	X	X	X	X	X	X	
Perfil a 7° com θ do <i>flap</i> variando	X	X	X	X	X		X			
Perfil com <i>slat</i>	X	X	X	X	X		X		X	X
Perfil com <i>slat</i> e <i>flap</i> a 20°			X							

Para a escolha das dimensões do domínio, foi observado o fato de que o seu tamanho deve ser suficientemente grande para que as fronteiras simulem um meio infinito sem influência das condições de contorno. Para todas as simulações realizadas utilizou-se um domínio no formato “C” como ilustrado na Fig. 20. Inicialmente foi criado um semicírculo com raio de 10 vezes a corda do perfil aerodinâmico, com o centro localizado no ponto (0,0), ou seja, precisamente no bordo de ataque do perfil aerodinâmico. Em seguida, foi construído um quadrado com a dimensão de 20 vezes a corda do perfil aerodinâmico, para que seja possível visualizar a esteira de Von Kármán formada a jusante do perfil.

Figura 20. Dimensões do domínio utilizadas nas simulações.



O COMSOL permitir que o usuário configure manualmente o formato de malha a ser utilizado. No presente trabalho optou-se por utilizar malhas com elementos triangulares de 3 nós, sendo a malha não estruturada como mostrada na Fig. 21. Nas proximidades do perfil aerodinâmico, Fig. 22, um maior refinamento da malha foi introduzido para que os gradientes de pressão e velocidade nessa região pudessem ser melhor capturados. Elementos de malha maiores foram utilizados à medida que se afasta do corpo estudado, reduzindo o custo computacional.

Figura 21. Malha não estruturada com elementos triangulares utilizada em todas as simulações.

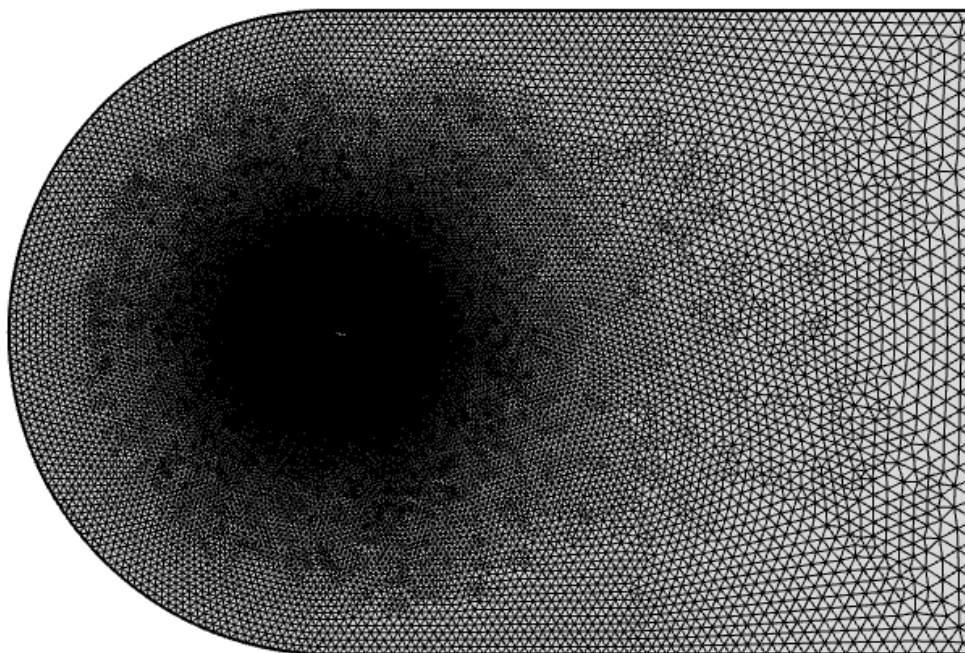
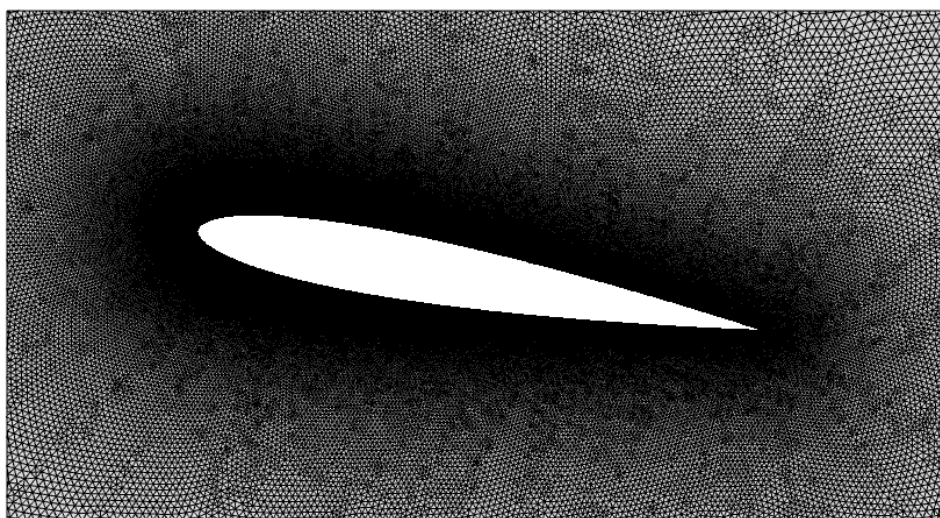


Figura 22. Vista do refinamento da malha próxima ao perfil NACA0012.



Testes de refinamento da malha foram realizados para 3 números totais de elementos e as malhas foram denominadas como Grosseira, Normal e Refinada. Na seção a seguir serão apresentados esses testes mencionados bem como seus resultados.

5.1 Testes de refinamento de malha

Uma importante etapa durante a simulação numérica é a definição da malha numérica a ser utilizada. Essa etapa vai permitir que os resultados obtidos sejam mais confiáveis, quando comparados por exemplo, com os de um teste experimental. Os resultados numéricos devem

permitir uma correta análise do escoamento, através dos campos obtidos e também do cálculo dos coeficientes de sustentação e de arrasto. É importante destacar que o custo computacional também é um fator determinante para a escolha do grau de refinamento da malha.

No COMSOL é possível modificar vários parâmetros responsáveis na construção da malha. A Tabela 2 apresenta as três principais características das malhas utilizadas nos testes de refinamento. É importante enfatizar que a qualidade média da malha indica a relação comprimento/largura dos elementos, sendo o ideal a malha que possua elementos com qualidade média próxima de 1. Como regra geral fornecida pela documentação do COMSOL, uma qualidade mínima da malha maior que 0,1 é suficiente na maior parte dos casos.

Tabela 2. Características das três malhas analisadas.

Malha próxima do perfil aerodinâmico			
Malha	Grosseira	Normal	Refinada
Tamanho máximo do elemento [m]	1,05	0,75	0,45
Tamanho mínimo do elemento [m]	5×10^{-3}	5×10^{-4}	5×10^{-5}
Taxa de crescimento máxima	1,032	1,026	1,020
Fator de curvatura	0,1	0,1	0,1
Número de elementos	58515	108244	173578
Menor qualidade do elemento da malha	0,5885	0,5605	0,5405
Qualidade média dos elementos	0,9104	0,9099	0,8853
Número de divisões do perfil aerodinâmico	134	224	352

Observa-se que as três malhas possuem elementos com qualidade mínima satisfatória e qualidade média próxima de 1. Em todas as simulações realizadas, foi utilizado um número de Reynolds igual a 1000. Os testes de refinamento foram analisados com o perfil NACA0012 simples posicionado com um ângulo de ataque de 10° . Nas Tabelas 3 e 4, estão apresentados os resultados numéricos dos coeficientes aerodinâmicos comparados com os resultados numéricos do trabalho de Kurtulus (2015).

Tabela 3. Comparação dos coeficientes médios de Sustentação com o resultado de Kurtulus (2015).

Malha	Coefficiente de sustentação médio (C_{sm})	Resultado de Kurtulus (2015)	Diferença dos resultados (%)	Tempo de simulação
Grosseira	0,4142	0,4195	1,2634	0h 48min
Normal	0,4147		1,1442	1h 45min
Refinada	0,4155		0,9535	3h 52 min

Tabela 4. Comparação dos coeficientes médios de Arrasto com o resultado de Kurtulus (2015).

Malha	Coeficiente de arrasto médio (C_{a_m})	Resultado de Kurtulus (2015)	Diferença dos resultados (%)	Tempo de simulação
Grosseira	0,1631	0,1654	1,3905	0h 48min
Normal	0,1633		1,2696	1h 45min
Refinada	0,1637		1,0278	3h 52 min

Pode-se observar que os resultados obtidos para os três tipos de malhas estão próximos da literatura com diferença inferiores a 2% em relação aos resultados de Kurtulus (2015). Para o Coeficiente de Arrasto, as diferenças foram um pouco maiores, ainda sim são valores aceitáveis. Optou-se por utilizar a malha denominada Normal para todas as simulações que forneceu bons resultados e um tempo computacional satisfatório. Todas as simulações foram realizadas em um computador de 3ª Geração do Processador Intel Core i3-3120M (2.5 GHz), 8GB de memória RAM, DDR3, 1600MHz.

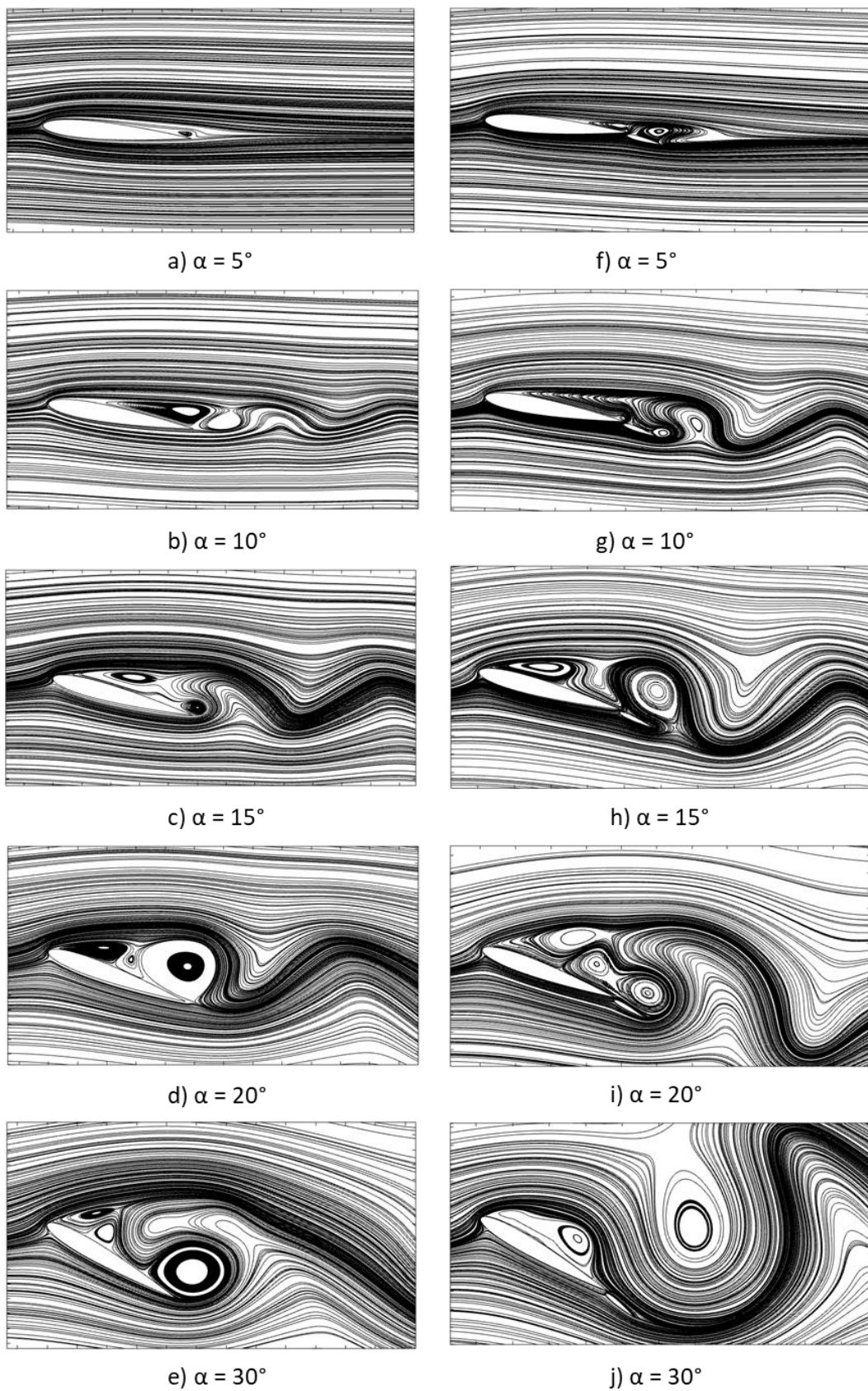
5.2 Análise do perfil NACA0012 simples e com dispositivos hypersustentadores

Os resultados a seguir mostram a influência dos dispositivos hypersustentadores no escoamento, quando comparados com os resultados obtidos para o perfil simples. São mostrados a seguir os campos do escoamento como Linhas de Corrente, Campo de vorticidade e de pressão e resultados dos coeficientes de arrasto, sustentação e pressão para diferentes ângulos de ataque representado na Tabela 1.

5.2.1 Visualização dos campos do escoamento

Um vórtice é definido como uma estrutura de elemento fluido girando em torno de um centro comum em escalas macroscópicas (LUGT, 1996). Na esteira de um perfil aerodinâmico, em diferentes ângulos de ataque ou números de Reynolds, os vórtices se movem no tempo em direção a jusante devido ao campo do escoamento e cisalhamento gerado na presença de outros vórtices. Como mostrado na Figura 23, essa formação dos vórtices pode ser identificada através das linhas de corrente ao redor do perfil NACA0012 isolado, Fig. 23(a) a Fig. 23(e) e para um perfil NACA0012 com adição de um *flap*, localizado a 20% da corda, com deflexão de 10° Fig. 23(f) a Fig. 23(j). Todos os casos foram simulados para os ângulos de ataque apresentados na Tabela 1.

Figura 23. Comparação dos campos instantâneos de linhas de corrente do perfil simples (coluna da esquerda) com o perfil com *flap* defletido a 10° (coluna da direita) para ângulos de ataque de $\alpha=5^\circ$ a 30° e instante de tempo $t=2000s$.



Para o caso simulado em ângulo de ataque de 5° , não foi observado a geração de esteiras de vórtices para o perfil simples, mas uma pequena bolha de recirculação no bordo de fuga começa a ser formada. Esse fenômeno ocorrido é confirmado na literatura, onde a formação das esteiras de vórtices para o perfil NACA0012 em Reynolds igual a 1000 ocorre a partir do ângulo de ataque de 8° . Mesmo para o caso onde foi adicionado um *flap* Fig. 23(f), não foi o suficiente para a geração das esteiras de vórtices, porém uma bolha de recirculação estacionária também começa a ser formada no início do bordo de fuga, sendo essa bolha um pouco maior quando comparada com o perfil simples, essa diferença de tamanho ocorre devido sua maior curvatura.

Para a formação dos vórtices, ocorre que, o escoamento que vem do intradorso, contorna o bordo de fuga e tenta subir para o extradorso, onde essa região apresenta uma baixa pressão e alta velocidade. A medida que o ângulo de ataque aumenta, o escoamento que está subindo pelo extradorso apresenta uma perda de velocidade que associada a velocidade do extradorso gera um vórtice que se desprende e se desloca junto com o escoamento. É possível observar no perfil simples que o vórtice no sentido horário sobre o extradorso, começa a cobrir os perfis à medida que o ângulo de ataque é aumentado até que se desprende gerando as esteiras de vórtices.

Para o perfil com *flap*, o ponto de separação se move mais rápido do bordo de fuga em direção ao bordo de ataque como ilustrado para o ângulo de 10° na Fig. 23(g). Quando posicionados no ângulo de 15° , o vórtice no sentido horário cobre totalmente o perfil com *flap* Fig. 23(h), sendo que para o perfil simples Fig. 23(c) o ponto de separação está ainda localizado em torno de 80% da corda média do perfil. Outro ponto observado é em relação ao tamanho do vórtice, para ângulos de ataque menores observa-se que a estrutura do vórtice é maior para o perfil com *flap*, e a medida que o ângulo de ataque é aumentado isso muda e acaba que o tamanho dos vórtices se igualam.

Os campos de vorticidade ao longo do tempo para o ângulo de ataque igual a 15° são apresentados para duas diferentes configurações de geometria. A primeira para o perfil NACA0012 isolado (Fig. 24) e outra para o perfil NACA0012 com adição de um *flap* defletido a 10° (Fig. 25). Para ambos os casos simulados, observa-se que os instantes iniciais são marcados pelo surgimento de uma bolha de recirculação no bordo de fuga, que ao longo do tempo começam a descolar da superfície dando início a formação das esteiras de vórtices.

Para o perfil simples Figura 24, nos tempos de 10s e 80s, o escoamento contorna o perfil e passa pelo bordo de fuga seguindo o fluxo. No tempo de 200s é possível observar a formação

da bolha de recirculação no bordo de fuga, onde uma parte do escoamento vindo do intradorso começa a subir pelo extradorso. A formação da bolha de recirculação vai sendo intensificada até atingir um comprimento máximo como visto no tempo de 360s. No tempo de 440s o desprendimento de vórtices alternado em um padrão regular é iniciado dando origem a formação de uma esteira denominada de esteiras de Von-Kármán.

O processo de formação e desprendimento de vórtices ocorre devido às instabilidades apresentadas nas camadas cisalhantes que são dependentes ao tipo da geometria do corpo estudado bem como o número de Reynolds. Devido à aproximação que ocorre nas camadas cisalhantes opostas, isso faz com que os vórtices sejam formados e transportados na direção da jusante, fazendo com que o processo se repita continuamente de maneira alternada. Observa-se na Figura 25 que o perfil com adição de um *flap* a 10° , possui uma esteira alongada, sendo o desprendimento de vórtices iniciado após aproximadamente tempo de 360s. A adição do *flap* antecipa o desprendimento, desestabilizando o escoamento fazendo com que a esteira de Von Kármán já apareça nos instantes iniciais quando comparado ao perfil simples.

Nota-se que o tempo necessário para que aconteça a transição ao regime instável diminuiu quando foi adicionado o *flap* no bordo de fuga do perfil e isso ocorre devido ao aumento da curvatura e do comprimento do corpo devido à adição do *flap*. As bolhas de recirculação formadas no extradorso dos perfis, crescem com o tempo até se tornarem instáveis, se desprendem do corpo e dão origem à esteira de Von-Kármán.

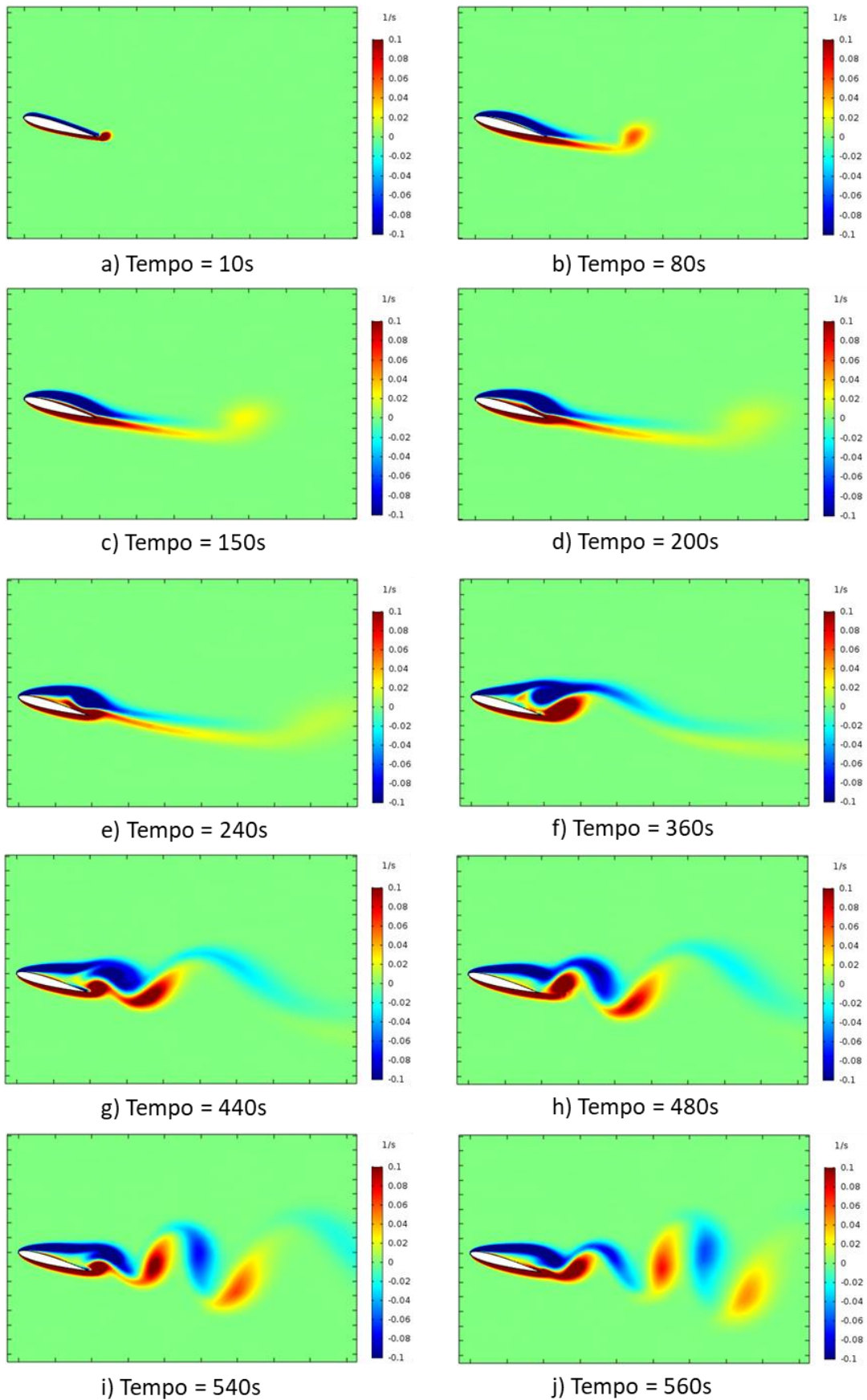
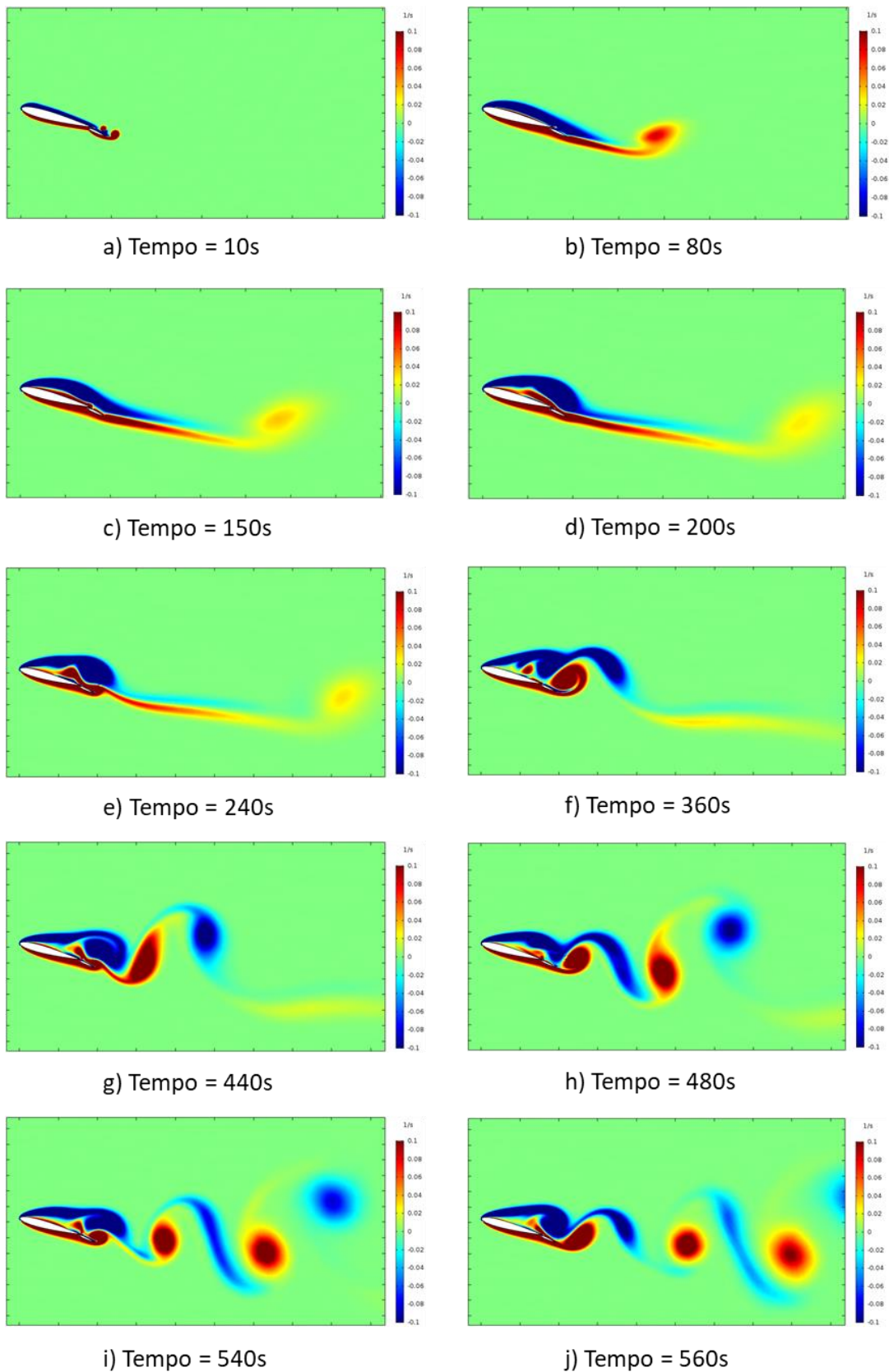
Figura 24. Campo de vorticidade ao longo do tempo para o perfil simples com $\alpha=15^\circ$.

Figura 25. Campo de vorticidade ao longo do tempo para o perfil com adição de um *flap* a 10° com $\alpha=15^\circ$.

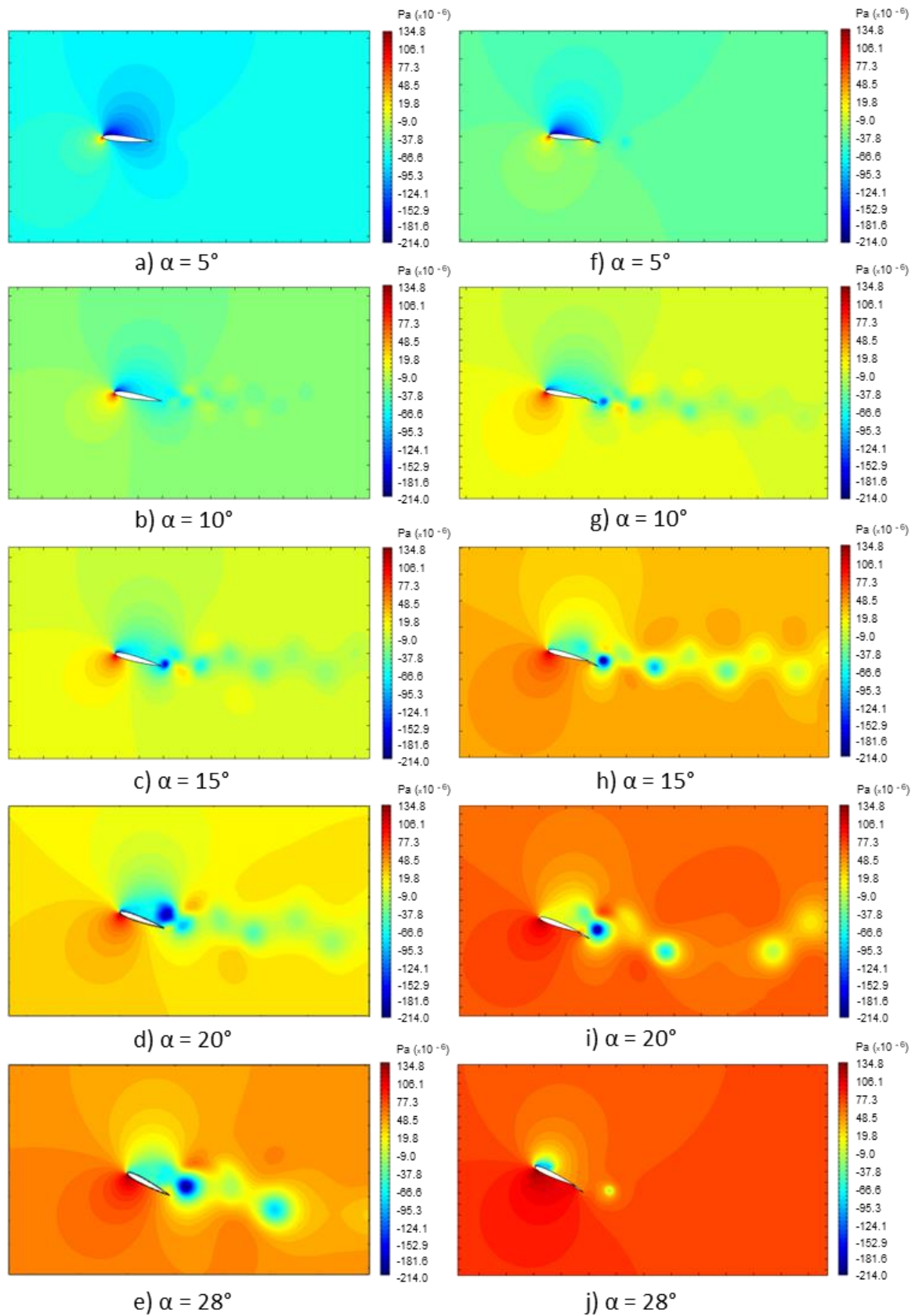


Sabe-se que o escoamento que vem do intradorso tenta subir pelo extradorso após contornar o bordo de fuga, essa região é marcada com alta velocidade do escoamento e baixa pressão. A medida que o ângulo de ataque do perfil aumenta, o escoamento que já contornou o bordo de fuga em direção ao bordo de ataque, perde velocidade e conseqüentemente ganha um aumento de pressão gerando um gradiente adverso de pressão no bordo de fuga, ou seja, apresenta mais pressão no escoamento que já contornou e menos no que ainda está contornando. A medida que o ângulo de ataque é aumentado, percebe-se um aumento desse gradiente adverso, com isso, o escoamento que está contornando o bordo de fuga, atinge esse gradiente adverso dando início ao descolamento dessa região.

Os campos de pressão instantâneos referentes aos escoamentos são apresentados na Fig. 26 para diferentes ângulos de ataque. Foi possível observar para os dois casos apresentados a região de maior pressão próxima ao bordo de ataque, como esperado, mostrada pela cor vermelha. Essa região é chamada de ponto de estagnação, ou seja, ponto onde o escoamento se desacelera e a velocidade é nula. A medida que o ângulo de ataque aumenta esse ponto de estagnação naturalmente se desloca em direção ao bordo de fuga ao longo da superfície do intradorso do perfil. Esse deslocamento do ponto de estagnação acaba diminuindo a circulação efetiva ao redor do perfil de maneira a gerar uma grande região de baixa pressão no extradorso e conseqüentemente o surgimento do gradiente adverso de pressão na camada limite, onde a ocorrência desses fatores resulta na separação completa do escoamento.

Para todos os ângulos de ataque simulados tanto para o perfil NACA0012 isolado quanto para a configuração com *flap* a 10° , a região do extradorso apresentou menores pressões quando comparadas com o intradorso. Isso ocorre devido ao aumento da curvatura da corda do perfil resultante do aumento do ângulo imposto no perfil. Essa diferença de pressão é muito mais intensa para o perfil NACA0012 com adição de um *flap* a 10° devido ao aumento adicional de sua curvatura.

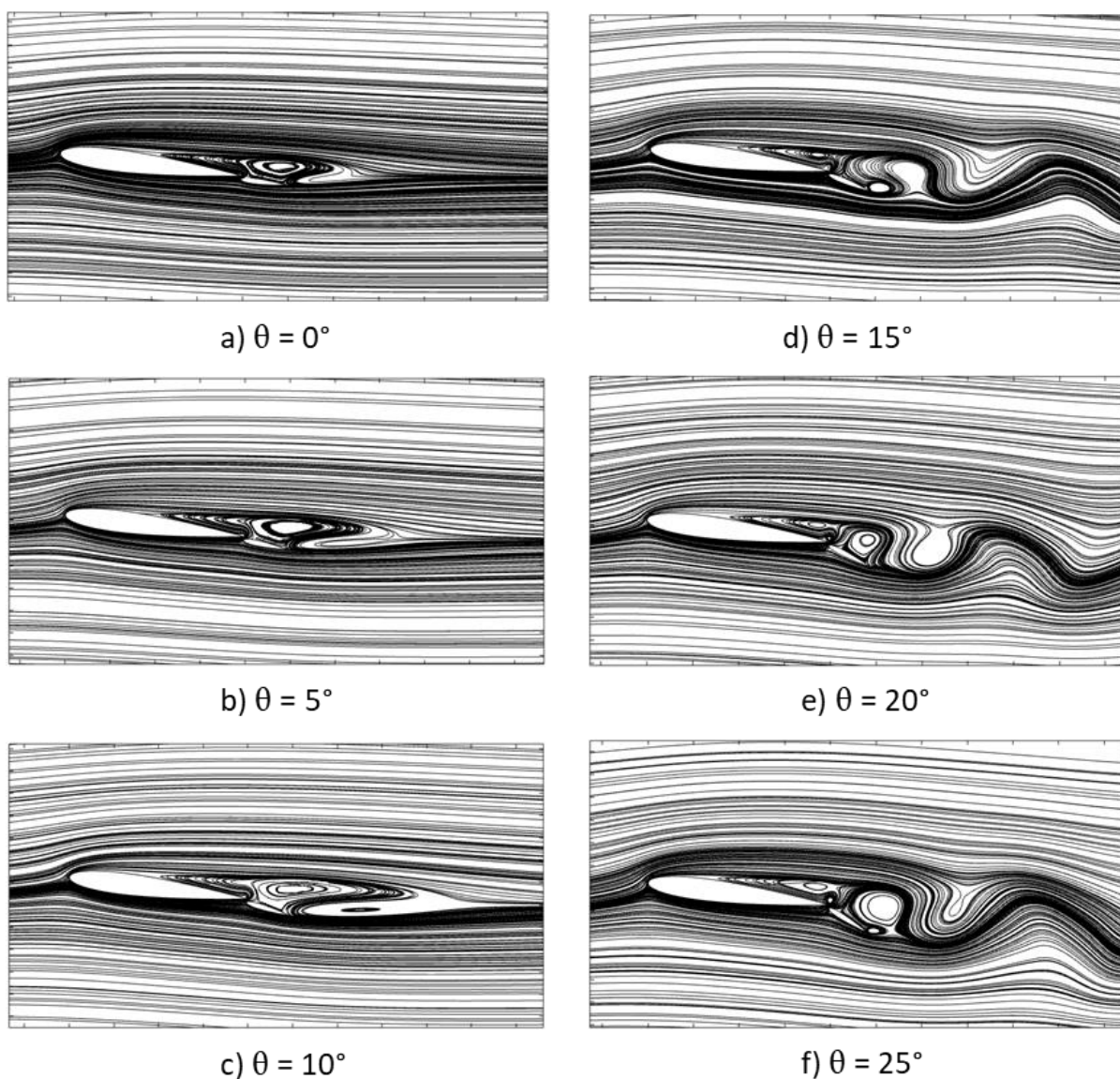
Figura 26. Campo de pressão instantâneo para diferentes ângulos de ataque. Perfil NACA0012 isolado (coluna da esquerda) e perfil NACA0012 com adição de *flap* a 10° (coluna da direita).



5.2.2 Campos instantâneos de linhas de corrente do perfil base em $\alpha=7^\circ$ para diferentes deflexões do *flap*

Os campos instantâneos de linhas de corrente apresentados na Fig. 27 foram obtidos a partir da simulação do perfil base com $\alpha=7^\circ$ para diferentes deflexões do *flap* adicionado no bordo de fuga, onde a variação desse ângulo foi de 0° a 25° . Como dito anteriormente, a geração da esteira de vórtices para um perfil base sem a presença de dispositivos hipersustentadores em Reynolds igual a 1000 só é observada a partir do ângulo de ataque de 8° . Com adição de um *flap* a 0° Fig. 27(a), a esteira também não é formada, visto que não houve um aumento na curvatura desse perfil, porém uma grande bolha de recirculação é identificada em quase 40% do perfil.

Figura 27. Campos instantâneos de linhas de corrente para o perfil NACA0012 posicionado a $\alpha=7^\circ$ com diferentes deflexões do *flap*.

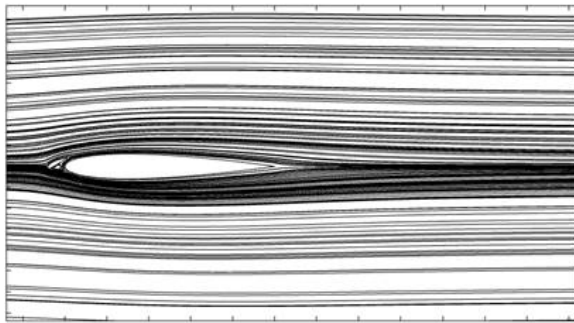
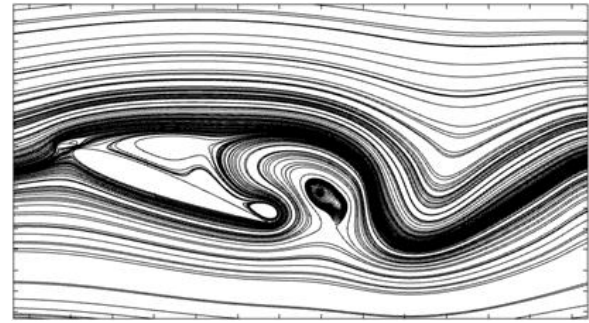
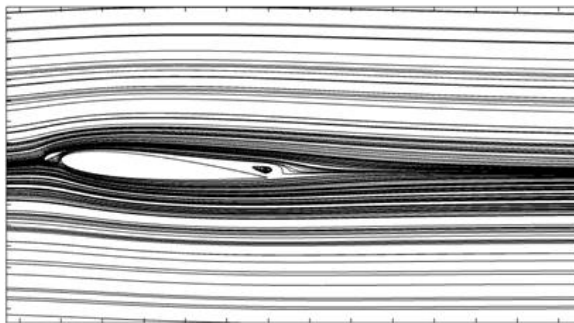
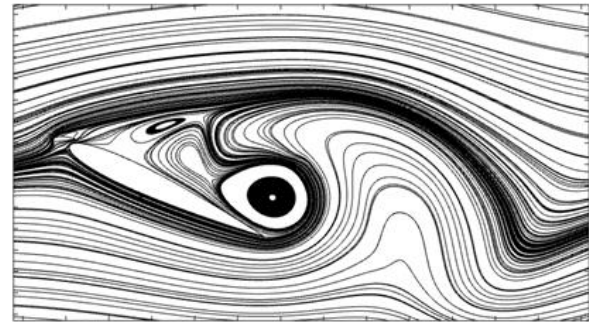
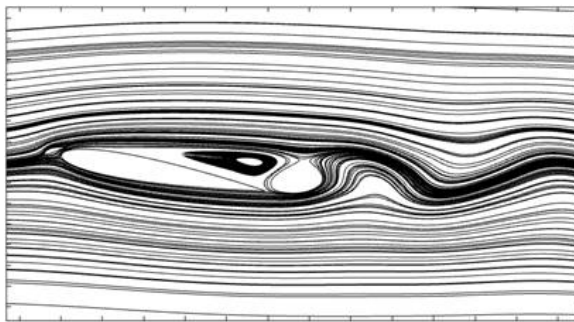
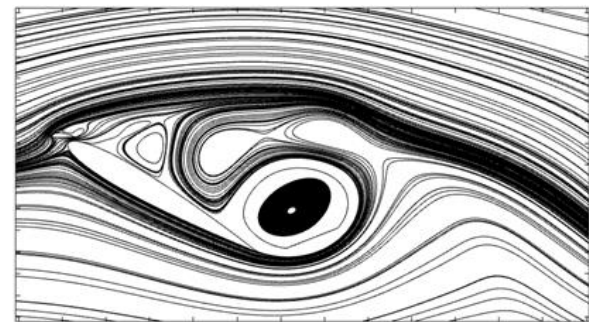
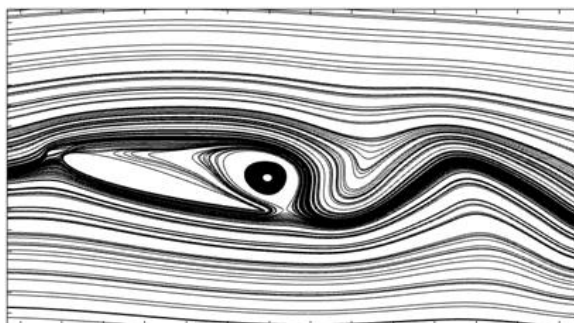
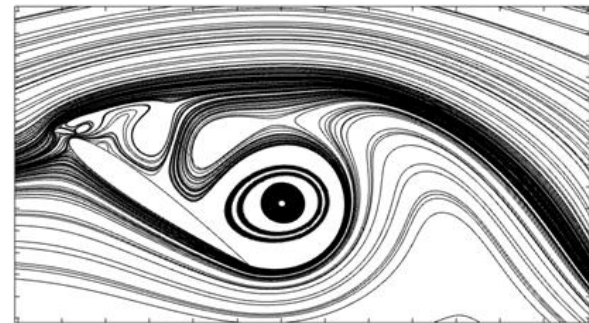


Para todas as deflexões simuladas, é possível observar que a bolha de recirculação localizada no extradorso é formada inicialmente no bordo de fuga e não apresentou um avanço significativo em direção ao bordo de ataque, porém a medida que o ângulo do *flap* é aumentado essa bolha ganha um leve aumento no seu tamanho. Já a esteira de vórtices só é formada a partir do momento em que o ângulo de ataque do *flap* se encontra em 15° , isto é explicado devido ao aumento gerado na curvatura do perfil. A partir do momento que o desprendimento periódico desses vórtices é iniciado, continuam a percorrer o fluxo à jusante do perfil.

5.2.3 Campos instantâneos das linhas de corrente do perfil com *slat*

Para a configuração do perfil com a adição do *slat*, foram realizados três testes de refinamento da malha, que diferem em relação ao número de divisões do corpo do *slat*, com o objetivo de analisar a malha nessa região. Os números de divisões do *slat* usados no teste de refinamento foram 97, 157 e 217 partes. Analisando os coeficientes médios de sustentação a diferença entres os resultados ficaram abaixo de 0,02%, portanto não houve diferença significativa nos resultados. Visando diminuir o custo computacional sem afetar os resultados, foi escolhida a opção intermediária de 157 divisões.

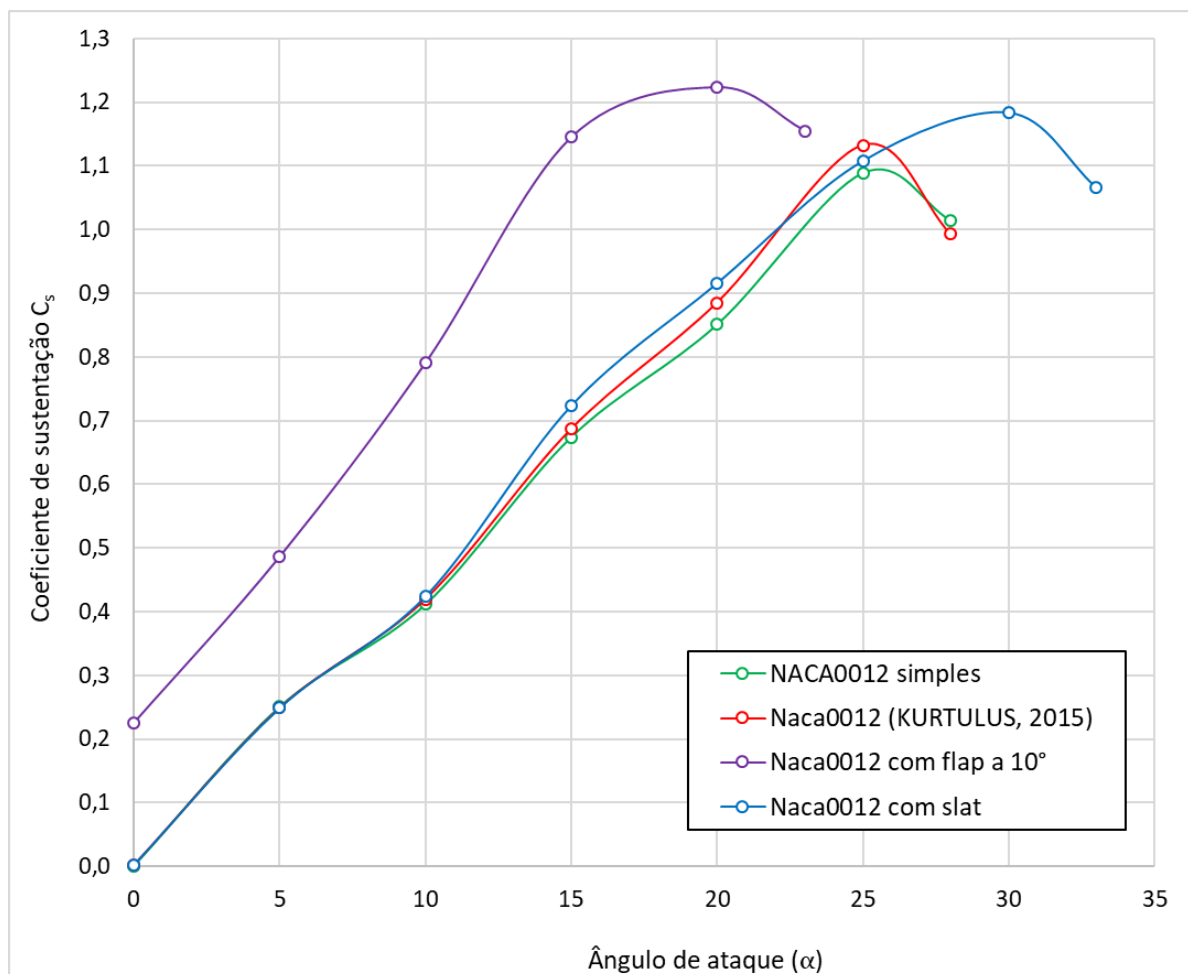
Para todos os casos simulados o *slat* permanece fixo em relação ao perfil base. A adição do *slat* no perfil, causa o aumento de curvatura no bordo de ataque, com o objetivo de induzir a redução do ângulo de ataque local bem como reduzir o pico de sucção do perfil. Ou seja, o *slat* tem um pico de sucção alto, reduzindo o pico de sucção do perfil, essa redução faz com que o gradiente adverso seja muito menor, gerando mais sustentação. Na Figura 28 são apresentados os campos instantâneos das linhas de correntes para o perfil com adição do *slat*. Observa-se que o comportamento das linhas de corrente é similar ao do perfil simples, em que para $\alpha=0^\circ$ não é observada nenhuma formação de bolha de recirculação. A bolha só é formada no bordo de fuga para $\alpha=5^\circ$ e à medida que o ângulo de ataque é aumentado essa bolha aumenta de tamanho e começa a se deslocar em sentido ao bordo de ataque. A geração da esteira de vórtices também só é identificada a partir de $\alpha=10^\circ$. Comparando com os resultados obtidos do perfil simples (Fig. 23), a presença dos *slat* na posição em que foi simulado, faz com que a bolha de recirculação no bordo de fuga tenha um aumento mais lento adiando o ângulo máximo de estol.

Figura 28. Campos instantâneos de linhas de corrente para o perfil NACA0012 com *slat*.a) $\alpha = 0^\circ$ e) $\alpha = 20^\circ$ b) $\alpha = 5^\circ$ f) $\alpha = 25^\circ$ c) $\alpha = 10^\circ$ g) $\alpha = 30^\circ$ d) $\alpha = 15^\circ$ h) $\alpha = 35^\circ$

5.2.4 Resultados dos coeficientes aerodinâmicos

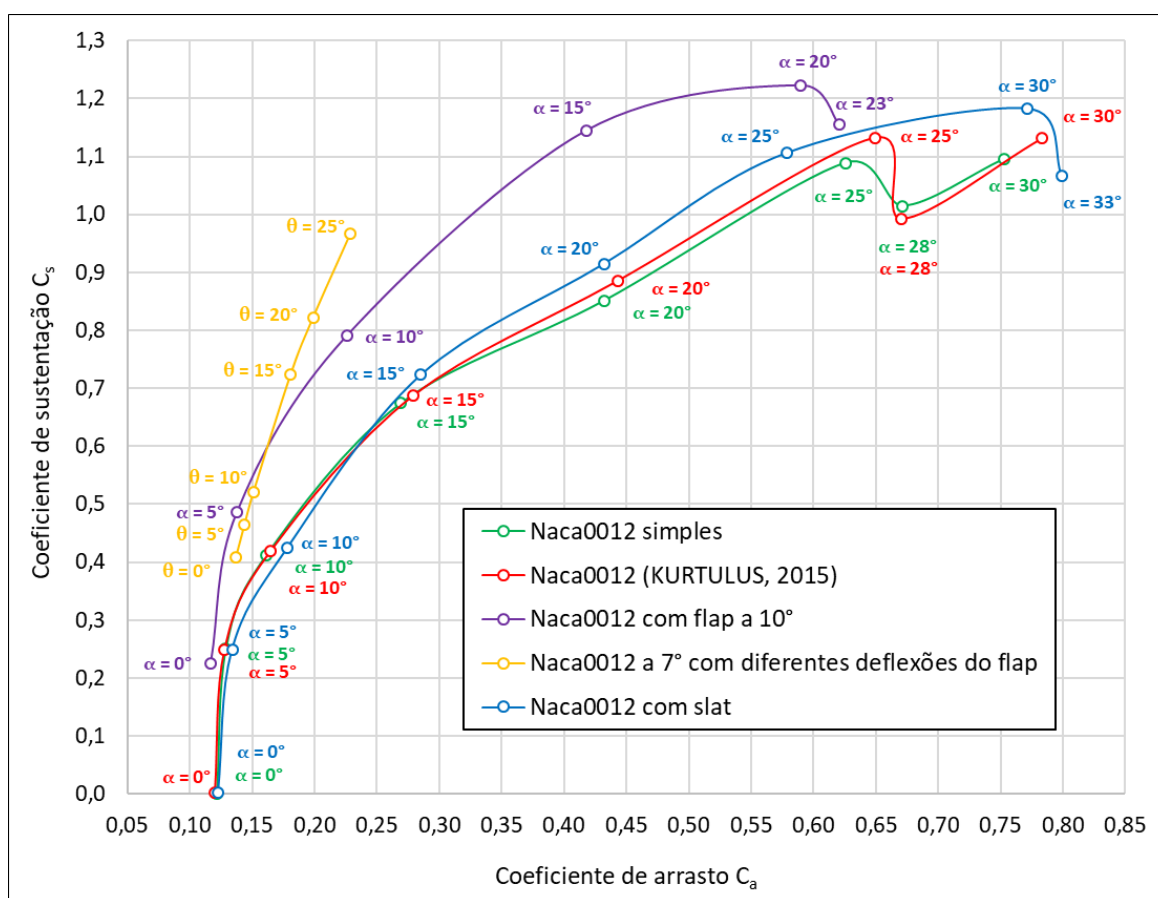
Inicialmente, o perfil simples foi simulado para os ângulos de ataque representados na Tabela 1 e os resultados encontrados ficaram bem próximos quando comparados com os de Kurtulus (2015) como ilustrado na Fig. 29. O aumento do ângulo de ataque, aumenta a diferença de pressão entre o intradorso e o extradorso, e posteriormente valores maiores do coeficiente de sustentação são encontrados até que o valor máximo seja atingido. Em outras palavras, esse aumento do ângulo de ataque faz com que o ponto de estagnação se desloque para o intradorso, forçando o escoamento a fazer uma maior curvatura para contornar o bordo de ataque. Nesse momento o escoamento é acelerado, atingindo um máximo de velocidade conhecida como pico de sucção, resultando em uma forte componente de sustentação dianteira no perfil. Observa-se que o *slat* cumpre a missão de aumentar o C_s máximo aumentando o ângulo de ataque de estol. A adição do *flap* aumenta o C_s para $\alpha=0^\circ$ e reduz o valor de α no qual ocorre o C_s máximo. O valor de C_s máximo para o caso com *flap* apresenta um valor maior comparado com os casos do NACA0012 isolado e com *slat*.

Figura 29. Comparação dos coeficientes de sustentação em função do ângulo de ataque.



Na Figura 30 são apresentadas as curvas denominadas polares de arrasto para vários casos simulados neste trabalho. A polar de arrasto é a relação entre os Coeficientes de Sustentação e de Arrasto, no qual é possível verificar um aumento da sustentação para o aumento de arrasto para todos os casos devido a formação e crescimento dos vórtices consequente do aumento do ângulo de ataque.

Figura 30. Comparação da polar de arrasto do perfil simples e dos perfis com adição de dispositivos hipersustentadores.



A polar de arrasto para o NACA0012 mostra que o aumento do ângulo de ataque tem um limite máximo, e se esse limite é ultrapassado, ocorre o fenômeno chamado de estol, como já citado é o decréscimo súbito no coeficiente de sustentação. Observa-se que o estol para o NACA0012 ocorre em aproximadamente 28°, e esse resultado está conforme os dados encontrados na literatura.

Quando adicionado um *flap* defletido a 10°, é possível observar um aumento significativo no coeficiente de sustentação à medida que o ângulo de ataque desse perfil é aumentado. Por exemplo, para o ângulo de ataque de 15°, o perfil simples apresenta o valor do coeficiente de sustentação de 0,674, e em contrapartida ao adicionar um *flap* à 10° o valor

umenta para 1,145. Quando se quer reduzir o comprimento de pista para o pouso de uma aeronave, é preciso aumentar o coeficiente de sustentação para que a aeronave possa estar em uma menor velocidade, para que isso ocorra, a opção utilizada é a adição de um *flap*. Os resultados apresentados confirmam que a adição do *flap* no perfil base, aumentou o arqueamento do perfil no bordo de fuga e conseqüentemente o aumento do valor do coeficiente de sustentação. O aumento do coeficiente de arrasto também é observado para o ângulo de 15° , sendo para o perfil simples $C_a = 0,269$ e para o perfil com adição de um *flap* $C_a = 0,418$, apesar desse aumento ser proporcionalmente menor quando comparado com o coeficiente sustentação, vai auxiliar na desaceleração da aeronave.

Diferente do caso anterior, agora o perfil NACA0012 foi fixado em um ângulo de ataque de 7° e as simulações foram realizadas para diferentes deflexões do *flap*. Quando o *flap* é abaixado, o ângulo de ataque efetivo é aumentado e gera um aumento de sustentação. A Figura 30 representa claramente o aumento contínuo da sustentação com o aumento da deflexão do *flap*. Esse aumento de sustentação se torna importante tanto na decolagem como no pouso de uma aeronave. Como comentado anteriormente, apesar do *flap* gerar um aumento na sustentação, ele também gera um aumento no arrasto, sendo esse aumento proporcionalmente menor e não tendo uma influência significativa.

Outra observação importante relacionada ao efeito da deflexão do *flap* é a redução do ângulo de ataque crítico, que nada mais é que o ponto onde a máxima sustentação é alcançada para o perfil. O dispositivo hepersustentador do tipo *flap*, faz com que o perfil aerodinâmico não precise aumentar muito o ângulo de ataque para obter um determinado valor de sustentação, já que, com a sua utilização é possível obter valores maiores de sustentação mesmo em baixos ângulos de ataque como observado anteriormente.

Para o caso simulado para o perfil com o *slat*, observa-se que esse tipo de dispositivo causa pouca mudança na curva $C_s \times \alpha$, porém por ter um bordo de ataque que está apontado mais para baixo, em altos ângulo de ataque vai conseguir ficar mais alinhado com o escoamento, isso acaba provendo um maior ângulo de ataque de estol e conseqüente um maior C_s máximo, estendendo essa curva de sustentação. Pode-se dizer que o *slat* cumpre seu papel de um hipersustentador, mesmo que o *slat* utilizado nesse trabalho para o NACA0012 não tenha sido devidamente projetado para este perfil.

Por último, os valores médios de C_s e C_a para $\alpha=10^\circ$ do perfil simples foram analisados e comparados com os valores do perfil incorporado de um *slat* e um *flap*. A combinação desses

dois dispositivos tem o objetivo de aumentar significativamente o C_s máximo e o C_s para $\alpha=0^\circ$, além de postergar o ângulo de estol. Na Tabela 5, é mostrada claramente o aumento dos valores dos coeficientes na configuração multielemento sendo aproximadamente de 153% para o coeficiente de sustentação e 88% para o coeficiente arrasto. O alto valor do coeficiente de sustentação obtido na configuração com hypersustentadores acaba sendo muito interessante e significativo para os momentos de decolagem e pouso, mesmo sabendo que o valor de arrasto também teve um acréscimo considerável.

Tabela 5. Comparação de C_s e C_a para $\alpha=10^\circ$ do perfil simples e do perfil com adição do *slat* e do *flap* a 20° .

	C_s	C_a
Perfil simples	0,4147	0,1633
Perfil com <i>slat</i> e <i>flap</i> a 20°	1,0511	0,3071

5.2.5 Comparação dos resultados do coeficiente de pressão (C_p) para o perfil base e o perfil com *slat* e *flap*

Os gráficos da distribuição de pressão (C_p) ao longo do perfil (x/c), são apresentados para o perfil base (Fig. 31) e para o perfil com *slat* e *flap* (Fig. 32), ambos simulados para o ângulo de ataque de 10° e $Re=1000$. Para os dois casos simulados, observou-se que a região do bordo de ataque, encontram-se os pontos máximos de pressão, isso ocorre devido a região dianteira do intradorso receber uma corrente de ar com maior intensidade, chamada de ponto de estagnação onde o $C_p=1$. Este ponto de estagnação no intradorso tende a deslocar em direção ao bordo de fuga à medida que o ângulo de ataque é aumentado. O ar é então acelerado para contornar o bordo de ataque em direção ao extradorso obtendo o valor máximo de depressão negativa.

Para que ocorra a variação do coeficiente de sustentação no tempo, é necessário que exista uma variação de pressão resultante da geração de vórtices bem como à separação do vórtice no extradorso do perfil. Para o perfil base foi identificado uma maior variação de pressão na região dianteira do perfil, seguindo de uma alta desaceleração do escoamento a medida que ele se aproxima do bordo de fuga, obtendo uma menor variação de pressão na região traseira. Quando adiciona-se um *slat* no bordo de ataque e um *flap* no bordo de fuga, resulta em uma desaceleração mais suave do escoamento no extradorso após o pico de sucção, ou seja, o escoamento ao contornar o bordo de ataque com alta aceleração e baixa pressão, continua percorrendo ao longo do extradorso com velocidade mais alta e constante. Essa desaceleração

mais lenta gera uma variação de pressão maior em toda região do perfil e conseqüentemente maior sustentação.

Figura 31. Coeficiente de pressão para o perfil base.

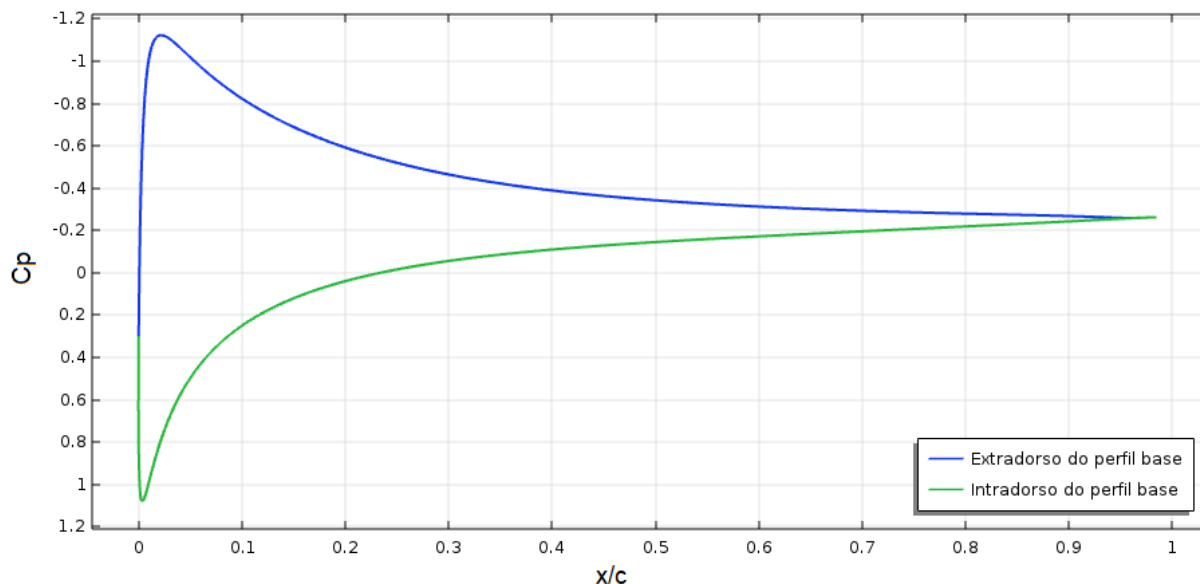
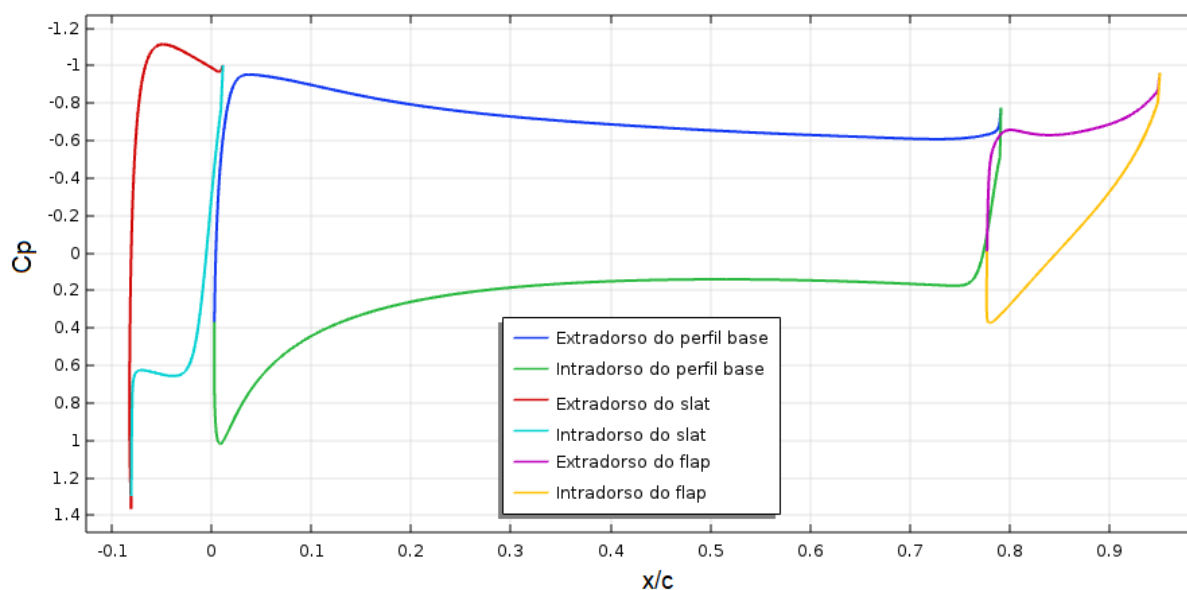


Figura 32. Coeficiente de pressão para o perfil base com *slat* e *flap*.



Como base nos resultados obtidos nesse estudo, nota-se que na região do extradorso apresenta uma grande região de baixa pressão, onde é caracterizada pela distribuição de C_p negativa. Outra observação, é em relação a adição dos hipersustentadores do tipo *slat* e *flap* que proporcionam uma distribuição de pressão mais uniforme ao redor do perfil, evitando um forte gradiente adverso de pressão e conseqüentemente maior sustentação.

CAPÍTULO 6 - CONCLUSÕES E SUGESTÕES DE TRABALHOS FUTUROS

No presente trabalho utilizou-se o software COMSOL Multiphysics no qual é baseado no Método dos Elementos Finitos, para realizar o estudo da dinâmica dos escoamentos envolvendo perfis aerodinâmicos NACA0012. Foram simulados escoamentos com um perfil simples e com dispositivos hypersustentadores, onde buscou-se uma melhor compreensão dos efeitos causados no escoamento. Para as análises foi definido o valor do número de Reynolds igual a 1000 e os dispositivos hypersustentadores utilizados foram o *slat* e o *flap*.

As equações de Navier-Stokes foram resolvidas para escoamento bidimensional em regime laminar e fluido incompressível. Inicialmente foram realizados testes de refinamento da malha utilizando malhas com três números de elementos. Todos os resultados obtidos dos coeficientes de sustentação e arrasto a partir de um perfil NACA0012 posicionado a 10° apresentaram boa concordância com a literatura com diferença inferior a 2%.

A adição do *flap* com $\theta=10^\circ$ ao perfil NACA0012 faz com que os vórtices formados sejam maiores, perturbando mais o escoamento externo e antecipando o descolamento da camada limite devido a maior curvatura formada. Apesar disso, a força de sustentação gerada é maior para todos os ângulos de ataque simulados fornecendo um C_s máximo, de aproximadamente 11,90% maior quando comparado ao perfil simples. O ângulo de estol da configuração com *flap* foi de 20° , resultando em uma queda de 8° de ângulo de ataque.

Com o objetivo de analisar a influência da deflexão do *flap*, para isso o perfil base foi fixado a 7° e simulações foram realizadas para diferentes ângulos de ataque do *flap*. Os resultados dos campos instantâneos de linhas de corrente mostraram uma bolha de recirculação sendo formada no bordo de fuga e à medida que ângulo de ataque do *flap* é aumentado essa bolha cresce e caminha em direção ao bordo de ataque ao longo do extradorso. Já as esteiras de vórtices só foram formadas a partir do momento em que o *flap* se encontrava a 15° .

Para o caso onde adicionou-se o *slat* no bordo de ataque do perfil base, os resultados apontaram que esse tipo de dispositivo hypersustentador causa o aumento de curvatura no bordo de ataque, reduzindo o ângulo de ataque local e como consequência a redução do pico de sucção

do perfil, adiando o ângulo de estol. Observou-se também com base nos resultados dos campos instantâneos das linhas de corrente um comportamento similar ao do perfil base sem nenhum tipo de dispositivo.

Os coeficientes aerodinâmicos foram apresentados e discutidos para todos os casos acima simulados. Com o aumento do ângulo de ataque, a diferença de pressão também é aumentada entre o intradorso e o extradorso, resultando em valores maiores de sustentação. Quando adicionado um *flap* a 10° , foi observado para o $\alpha=15^\circ$, um aumento significativo nos coeficientes aerodinâmicos, onde o coeficiente de sustentação aumentou 69,88% e o de arrasto 55,39% quando comparados com o perfil base. Para o caso do perfil com *slat*, observou-se pouca mudança nos resultados, porém em altos ângulos de ataque onde o perfil ficou mais alinhado com o escoamento, acabou provendo um maior ângulo de ataque de estol.

Os resultados de simulação para $\alpha=10^\circ$ com a presença dos três elementos, um *slat*, o perfil base e um *flap* a 20° mostraram que houve um aumento considerável nos valores de sustentação e arrasto de 153,46% e 88,05% respectivamente. A adição dos dois dispositivos hypersustentadores, proporcionou uma distribuição de pressão mais uniforme ao redor do perfil, reduzindo o gradiente adverso de pressão. Tanto o aumento dos coeficientes como a melhor distribuição de pressão causados pela combinação dos três elementos, são fundamentais nos momentos de decolagem e de pouso das aeronaves, onde necessitam um aumento de sustentação para baixos ângulos de ataque.

Para todos os casos simulados, o software COMSOL Multiphysics apresentou bons resultados possibilitando concluir o objetivo deste trabalho de analisar o escoamento ao redor de perfis aerodinâmicos com dispositivos hypersustentadores. Com baixo tempo de simulação e boa interface gráfica para os campos de pressão, velocidade, vorticidade e linhas de corrente, o COMSOL é bastante intuitivo e acaba sendo uma boa alternativa para análises numéricas de escoamentos ao redor de perfis aerodinâmicos.

Em seguida estão listadas algumas sugestões de continuidade do trabalho apresentado:

- Realizar simulações envolvendo outros tipos de perfis aerodinâmicos para análise de seus efeitos no escoamento.
- Realizar simulações com outros tipos de *slat* e *flap* com o intuito de analisar possíveis combinações que gerem melhores resultados para maximizar sustentação e reduzir arrasto.

- Realizar um estudo com o intuito de identificar o ideal posicionamento dos dispositivos *slat* e *flap* no perfil.
- Estudar escoamentos a maiores números de Reynolds utilizando modelagem da turbulência para que os resultados possam ser comparados com testes experimentais.
- Realizar um estudo tridimensional para analisar o efeito da formação dos vórtices de ponta de asa nos valores dos coeficientes aerodinâmicos.

REFERÊNCIAS

AGUILAR, M. E. C.; JARAMILLO, A. A. A.; CASTILLO, J. L. D. Simulación del comportamiento aerodinámico de 3 perfiles NACA mediante el uso de dinámica de fluidos computacional (CFD). **Ciencia Digital**, v. 4, n. 3, p. 42-61, 2020.

ALMUTAIRI, J.; ALJACK, E.; ALQADI, I. Dynamics of laminar separation bubble over NACA-0012 airfoil near stall conditions. **Aerospace Science and Technology**, v. 68, p. 193-203, 2017.

ALMUTAIRI, J.; ALQADI, I. Large-Eddy Simulation of Natural Low Frequency Oscillations of Separating Reattaching Flow Near Stall Conditions. **AIAA Journal**, v. 51, n. 4, p. 981-991, 2013.

ÁLVAREZ VINUEZA, A. D. **Análisis Computacional Aerodinámico del Ala del Galápagos UAV**. Tesis de grado - Universidad San Francisco de Quito - Colegio de Ciencias e Ingeniería. Quito. 2014.

AMINI, Y.; LIRAVI, M.; IZADPANAH, E. The effects of Gurney flap on the aerodynamic performance of NACA 0012 airfoil in the rarefied gas flow. **Computers and Fluids**, v. 170, p. 93-105, 2018.

ARRA, A.; ANEKAR, N.; NIMBALKAR, S. Aerodynamic effects of leading edge (LE) slats and slotted trailing edge (TE) flaps on NACA-2412 airfoil in prospect of optimization. **Materials Today: Proceedings**, n. 44, p. 587-595, 2021.

AYALA, D. H. **Evaluación por elemento finito de las fuerzas de arrastre y empuje de un perfil NACA**. Trabajo de fin de grado - Instituto Tecnológico de Tuxtla Gutiérrez. México. 2015.

BECK, P. A. **Análise Metodológica de Simulações de Escoamentos Turbulentos Sobre Seções de Perfis Aerodinâmicos**. Dissertação de Mestrado, Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica da Universidade Federal do Rio Grande do Sul. Porto Alegre-RS, Brasil, p. 138. 2010.

BONO, G.; AWRUCH, A. M. Método adaptativo de redistribuição de malha baseado numa estimativa de erro medida nas arestas dos elementos através do método dos elementos finitos.

10th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering - ENCIT, Rio de Janeiro - RJ, 2004.

CHANDRASEKHARA, M. S. Optimum Gurney flap height determination for “lost-lift” recovery in compressible dynamic stall control. **Aerospace Science and Technology**, v. 14, n. 8, p. 551-556, 2010.

CHANG, J.; ZHANG, Q.; HE, L.; ZHOU, Y. Shedding vortex characteristics analysis of NACA 0012 airfoil at low Reynolds numbers. **Energy Reports**, v. 8, p. 156-174, 2022.

DE BORTOLI, A. L. Multigrid based aerodynamical simulations for the NACA 0012 airfoil. **Applied Numerical Mathematics**, v. 40, p. 337-349, 2002.

DE PAIVA, M. A. A.; JUNIOR, R. M. Análise computacional aerodinâmica de um perfil NACA 0012 em diferentes ângulos de ataque com modelo de turbulência SST. **XXII Encontro Latino Americano de Iniciação Científica, XVIII Encontro Latino Americano de Pós-Graduação e VIII Encontro de Iniciação à Docência - Universidade do Vale do Paraíba**, 2018.

DE SOUZA, R. M. **O Método dos Elementos Finitos Aplicado ao Problema de Condução de Calor**. Universidade Federal do Pará - UFPA. Belém - PA. 2003.

DONINI, M. S. **Escoamento sobre o perfil aerodinâmico. NACA 4412**. TCC - Engenharia Mecânica. Universidade Federal do Pampa. Alegrete. 2014.

FIGUEROA, A. A.; WEHT, G.; SACCO, C. G.; CHAN CHANG, S. C. Aerodinâmica compressible inestacionaria. **III Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica - CAIA 3**, 2014.

GREGORY, N.; O'REILLY, C. L. Low-Speed Aerodynamic Characteristics of NACA 0012 Aerofoil Section, including the Effects of Upper-Surface Roughness Simulating Hoar Frost. **Aeronautical Research Council**, Reports and Memoranda 3726, London, 1973.

KURTULUS, D. F. On the Unsteady Behavior of the Flow Around NACA 0012 Airfoil with Steady External Conditions at $Re=1000$. **International Journal of Micro Air Vehicles**, v. 7 (3), p. 301-326, 2015.

KURTULUS, D. F. Vortex flow aerodynamics behind a symmetric airfoil at low angles of attack and Reynolds numbers. **International Journal of Micro Air Vehicles**, v. 13, p. 1-18, 2021.

- LUGT, H. J. **Introduction To Vortex Theory**. Vortex Flow Press. Potamac, Maryland, USA, p. 627. 1996.
- MANWELL, J. F.; MCGOWAN, J. G.; ROGERS, A. L. **Wind Energy Explained: Theory, Design and Application**. John Wiley & Sons Ltd. 2. ed., p. 689. 2009.
- MASONI, F. **Estudio aerodinámico de perfiles destinado al desarrollo, diseño y programación de un entorno computacional mediante el COMSOL Multiphysics**. Proyecto/Trabajo final de carrera - Universitat Politècnica de Catalunya. Barcelona. 2009.
- MOLES, O. L. **Estudio Aerodinámico de un Perfil Naca**. Trabajo de fin de grado- Universitat Politècnica de Catalunya - UPC. Barcelona. 2021.
- MURTHY, P. S.; HOLLA, V. S.; KAMATH, H.; ARAVAMUDHAN, M. D.; RANGAIAH, V. P. Numerical solution of two-dimensional compressible viscous flows. **Journal of the Aeronautical Society of India**, v. 48, n. 2, p. 105-109, 1996.
- MURTHY, P. S.; HOLLA, V. S.; KAMATH, H. Unsteady Navier-Stokes solutions for a NACA 0012 airfoil. **Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering**, v. 186, p. 85-99, 2000.
- MUZZO, L. E.; DIEDRICH, C. H.; RIBAS, R. M. M.; LIMA, L. E. M. Simulação computacional de perfis aerodinâmicos: modelos NACA 0012 e NACA 4415. **XXVII Congresso Nacional de Estudantes de Engenharia Mecânica (CREEM)**, Curitiba, 2021.
- PEREIRA, B. F. G. **Estudo numérico das características e do controle do estol dinâmico em um perfil NACA0012**. Dissertação de Mestrado em Engenharia Mecânica - Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica. Universidade Federal de Itajubá, p. 101. 2020.
- PETRY, A. P.; AWRUCH, A. M. Large Eddy Simulation of ThreeDimensional Turbulent Flows by the Finite Element Method. **Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering**, v. 28, n. 2, 2006.
- RAO, T. S.; MAHAPATRA, T.; MANGAVELLI, S. C. Enhancement of Lift-Drag characteristics of NACA 0012. **Materials Today: Proceedings**, v. 5, n. 2, p. 5328-5337, 2018.
- RIBEIRO, F. A. **Análise aerodinâmica de perfis de asa para aeronaves experimentais tipo jn-1**. Dissertação (Mestrado em Tecnologia de Materiais; Projetos Mecânicos; Termociências) - Universidade Federal do Rio Grande do Norte. Natal, p. 95. 2011.

RODRIGUEZ, I.; LEHMKUHL, O.; BORRELL, R.; OLIVA, A. Direct Numerical Simulation of a NACA0012 in Full Stall. **International Journal of Heat and Fluid Flow**, v. 43, p. 194-203, 2013.

RUMSEY, C. L. A computational analysis of flow separation over five different airfoil geometries at high angles-of-attack. **25th AIAA Aerospace Sciences Meeting**, USA, 1987.

SAHIN, M.; SANKAR, L. N.; CHANDRASEKHARA, M. S.; TUNG, C. Dynamic Stall Alleviation Using a Deformable Leading Edge Concept - A Numerical Study. **Journal of Aircraft**, v. 40, n. 1, 2003.

SCILLONE, G. **Analisis del Flujo Fluido Dentro de un Tunel de Viento Sobsonico Empleando MEF**. Universidad Tecnológica Nacional. 2002.

SHAN, H.; JIANG, L.; LIU, C. Direct numerical simulation of flow separation around a NACA 0012 airfoil. **Computers & Fluids**, v. 34, p. 1096-1114, 2005.

SILVA JR, L. J.; COSTA, F. P. Simulação de aerofólio NACA 0012 utilizando modelo de turbulência k-ε. **V Congresso Brasileiro de Engenharia de Produção - ConBRepro**, Ponta Grossa, dez. 2015.

SILVA JR, L. J.; COSTA, F. P. Análise numérica de escoamento sobre perfil de asa: estudo de modelo NACA 64A004.291. **Revista Brasileira de Física Tecnológica Aplicada**, Ponta Grossa, v. 3, n. 2, p. 1-18, nov./dez. 2016.

SILVA, A. R. **Modelagem Matemática de Interação Fluido-Estrutura Utilizando o Método da Fronteira Imersa**. Tese de Doutorado, Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Uberlândia. Uberlândia-MG, Brasil, p. 215. 2008.

SOUZA, M. A. S. F. **Simulação numérica de escoamento sobre aerofólio utilizando modelo de turbulência de uma equação**. Dissertação de Mestrado - Instituto Tecnológico de Aeronáutica - ITA. São José dos Campos, p. 125. 2009.

TAVARES, J. M. R. S. **Introdução ao Método dos Elementos Finitos**. Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto - FEUP. Portugal. 1998.

WHITE, F. M. **Mecânica dos Fluidos**. McGraw-Hill. 6. ed, p. 880. 2011.