

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

Dissertação de mestrado

ESTUDO NUMÉRICO DAS CARACTERÍSTICAS E DO CONTROLE DO
ESTOL DINÂMICO EM UM PERFIL NACA0012

Autor

Brian Edison de Godoy Pereira

Itajubá, Setembro de 2020

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

Dissertação de mestrado

**Estudo numérico das características e do controle do estol dinâmico em um perfil
NACA0012**

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: **Prof. Dr^a. Ana Lúcia Fernandes de Lima e Silva**

Co-Orientador: **Prof. Dr. Sandro Metrevelle Marcondes de Lima e Silva**

Itajubá, Setembro de 2020

Agradecimentos

À professora Ana Lúcia Fernandes de Lima e Silva por todos ensinamentos passados, pela paciência e dedicação desde a iniciação científica na graduação até hoje.

Aos meus pais por sempre me apoiarem em todos os momentos, por todo sacrifício que fizeram para me ajudar e por todos ensinamentos que me deram durante minha vida.

À CAPES (Fundação Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior) pelo suporte financeiro.

À FAPEMIG que forneceu o computador no qual os estudos foram realizados.

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

Resumo

Pereira, B. E. G. (2020), *Estudo Numérico das Características e do Controle do Estol Dinâmico em um Perfil NACA0012*, Itajubá, 101p. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) – Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Itajubá

Um dos efeitos bastante conhecido na aerodinâmica é o efeito estol que consiste de uma queda brusca do coeficiente de sustentação devido à separação do escoamento do corpo. Diversos estudos são realizados na tentativa de suprimir este efeito tanto para evitar acidentes aéreos quanto para melhorar a aerodinâmica das aeronaves e sua eficiência. Apresenta-se neste trabalho um estudo numérico de escoamentos viscosos e incompressíveis de fluidos newtonianos, sobre um perfil NACA0012 em movimento de arfagem com o objetivo de analisar alguns mecanismos de atraso e supressão do estol dinâmico. Para realizar os estudos numéricos utilizou-se o programa de simulação COMSOL Multiphysics com o modelo de turbulência $k - \omega$ e todas as simulações foram realizadas no Laboratório de Transferência de Calor (LabTC) da Universidade Federal de Itajubá. O primeiro estudo na supressão do efeito de estol dinâmico foi feito com a introdução de *slats* ao aerofólio gerando um atraso no estol e diminuindo o pico de arrasto em 15,52%. No segundo estudo foi realizada a implementação de jatos insufladores em três diferentes posições no bordo de ataque com velocidades variando de uma à quatro vezes a velocidade de escoamento. Em todos os casos com jatos insuflados ocorreu o atraso no estol dinâmico e para os casos com posicionamento de 2,5% c e 5% c , onde c é a corda do aerofólio, com $U_{ins} = 4U_{\infty}$ houve a supressão total do estol, sendo U_{ins} a velocidade de insuflação e U_{∞} a velocidade do escoamento livre. O terceiro foi direcionado à adição de um ponto de sucção no extradorso do perfil NACA0012, onde a sucção não inibiu o estol dinâmico, mas possibilitou o atraso deste efeito. Foram realizadas as análises qualitativas e quantitativas dos resultados através dos campos de pressão e de velocidade e dos coeficientes aerodinâmicos para demonstrar o atraso e supressão do efeito de estol dinâmico. Também foi realizado um estudo de validação da metodologia utilizada comparando os resultados obtidos com resultados numéricos e experimentais de outros autores para demonstrar a boa confiabilidade da metodologia.

Palavras-chave: Estol Dinâmico, Aerofólio NACA0012, Estudo Numérico, Equações RANS, Movimento de arfagem.

Abstract

Pereira, B. E. G. (2020), *Numerical Study on Dynamic-Stall Characteristics and Control of NACA0012 Profile*, Itajubá, 101p. MSc. Dissertation– Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Itajubá

The stall is a well-know aerodynamic effect that consists of a lift abrupt fall due to the flow detachment from the body. Several studies were made in an attempt to suppress this effect, both to avoid air accidents and to improve aircraft aerodynamics and efficiency. This work presents numerical studies of viscous and incompressible Newtonian fluid flow on a pitching NACA0012 airfoil to analyze the dynamic stall delay and suppression. The boundary layer detachment control methods studied were with the introduction of slats, air jets, and suction in the suction region of the airfoil. For these studies, the COMSOL Multiphysics simulation program was used with the $k-\omega$ turbulence model and all simulations were carried out at the Heat Transfer Laboratory (LabTC) of the Federal University of Itajubá. The first study to suppress the dynamic stall effect was made by introducing slats to the airfoil, generating a stall delay and reducing the drag peak by 15.52%. In the second study, the implementation of blowing jets was carried out in three leading-edge positions with speeds varying from one to four times the flow speed. All cases with inflated jets there was a delay in the dynamic stall and for the cases with positioning of $2,5\%c$ and $5\%c$, where c is airfoil chord, using $U_{ins} = 4U_{\infty}$ the stall was tottaly suppress, with U_{ins} the inflation speed and U_{∞} the free-flow speed. The third study was aimed at adding a suction point in the upper region of NACA0012 where suction did not inhibit the dynamic stall, but made it possible to delay this effect. Qualitative and quantitative analyzes of the results were carried out through the pressure and velocity fields and the aerodynamic coefficients to demonstrate the delay and suppression of the dynamic stall effect. A validation study of the methodology used was also carried out comparing the results obtained with numerical and experimental results from other authors to demonstrate the good reliability of the methodology.

Keywords: Dynamic Stall, NACA0012 airfoil, Numerical Study, RANS Equations, Pitching motion.

SUMÁRIO

LISTA DE ILUSTRAÇÕES	vi
LISTA DE SÍMBOLOS	ix
CAPÍTULO 1 INTRODUÇÃO	1
CAPÍTULO 2 REVISÃO DA LITERATURA	7
CAPÍTULO 3 METODOLOGIA MATEMÁTICA	25
CAPÍTULO 4 MODELAGEM DA TURBULÊNCIA	26
4.1 Efeito das Flutuações Turbulentas nas Equações Médias de Reynolds para Fluidos Incompressível	27
4.2 Equações Médias de Reynolds	29
CAPÍTULO 5 MODELAGEM NUMÉRICA	33
5.1 Método de Elementos Finitos	33
5.1.1 Formulação clássica ou forte	35
5.1.2 Formulação variacional ou fraca	35
5.1.3 Método de elementos finitos com formulação fraca	36
5.1.4 Problemas dependentes do tempo	41
5.2 Método de Discretização no Tempo	42
5.2.1 Escolha do passo de tempo	43
5.3 Método de Discretização dos Fluidos no COMSOL	44
5.4 Geração de Malha no COMSOL	45
CAPÍTULO 6 RESULTADOS E DISCUSSÃO	48
6.1 Definição da malha	48
6.2 Validação da Metodologia Numérica	50
6.3 Estudos em Atraso e Supressão do Efeito Estol Dinâmico	55
6.3.1 Hipersustentador do tipo slat	56
6.3.2 Insuflação no bordo de ataque do aerofólio	63
6.3.3 Sucção na região superior do aerofólio	78
CAPÍTULO 7 CONCLUSÃO	82

ANEXO	85
Cálculo dos coeficientes	85
REFERÊNCIAS	87

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1. Perfis de velocidades da camada limite ao longo de um corpo.....	2
Figura 2. Formação de região vorticiosa na região superior do aerofólio.....	2
Figura 3. Fases do estol dinâmico.	4
Figura 4. Comparação entre o escoamento em NACA0012 com $\alpha=17,5^\circ$ (a) sem tiras de polímero e (b) com tiras de polímero.	8
Figura 5. Demonstração do atraso do descolamento da camada limite.....	10
Figura 6. Perfis do bordo de ataque com utilização do BAFD.....	11
Figura 7. Aerofólio com bordo de ataque variável.....	17
Figura 8. Linhas de corrente em aerofólio com Gurney Flap. (a) ângulo de ataque nulo $\alpha=0^\circ$ e (b) ângulo de ataque de $\alpha=10^\circ$	18
Figura 9. Gráfico das velocidades média e flutuante.....	26
Figura 10. Aproximação da função u por conjunto de retas.....	34
Figura 11. Dissipador de calor.....	37
Figura 12. Representação de duas funções bases vizinhas com sobreposição.....	40
Figura 13. Representação de duas funções bases vizinhas sem sobreposição.....	41
Figura 14. Diferentes tipos de elementos finitos.....	47
Figura 15. Domínio total da simulação.....	49
Figura 16. Malha triangular do domínio. a) Malha não estruturada. b) Região próxima ao aerofólio. c) Região próxima ao aerofólio com introdução de slat.....	50
Figura 17. Coeficientes de sustentação para os testes de refinamento de malha no slat.....	53
Figura 18. Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque em estol dinâmico.....	55
Figura 19. Comparação do coeficiente de pressão durante a fase de subida para $\alpha = 15^\circ$	55
Figura 20. Coeficientes de sustentação para os casos com NACA0012 de perfil base e para o NACA0012 com adição de slat.....	56
Figura 21. Campo instantâneo da magnitude de velocidade para (a) NACA0012 base (b) NACA0012 com adição de slat.....	57
Figura 22. Campo instantâneo vorticidade adimensional em z para (a) NACA0012 original (b) NACA0012 com slat.....	58
Figura 23. Comparação do coeficiente de arrasto para os casos com NACA0012 de perfil base e para o NACA0012 com adição de slat.....	58

Figura 24. Linhas de corrente para o aerofólio NACA0012 com perfil base na imagens de a) a i) e gráfico de Cl para o perfil base.	59
Figura 25. Perfis de velocidades para o caso do aerofólio NACA0012 base.	61
Figura 26. Perfil do aerofólio Clark Y com slat.	62
Figura 27. Coeficiente de Sustentação Clark Y base e com adição de slat em função do ângulo α	62
Figura 28. Surgimento dos primeiros vórtices no bordo de ataque (a) Clark Y base (b) Clark Y com slat.	63
Figura 29. Representação da velocidade de insuflação e seu respectivo ângulo de insuflação.	64
Figura 30. Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para o caso com insuflação em 10% c para os três ângulos de insuflação testados.	64
Figura 31. Coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque para o caso com insuflação em 10% c e com ângulo de insuflação de 15°, 30° e 45°.	65
Figura 32. Linhas de corrente para o caso do NACA0012 com insuflação em 10% c , com $U_{ins} = U_{\infty}$ e $\alpha_{ins} = 15^{\circ}$ para diferentes ângulos de ataque.	66
Figura 33. Distribuição do coeficiente de pressão para um ângulo de ataque de 15° na fase de subida com insuflação em 10% c para os três ângulos de insuflação analisados.	67
Figura 34. Coeficientes de sustentação em função do ângulo de ataque para os casos do aerofólio NACA0012 com insuflação em 10% c e com velocidades de insuflação variadas.	68
Figura 35. Linhas de corrente para o caso do aerofólio NACA0012 com insuflação em 10% c e com velocidade de insuflação de $4U_{\infty}$	69
Figura 36. Coeficientes de arrasto em função do ângulo de ataque para os casos do aerofólio NACA0012 com insuflação em 10% c e com velocidades de insuflação variadas.	69
Figura 37. Campos de vorticidade adimensional em z para os casos do aerofólio NACA0012 com insuflação em 10% c e com velocidades de insuflação de a) U_{∞} e b) $4U_{\infty}$	70
Figura 38. Coeficientes de sustentação em função do ângulo de ataque para os casos com NACA0012 com insuflação nas posições de 2,5% c , 5% c e 10% c para diferentes velocidades de insuflação a) U_{∞} , b) $2U_{\infty}$ e c) $4U_{\infty}$	72
Figura 39. Coeficientes de arrasto em função do ângulo de ataque para os casos com NACA0012 com insuflação nas posições de 2,5% c , 5% c e 10% c para diferentes velocidades de insuflação a) $2U_{\infty}$ e b) $4U_{\infty}$	74

Figura 40. Perfil de velocidade na região de sucção do aerofólio e linhas de corrente do jato insuflado para o caso do aerofólio NACA0012 com insuflação em $2,5\%c$ com velocidade de insuflação de $4U_{\infty}$	75
Figura 41. Coeficientes de sustentação para insuflação em múltiplos pontos com diferentes velocidades.	76
Figura 42. Coeficientes de arrasto para insuflação em múltiplos pontos com diferentes velocidades.	77
Figura 43. Comparação dos coeficientes de sustentação para diferentes pressões de sucção..	78
Figura 44. Linhas de corrente para o caso implementando somente sucção em diferentes ângulos de ataque.	79
Figura 45. Coeficientes de sustentação para os casos implementando sucção juntamente com insuflação, somente sucção, somente insuflação e aerofólio base sem modificações.....	80
Figura 46. Comparação entre linhas de corrente para a) Aerofólio somente com insuflação e b) Aerofólio com insuflação e sucção sendo utilizadas.	81
Figura 47. Representação das forças aerodinâmicas em um escoamento incidindo à um ângulo α em relação ao aerofólio.	86

LISTA DE SÍMBOLOS

C	Corda do aerofólio
C_a	Coefficiente de arrasto
C_s	Coefficiente de sustentação
C_p	Coefficiente de pressão
F_a	Força de arrasto
F_s	Força de sustentação
α	Ângulo de ataque
p	Pressão
Re	Número de Reynolds
\vec{U}	Vetor de velocidade
U_{ins}	Velocidade de insuflação
U_c	Velocidade de rotação do cilindro
U_∞	Velocidade do escoamento livre
u	Componente da velocidade na direção x
v	Componente da velocidade na direção y
w	Componente da velocidade na direção z
μ	Viscosidade dinâmica
ρ	Massa específica do ar
ω'	Frequência reduzida
$\vec{\tau}$	Tensor das tensões viscosas
$\vec{\nabla}$	Operador diferencial vetorial
u'	Componente flutuante da velocidade u
v'	Componente flutuante da velocidade v
w'	Componente flutuante da velocidade w
k	Energia cinética
μ_t	Viscosidade turbulenta
δ_{ij}	Delta de Kronecker
δ	Altura da camada limite

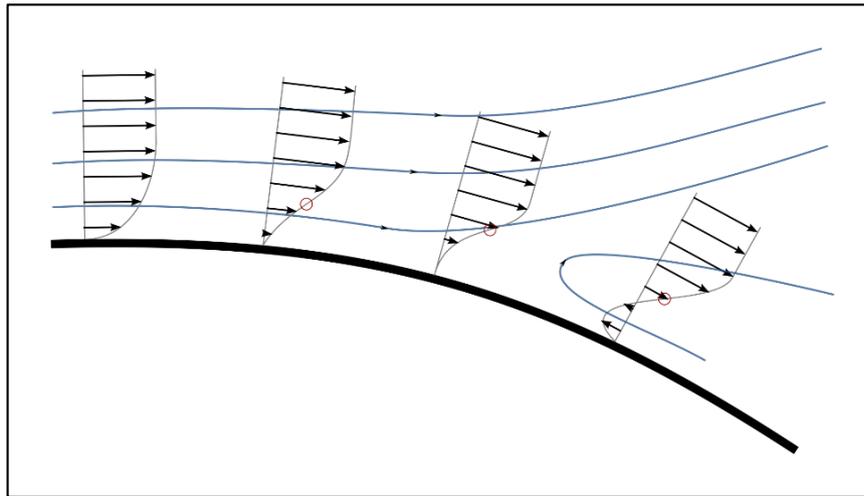
CAPÍTULO 1 INTRODUÇÃO

Um fluido ao escoar ao redor de um corpo sofre modificações tanto na trajetória quanto na intensidade dos campos, como de pressão, temperatura, velocidade, etc. Na região próxima ao corpo há a formação da camada limite, na qual os efeitos viscosos exercem grande interferência no escoamento. A condição de aderência gera uma brusca variação de velocidade devido à viscosidade do fluido, criando assim um gradiente de velocidades do corpo até o escoamento livre (U_∞). Com isso, surgem forças normais e de cisalhamento entre as camadas de fluido. Este fenômeno se propaga até a região na qual o efeito da presença do corpo não seja mais sentido pelo fluido a uma distância δ denominando esta região de camada limite de velocidade.

Durante o escoamento do fluido externo ao corpo o campo de velocidade não é uniforme, ou seja, varia de acordo com as coordenadas. Variação esta que tem influência de campos de pressão e também da barreira física apresentada pelo corpo. Na região próxima ao corpo a velocidade do fluido diminui ao longo de toda a extensão dele e conseqüentemente há um aumento da pressão estática. Desta forma podem surgir gradientes adversos de pressão fazendo com que as velocidades na camada limite diminuam, cheguem a zero ou possam até inverter seu sentido, como pode ser observado na Fig. 1. Nesta imagem estão representados os perfis de velocidade em uma camada limite em quatro diferentes posições. Observa-se que a inversão dos sentido da velocidade pode ocasionar o desprendimento do fluido da fronteira do corpo, ocorrendo assim o descolamento do escoamento que em aerodinâmica leva a uma queda brusca no coeficiente de sustentação. A este fenômeno é dado o nome de efeito Estol.

Este efeito de uma queda rápida de sustentação, estol, apresenta duas denominações, o estol estático e o estol dinâmico. Uma das principais diferenças entre esses dois fenômenos é descrita pelo próprio nome, onde o primeiro ocorre em um corpo estático, e o segundo é obtido em um corpo em movimento, como por exemplo em aerofólios com movimentos oscilatórios. Contudo, as diferenças estão também presentes nos fenômenos físicos envolvidos.

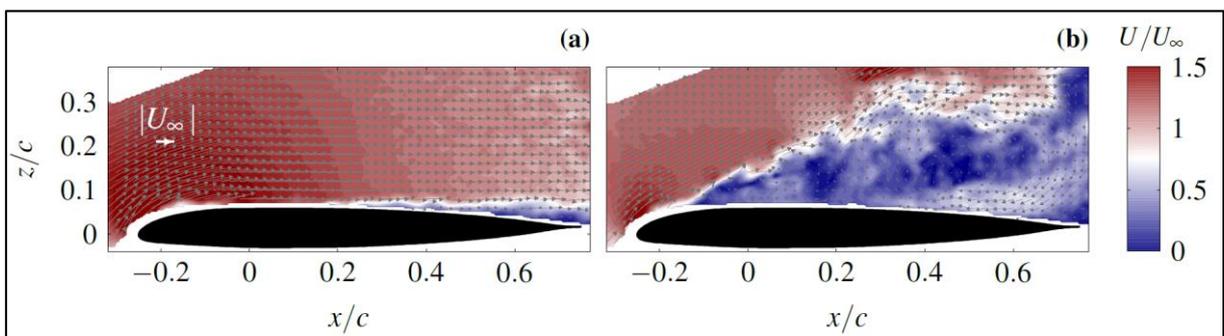
Figura 1. Perfis de velocidades da camada limite ao longo de um corpo.



Fonte: https://en.wikipedia.org/wiki/Flow_separation

O estol estático ocorre quando um aerofólio, por exemplo, ultrapassa o ângulo de ataque máximo que é permitido à sua geometria. Quando isto ocorre há uma formação vorticosa na parte superior do aerofólio depois do bordo de ataque, levando assim ao desprendimento da camada limite e conseqüentemente a queda brusca de sustentação. Toda a região na parte superior do aerofólio após o ponto de separação da camada limite apresenta estruturas vorticosas, como pode ser visto na Fig. 2 na qual pode-se observar o campo de velocidade adimensional em função das coordenadas adimensionais em relação a corda do aerofólio (c), e toda esta região está descolada do corpo. A camada limite só volta a se prender ao corpo se o ângulo de ataque for reduzido a um valor menor do que o ângulo de ataque crítico.

Figura 2. Formação de região vorticosa na região superior do aerofólio.



Fonte: Retirada de Mulleners *et al.* (2012)

No estol dinâmico há etapas definidas pelo aumento gradativo do ângulo de ataque. O escoamento pode ser definido em diferentes fases durante este fenômeno, desde o desenvolvimento do escoamento até a ocorrência do estol dinâmico, como visto na Fig. 3. Para

o estol dinâmico é necessário que o corpo esteja em movimento, como o aerofólio da Fig. 3 que está em um movimento senoidal, com amplitude suficiente para ultrapassar o ângulo de ataque máximo que o corpo poderia realizar, para entrar em estol.

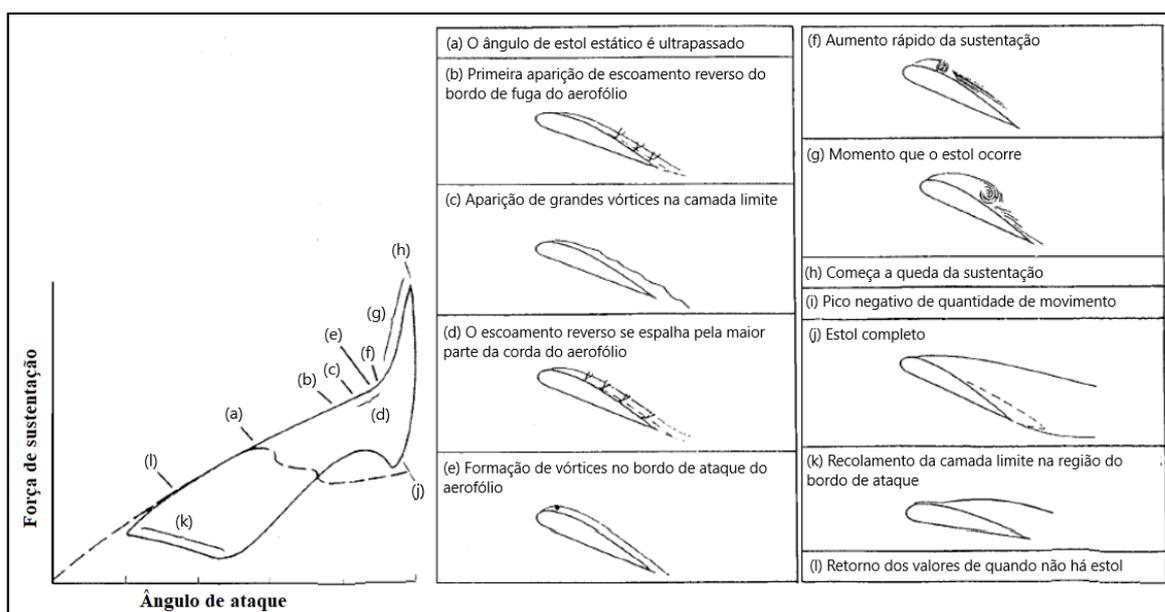
A primeira fase do estol, ponto (b), dinâmico consiste na aparição do escoamento reverso na camada limite, mas isto ocorre no bordo de fuga do aerofólio e desta forma não há desprendimento da camada limite. Esta etapa é semelhante à um aerofólio estático pré-estol. Logo em seguida há a aparição de vórtices maiores na camada limite, ponto (c), e o escoamento reverso começa a ser observado por toda a região superior do aerofólio, ponto (d). A segunda fase consiste no surgimento dos primeiros vórtices no bordo de ataque do aerofólio, ponto (e), devido à região de recirculação ali criada. Vórtices estes que conforme o ângulo de ataque continua aumentando, espalham-se por toda a região superior do corpo, ocasionando um rápido aumento da sustentação, ponto (f), gerando o descolamento da camada limite e chegando na fase de estol completo, ponto (j), sendo esta a terceira fase do fenômeno. A camada limite só começa a aderir novamente ao corpo já na fase de descida do aerofólio, com o ângulo de ataque já próximo dos menores valores que ele atinge, ponto (k).

As mesmas fases apresentadas nas imagens do gráfico da sustentação pelo ângulo de ataque, Fig. 3. Nesta figura é possível notar que durante a fase de subida do aerofólio até um pouco antes de ocorrer o estol dinâmico completo, ponto (h), tem-se um aumento da sustentação do corpo. Este aumento é devido a criação de uma região de menores pressões por consequência da formação de vórtices que se inicia na região do bordo de ataque e se espalha por toda a porção superior do corpo. Esta movimentação dos vórtices também é responsável pelo adiamento do ponto de estol (o aerofólio apresenta máxima sustentação em ângulos de ataque maiores em comparação ao estol estático). Segundo Chandrasekhara (2010), os valores da sustentação máxima em estol dinâmico chegam a ser aproximadamente o dobro do pico de sustentação obtido por um aerofólio em testes estáticos. Após o pico de sustentação há a queda abrupta desta força, entrando na fase de estol completo e a força de sustentação só irá voltar a crescer depois que a camada limite se adere ao aerofólio, ponto (k).

Alguns autores como Sahin *et al.* (2003) analisaram que com a formação vorticosa ocasionada pelo aumento do ângulo de ataque, pode haver uma região de transição de um escoamento laminar para turbulento. O local onde ocorre esta transição afeta completamente o começo da separação da camada limite, ou seja, afeta o estol. O ponto de transição também varia de acordo com o ângulo de ataque do aerofólio. Portanto, conforme o ângulo de ataque varia o ponto de descolamento da camada limite varia com ele.

Como o ponto da separação da camada limite varia de acordo com o movimento do aerofólio a introdução de um controlador para a camada limite, ou seja, um mecanismo que impeça o descolamento da camada limite em relação ao copo, é mais comumente visto na origem da formação dos vórtices. Portanto, a maioria dos controladores para estol dinâmico é posicionada no bordo de ataque do aerofólio, porque é onde ocorre o começo da formação de vórtices, Fig. 3(e).

Figura 3. Fases do estol dinâmico.



Fonte: Retirada e modificada de Carr (1988).

No presente trabalho teve-se o objetivo de estudar numericamente os escoamentos viscosos e incompressíveis de fluidos newtonianos, sobre um perfil NACA0012 em movimento de arfagem, fazendo uma comparação qualitativa e quantitativa dos resultados através dos campos de pressão e de velocidade e dos coeficientes aerodinâmicos. Nestes estudos analisou-se diferentes abordagens para atuar no controle da camada limite e estudou-se o impacto da variação dos parâmetros destes controles na camada limite e no controle do estol dinâmico. A escolha do NACA0012 foi devido à este perfil ser um aerofólio bastante estudado o que proporciona fontes confiáveis para comparação dos resultados obtidos durante este estudo a fim de comprovar a metodologia utilizada. O número de Reynolds utilizado nos estudos foi de 135000, este valor de Re foi adotado por existir estudos tanto numéricos quanto experimentais no estudo de estol dinâmico para comparação dos resultados iniciais.

Foi realizado um estudo da dinâmica do escoamento durante a variação do ângulo de incidência do escoamento para número de Reynolds escolhido. Além disso, foram empregados

três métodos de controle do descolamento da camada limite sendo eles: o uso de dispositivos hypersustentadores (*slats*), o emprego de sucção e de insuflação de ar nas regiões mais prováveis de ocorrer o descolamento.

Os *slats* são perfis de aerofólios, diferente do perfil do aerofólio base, introduzidos no bordo de ataque do aerofólio base com a finalidade de acelerar o escoamento nesta região. A corda deste novo aerofólio é dada sendo uma porcentagem da corda do perfil base.

A sucção é feita utilizando-se de uma região na parte superior do aerofólio na qual é empregada uma pressão menor que a pressão do escoamento nesta região superior do perfil a fim de diminuir a turbulência nesta região.

O emprego da insuflação é feito por meio da introdução de uma região na parte de sucção do aerofólio na qual é inserido um novo escoamento nesta região para aumentar a velocidade dentro da camada limite e assim controlar o efeito do estol.

Nos estudos deste trabalho utilizou-se o programa de simulação COMSOL Multiphysics no qual foram realizados os estudos numéricos. Todas as simulações foram realizadas no Laboratório de Transferência de Calor (LabTC) da Universidade Federal de Itajubá. Objetivou-se também, durante este trabalho, utilizar técnicas numéricas já consagradas para melhor compreender os fenômenos envolvidos neste escoamento.

No Capítulo 2 é apresentada a revisão da literatura, na qual são relatadas algumas teorias e conceitos referentes aos fenômenos estudados. Como, por exemplo, Gardner *et al.* (2014) utilizaram de jatos de ar seco para controle do efeito de estol dinâmico em um aerofólio OA209 mostrando a relação entre o ângulo de ataque máximo e a pressão de insuflação do jato. Já Chandrasekhara, Wilder e Carr (2001) analisaram a introdução de *slats* ao aerofólio como um método estático de atraso do efeito do estol dinâmico e a introdução da metodologia de um aerofólio com bordo de ataque deformável para prevenir o estol dinâmico. Ouchene, Smaili, Fellouah (2018) mostraram a comparação dos resultados de diferentes modelos de turbulência com os resultados experimentais, assim mostrando as diferenças entre os modelos utilizados.

Já a metodologia utilizada é apresentada no Capítulo 3, onde estão as equações matemáticas que modelam a física do problema.

No Capítulo 4 apresenta-se a modelagem da turbulência e as equações matemáticas utilizadas no modelo de turbulência $k - \omega$ escolhido para realizar as simulações.

A modelagem numérica e as características do código são descritas no Capítulo 5. Neste capítulo são apresentadas as discretizações de tempo, do fluido e a metodologia de geração de malha.

No Capítulo 6 estão apresentadas todas as simulações realizadas durante os estudos de controle da camada limite e as análises abordando as vantagens e desvantagens que cada método utilizado possui em relação ao controle do escoamento.

CAPÍTULO 2 REVISÃO DA LITERATURA

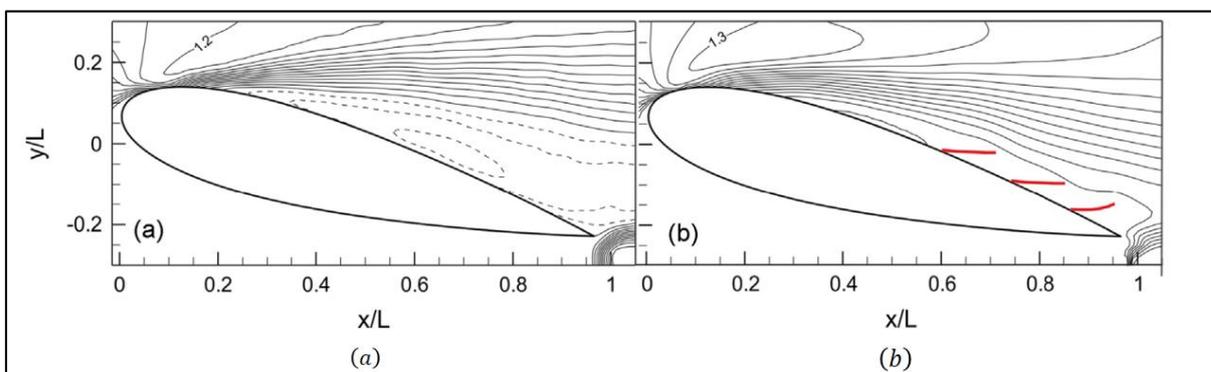
O estudo da aerodinâmica do escoamento ao redor dos corpos é vastamente explorado por muitos pesquisadores. Por exemplo, Mason (2006) analisou os efeitos causados no fluido pelas mudanças das características geométricas de aerofólios NACA. Os aerofólios NACA são perfis criados pelo Comitê Consultivo Nacional (National Advisory Committee for Aeronautics) para Aeronáutica dos Estados Unidos da América, os perfis destes aerofólios são descritos por meio dos dígitos que aparecem depois do nome NACA. Estes dígitos representam a curvatura da corda do aerofólio, posicionamento da espessura máxima do perfil e o valor máximo da espessura do mesmo. Estes perfis são obtidos por meio das equações que cada tipo NACA é descrito, existem os perfis com quatro, cinco ou seis dígitos, sendo as equações de cada tipo diferentes entre si.

Mason (2006) analisou as variações no coeficiente de pressão com a mudança do ângulo de ataque, da espessura e da curvatura dos aerofólios utilizando o método numérico chamado de Método de Painéis para aerofólios com diferentes geometrias. O autor mostrou que com o aumento do ângulo de ataque do aerofólio a pressão começa a diminuir rapidamente em torno do bordo de ataque atingindo uma pressão muito baixa e depois a pressão apresenta uma recuperação na parte final do aerofólio. A espessura do aerofólio produz uma perturbação maior no escoamento e com isso ocorre uma diminuição da pressão mínima na distribuição de pressão pelo corpo do aerofólio. Segundo o autor, o efeito da espessura age na expansão e descompressão da distribuição de pressões de forma suave e é mais evidente conforme se aumenta o ângulo de ataque.

O efeito estol tanto estático quanto dinâmico, já citados anteriormente, também representa uma grande parcela dos estudos em aerodinâmica. Há estudos que comprovam a possibilidade de atrasar o efeito estol estático. Segundo Brücker e Weidner (2014) o mecanismo do estol estático acontece devido a ocorrência de distúrbios não lineares que causam o cisalhamento da camada limite da região superior do corpo. Por meio da observação do mecanismo de voo dos pássaros e da análise das suas asas e penas, Carruthers *et al.* (2007), citado pelos autores, observaram que em condições críticas de voo há penas nas asas dos pássaros, na parte superior, que levantam quando começa a ocorrer a separação do escoamento

na região superior da asa. Essas pequenas e flexíveis penas previnem uma queda abrupta da sustentação. Com base nesses estudos e em estudos de outros autores Brücker e Weidner (2014) analisaram o efeito de se acrescentar fileiras de pequenas tiras de um polímero elástico (Wacker RT 601A e B) sobre o aerofólio, para simular o efeito das penas da asa dos pássaros. Os autores variaram o tamanho e a disposição das fileiras e analisaram seus resultados. A adição dessas tiras apresentou um atraso no desprendimento do ar, como pode ser observado na Fig. 4. Os autores puderam observar que um tamanho pequeno das tiras, 0,05 da corda, não é efetivo, pois com o seu tamanho pequeno a tira não alcança a região de separação, e tamanhos grandes como 0,2 da corda também não apresentam bons resultados, já que devido ao seu grande tamanho apresentam um padrão de movimentação caótica. Segundo os autores um tamanho médio das tiras, apresenta um bom resultado no atraso do efeito do estol.

Figura 4. Comparação entre o escoamento em NACA0012 com $\alpha=17,5^\circ$ (a) sem tiras de polímero e (b) com tiras de polímero.



Fonte: Brücker e Weidner (2014).

Em um escoamento externo a um corpo ou para um corpo se movendo em um escoamento de um fluido viscoso, as forças de sustentação e de arrasto estão fortemente ligadas a separação da camada limite, como já comentado. Desde a introdução da teoria da camada limite por Prandtl os cientistas e engenheiros vem tentando minimizar o efeito do gradiente de pressão adverso no descolamento da camada limite e estudando formas de controlar este descolamento. O método de controle da camada limite por uma superfície móvel se baseia em dois fenômenos, na inibição do crescimento da camada limite ao diminuir o movimento relativo entre o corpo e o escoamento livre, e na injeção de quantidade de movimento na camada limite já existente. (MODI, 1997)

Newton foi provavelmente o primeiro a observar o efeito da movimentação da parede no controle da camada limite ao analisar a trajetória de uma bola girando, apesar de a base do

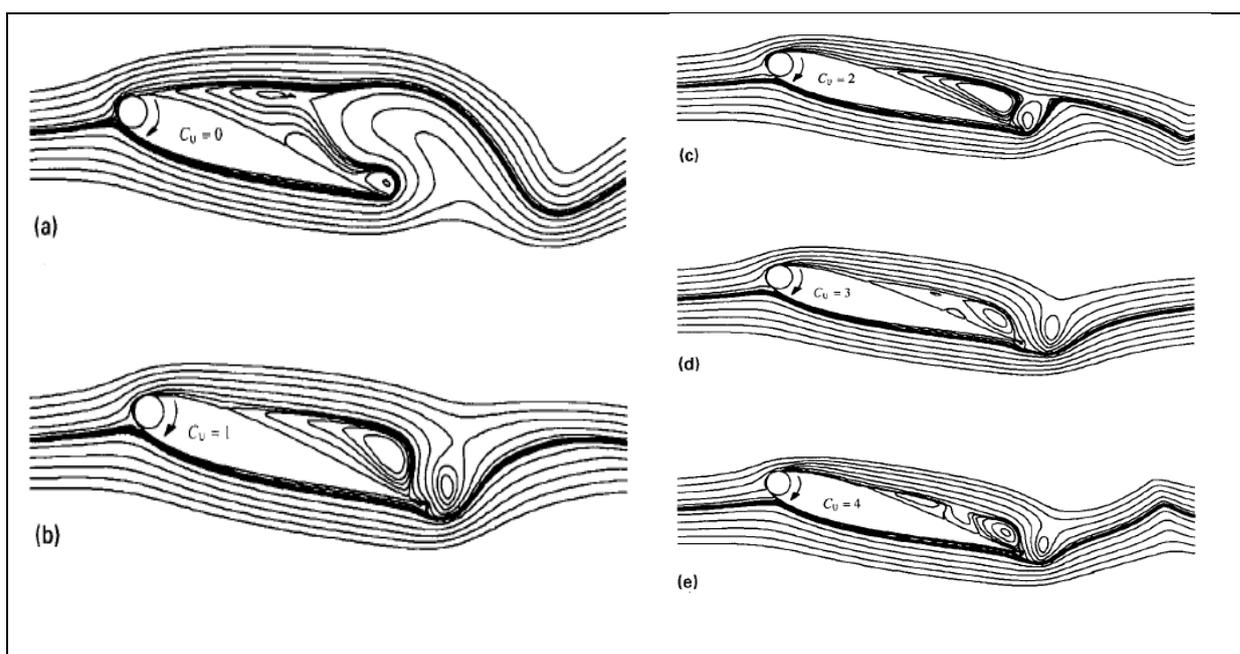
efeito não ser totalmente reconhecida. Quase 200 anos depois Magnus estudou o efeito de aumento da sustentação pela rotação e utilizou esse efeito para a construção de um barco com um cilindro vertical com movimento de rotação no lugar da vela. Muitos autores demonstraram a aplicação do fenômeno de uma fronteira se movendo para o ganho de sustentação e redução do arrasto como Prandtl (1910), Flettner (1925) e Goldstein (1938) que utilizou um cilindro com movimento de rotação na frente de uma placa plana. Contudo a aplicação mais prática de controle da camada limite por meio de uma fronteira se movimentando foi feita por Favre (1938) utilizando um aerofólio com uma correia se movendo sobre dois rolos na região superior do aerofólio, atrasando o estol para um ângulo de 55° e gerando um coeficiente de sustentação de 3,5.

Com o crescente interesse no método de controle da camada limite por uma fronteira móvel diversos autores realizaram testes e publicaram seus resultados para comprovar a eficácia de tal método. Zhang *et al.* (2010) realizaram testes em um NACA0015 com o Reynolds de $4,0 \cdot 10^5$, com uma relação entre a velocidade do cilindro (U_c) e a velocidade do escoamento livre variável dada por $U_c/U_\infty = 0; 0,5; 1; 1,4$. Os autores observaram que com a velocidade de rotação igual a zero a introdução de um cilindro para o aerofólio gera uma perda tanto para o coeficiente de sustentação, que fica em 0,64, quanto para o ângulo de estol que se torna 8° , menor que os 14° que o aerofólio sem modificação possui. O mesmo ocorreu para a rotação em 0,5 onde o ângulo de ataque era de 12° e o coeficiente de sustentação foi 0,92. Já para valores maiores de U_c houve um aumento do ângulo de estol e do coeficiente de sustentação do corpo. Com os resultados experimentais em um NACA0015, Zhang *et al.* (2010) projetaram um novo aerofólio, porém assimétrico. Assim, com a adição do cilindro rotativo os autores buscavam coeficientes de sustentação maiores com esse novo modelo. A relação de velocidades U_c/U_∞ utilizada, foi de 1,4. Para estes parâmetros os autores observaram que seu novo aerofólio obteve um coeficiente de sustentação máximo de 2,79, o qual foi 114% maior em relação ao obtido pelo NACA0015.

Chew *et al.* (1998) também demonstraram interesse no controle da camada limite com a utilização de uma fronteira móvel. Eles realizaram testes em um aerofólio do tipo Joukowski com o Reynolds de 143000, com ângulos de ataque de 15° e 45° e com velocidades adimensionais do cilindro variáveis sendo $U_c/U_\infty = (0; 1; 2; 3; 4)$. Os autores observaram que o cilindro rotativo consegue suprimir o efeito estol mesmo com um ângulo de ataque de 45° utilizando uma relação de velocidades de 4. Com as imagens obtidas por seus experimentos Chew *et al.* (1998) analisaram a influência do cilindro rotativo nas linhas de corrente dos

escoamento e concluíram que conforme é aumentada a rotação do cilindro o ponto de separação da camada limite ocorre em um ponto posterior do corpo. Assim, as linhas de corrente na região anterior conseguem ficar coladas a ele, ocasionando uma diminuição da geração de vórtices e segundo os autores aumentando a pressão de sucção na região superior do corpo. O adiamento do ponto de descolamento da camada limite para uma região mais posterior do corpo pode ser observado na Fig. 5, retirada da publicação de Chew *et al.* (1998) na qual são apresentadas as linhas de corrente dos estudos com diferentes valores de velocidades adimensionais de rotação do cilindro C_U .

Figura 5. Demonstração do atraso do descolamento da camada limite.



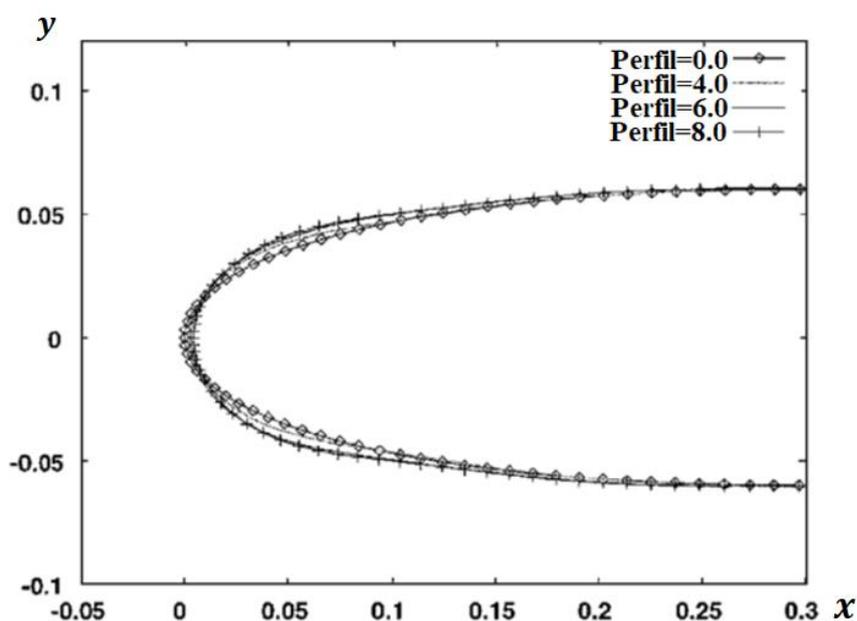
Fonte: Chew *et al.* (1998).

Devido ao fato do estol estático ser um fenômeno mais comum, em relação ao estol dinâmico, existem mais pesquisas sobre o assunto e assim possibilitando a utilização de metodologias mais avançadas de supressão do estol dinâmico, como desenvolvido por Patel *et al.* (2007). Estes pesquisadores desenvolveram um controle de estol estático inteligente e autônomo que utiliza um *slat* de plasma. Este *slat* usa um atuador de plasma aerodinâmico, situado no bordo de ataque do aerofólio, para imitar o efeito de um *slat* de bordo de ataque de um sistema convencional de aumento de sustentação. O aerofólio testado pelos autores foi um NACA0015. O sistema desenvolvido pelos autores utiliza um único sensor de pressão de ampla largura de banda e um controlador de *feedback* para operar o atuador em um modo autônomo. Este conjunto tem como função principal detectar e controlar a separação da camada limite no bordo de ataque do aerofólio e atrasar o efeito estol. Os autores estudaram dois métodos de controle, o primeiro usando o pico de amplitude nas flutuações de pressão e o segundo

utilizando as amplitudes também, mas não considerando somente o seu pico. Patel *et al.* (2007) observaram com os experimentos que os efeitos aerodinâmicos de um atuador inteligente são consistentes com o atuador de malha aberta previamente testado por eles. A histerese do estol foi eliminada, o ângulo de estol foi atrasado em 7 graus e uma melhoria significativa na relação de sustentação e arrasto foi obtida em uma ampla gama de ângulos de ataque. Os autores concluíram que em um cenário pós-estol o atuador mantinha a camada limite colada ao corpo até a fase na qual esta camada iria voltar a colar ao corpo naturalmente e assim o atuador era desligado. Observaram também que as abordagens de controle de *feedback* fornecem uma melhoria em relação ao controle de malha aberta simples, podendo economizar a energia do atuador em situações em que ele é limitado ou maximizar o impacto do sistema no controle da camada limite.

Outros autores voltaram seus estudos para o caso do estol dinâmico e seus variados métodos de controle, por exemplo, Sahin *et al* (2003) que realizaram o estudo numérico de um aerofólio com um bordo de ataque com forma dinâmica (BAFD) em um número de Mach de 0,3, com ângulo de ataque médio de 10° e movimento oscilatório com amplitude de 10° . O BAFD consiste na modificação da geometria do bordo de ataque durante a movimentação do corpo, ou seja, o bordo de ataque começa com um perfil base do NACA0012 e com a movimentação do aerofólio seu perfil é modificado. A diferença do bordo de ataque é mostrado na Fig. 6.

Figura 6. Perfis do bordo de ataque com utilização do BAFD.



Fonte: Retirada e modificada de Sahin *et al.* (2003)

Sahin *et al.* (2003) utilizaram como perfil base um aerofólio NACA0012 e modificaram o bordo de ataque do perfil para estudar a diminuição do efeito estol dinâmico no corpo. Eles utilizaram 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 autores observaram, por meio da comparação dos resultados do aerofólio modificado e do aerofólio base, que o processo de estol dinâmico é aliviado ao se utilizar um bordo de ataque deformável. Segundo os autores, o BAFD não evita o estol dinâmico, porém ele realiza o atraso do efeito em $0,5^\circ$ e apresenta vórtices de separação menores do que os vórtices apresentados para o aerofólio sem modificações. Os autores ainda notaram que na fase de descida os dois perfis do aerofólio se comportam de maneiras diferentes. Para o aerofólio base forma-se um segundo vórtice e ele se solta do corpo. Para o perfil aerodinâmico BAFD, por outro lado, há uma fixação gradual da camada limite com o ponto de separação migrando do bordo de ataque para o final do aerofólio, assim o BAFD melhora o desempenho do aerofólio durante a fase de descida. Os autores concluíram que para o menor número de Mach 0,3 o BAFD obteve melhores respostas do estol dinâmico do que o aerofólio base e que os cálculos numéricos mostraram que essa melhora foi causada pela mudança da geometria e não pela taxa na qual a geometria foi alterada. Sahin *et al.* (2003) ainda concluíram que para o maior número de Mach em torno de 0,4, o BAFD exibiu uma forte queda dinâmica desencadeada por uma separação induzida por choque, anulando qualquer benefício da mudança na geometria do perfil aerodinâmico. Desta forma, é necessário um trabalho adicional no desenvolvimento de melhores geometrias da BAFD que funcionem melhor em velocidades mais altas.

Gardner *et al.* (2014) realizaram experimentos em um aerofólio OA209, com Mach da corrente livre de 0,5, com Reynolds de $1,9 \times 10^6$ e $0,85 \times 10^6$ e com movimento oscilatório para analisar o controle do estol dinâmico utilizando jatos supersônicos de ar seco na região de sucção (região superior) do aerofólio. O movimento oscilatório no aerofólio foi aplicado na posição de 25% da corda e os testes foram realizados com um ângulo de ataque médio de 7° , variando a amplitude do movimento oscilatório de 4° a 7° . Segundo os autores, o escoamento no aerofólio se manteve subsônico nos ângulos de ataque mais baixos, porém conforme o ângulo de ataque é aumentado começa a ser observado um escoamento supersônico. Para o aerofólio sem injeção de ar e para ambos os números de Reynolds, o OA209 apresentou o estol. Nos casos com a injeção de ar e com a maior amplitude de movimento utilizada este efeito não pode ser controlado, com as pressões utilizadas, mas para as amplitudes menores o efeito do

estol dinâmico pôde ser totalmente controlado. Gardner *et al.* (2014) ainda relataram que para maiores amplitudes a pressão do ar injetado, para controle total do fenômeno estudado deve ser cada vez maior. Eles também mostraram que as configurações para o controle deste efeito não dependem da amplitude, porém dependem do ângulo de ataque máximo obtido pelo movimento do aerofólio. Os autores ainda realizaram testes para fazer a otimização dos jatos, mudando a quantidade de ar injetada, a pressão do ar e o espaçamento entre eles. Concluíram que o OA209 sem o controle por jatos de ar sofre o estol dinâmico induzido pelas ondas de choque, causadas pelo escoamento supersônico, e a injeção de ar controla o tal efeito. Para maiores valores de Reynolds maior deve ser a injeção de ar para haver o controle do estol. Aumentar o espaçamento entre os jatos resultou em um mesmo controle do fenômeno, porém utilizando uma menor quantidade de ar e que o arrasto foi reduzido em relação ao aerofólio sem controle, mas a energia utilizada com a injeção do ar é maior do que a energia economizada com a diminuição do arrasto.

Chandrasekhara, Wilder e Carr (2001) fizeram testes experimentais com dois mecanismos de controle do efeito de estol dinâmico para compará-los. Eles utilizaram um aerofólio com bordo de ataque deformável, o qual tem seu perfil base um NACA0012 e o bordo do ataque do aerofólio poderia ser alterado para um semicírculo com diâmetro igual a espessura máxima do aerofólio. O segundo método de controle do estol dinâmico, experimentado pelos autores, foi a adição de um *slat* no aerofólio RC(6)-08. Foram testados dois *slats* com diferentes angulações, um *slat* RC(6)-08/106 com ângulo de 6° e um RC(6)-08/210 com ângulo de 10° . Os autores realizaram os experimentos em um Mach de 0,4 com Reynolds de $1,44 \times 10^6$, para o NACA0012, e Re de $0,72 \times 10^6$, para o RC(6)-08, com ângulo de ataque médio de 10° com movimentos oscilatório de amplitude de 10° e frequência k de 0,05. Chandrasekhara, Wilder e Carr (2001) observaram que para os casos com a adição do *slat* o efeito do estol dinâmico não foi totalmente suprimido, mas a adição dos *slats* fez com que esse efeito fosse atrasado, sendo assim o aerofólio atingiu maiores ângulos de ataques antes que o estol ocorresse. Os autores ainda notaram que quanto maior a angulação do *slat* maior é o ângulo de ataque obtido pelo aerofólio antes de experimentar o estol. Para o caso com o NACA0012 o aerofólio sem modificações apresentou ondas de choque para um $\alpha=10^\circ$ e devido a essa onda de choque ocorreu o descolamento da camada limite rapidamente, em uma pequena variação do ângulo de ataque, durante a fase de subida, e o aerofólio continuou com este descolamento até aproximadamente obter um $\alpha=10^\circ$, na fase de descida. Porém os autores puderam notar que com a modificação do bordo de ataque do aerofólio o efeito estol pôde ser atrasado até um α de

quase 20° , contudo a camada limite voltou a se fixar ao corpo rapidamente no $\alpha=18^\circ$ da fase de descida. Concluíram que é possível otimizar a mudança da forma do bordo de ataque para minimizar a separação da camada limite. Concluíram também que os *slats* são ferramentas mecanicamente simples e bem eficientes em atrasar o efeito estol, mas é necessário a otimização de sua configuração para que o efeito do *slat* seja obtido em toda a faixa de ângulo de ataque utilizada pelo aerofólio.

O estudo do estol dinâmico também pode ser encontrado na área de energias renováveis, por exemplo, no uso da energia eólica que é a mais popular entre as fontes de energia renováveis. Sogukpinar e Bozkurt (2015) realizaram o estudo numérico em um aerofólio NACA 63₂-215 para determinar o ângulo de ataque ótimo visando maximizar a razão entre o coeficiente de sustentação e o coeficiente de arrasto, com o intuito de obter a melhor eficiência na produção de energia eólica. As simulações foram realizadas em diferentes velocidades de escoamento variando de 10 a 50 *m/s* com intervalo de 10 *m/s*. Os ângulos de ataque estudados foram entre -6 a 10° , com variação de 1° . Os autores apresentaram que o arrasto diminuía com o aumento da velocidade, porém quando o ângulo de ataque ultrapassava 6° havia um aumento rápido no arrasto. E a relação entre sustentação e arrasto aumentou enquanto o ângulo de ataque foi aumentado até 4° . Para ângulos de ataque maiores que 4° a razão entre sustentação e arrasto começava a diminuir. Os autores concluíram que a razão máxima de sustentação por arrasto é vista para o ângulo de ataque de 4° e com o aumento do ângulo de ataque, a diferença de pressão entre a superfície superior e inferior aumenta e os coeficientes de sustentação são negativos no ângulo de -4 a -7 .

Yen e Ahmed (2013) estudaram o controle de estol dinâmico utilizando jatos sintéticos, que são jatos insuflados periodicamente, para melhorar uma turbina eólica de eixo vertical. Para tal estudo os autores realizaram experimentos em um aerofólio NACA0020 com corda de 207,5mm e largura de 300mm, com placas nas laterais do aerofólio para diminuir o efeito tridimensional da ponta do corpo, em um túnel de vento de seção aberta. O estudo foi feito para um Reynolds de $1,25 \times 10^5$ e para o movimento oscilatório do aerofólio foi utilizado um motor e um arranjo de disco metálico que transmitiam o movimento para o aerofólio na posição de 25% da corda. Foram ensaiadas diferentes taxas para a velocidades de variação do ângulo, λ , de 2,9 ; 2,4 ; 2 ; 1,6 com amplitude de ângulos de ataque de 20° , 25° , 30° e 40° , respectivamente. Para $\lambda=2,4$ e $\lambda=2,9$, notou-se que o jato sintético aumentou o coeficiente de pressão do corpo, porém ele só realizou o controle do estol dinâmico para o caso de $\lambda=2,4$. Para $\lambda=1,6$ e $\lambda=2$ o jato sintético também influenciou no aumento do coeficiente de pressão para os dois casos e

aumentou o ângulo no qual o pico do coeficiente de pressão foi obtido, porém somente para o caso de $\lambda=2$ não ocorreu o estol. Para $\lambda=1,6$ houve a separação da camada limite e o recolamento só ocorreu quando se atingiu o ângulo mínimo. Porém observou-se um atraso na liberação do vórtices e uma diminuição no tamanho dos mesmos. Yen e Ahmed (2013) concluíram que o jato sintético pode melhorar o desempenho de turbinas eólicas de eixo vertical pois com este mecanismo conseguiu-se um maior coeficiente de pressão, conseguindo assim uma maior extração da energia dos ventos e gerando mais energia. O jato sintético também pode diminuir as oscilações de potência, segundo os autores.

Outra utilização de jatos para controle do estol dinâmico foi estudada experimentalmente por Beahan *et al.* (2014). O estudo foi realizado em um aerofólio NACA0015 com movimento oscilatório, utilizando-se, para tal controle, bocais micro injetores posicionados uniformemente na região do bordo de ataque do aerofólio. O aerofólio utilizado possui corda de 152,4 mm e largura de 248,9 mm, os micro injetores foram posicionados até 12% da corda na parte superior do aerofólio e a pressão do ar injetado era de 150kPa normalmente, com vazão mássica de 0,016 kg/s. Os números de Mach analisados foram de 0,3 e 0,4, com Reynolds $1,1 \times 10^6$ e $1,4 \times 10^6$, respectivamente, com ângulo de ataque médio de 10° com movimento oscilatório de amplitude de 10° . Os autores observaram que para Mach 0,3 o aerofólio sem os jatos apresentou uma grande região de separação da camada limite no final do movimento de subida e o fluido voltou a recolar no final da fase de descida. Com a introdução dos microjatos não ocorreu a separação da camada limite em nenhum momento do movimento. Beahan *et al.* (2014) relataram que devido ao Mach local estar na fase supersônica houve a presença de ondas de choque entre os ângulos de $12,5$ a $14,6^\circ$, sem o uso dos microinjetores. Porém, a presença dos microinjetores inibe a formação destas ondas. Em Mach 0,4 os microinjetores também impediram a separação da camada limite, controlando assim o estol dinâmico. Os autores mostraram que o coeficiente de pressão ficou praticamente constante entre $x/c=0,01$ a $0,08$, para o caso sem controle do estol, o que indicou que ocorreu o descolamento da camada limite. Mas para os casos utilizando os microjatos o coeficiente de pressão teve valor mínimo menor do que o apresentado nos experimentos anteriores, indicando uma região a qual é dominada por uma camada limite colada e com escoamento acelerado, segundo os autores. Foi concluído que a utilização dos microjatos formou uma estrutura de duas camadas, uma camada externa a qual leva a vorticidade para longe do bordo de ataque, evitando assim uma acúmulo local de vórtices que ocasiona no estol dinâmico. E uma camada interna mais fina, que é formada pelas recirculações que os microjatos realizaram no escoamento, com

altas características de mistura, permitindo que o fluido resista mais ao surgimento de um gradiente de pressão localmente adverso e assim não ocorrendo o estol.

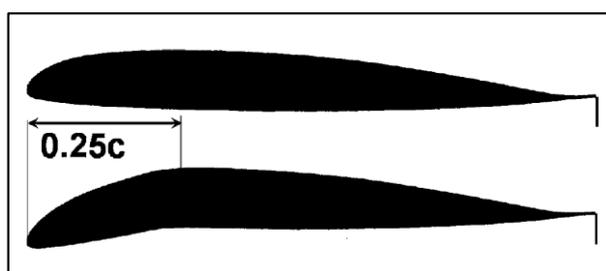
Quando se estuda a dinâmica de fluidos tanto em escoamentos externos quanto internos há uma diferença entre a abordagem bidimensional e a tridimensional. Ao se estudar, por exemplo, aerofólio em um domínio tridimensional é possível notar a atuação também da ponta do aerofólio, a qual pode interferir no escoamento inteiro, como foi notado pelos autores Demir *et al.* (2016). Estes autores realizaram estudos numéricos e experimentais em um aerofólio NACA4412 para os números de Reynolds 25000 e 50000. Para cada número de Reynolds o ângulo de ataque foi variado, com o intuito de analisar a formação de uma região de recirculação no aerofólio. Para os estudos numéricos os autores utilizaram o software SolidWorks para a criação do aerofólio, o software ANSYS ICEM CFD para a criação da malha e o ANSYS FLUENT para a realização dos cálculos numéricos. Para os testes experimentais foi utilizado um túnel de vento de sucção de baixa velocidade. Os autores notaram que tanto nos resultados experimentais quanto nos numéricos houve a formação de uma região de recirculação no aerofólio para $z/c=0,4$ e essa região diminui em $z/c=0,2$. Ao observar os testes realizados de uma vista superior notaram que esta recirculação aumenta conforme se aproxima do centro do aerofólio e depois diminui perto da ponta. Os autores concluíram que a recirculação diminui nas porções próximas às pontas por causa dos vórtices de ponta e que esses vórtices influenciam o escoamento como um todo.

Zanotti *et al.* (2014) também estudaram as diferenças entre casos bi e tridimensionais tanto numericamente quanto experimentalmente utilizando um NACA 23012 para avaliar o fenômeno de estol dinâmico. Os estudos numéricos foram realizados utilizando as equações compressíveis de Navier-Stokes com um programa desenvolvido na FOI (Agência de pesquisa e defesa da Suécia). Os autores testaram o aerofólio para ângulos médios de ataque de 10° e 15° , com movimento oscilatório com amplitude de 10° a um Reynolds de 6×10^5 e Mach de 0,09. O baixo valor da velocidade foi escolhido para evitar a fadiga dos materiais e para uma melhor obtenção das medidas. Eles observaram que na simulação em 2D os resultados se aproximam dos resultados experimentais em cada instante no qual o fluido está colado ao corpo, mas quando houve o descolamento da camada limite os resultados 2D tiveram uma diferença significativa em relação aos testes experimentais. Para o caso 3D os autores relataram que há um alto custo computacional para realizar as simulações, assim eles adotaram uma malha e um passo de tempo que diminuísse o custo computacional, porém com resultados satisfatórios. Os resultados 3D também foram precisos durante a fase de subida do ângulo de ataque, mas como

no caso 2D os resultados com diminuição do ângulo de ataque foram discrepantes com dos dados experimentais. Ao analisar o coeficiente de pressão para os casos 2D e 3D os autores notaram que na fase de subida do aerofólio ambas as simulações apresentam valores próximos dos valores experimentais, porém na fase de decida a simulação 2D não apresenta resultados satisfatórios, somente a 3D.

Conseguir um bom controle do estol dinâmico é de grande importância para a utilização de um aerofólio com movimentos oscilatórios, como no caso dos rotores dos helicópteros, sendo esta área da indústria uma das mais interessadas neste tipo de estudos e na obtenção de mecanismos de controle do estol dinâmico mais eficientes. Porém, como já dito, esta não é a única interessada nas pesquisas sobre estol dinâmico. Indústrias de turbinas eólicas também se beneficiam de melhores e mais eficientes métodos deste efeito. Entretanto, para se conseguir este controle é necessário se pagar um preço, não no sentido monetário, mas no sentido físico do problema. Ao se utilizar um controle de estol dinâmico por meio de um bordo de ataque variável, há uma perda da sustentação do corpo. Na Figura 7 é apresentada uma representação deste método de controle. Com o aumento ângulo de ataque do aerofólio há uma rotação do bordo de ataque no sentido contrário ao do movimento do aerofólio, ou seja, sentido anti-horário, neste caso.

Figura 7. Aerofólio com bordo de ataque variável.



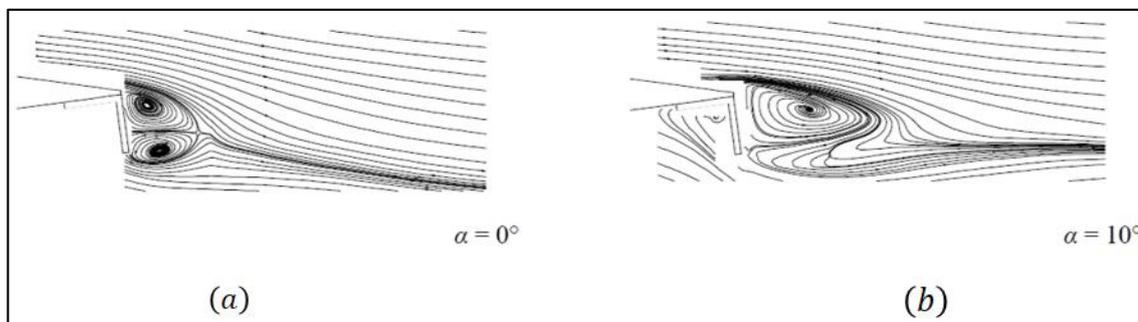
Fonte: Chandrasekhara (2010).

Com base nesta observação da perda de sustentação que Chandrasekhara (2010) realizou o estudo da combinação de um aerofólio com o bordo de ataque variável (BAV), para o controle do estol dinâmico, utilizando um Garney Flap, o qual consiste na introdução de uma pequena placa plana no bordo de fuga do aerofólio, na região inferior do mesmo, como visto na Fig. 8. O autor apresenta um gráfico da sustentação com e sem o controle do estol no qual é mostrada a perda obtida ao se utilizar este método.

Como mostrado por Cavanaugh *et al.* (2007) quando o ângulo de ataque do aerofólio é zero esses vórtices são praticamente iguais e não geram grandes influencias na sustentação,

porém com o acréscimo do ângulo de ataque do aerofólio, Fig. 8b, o vórtice mais próximo da região superior do aerofólio se torna dominante. Este efeito causa um acréscimo da sucção na região final do aerofólio, ou seja, aumentando assim a força de sustentação do aerofólio.

Figura 8. Linhas de corrente em aerofólio com Gurney Flap. (a) ângulo de ataque nulo $\alpha=0^\circ$ e (b) ângulo de ataque de $\alpha=10^\circ$.



Fonte: Cavanaugh *et al.* (2007).

Utilizando este hypersustentador Chandrasekhara (2010) realizou os testes em um aerofólio VR-12 com corda de 15,24 cm em Mach 0,2 a 0,4 e Reynolds de $0,7 \times 10^6$ a $1,6 \times 10^6$. 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. Foram testados três diferentes tamanhos do Gurney flap de 0,01c, 0,02c e 0,03c. O autor observou 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. Os perfis aerodinâmicos com distribuições de pressão canônicas similares tiveram as condições de estol similares. 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 de arfagem 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 aerofólio, devido à forte curvatura aerodinâmica (efeito do Gurney Flap) pode causar um escoamento supersônico e gerar ondas de choques no aerofólio. O autor concluiu que o Gurney Flap com tamanho de 1% foi o melhor tamanho dentre os casos estudados, conseguindo devolver a sustentação ao corpo, que foi perdida com a introdução do controle do estol dinâmico e sem sofrer aumento indevido do coeficiente de arrasto e do coeficiente de momento.

Em outro estudo numérico da utilização do BAV, Zhao e Zhao (2015) resolveram as equações de Navier-Stokes em regime não permanente utilizando o programa ROE-MUSCL e

o modelo de turbulência Spalart-Allmaras. Para a otimização das variáveis de modificação da geometria do bordo de ataque do aerofólio os autores utilizaram o modelo de otimização Surrogate. O aerofólio HH-02 foi utilizado para validação da metodologia. Os testes modificando a geometria do bordo de ataque foram realizados no aerofólio VR-12 com número de Mach de 0,3, o ângulo de ataque médio de 10° com movimento senoidal com amplitude de 10° . Os autores mostraram que com o BAV redução no valor do coeficiente de arrasto do aerofólio e fazendo com que a camada limite não se desprenda do corpo no movimento de descida do aerofólio, momento em que há um grande descolamento da camada limite para um aerofólio sem modificações. Os autores estudaram a otimização do BAV em função da amplitude do movimento do ângulo do bordo de ataque e da frequência adimensional. Eles mostraram para cada número de Mach os valores ótimos do ângulo médio do bordo de ataque, da amplitude de movimento e da frequência adimensional. Os autores concluíram que o método de simulação utilizado é eficiente para simular um aerofólio em regime não permanente com BAV. Concluíram também que o BAV consegue suprimir os vórtices que causam o estol dinâmico para altos ângulos de ataque, resultando em menores picos de arrasto, mantendo a sustentação elevada.

Outro controlador ativo do efeito de estol dinâmico foi estudado por Matalanis *et al.* (2015), os quais analisaram as capacidades de supressão de estol dinâmico de um atuador alimentado por combustão aplicado ao aerofólio VR-12. Os autores realizaram testes numéricos, bi e tridimensionais, para números de Mach mais altos, 0,3 e 0,4, e testes experimentais de baixas velocidades. *Slots* tangenciais e normais à superfície do corpo foram testados em duas posições diferentes, $x/c=0,06$ e $x/c=0,1$. A amplitude, a frequência e a temporização do pulso de atuação também foram variadas. Segundo os autores, as simulações bidimensionais sugeriram que houve aumento na sustentação média do ciclo de aproximadamente 4 e 8% em relação ao aerofólio da linha de base, para Mach de 0,4 e 0,3 nas condições de estol dinâmico profundo e quase profundo. Matalanis *et al.* (2015) observaram com os experimentos de baixa velocidade e com o estudo numérico que os *slots* orientados tangencialmente à superfície do aerofólio produzem mais benefícios em relação aos *slots* orientados normalmente à superfície. Os experimentos de baixa velocidade confirmam que o local do slot de $x/c=0,1$ é adequado para a supressão do estol para Mach menores que 0,3 e 0,4. Matalanis *et al.* (2015) concluem que os resultados numéricos mostraram que o atuador alimentado por combustão consegue aumentar a sustentação média do ciclo e diminuir o arrasto médio para os números de Mach de 0,3 e 0,4. Observaram também que nas simulações

tridimensionais os *slots* com dimensão finita apresentam efetividade reduzida quando comparada com os *slots* contínuo dos testes bidimensionais.

A utilização de métodos de controle do estol dinâmico com atuação ativa, como por exemplo com BAV, pode ser de difícil implementação já que conforme há o movimento do aerofólio o bordo de ataque do mesmo necessita variar sua angulação para realizar o controle do estol. Assim, o sistema de rolamento e de acionamento para tal método deve ser bastante robusto para suportar as altas forças experimentadas por estes mecanismos para que não haja falha. Porém, também existem métodos passivos de controle da camada limite, como o método desenvolvido por Mai *et al.* (2008). Estes autores desenvolveram um método passivo de controle do efeito estol, cujos testes foram realizados em um aerofólio OA 209. Os autores buscaram desenvolver um método cuja aplicação não necessitasse de grandes mudanças da geometria do aerofólio e nem de mecanismos de acionamento robustos para seu funcionamento. Utilizaram geradores de vórtices no bordo de ataque (GVBA) para melhorar a resposta do aerofólio em relação ao estol dinâmico. Foram utilizados cilindros com diâmetros de 6 milímetros com duas alturas diferentes, 0,55 e 1,1 milímetros, localizados no bordo de ataque do aerofólio. Os testes foram realizados em dois números de Mach diferentes, 0,31 e 0,4, com dois movimentos oscilatórios distintos, o primeiro mais próximo ao ângulo de ataque máximo, ($\alpha = 10^\circ \pm 5^\circ$) e o segundo com ângulo de ataques maiores ($\alpha = 13^\circ \pm 7^\circ$). Foi observado que a utilização dos geradores de vórtices proporcionou uma melhora no escoamento, ou seja, houve uma menor queda da sustentação, o pico negativo do coeficiente de momento de arfagem apresentou valores reduzidos e houve uma diminuição do arrasto. Os autores concluíram que o método passivo de controle do efeito de estol dinâmico desenvolvido conseguiu aumentar o valor médio da sustentação enquanto o arrasto e o pico negativo do momento de arfagem foram reduzidos, quando comparados com o caso do aerofólio sem modificações. Relataram também um melhor desempenho aerodinâmico dos aerofólios com a implementação dos geradores de vórtices no bordo de ataque que poderia ser transformado em uma redução do consumo de combustível dos helicópteros e, ao mesmo tempo, podendo proporcionar maiores velocidades de cruzeiro, segundo os autores.

Carr e McAlister (1983) também analisaram um controle passivo de estol dinâmico com a implementação de três métodos. O primeiro foi utilizando um degrau na superfície superior do aerofólio com o intuito de atrasar a progressão do escoamento reverso nesta região. Nenhuma modificação no escoamento foi observada ao se utilizar este método. Posteriormente os autores analisaram a utilização de geradores de vórtices na posição de $x/c = 0,2$, na região

superior do corpo. Os autores notaram que o estol estático foi atrasado e não houve descolamento da camada limite, porém para o estol dinâmico não houve mudanças significativas. E por último os autores utilizaram um *slat* para o estudo. Foi adotado um aerofólio VR-7 como base e o *slat* tinha o perfil de um NACA 15320 com corda de 10% da corda do aerofólio base. Carr e McAlister (1983) discutiram a influência da variação do ângulo de ataque médio, do número de Reynolds e da frequência do movimento. Os autores compararam os casos do aerofólio sem e com *slat* para Reynolds de $2,5 \times 10^6$. Utilizaram uma frequência reduzida, ω' , de 0,10, um ângulo de ataque de $\alpha = 15^\circ + 10 \text{ sen}(\omega't)$ e Mach igual a 0,185. Segundo os autores, o aerofólio sem modificações apresentou estol dinâmico, mas a introdução do *slat* suprimiu este efeito, ou seja, o conjunto aerofólio e *slat* não apresentou desprendimento da camada limite e nem o movimento característico do escoamento reverso em sentido ao bordo de ataque do aerofólio. A formação dos vórtices no bordo de ataque não foi observada com a introdução do *slat*. Concluíram que o estol dinâmico foi eliminado para as frequências testadas com $\alpha = 15^\circ + 10 \text{ sen}(\omega't)$. Este efeito foi atrasado até o ângulo de 30° para uma frequência reduzida de 0,10 e $\alpha = 20^\circ + 10 \text{ sen}(\omega't)$. E os autores ainda concluíram mostrando que a severidade do estol foi aliviada para ângulos altos como 34° quando a frequência reduzida foi ainda de 0,10 e com movimento do ângulo de ataque de $\alpha = 24^\circ + 10 \text{ sen}(\omega't)$.

A utilização de programas computacionais no estudo de diferentes tipos de escoamentos vem sendo cada vez mais adotada como forma de estudo para obter novas tecnologias viáveis para as indústrias e universidades. Ouchene, Smaili e Fellouah (2018) avaliaram diferentes modelos de turbulência para estudar o estol dinâmico em um aerofólio NACA0015. Os autores utilizaram o programa de CFD OpenFOAM comparando os resultados com os modelos de turbulência de Spalart-Allmaras, $k - \varepsilon$ e $k - \omega SST$. O número de Reynolds utilizado no estudo foi de 2×10^6 com uma velocidade de rotação do aerofólio de 52 rpm. Os autores puderam observar que durante a fase de subida do aerofólio o modelo $k - \omega SST$ forneceu valores do coeficiente de sustentação um pouco acima em relação aos dados experimentais. Os resultados com o modelo Spalart-Allmaras ficaram próximos dos resultados experimentais somente para faixa de ângulos que estão abaixo do valor do ângulo de estol estático ($\alpha = 14^\circ$). Quando ultrapassado este ângulo o modelo fornece resultados do coeficiente de sustentação menores em relação ao experimento. Já o modelo $k - \varepsilon$ teve resultados bem abaixo dos valores experimentais para toda a fase de subida do movimento do aerofólio. Para a fase de descida os três modelos apresentaram coeficientes de sustentação bem maiores do que os valores

experimentais. Os autores concluíram que o modelo $k - \omega SST$ prevê melhor o efeito do estol dinâmico em relação aos outros dois modelos de turbulência, apesar de os outros dois modelos não conseguirem prever as características do efeito, mostrando o porquê do fato do modelo de turbulência $k - \omega SST$ ser o mais utilizado para as simulação envolvendo turbinas eólicas.

Bangga e Sasongko (2017) também utilizaram diferentes modelos de turbulência para comparar suas respostas com um novo modelo apresentado pelos autores. Os autores utilizaram em seu estudo do estol dinâmico um modelo de turbulência $k - \varepsilon$ modificado para amortecer a produção de turbulência na região próxima a parede. A modificação foi implementada por meio do acréscimo de uma função que dependente da distância da parede na região onde o amortecimento era desejado. O perfil aerodinâmico escolhido pelos autores foi o NACA0012 em um escoamento com $Re = 1,35 \times 10^5$, uma frequência reduzida de $\omega' = 0,1$, ângulo de ataque médio de 10° e amplitude do movimento de 15° . Bangga e Sasongko (2017) mostraram que o modelo $k - \varepsilon$ modificado apresentou melhores resultados em relação ao $k - \varepsilon$ em todo momento e apresentou melhores resultados na fase de descida do aerofólio quando comparado com os modelos $k - \varepsilon$ realizável, Wilcox $k - \omega$ e $SST k - \omega$. Apesar do coeficiente de sustentação não ter sido muito preciso em relação aos valores obtidos experimentalmente, eles concluíram que o método implementado simulou a formação dos vórtices no bordo de ataque e bordo de fuga do aerofólio, efeitos importantes do estol dinâmico. Relataram ainda que o $k - \varepsilon$ modificado conseguiu simular a mudança do comportamento do coeficiente de sustentação, presente nos ângulos mais baixos do movimento, efeito que o modelo $k - \varepsilon$ não conseguiu obter.

Com o avanço das técnicas computacionais e da capacidade de processamento as simulações numéricas tem apresentado melhores resultados qualitativos e quantitativos, representando melhor a física do problema. Metodologias como a Simulação de Grandes Escalas (LES- Large Eddy Simulation), mesmo que conhecidos há bastante tempo, apresentam alto custo computacional. Portanto, sua utilização era limitada nas décadas passadas, mas com a criação de computadores cada vez mais potentes estes tipos de metodologias numéricas se tornam mais presentes, aumentando a confiabilidade e o detalhamento dos resultados.

Um aerofólio do tipo SD7003 foi estudado numericamente por Yuan *et al.* (2006) em baixo número de Reynolds, $Re = 60000$. Os autores objetivaram analisar a separação laminar do escoamento, a transição entre um escoamento laminar para turbulento e o recolamento da camada limite no aerofólio, para isto eles utilizaram um estudo numérico utilizando a

metodologia de turbulência LES. Neste estudo a utilização do LES impõem a necessidade de se utilizar uma geometria tridimensional, tal requerimento foi feito utilizando um aerofólio baseado em uma geometria bidimensional do perfil estudado, somente quatro malhas de largura foram utilizadas para realizar a expansão do perfil na terceira dimensão. Yuan *et al.* (2006) analisaram os efeitos tridimensionais não foram muito precisos devido a limitação da largura do aerofólio. Os autores analisaram um modelo explícito SGS e um implícito SGS, na comparação com estudos experimentais, eles observaram que o método explícito SGS obtém resultados um pouco melhores. Foi mostrado que a metodologia LES consegue simular o desprendimento da camada limite laminar, a bolha de transição entre escoamento laminar e turbulento e a liberação dos vórtices. Foi concluído pelos autores que a bolha de separação da camada limite laminar obtida numericamente foi 50% maior em relação ao tamanho da bolha obtida experimentalmente, esta diferença foi devido à falta dos efeitos turbulentos tridimensionais.

Na tentativa de diminuir o custo computacional associado ao uso da metodologia LES, alguns autores utilizam uma metodologia híbrida, utilizando URANS e LES. Im e Zha (2014) analisaram o efeito de estol dinâmico em um aerofólio NACA0012 tridimensional com diferentes ângulos de ataque utilizando de diferentes modelagens de turbulência. Foi utilizado, o modelo de turbulência o qual é um modelo híbrido, onde são utilizadas as equações médias de Navier Stokes (URANS) e as simulações de largas escalas (LES) juntas, tal modelo é chamado de DDES. Os autores afirmam que existem dificuldades de se simular o efeito de estol dinâmico utilizando metodologias RANS, pois estes modelam os vórtices de maiores escalas usando um modelo universal, porém a turbulência de grande escala é afetada pela geometria e pelas condições de contorno e um modelo universal não existe, segundo Im e Zha . O uso de LES supri as desvantagens que se tem ao utilizar RANS, contudo requer um alto poder de processamento dos computadores, assim os autores optaram pela utilização de um modelo híbrido que utiliza RANS perto das paredes e LES em regiões afastadas das paredes, com isto o custo computacional é reduzido e os resultados obtidos são melhores. Foi mostrado pelos autores que os resultados para DES e DDES ficaram bem próximos dos resultados experimentais, mas os resultados com RANS mostraram um coeficiente de arrasto e sustentação, respectivamente, 22,6% e 28,1% maior em relação ao experimental. Os resultados qualitativos também mostraram-se diferentes comparando os modelos RANS com DES/DDES, segundo os autores, estes apresentavam uma esteira de vórtices mais detalhada e com vórtices

menores o que pode trazer uma diferença significativa na previsão dos efeitos do estol e nos estudos com interação entre fluidos e estruturas.

A seguir no Capítulo 3 são apresentadas as equações que governam o escoamento de um fluido.

CAPÍTULO 3 METODOLOGIA MATEMÁTICA

Neste capítulo serão apresentadas as equações matemáticas governantes que representam o problema da dinâmica de um fluido ao redor de um perfil aerodinâmico. Foi considerado um escoamento incompressível, fluido newtoniano com viscosidade constante, sem efeito de transferência de calor.

Assim, é possível escrever as equações da Conservação de Massa e da Quantidade de Movimento linear que regem os fenômenos físicos do escoamento.

Seja um fluido com massa específica dada por ρ com vetor de velocidade do escoamento \vec{U} , a equação da Continuidade na forma diferencial pode ser escrita como:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \vec{\nabla}(\rho \vec{U}) = 0 \quad (1)$$

A equação da Quantidade de Movimento Linear considerando as forças do campo gravitacional ($\rho \vec{g}$), as forças devido ao gradiente de pressão ($-\vec{\nabla} p$) e as forças viscosas ($\vec{\nabla} \cdot \vec{\tau}$) pode ser escrita na forma diferencial como sendo:

$$\rho \left(\frac{\partial \vec{U}}{\partial t} + \vec{U} \cdot \vec{\nabla} \vec{U} \right) = \rho \vec{g} - \vec{\nabla} p + \vec{\nabla} \cdot \vec{\tau} \quad (2)$$

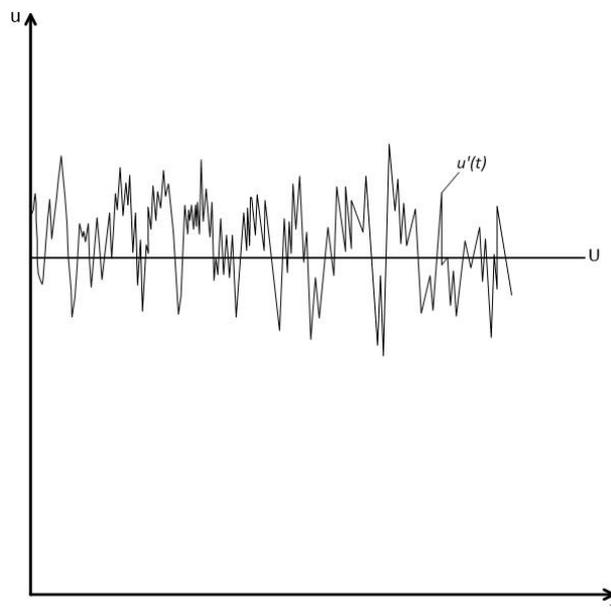
onde $\vec{\tau}$ é o tensor das tensões viscosas escrito para um fluido newtoniano como:

$$\vec{\tau} = \begin{bmatrix} \tau_{xx} & \tau_{xy} & \tau_{xz} \\ \tau_{yx} & \tau_{yy} & \tau_{yz} \\ \tau_{zx} & \tau_{zy} & \tau_{zz} \end{bmatrix} \quad (3)$$

CAPÍTULO 4 MODELAGEM DA TURBULÊNCIA

O escoamento turbulento pode ser descrito como um escoamento aleatório e caótico, no qual os movimentos são não permanentes mesmo impondo condições de contorno constantes. A velocidade e as outras propriedades do fluido variam de forma aleatória, como pode ser observado na Fig. 9. Na qual é apresentada uma velocidade média sendo esta invariável com o tempo, U , representada pela reta horizontal, e uma velocidade flutuante, a qual tem um comportamento aleatório e varia de acordo com o tempo.

Figura 9. Gráfico das velocidades média e flutuante.



Fonte: o próprio autor.

Esta natureza aleatória do escoamento turbulento dificulta a descrição detalhada do movimento das partículas de fluido. Assim, pode ser realizada a decomposição da velocidade em um valor médio da velocidade U com uma componente do valor flutuante $u'(t)$, com isto a velocidade é representada por $u(t) = U + u'(t)$. Esta decomposição também é conhecida como decomposição de Reynolds.

4.1 Efeito das Flutuações Turbulentas nas Equações Médias de Reynolds para Fluidos Incompressível

Considerando a equação da continuidade e as equações de Navier-Stokes em coordenadas cartesianas, apresentadas nas Eqs. (20 e 21). Onde u é a componente da velocidade u em x , v a componente da velocidade em y e w e componente da velocidade em z .

$$\vec{\nabla} \cdot \vec{U} = 0 \quad (20)$$

$$\frac{\partial u}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (u\vec{U}) = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \nu \vec{\nabla} \cdot (\vec{\nabla} u) \quad (21a)$$

$$\frac{\partial v}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (v\vec{U}) = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + \nu \vec{\nabla} \cdot (\vec{\nabla} v) \quad (21b)$$

$$\frac{\partial w}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (w\vec{U}) = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z} + \nu \vec{\nabla} \cdot (\vec{\nabla} w) \quad (21c)$$

Este sistema de Equações representa todo o escoamento turbulento, porém será analisado somente o efeito das flutuações turbulentas no escoamento médio. Para isto, será utilizada a decomposição de Reynolds nas Eqs. (21). Substituindo a velocidade do escoamento \vec{U} (assim como suas componentes u , v , w) e a pressão p pela soma dos valores médios e suas flutuações.

$$\vec{U} = \mathbf{U} + \mathbf{u}' \quad u = U + u' \quad v = V + v' \quad w = W + w' \quad p = P + p'$$

As equações da quantidade de movimento, utilizando a decomposição de Reynolds resultam em

$$\underbrace{\frac{\partial U}{\partial t}}_{(I)} + \underbrace{\vec{\nabla} \cdot (U\mathbf{U})}_{(II)} + \underbrace{\vec{\nabla} \cdot (\overline{u'u'})}_{(III)} = -\underbrace{\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x}}_{(IV)} + \underbrace{\nu \vec{\nabla} \cdot (\vec{\nabla} U)}_{(V)} \quad (22a)$$

$$\underbrace{\frac{\partial V}{\partial t}}_{(I)} + \underbrace{\vec{\nabla} \cdot (V\mathbf{U})}_{(II)} + \underbrace{\vec{\nabla} \cdot (\overline{v'u'})}_{(III)} = -\underbrace{\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial y}}_{(IV)} + \underbrace{\nu \vec{\nabla} \cdot (\vec{\nabla} V)}_{(V)} \quad (22b)$$

$$\underbrace{\frac{\partial W}{\partial t}}_{(I)} + \underbrace{\vec{\nabla} \cdot (W\mathbf{U})}_{(II)} + \underbrace{\vec{\nabla} \cdot (\overline{w'u'})}_{(III)} = -\underbrace{\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial z}}_{(IV)} + \underbrace{\nu \vec{\nabla} \cdot (\vec{\nabla} W)}_{(V)} \quad (22c)$$

Nas Equações (22) aparecem novos termos nas equações médias de Reynolds, (III), que envolvem as flutuações das velocidades dos escoamento. Estas flutuações estão associadas com a transferência de quantidade de movimento convectiva dos vórtices turbulentos. Normalmente coloca-se os termos das flutuações a direita das equações da quantidade de movimento para representar a adição destes termos na tensão turbulenta nas velocidades médias U , V e W .

$$\begin{aligned} \frac{\partial U}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (U\mathbf{U}) &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x} + \nu \vec{\nabla} \cdot (\vec{\nabla}U) \\ &+ \frac{1}{\rho} \left[\frac{\partial(-\rho \overline{u'^2})}{\partial x} + \frac{\partial(-\rho \overline{u'v'})}{\partial y} + \frac{\partial(-\rho \overline{u'w'})}{\partial z} \right] \end{aligned} \quad (23a)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial V}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (V\mathbf{U}) &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial y} + \nu \vec{\nabla} \cdot (\vec{\nabla}V) \\ &+ \frac{1}{\rho} \left[\frac{\partial(-\rho \overline{u'v'})}{\partial x} + \frac{\partial(-\rho \overline{v'^2})}{\partial y} + \frac{\partial(-\rho \overline{v'w'})}{\partial z} \right] \end{aligned} \quad (23b)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial W}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (W\mathbf{U}) &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial z} + \nu \vec{\nabla} \cdot (\vec{\nabla}W) \\ &+ \frac{1}{\rho} \left[\frac{\partial(-\rho \overline{u'w'})}{\partial x} + \frac{\partial(-\rho \overline{v'w'})}{\partial y} + \frac{\partial(-\rho \overline{w'^2})}{\partial z} \right] \end{aligned} \quad (23c)$$

Os termos dependentes das flutuações dos componentes da velocidade são termos da tensão turbulenta. A tensão turbulenta é dividida em tensões normais, como

$$\tau_{xx} = -\rho \overline{u'^2} \quad \tau_{yy} = -\rho \overline{v'^2} \quad \tau_{zz} = -\rho \overline{w'^2} \quad (24a)$$

E as tensões cisalhantes, dadas por

$$\tau_{xy} = \tau_{yx} = -\rho \overline{u'v'} \quad \tau_{xz} = \tau_{zx} = -\rho \overline{u'w'} \quad \tau_{yz} = \tau_{zy} = -\rho \overline{v'w'} \quad (24b)$$

Essas tensões turbulentas que são adicionadas das equações da quantidade de movimento também são chamadas de tensões de Reynolds.

Foi considerado acima que a massa específica era invariável. Porém, em diversos escoamentos a flutuação da massa específica começa a fazer efeito na turbulência, isto para números de Mach perto de 1. O número de Mach é a relação entre a velocidade do escoamento, ou do corpo em um fluido, com a velocidade do som no mesmo fluido. Para escoamentos compressíveis as equações (20), (23a-c) são transformadas nas equações a seguir.

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (\bar{\rho}\mathbf{U}) = 0 \quad (25)$$

$$\frac{\partial(\bar{\rho}U)}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (U\mathbf{U}) = -\frac{\partial P}{\partial x} + \vec{\nabla} \cdot (\mu \vec{\nabla}U) + \left[-\frac{\partial(\bar{\rho} \overline{u'^2})}{\partial x} - \frac{\partial(\bar{\rho} \overline{u'v'})}{\partial y} - \frac{\partial(\bar{\rho} \overline{u'w'})}{\partial z} \right] + S_{M_x} \quad (26a)$$

$$\frac{\partial(\bar{\rho}V)}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (V\mathbf{U}) = -\frac{\partial P}{\partial y} + \vec{\nabla} \cdot (\mu \vec{\nabla}V) + \left[-\frac{\partial(\bar{\rho} \overline{u'v'})}{\partial x} - \frac{\partial(\bar{\rho} \overline{v'^2})}{\partial y} - \frac{\partial(\bar{\rho} \overline{v'w'})}{\partial z} \right] + S_{M_y} \quad (26b)$$

$$\frac{\partial(\bar{\rho}W)}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (W\mathbf{U}) = -\frac{\partial P}{\partial z} + \vec{\nabla} \cdot (\mu \vec{\nabla}W) + \left[-\frac{\partial(\bar{\rho} \overline{u'w'})}{\partial x} - \frac{\partial(\bar{\rho} \overline{v'w'})}{\partial y} - \frac{\partial(\bar{\rho} \overline{w'^2})}{\partial z} \right] + S_{M_z} \quad (26c)$$

Os escoamentos turbulentos estão bastante presentes dentro da engenharia, por isso as metodologias numéricas responsáveis por capturar os efeitos deste escoamento estão em constante desenvolvimento. As metodologias mais difundidas para o cálculo dos escoamentos turbulentos são os modelos de turbulência das Equações Médias Reynolds (RANS – Reynolds Averaged Navier-Stokes). Este método é focado na obtenção do escoamento médio e os efeitos da turbulência no escoamento médio. Um dos métodos mais utilizados entre o RANS é o modelo $k - \varepsilon$, devido ao modesto custo computacional deste método, assim sendo ele um dos métodos mais implementados dentro da engenharia.

A metodologia conhecida como Simulação de Grandes Escalas (LES- Large Eddy Simulation) apresenta um custo computacional maior. Pois neste modelo há a aplicação de um filtro nas equações não permanentes de Navier-Stokes, no qual as grandes escalas de turbulência passam e as menores escalas são rejeitadas. E estas escalas menores são resolvidas, obtendo-se então melhores representações da turbulência.

Os modelos de turbulência que foram utilizados, dentro da abordagem RANS, durante este trabalho estão melhores explicados a seguir.

4.2 Equações Médias de Reynolds

A introdução das flutuações turbulentas nas equações médias de Reynolds resulta no surgimento do tensor das tensões de Reynolds, como visto anteriormente. Para se conseguir calcular as equações em RANS é necessário se utilizar um modelo de turbulência que preveja a tensão de Reynolds, assim fechando o sistema das Eqs. (26). Estes modelos de turbulência devem ser precisos, simples e econômicos computacionalmente para serem modelos altamente aplicáveis dentro da engenharia. Existem diversos modelos de turbulência na metodologia RANS, eles são divididos em número de equações de transporte adicionais que precisam ser resolvidas juntamente com as equações do RANS, como pode ser observado na Tabela 1.

Os modelos como $k - \omega$ e $k - \varepsilon$ são baseados na suposição que existe uma relação entre a tensão de Reynolds e a tensão viscosa, no escoamento médio. Ambas tensões aparecem do lado direito das equações da quantidade de movimento e a tensão viscosa é proporcional à deformação, de acordo com a lei da viscosidade de Newton.

Assim, para um fluido incompressível

$$\tau_{ij} = \mu s_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (27)$$

Tabela 1. Classificação das Equações Médias de Reynolds.

Número de equações de transporte adicionais	Nome
Zero	Modelo comprimento de mistura
Uma	Modelo Spalart-Allmaras
Duas	Modelo $k - \varepsilon$
	Modelo $k - \omega$
	Modelo de Tensão Algebrica
Sete	Modelo Transporte das Tensões

Boussinesq propôs, em 1877, que houvesse uma proporção entre a tensão de Reynolds e a taxa de deformação média. Assim, o seguinte modelo foi sugerido

$$\tau_{ij} = -\rho \overline{u'_i u'_j} = \mu_t \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \quad (28)$$

Onde

$$k \equiv \frac{1}{2} (\overline{u'_i u'_i}) = \frac{1}{2} (\overline{u'^2} + \overline{v'^2} + \overline{w'^2}) \quad (29)$$

Sendo k a energia cinética turbulenta, μ_t é a viscosidade turbulenta e δ_{ij} é o delta de Kronecker. O termo delta de Kronecker é necessário para compatibilizar a Eq. (29), onde aparece o traço do tensor de Reynolds, o qual é modelado a partir da hipótese de Boussinesq. Pela dependência somente do traço do tensor de Reynolds a energia cinética tem uma natureza semelhante à pressão, assim podendo ser incorporada a ela nas equações.

A viscosidade turbulenta diferente da viscosidade molecular é uma propriedade do escoamento e não do fluido. Sendo esta característica uma das maiores dificuldades em avaliar tal propriedade, pois ela depende da natureza do escoamento e varia com o espaço, assim é constituído uma não linearidade na solução das equações.

Substituindo a hipótese de Boussinesq na equação de transporte da quantidade de movimento na forma tensorial, tem-se

$$\frac{\partial \mathbf{U}_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\mathbf{U}_i \mathbf{U}_j) = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\nu \left(\frac{\partial \mathbf{U}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \mathbf{U}_j}{\partial x_i} \right) + \nu_t \left(\frac{\partial \mathbf{U}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \mathbf{U}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} k \delta_{ij} \right] \quad (30)$$

É possível notar que esta equação de transporte das médias das velocidades é um sistema fechado, ou seja, tem o mesmo número de equações e de incógnitas. Contudo ainda é necessário

realizar o cálculo da viscosidade turbulenta, o que se torna um dos maiores problemas da modelagem da turbulência.

Os modelos de turbulência de duas equações, como $k - \omega$ e $k - \varepsilon$, são modelos amplamente utilizados nas pesquisas e desenvolvimento de tecnologia. Estes modelos utilizam uma equação de transporte da energia cinética, k , e outra equação para um comprimento característico, ou para a dissipação da energia cinética turbulenta. Assim, como as equações de transporte resultam em um sistema fechado, somente as equações seriam necessárias para se resolver qualquer escoamento sem precisar saber o tipo de escoamento a ser estudado. Porém, há a necessidade de se ajustar as constantes de cada modelo para o escoamento estudado, pois estas constantes, na maioria dos casos, são dependentes do tipo de escoamento.

O modelo $k - \omega$, proposto por Wilcox, utiliza como segunda equação de transporte uma equação para a taxa específica de dissipação, ω . A viscosidade turbulenta deste modelo é calculada como a razão da energia cinética e da taxa específica de dissipação.

$$\mu_t = \frac{\rho k}{\omega} \quad (31)$$

O tensor de Reynolds é calculado pela expressão de Boussinesq, Eq.(28). Assim as equações de transporte de Reynolds para o modelo $k - \omega$ de Wilcox, resultam em

$$\underbrace{\frac{\partial(\rho k)}{\partial t}}_{(I)} + \underbrace{\nabla \cdot (\rho k \mathbf{U})}_{(II)} = \underbrace{\nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k \right]}_{(III)} + \underbrace{P_k}_{(IV)} - \underbrace{\beta^* \rho k \omega}_{(V)} \quad (32)$$

Onde P_k é a taxa de produção de energia cinética turbulenta e é dada por

$$P_k = \left(2\mu S_{ij} \cdot S_{ij} - \frac{2}{3}\rho k \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \delta_{ij} \right)$$

A segunda equação de transporte é dada por

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \omega \mathbf{U}) = \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \nabla \omega \right] + \gamma_1 \left(2\mu S_{ij} \cdot S_{ij} - \frac{2}{3}\rho \omega \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \delta_{ij} \right) - \beta_1 \rho \omega^2 \quad (33)$$

Colocando as equações de transporte em palavras

$$\begin{aligned} & \underbrace{\text{Taxa de mudança}}_{(i)} \text{ de } k \text{ ou } \omega + \underbrace{\text{Transporte}}_{(ii)} \text{ de } k \text{ ou } \omega \\ & = \underbrace{\text{Transporte de } k \text{ ou } \omega}_{(iii)} \text{ por difusão turbulenta} + \underbrace{\text{Taxa de produção}}_{(iv)} \text{ de } k \text{ ou } \omega \\ & \quad - \underbrace{\text{Taxa de dissipação}}_{(v)} \text{ de } k \text{ ou } \omega \end{aligned}$$

As constantes de fechamento para o modelo são

$$\sigma_k = 2,0 \quad \sigma_\omega = 2,0 \quad \gamma_1 = 0,553 \quad \beta_1 = 0,075 \quad \beta^* = 0,09$$

CAPÍTULO 5 MODELAGEM NUMÉRICA

No presente trabalho foi realizado um estudo numérico da dinâmica do escoamento sobre perfis aerodinâmicos. Para isto foram realizadas simulações numéricas utilizando o software COMSOL Multiphysics. O COMSOL é baseado no Método de Elementos Finitos (MEF) para realizar os cálculos das equações que regem os fenômenos físicos e discretização em cada problema estudado.

O conhecimento do método utilizado também é de grande importância para uma melhor utilização dos programas comerciais, facilitando uma busca de otimização da técnica utilizada, ou diminuição do custo computacional, entre outras vantagens. Sendo assim, será feita uma introdução sobre este método e como ele é utilizado para resolver diversos problemas da física.

Diversas vezes as equações da física para problemas dependentes do tempo e do espaço são expressas por meio de equações diferenciais parciais. Na maioria das vezes para as geometrias estudadas e os problemas a serem resolvidos não se consegue uma resolução analítica para estas equações. Portanto é necessária a busca por outros métodos de solução, como método numérico que vem sendo aperfeiçoado através de novas técnicas e cada vez mais confiável devido ao crescente desenvolvimento computacional. Podem ser citados os métodos de Elementos Finitos, de Volumes Finitos e Diferenças Finitas.

5.1 Método de Elementos Finitos

O Método de Elementos Finitos tem origem na década de 1960 e este método foi inicialmente desenvolvido para resolver problemas estruturais da mecânica dos sólidos. Nas primeiras aplicações do MEF apenas eram utilizadas estruturas reticuladas, porém por meio do crescente interesse por estruturas mais leves houve o desenvolvimento de métodos numéricos que pudessem resolver problemas mais complexos. Durante a década de 70 o MEF passou a ser aplicado também em problemas de mecânica dos fluidos e desde então é um método bastante usado para resolver problemas com derivadas parciais.

Para exemplificar o MEF é mostrado um pouco sobre a utilização de equações aproximadas e a discretização, ou divisão do domínio para melhor representar o problema.

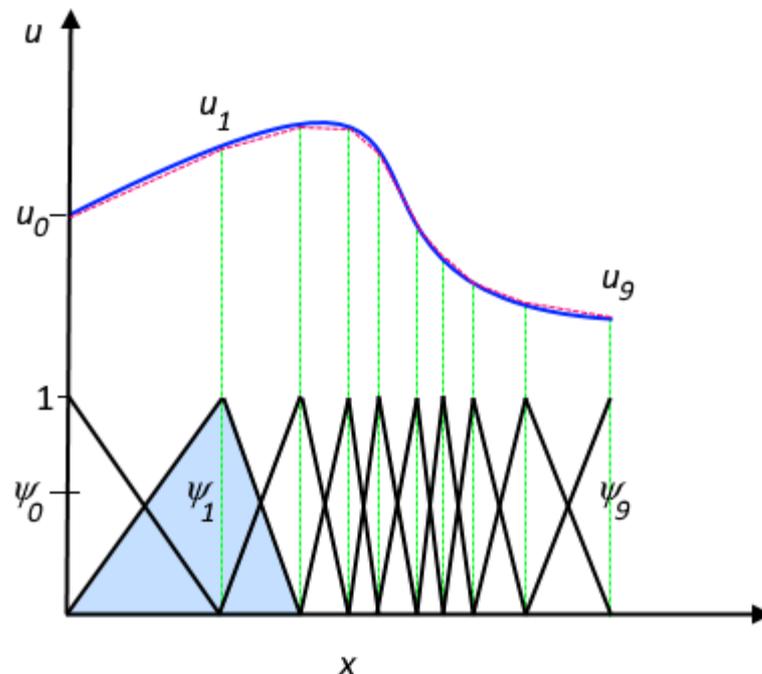
Uma equação diferencial inclui expressões que determinam uma pequena variação na variável dependente em relação a variável independente (x, y, z, t). Esta pequena variação também é conhecida como a derivada da variável dependente em relação à variável independente. Uma função u , por exemplo, pode ser a variável dependente em uma equação diferencial parcial, isto é, temperatura, pressão, entre outras. Esta função u pode ser aproximada em uma função u_d , a qual é uma combinação de diversas funções lineares, ou seja, um conjunto de retas que se aproxima da função original, Fig. 10. Portanto, tem-se:

$$u_d \approx u \quad (34)$$

$$u_d \approx \sum u_i \psi_i \quad (35)$$

onde ψ_i são as funções básicas, como as funções lineares, sendo elas de diferentes tipos para que se possa melhor adaptar a função u_d à original u .

Figura 10. Aproximação da função u por conjunto de retas.



Fonte: <https://br.comsol.com/multiphysics/finite-element-method>

Utilizar o Método de Elementos Finitos tem algumas vantagens, como por exemplo, a grande liberdade oferecida por este método na seleção da discretização, tanto na discretização do espaço como nas funções básicas. Pode-se escolher um refinamento maior em uma determinada região, sendo esta uma região mais crítica para o caso, e em regiões que

influenciam menos no estudo utilizar uma discretização menos refinada para ganho computacional sem perda de precisão dos resultados. Na Figura 10 é apresentado um exemplo deste tipo de diferentes refinamentos para uma mesma curva. Onde há uma maior curvatura da função u é necessário um maior refinamento, ou seja, um maior número de divisões do espaço neste local da função. E uma menor divisão no começo da curva onde a função apresenta menores variações em relação a x .

Outro benefício de utilizar o MEF é que a teoria deste método é bem conhecida. Isto é devido à estreita relação que se tem entre a formulação numérica e a formulação fraca das equações diferenciais parciais do problema.

O MEF é baseado em dois conceitos base

- a) Solução baseada em uma “integral” da equação;
- b) Aproximação da solução por uma função definida em um subdomínio que resulta da discretização do domínio.

São apresentadas as formulações forte (clássica) e fraca (variacional) referentes a um problema unidimensional com valor de contorno, introduzindo-se os conceitos básicos do MEF.

5.1.1 Formulação clássica ou forte

Na formulação clássica é conhecido $f(x)$ e g , sendo necessário determinar a função $u(x)$ tal que

$$\frac{d^2u}{dx^2} + f(x) = 0 \quad \text{em } [0,1] \quad (36)$$

$$\begin{cases} u(1) = 0 & (\text{condição de contorno essencial}) \\ \frac{du}{dx}(0) = g & (\text{condição de contorno natural}) \end{cases} \quad (37)$$

5.1.2 Formulação variacional ou fraca

A forma variacional é a tentativa de reescrever o problema descrito pelas Eqs. (36)-(37) em um forma diferente, como mostrado a seguir.

Tendo $f(x)$ e g , quer-se obter a função $u(x) \in U \mid \forall w(x) \in W$

$$\int_0^1 \frac{du}{dx} \frac{dw}{dx} dx = \int_0^1 f w dx - g w(0) \quad \text{em } [0,1] \quad (38)$$

Onde U é o espaço de funções admissíveis

$$U = \left\{ u(x) \left| u(1) = 0, \int_0^1 \left(\frac{du}{dx} \right)^2 dx < \infty \right. \right\} \quad (39)$$

E W sendo o espaço de funções peso, ou funções ponderação,

$$W = \left\{ w(x) \left| w(1) = 0, \int_0^1 \left(\frac{dw}{dx} \right)^2 dx < \infty \right. \right\} \quad (40)$$

Os domínios U e W representam o mesmo espaço de funções, ou seja, ($U \equiv W$). Neste espaço estão contidas as funções que são nulas em $x = 1$ e tem suas derivadas primeiras ao quadrado são integráveis para o intervalo $[0,1]$.

O MEF não resolve o problema apresentado pela Eq. (36) (forma forte), este método obtém o resultado da aproximação do problema na forma variacional (forma fraca), Eq. (38). O domínio do problema é discretizado em elementos, resultando na obtenção de uma malha com n pontos nodais. A seguir é mostrado como se aplica o MEF a um problema de variação de temperatura unidimensional para um melhor entendimento do método, é feita a explicação utilizando-se da transferência de calor por ser um problema escalar, sendo um caso mais simples de ser explicado a metodologia.

5.1.3 Método de elementos finitos com formulação fraca

Para um problema de um dissipador de calor em regime permanente pode-se escrever a equação que governa este problema como:

$$\nabla \cdot (-k\nabla T) = g(T, x) \text{ em } \Omega \quad (41)$$

Assume-se ainda que a temperatura ao longo da fronteira (Ω_1) são conhecidas e também que o fluxo de calor normal para outras fronteiras (Ω_2). Admitindo que nas demais fronteiras, (Ω_3), o fluxo de calor é nulo, pode-se representar as condições iniciais e de contorno por:

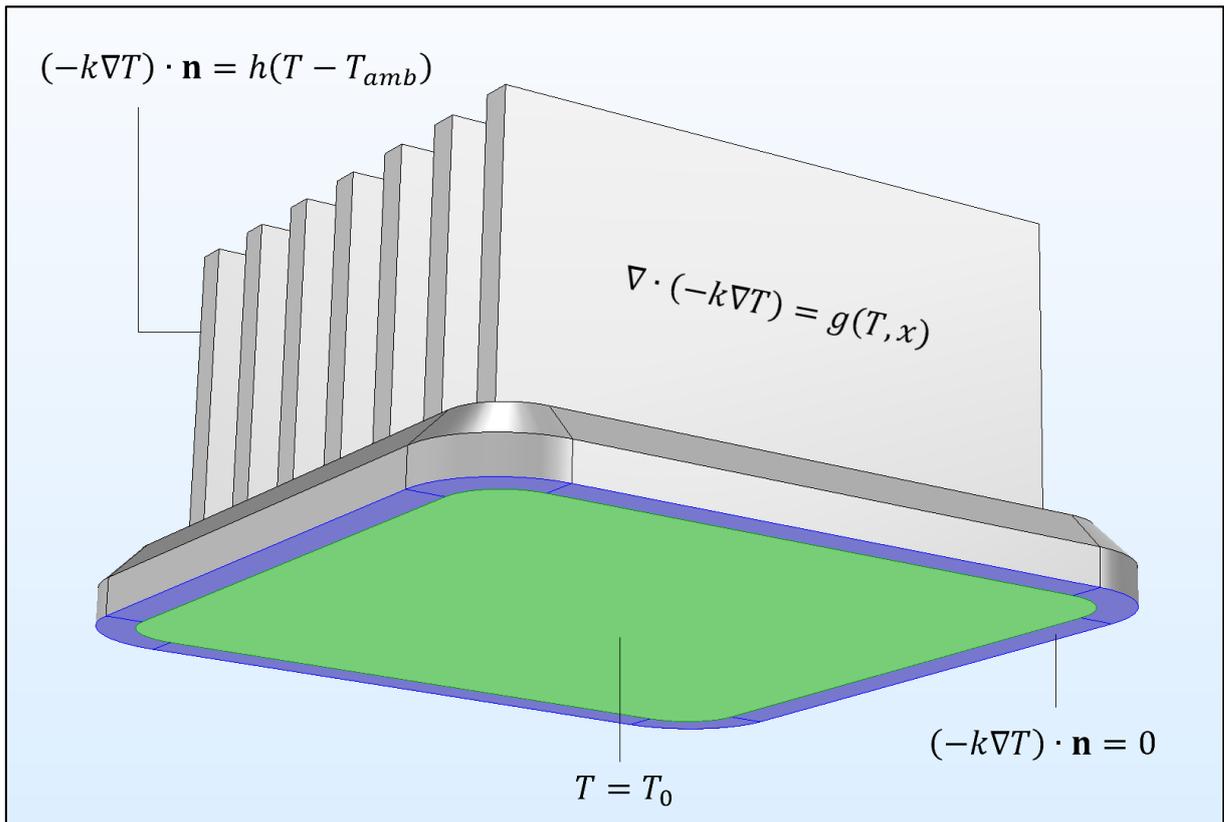
$$T = T_0 \text{ em } \Omega_1 \quad (42a)$$

$$(-k\nabla T) \cdot n = h(T - T_{amb}) \text{ em } \Omega_2 \quad (42b)$$

$$(-k\nabla T) \cdot n = 0 \text{ em } \Omega_3 \quad (42c)$$

onde h é o coeficiente de transferência de calor por convecção e T_{amb} é a temperatura ambiente do local. O vetor unitário normal à superfície é representado por \vec{n} . No dissipador de calor apresentado na Fig. 11 é ilustrado este problema de aplicação do MEF.

Figura 11. Dissipador de calor.



Fonte: <https://br.comsol.com/multiphysics/finite-element-method>

A próxima etapa é multiplicar ambos os lados da Eq. (41) por uma função teste φ e realizar a integração no domínio Ω . Assim resultando em:

$$\int_{\Omega} \nabla \cdot (-k\nabla T) \varphi dV = \int_{\Omega} g(T, x) \varphi dV \quad (43)$$

É necessário assumir que função teste φ e a solução da temperatura T são pertencentes ao espaço de Hilbert. Sendo este um espaço de funções infinito e dimensional com funções com propriedades específicas. Pode-se pensar o espaço de Hilbert como sendo um conjunto de funções com propriedades interessantes, as quais permite com que as funções sejam manipuladas da mesma forma que os vetores ordinários em um espaço de vetores. O que de fato ocorre quando o Método de Elementos Finitos é implementado nestas funções, elas são transformadas em vetores ordinários. O MEF é uma forma de converter as funções que são definidas em um espaço de funções infinito em funções primárias definidas em um espaço de funções finito e finalmente em vetores ordinários que são possíveis de serem tratados por métodos numéricos.

A formulação fraca é obtida a partir do momento que a Eq. (43) é válida para qualquer função teste que se queira utilizar dentro do espaço de funções ao invés da Eq. (41) ser válida para todos os pontos do domínio Ω . No método de Galerkin assume-se que a solução da temperatura T também pertence ao espaço de Hilbert da mesma forma que as funções teste. Isto pode ser escrito na forma $\varphi \in H$ e $T \in H$, onde H é o espaço de Hilbert. A Equação (43) pode ser derivada utilizando da primeira identidade de Green, portanto tem-se

$$\int_{\Omega} k \nabla T \cdot \nabla \varphi dV + \int_{\partial\Omega} (-k \nabla T) \cdot \mathbf{n} \varphi dS = \int_{\Omega} g \varphi dV \quad (44)$$

Chama-se de formulação fraca pois este método relaxa a exigência da Eq. (41) onde todos os termos da equação diferencial parcial devem ser bem definidos em todos os pontos do domínio Ω . Já nesta nova forma de reescrever o problema como nas Eqs. (43) e (44) só é necessária que se faça a igualdade junto da integral.

A formulação fraca juntamente com as condições de contorno das Eqs. (42) estão diretamente relacionadas com a solução da formulação original, ou formulação pontual. Bem como, para os casos nos quais a solução do problema pontual seja diferenciável o suficiente, ou seja, quando as segundas derivadas da solução sejam bem definidas, as soluções do problema pontual e da formulação fraca são as mesmas. As formulações são as mesmas, já que a obtenção da Eq. (44) a partir da Eq. (41) depende da primeira identidade de Green, cuja validade depende da continuidade da segunda derivada da temperatura T .

Sendo assim, a formulação fraca é o primeiro passo na formulação do Método de Elementos Finitos. Com ela é possível discretizar as equações modelo matemático em equações de um modelo numérico, o método de Galerkin pode ser utilizado para tal propósito.

Na discretização busca-se obter uma solução aproximada para a Eq. (44) em um espaço dimensional finito que seja um subespaço do espaço de Hilbert (H), assim tem-se que $T \approx T_h$. Isto possibilita obter uma função T_h que seja uma combinação linear de funções bases que pertençam a esse subespaço, assim tendo

$$T_h(x) = \sum_i T_i \psi_i \quad (45)$$

Para obter a Eq. (20) na forma discretizada deve-se substituir a Eq. (45) na Eq. (44) e sendo ψ_j a função teste, que pode ser qualquer função teste que se deseje. Portanto, obtém-se

$$\sum_i T_i \int_{\Omega} k \nabla \psi_j \cdot \nabla \psi_j dV + \sum_i \int_{\partial\Omega} (-k T_i \nabla \psi_j) \cdot \mathbf{n} \psi_j dS = \int_{\Omega} g \left(\sum_i T_i \psi_j \right) \psi_j dV \quad (46)$$

As únicas variáveis que são desconhecidas são os coeficientes T_i . A Equação (46) é um sistema de equações com a mesma dimensão do subespaço dimensional finito. Seja n o número de funções testes ψ_j que foi utilizado, então o índice j vai de 1 até n . Portanto, tem-se n equações dentro do sistema da Eq. (46) e da Eq. (45) e também são obtidos n coeficientes que representam a função T_h .

Uma vez que a equação foi discretizada e as condições de contorno aplicadas é obtido um sistema de equações que pode ser representado pela seguinte equação

$$AT_h = b \quad (47)$$

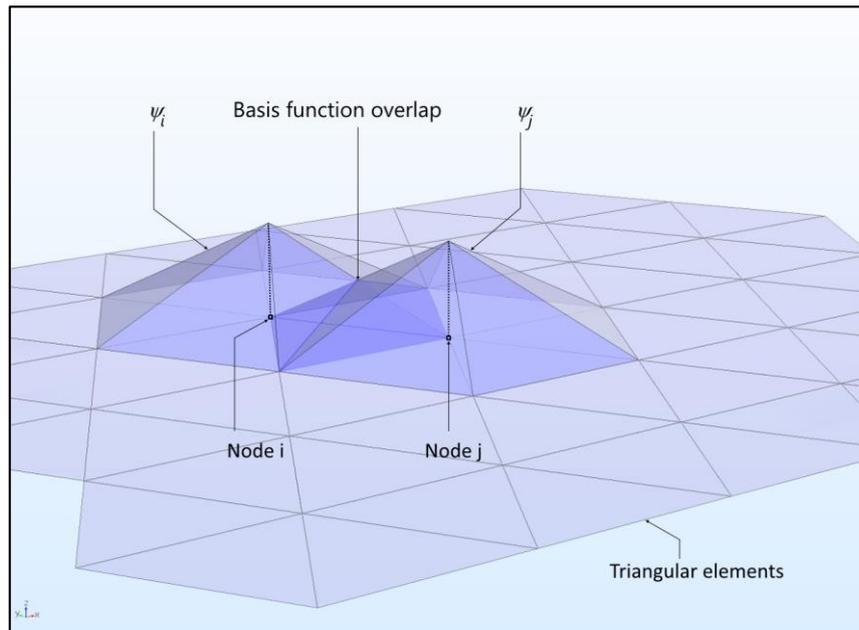
onde T_h é o vetor dos coeficientes que não são conhecidos ($T_h = \{T_1, \dots, T_i, \dots, T_n\}$) e A é uma matriz $n \times n$ contendo os coeficientes de T_i em cada equação j com seus componentes A_{ij} . Já b é um vetor de dimensão 1 a n . A matriz A também é conhecida como a matriz rigidez do sistema, o que faz referência as primeiras aplicações do método de elementos finitos, o qual era bastante utilizado em estruturas mecânicas.

No Método dos Elementos Finitos se consegue escolher as funções base e de teste, sendo este um dos benefícios desse método. Assim pode-se escolher funções que são suportadas em uma região geométrica muito pequena. Com isto as integrais na Eq. (46) são nulas em todo lugar, menos nas regiões onde as funções ψ_j e ψ_i se sobrepõem, regiões estas que são bastante limitadas, pois em todas as integrais das equações apresentadas tem-se produtos das funções ou gradientes delas em i e j . A seguir será mostrado um pouco de como funcionam as funções base e de teste em um domínio bidimensional.

Supõem-se que exista um domínio bidimensional e tem-se as funções lineares de x e y , cada uma das funções tem valor 1 no ponto i , mas tem valor nulo em quaisquer outros pontos k . A próxima etapa é discretizar o domínio escolhido usando-se de triângulos e mostrar como duas funções básicas podem aparecer para dois nós vizinhos i e j em uma malha triangular.

Como pode ser visto na Fig. 12, duas funções base que são vizinhas compartilham dois elementos triangulares, conseqüentemente há uma sobreposição entre as duas funções. Caso $i = j$, ocorre então a sobreposição completa das duas funções. Estas sobreposições formam os coeficientes do vetor desconhecido T_h e que correspondem aos componentes diagonais da matriz rigidez do sistema A_{ij} .

Figura 12. Representação de duas funções bases vizinhas com sobreposição.

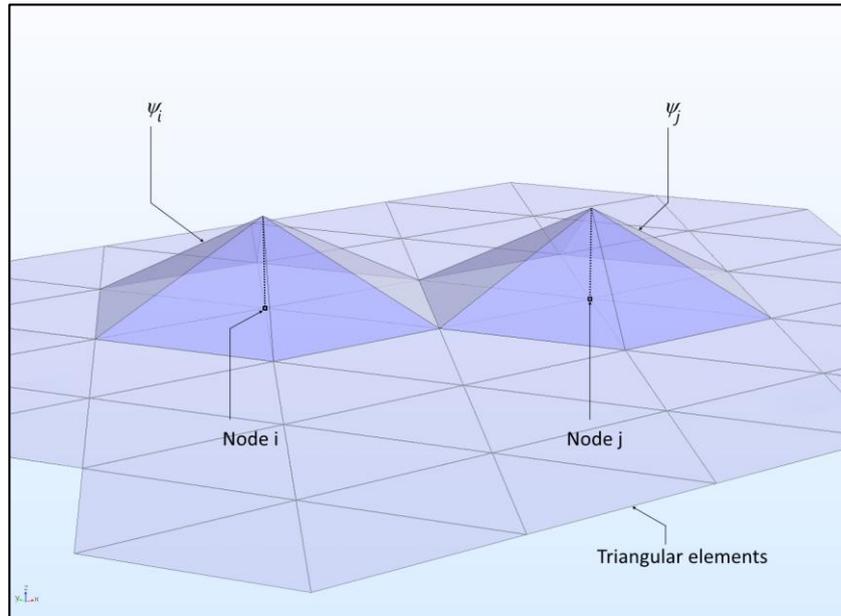


Fonte: <https://br.comsol.com/multiphysics/finite-element-method>

Supondo agora que estas funções base não sejam mais vizinhas para haver o compartilhamento de elementos, contudo ainda compartilhem ainda um vértice em comum, como na Fig. 13. Assim não há a sobreposição das funções. Com isto, as integrais da Eq. (46) são zero e a contribuição para a matriz rigidez do sistema é nula consequentemente. Só há a contribuição para a matriz rigidez quando as funções base se sobrepõem, pois neste caso as integrais da Eq. (46) são não nulas.

Consequentemente, dentro de cada equação do sistema de Eq. (46) só há alguns termos não nulos, sendo estes de nós que sejam vizinhos e que compartilham o mesmo elemento. Tornando assim a matriz rigidez do sistema na Eq. (47) escassa, com termos não nulos somente para componentes onde há a sobreposição de i e j , com estes variando de 1 a n . A solução do sistema de equações algébricas resultante dá uma solução aproximada as equações diferenciais parciais. Quanto mais refinada a malha, melhor a aproximação da solução real.

Figura 13. Representação de duas funções bases vizinhas sem sobreposição.



Fonte: <https://br.comsol.com/multiphysics/finite-element-method>

5.1.4 Problemas dependentes do tempo

Continuando no problema do dissipador de calor, a equação da energia pode ser também dependente do tempo. Portanto, a formulação fraca para qualquer função teste ψ_j pode ser reescrita como:

$$\begin{aligned} \rho c_p \frac{\partial T_i}{\partial t} \sum_i \int_{\Omega} \psi_i \psi_j dV + \sum_i T_i \int_{\Omega} k \nabla \psi_j \cdot \nabla \psi_j dV \\ + \sum_i \int_{\partial\Omega} (-k T_i \nabla \psi_j \cdot \mathbf{n}) \psi_j dS = \int_{\Omega} g \left(\sum_i T_i \psi_j \right) \psi_j dV \end{aligned} \quad (48)$$

Nesta equação os coeficientes T_i são funções dependentes do tempo, enquanto as funções base e de teste são dependentes somente das coordenadas espaciais. E na Equação (48) a derivada em relação ao tempo não está discretizada no domínio do tempo.

É possível utilizar o Método de Elementos Finitos para realizar a discretização temporal, porém isto geraria muito custo computacional. Assim, para ter um menor custo computacional se utiliza o Método de Linhas para realizar a discretização em relação ao tempo. Podendo ser expresso da seguinte forma

$$\frac{\partial T_i}{\partial t} \approx \frac{T_{i,t+\Delta t} - T_{i,t}}{\Delta t} \quad (49)$$

São obtidas duas equações do problema da Eq. (48). Uma quando os coeficientes desconhecidos $T_{i,t}$ são expressos no tempo de $t + \Delta t$, como a equação seguinte

$$\begin{aligned} \rho C_p \left(\frac{T_{i,t+\Delta t} - T_{i,t}}{\Delta t} \right) \sum_i \int_{\Omega} \psi_i \psi_j dV + \sum_i T_{i,t+\Delta t} \int_{\Omega} k \nabla \psi_j \cdot \nabla \psi_j dV \\ + \sum_i \int_{\partial\Omega} (-k T_{i,t+\Delta t} \nabla \psi_j \cdot \mathbf{n}) \psi_j dS = \int_{\Omega} g \left(\sum_i T_{i,t+\Delta t} \psi_j \right) \psi_j dV \end{aligned} \quad (50)$$

E a segunda equação quando se expressa o problema da Eq. (48) no tempo de t , assim tem-se

$$\begin{aligned} \rho C_p \left(\frac{T_{i,t+\Delta t} - T_{i,t}}{\Delta t} \right) \sum_i \int_{\Omega} \psi_i \psi_j dV + \sum_i T_{i,t} \int_{\Omega} k \nabla \psi_j \cdot \nabla \psi_j dV \\ + \sum_i \int_{\partial\Omega} (-k T_{i,t} \nabla \psi_j \cdot \mathbf{n}) \psi_j dS = \int_{\Omega} g \left(\sum_i T_{i,t} \psi_j \right) \psi_j dV \end{aligned} \quad (51)$$

Essa discretização impõe que ao se obter a solução de $(T_{i,t})$ a Eq. (51) dá explicitamente a solução no tempo $t + \Delta t$, então é obtida a solução $(T_{i,t+\Delta t})$. Este método é chamado de explícito, pois a solução para o tempo em $t + \Delta t$ é dada explicitamente. Portanto não é necessário resolver um sistema de equações em cada passo de tempo. A desvantagem do método explícito é que neste método há a possibilidade de ocorrer instabilidade, esta instabilidade é prevenida quando se opta por um passo de tempo bem pequeno, então neste método o passo de tempo é limitado. Nos métodos implícitos nos quais é necessário resolver a Eq. (51) com base no passo de tempo anterior, ou seja, é preciso resolver esta equação em cada passo de tempo, porém se permite escolher passos de tempo maiores.

5.2 Método de Discretização no Tempo

No programa COMSOL há diferentes tipos de métodos de discretização temporal como por exemplo o Método Runge-Kutta, o Método Alpha Generalizado e o Método de Diferenças Finitas Atrasadas Implícito (Backward Differentiation Formula – BDF). O método do BDF introduz mais amortecimento em relação ao Alpha Generalizado, porém ele é mais estável e versátil que este método. O Alpha generalizado é o padrão do COMSOL para estudos sensíveis à dissipação excessiva, como por exemplo problemas de mecânica estrutural, acústica e ondas magnéticas transitórias. Pelo fato do problema estudado não se enquadrar em nenhum desses tipos o método do BDF foi escolhido para realizar as simulações numéricas no presente trabalho.

O BDF é um método implícito que usa aproximações para as derivadas de diferentes precisões. Este método é um método de multipassos no qual a ordem das aproximações pode variar de 1 a 6. As equações do BDF para cada ordem, representada por k , são apresentadas a seguir

$$k = 1 : y_{n+1} - y_n = hf_{n+1} \quad (52a)$$

$$k = 2 : \frac{3}{2}y_{n+1} - 2y_n + \frac{1}{2}y_{n-1} = hf_{n+1} \quad (52b)$$

$$k = 3 : \frac{11}{6}y_{n+1} - 3y_n + \frac{3}{2}y_{n-1} - \frac{1}{3}y_{n-2} = hf_{n+1} \quad (52c)$$

$$k = 4 : \frac{25}{12}y_{n+1} - 4y_n + 3y_{n-1} - \frac{4}{3}y_{n-2} + \frac{1}{4}y_{n-3} = hf_{n+1} \quad (52d)$$

$$k = 5 : \frac{137}{60}y_{n+1} - 5y_n + 5y_{n-1} - \frac{10}{3}y_{n-2} + \frac{5}{4}y_{n-3} - \frac{1}{5}y_{n-4} = hf_{n+1} \quad (52e)$$

$$k = 6 : \frac{147}{60}y_{n+1} - 6y_n + \frac{15}{2}y_{n-1} - \frac{20}{3}y_{n-2} + \frac{15}{4}y_{n-3} - \frac{6}{5}y_{n-4} \\ + \frac{1}{6}y_{n-5} = hf_{n+1} \quad (52f)$$

onde h é o passo de tempo e para ordem 1, nota-se que a expressão do BDF é igual ao método de Euler implícito. Para $k > 6$ o BDF se torna instável, assim não é viável a utilização de ordens maiores que 6. Este método tem características difusivas com efeitos de amortecimento, especialmente nas ordens mais baixas. Dentro do COMSOL é possível fazer a escolha entre a ordem mínima que o solver irá utilizar e a ordem máxima, podendo variar entre 1 a 5. A opção de permitir ao solver de escolher a ordem que irá utilizar durante a solução do problema permite que o programa utilize ordens maiores quando for possível e mude para ordens menores quando for necessário que se obtenha estabilidade na solução.

5.2.1 Escolha do passo de tempo

O programa COMSOL permite ao usuário a escolha de como controlar o passo de tempo, denominados de Modo Livre, Intermediário, Restrito e Manual. No modo livre o *solver* controla o passo de tempo para satisfazer as especificações de tolerância e convergência escolhidas pelo usuário. Neste modo o *solver* tenta utilizar o maior passo de tempo possível para resolver as equações, porém reduzirá este passo de tempo caso a solução comece a oscilar rapidamente em função do tempo. No modo Intermediário o usuário entra com um valor inicial do passo de tempo e o *solver* é obrigado a executar pelo menos um passo de tempo dentro deste intervalo escolhido. No modo Restrito o *solver* é obrigado a utilizar o passo de tempo inserido

pelo usuário. E no modo Manual o usuário escolhe qual o passo de tempo que deverá ser usado para o avanço no tempo.

Para este trabalho foi utilizado o modo Livre para garantir a estabilidade da solução e evitar divergências.

5.3 Método de Discretização Espacial no COMSOL

A ordem do elemento, ou ordem da função de forma, é um fator que afeta diretamente o número de graus de liberdade da solução e também sua precisão. Ao aumentar a ordem do elemento corresponde a aumentar o refinamento da malha. No COMSOL a maior parte dos problemas físicos estudados utilizam das funções de forma de Lagrange, e a ordem padrão utilizada é de ordem 2. O programa adapta a ordem da integração numérica de acordo com a física do problema estudado. Para os casos com escoamento laminar ou turbulento com uma fase a discretização da velocidade e pressão é dada por $P1 + P1$. Portanto, os elementos para os campos de velocidade e de pressão são lineares. Os elementos lineares tem um custo computacional menor e podem ser bastante eficientes, mas para isto é necessário utilizar de métodos de estabilização para as equações de Navier-Stokes.

Métodos de estabilização são geralmente necessários quando utiliza-se do MEF para se obter as soluções dos problemas físicos, principalmente pelos fenômenos dominados pelos termos convectivos. A Equação (53) representa uma equação convectiva-difusiva geral de transporte de solução u desconhecida.

$$\frac{\partial u}{\partial t} + \beta \cdot \nabla u = \nabla \cdot (\alpha \nabla u) + F \quad (53)$$

onde β é o vetor de velocidade convectiva, α é o coeficiente de difusão e F é uma fonte arbitrária.

Para uma malha com função de forma linear, como é o caso das simulações com escoamentos monofásicos no COMSOL, ocorre instabilidades na solução numérica quando o número de Péclet (Pe) é maior que a unidade.

$$Pe = \frac{\|\beta\|h}{2c} > 1$$

onde h é o tamanho do elemento da malha.

O número de Péclet representa a comparação dos termos convectivos e difusivos. Assim, quanto maior o termo convectivo ou menor o termo difusivo maior será o valor do

número de Péclet. Mas, como este número também leva em conta o tamanho do elemento de malha é possível reduzir esse número ao refinar a malha. Uma malha mais refinada leva a um custo computacional maior, assim os métodos de estabilização são bastante utilizados para diminuir a instabilidade da solução numérica e continuar com um custo computacional menor.

Os métodos de estabilização são opções para adicionar termos difusivos na equação com a finalidade de diminuir o número de Péclet. No COMSOL há três métodos de estabilização disponíveis para as equações de Navier-Stokes, são eles: *streamline diffusion*, *crosswind diffusion* e *isotropic diffusion*. O COMSOL utiliza como padrão os tipos de estabilização de *streamline diffusion*, *crosswind diffusion* para estudos de escoamentos.

O método de *streamline diffusion* adiciona difusão no sentido das linhas de corrente, este método quando utilizado sozinho pode ocasionar em picos em regiões com elevados gradientes das propriedades do escoamento. Assim, a adição do método de *crosswind diffusion* auxilia a controlar estes picos. O método de *crosswind diffusion* além de adicionar difusão na direção perpendicular às linhas de corrente também captura as descontinuidade das propriedades, assim este método consegue remover os picos das soluções numéricas.

5.4 Geração de Malha no COMSOL

O COMSOL disponibiliza para a criação da malha duas opções iniciais: Malha controlada pela física do problema ou Malha controlada pelo usuário. Na opção da malha sendo controlada pela física do problema o próprio COMSOL gera uma malha automática de acordo com o problema sendo estudado, fazendo o refinamento que acha necessário perto das regiões mais importantes definidas pelas condições de contorno do estudo e utilizando o elemento de malha que considera mais adequado. Esta malha gerada automaticamente pelo COMSOL é geralmente uma malha não estruturada e na maioria dos casos sendo construída com elementos triangulares. Já na opção de criação de uma malha definida pelo usuário o mesmo deve colocar os tipos de elemento de malha a ser criado em cada domínio, tamanho dos elementos, refinamento de malha, taxa de crescimento entre os elementos vizinhos, entre outros.

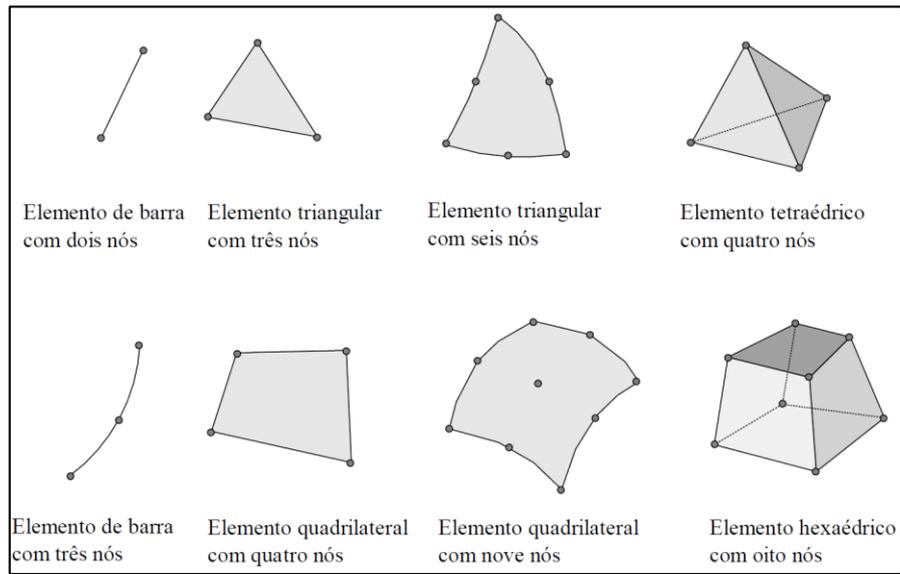
Quando está se criando a malha para o estudo o primeiro elemento que aparece dentro das opções de malha é o parâmetro do tamanho (*size*), este parâmetro pode ser escolhido para representar globalmente a malha, ou seja, os elementos dentro da malha devem respeitar os parâmetros definidos dentro da opção de tamanho global. Ou também pode-se criar um parâmetro local de tamanho, no qual se escolhe os domínios específicos que deverão atender os parâmetros inseridos neste novo tamanho. Dentro da função de tamanho o usuário pode deixar

o próprio COMSOL definir os parâmetros para os elementos escolhendo umas das opções já oferecidas pelo programa de acordo com o refinamento. Ou o próprio usuário pode escolher os alguns valores a serem utilizados como: Tamanho máximo de um elemento, tamanho mínimo de um elemento, máxima taxa de crescimento, fator de curvatura, sendo este fator importante para regiões próximas de regiões curvas pois ele define o refinamento da malha perto dessas regiões.

Além das escolhas observadas dentro da opção de tamanho na geração de malha o COMSOL permite divisão das linhas do domínio em um número de segmentos que se desejar, para isto deve ser utilizada a opção de Distribuição. Esta função foi de grande importância neste trabalho para conseguir realizar um maior refinamento na região próxima ao aerofólio a fim de melhorar a resposta dos estudos em relação as propriedades físicas do escoamento. Dentro da função de Distribuição pode-se escolher o número de divisões que se deseja dividir uma determinada linha do domínio, a taxa de crescimento entre os elementos e a direção do crescimento.

O COMSOL permite ao usuário escolher entre alguns tipos de elementos para as malhas, para os casos de estudos bidimensionais os tipos de elementos são triangulares ou quadrilateral, na Figura 14 podem ser vistos alguns tipos de elementos usados no FEM. No caso dos estudos tridimensionais a opção de elemento de malha é do tipo tetraedro. Depois da criação do tipo de elemento o programa gera a malha de forma não estruturada, maneira livre como é chamada dentro do programa. Para se obter uma malha estruturada deve-se utilizar da função de Mapeada (Mapped), esta função deve ser combinada com a função de Distribuição para determinar o número de divisões em cada local do domínio para que o COMSOL consiga construir a malha Mapeada.

Figura 14. Diferentes tipos de elementos finitos.



Fonte: <https://br.comsol.com/multiphysics/finite-element-method>

CAPÍTULO 6 RESULTADOS E DISCUSSÃO

6.1 Definição da malha

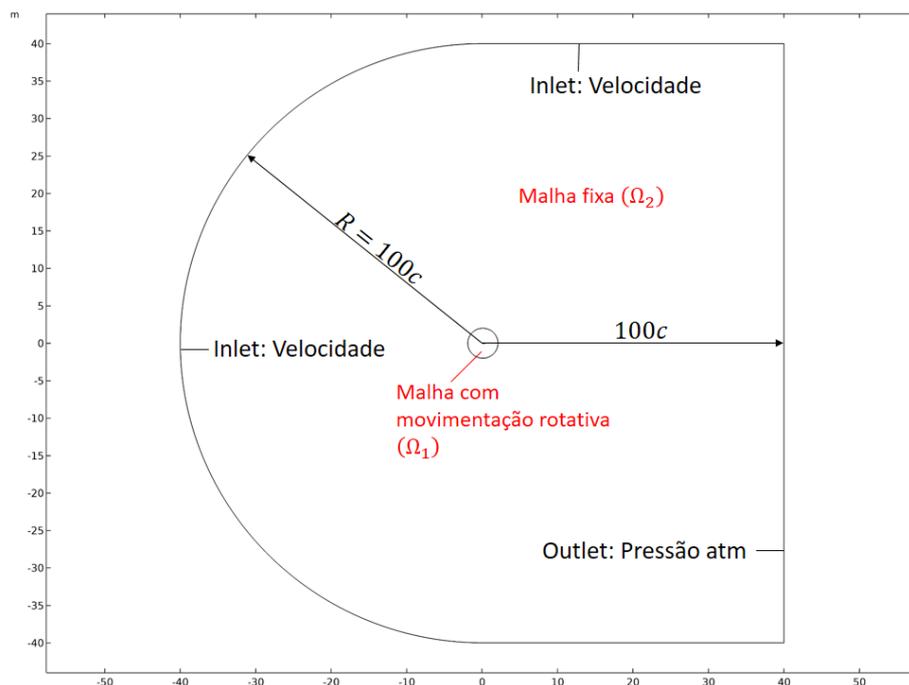
Para este trabalho o tipo de malha escolhida foi com elementos triangulares com três nós, mostrado na Fig. 14. Foi escolhido realizar o estudo com uma malha não estruturada e variando o refinamento da malha conforme a distância do corpo, no caso um aerofólio. Para a construção da geometria foi utilizado o próprio COMSOL. Primeiramente foi construído o perfil do aerofólio, para os casos com o aerofólio NACA de quatro dígitos simétrico inseriu-se no programa a equação deste tipo de aerofólio, dada por.

$$y_t = \pm 5t(0,2969x^{0,5} - 0,1260x - 0,3516x^2 + 0,2843x^3 - 0,1036x^4) \quad (54)$$

onde t é o número que representa os últimos dois dígitos do perfil escolhido dividido por 100. Nos casos estudados com o perfil NACA0012, $t = 0,12$.

Foi desenhado o restante do domínio de simulação, o qual é constituído por um semicírculo com raio de 100 vezes a corda do aerofólio e centro localizado no ponto $(0,0)$, onde também começa o perfil do aerofólio. Logo após o semicírculo situa-se um retângulo de modo que as paredes do domínio fiquem pelo menos a uma distância de cem cordas do aerofólio para que não haja interferência dos limites do domínio no escoamento perto do aerofólio, como visto na Fig. 15. Também foi utilizado um domínio circular próximo ao aerofólio com raio de 5 cordas para realizar um maior refinamento na região próxima do aerofólio, e este domínio circular é um domínio rotativo para realizar a movimentação do aerofólio.

Figura 15. Domínio total da simulação.



Fonte: o próprio autor.

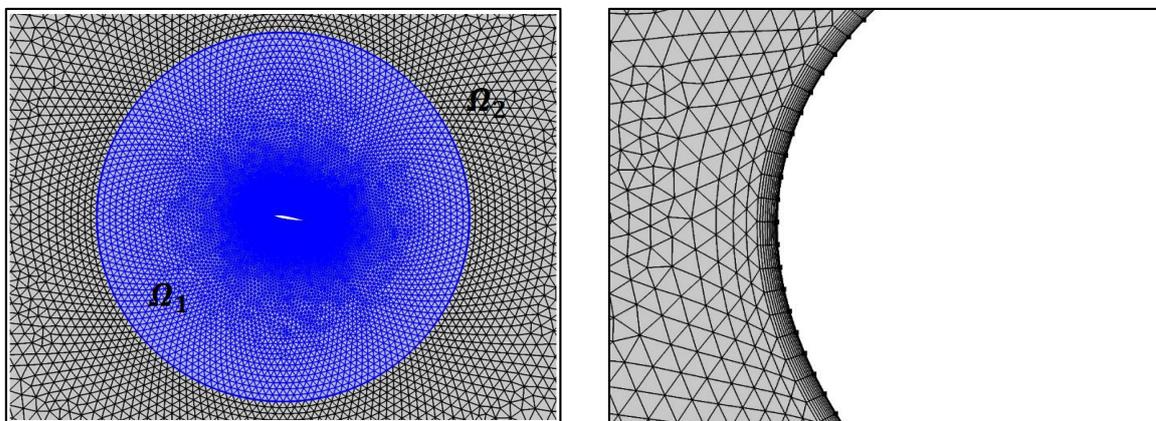
A malha pode ser visualizada na Fig. 16a, onde a região circular próxima do aerofólio possui maior refinamento e nesta região possui 132200 elementos, enquanto o domínio completo consiste em 159764 elementos. Durante a construção da malha foi imposto que na região de intersecção entre o domínio circular, Ω_1 , e o restante do domínio, Ω_2 , tenha o mesmo número de divisões da secção circular. Isto é feito com a finalidade de que durante a simulação o fluido escoe de um domínio para o outro sem que haja influência das diferentes regiões de refinamento. Assim o domínio todo é constituído de elementos com crescimento controlado. Os domínios tem taxa de expansão diferentes, enquanto no domínio Ω_1 a taxa de expansão foi variada de acordo com o teste de refinamento, o qual será apresentado na próxima secção, no domínio Ω_2 foi utilizada uma taxa de 1,08. Na região mais próxima do aerofólio, Fig. 16b, são introduzidos elementos retangulares para satisfazer a condição de Y^+ e obter uma boa resolução da camada limite na região de parede do perfil.

Foram feitos três refinamentos da malha mais próxima do aerofólio, região circular, para a análise da dependência de malha. Estes testes e seus resultados são apresentados na próxima secção.

Durante o estudo do estol dinâmico foi utilizado um *slat* no bordo de ataque do aerofólio. Com a adição deste *slat* também foi necessário realizar um teste de malha para este pequeno

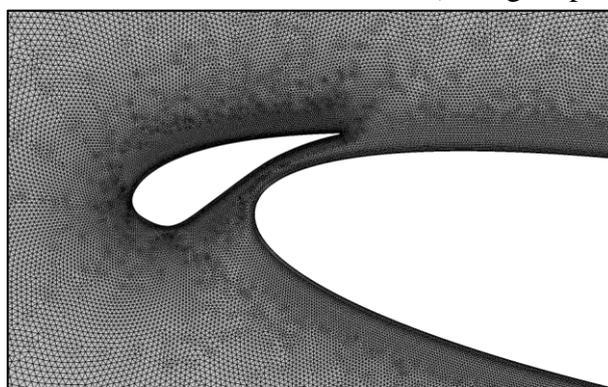
perfil aerodinâmico, Fig. 16c. Os testes do refinamento de malha para o *slat* são apresentados na secção de validação da metodologia numérica.

Figura 16. Malha triangular do domínio. a) Malha não estruturada. b) Região próxima ao aerofólio. c) Região próxima ao aerofólio com introdução de *slat*.



a) Malha não estruturada.

b) Região próxima ao aerofólio



c) Região próxima ao aerofólio com introdução de *slat*.

Fonte: o próprio autor.

6.2 Validação da Metodologia Numérica

Os testes de malhas foram realizados com três refinamentos diferentes dentro do domínio circular mais próximo do aerofólio Ω_1 . São apresentadas na Tabela 2 as configurações da malha dentro deste domínio.

Os testes de refinamento de malha foram realizados utilizando o perfil de aerofólio NACA0012 com um Re igual à 1000 com o aerofólio parado e um ângulo de ataque de 10° . Foi simulado um escoamento laminar para analisar somente a dependência da malha e eliminar qualquer influência da modelagem da turbulência. Os resultados obtidos foram comparados com os resultados publicados por Di Ilio et al. (2018) e estão apresentados nas Tabs. 3 e 4.

Os coeficientes de sustentação e arrasto são calculados dentro do COMSOL, a metodologia de cálculo para os coeficientes dentro do software é apresentada no Anexo.

Tabela 2. Comparação entre refinamento da malha.

Malha próxima do aerofólio (domínio Ω_1)			
Refinamento da malha	Malha 1	Malha 2	Malha 3
Tamanho máximo do elemento [m]	0,1	0,75	0,75
Tamanho mínimo do elemento [m]	0,005	5×10^{-4}	5×10^{-5}
Taxa de crescimento máxima	1,05	1,03	1,02
Fator de curvatura	0,1	0,1	0,1
Número de elementos	152166	441402	712106
Menor qualidade do elemento da malha	0,3754	0,1736	0,1571
Qualidade média dos elementos	0,8832	0,8224	0,8239
Número de divisões do aerofólio	600	1000	1000

Tabela 3. Comparação dos coeficientes médios de sustentação com resultado de Di Ilio et al. (2018).

Malha	Coefficiente de sustentação médio (C_{l_m})	Resultado de Di Ilio et al. (2018)	Diferença (%)	Tempo de simulação
Malha 1	0,4164	0,4196	0,7791	3h 21min 10s
Malha 2	0,4178	0,4196	0,4305	7h 14min 15s
Malha 3	0,4185	0,4196	0,2699	17h 34min 28s

Tabela 4. Comparação dos coeficientes médios de arrasto com resultado de Di Ilio et al. (2018).

Malha	Coefficiente de arrasto médio (C_{d_m})	Resultado de Di Ilio et al. (2018)	Diferença (%)
Malha 1	0,1636	0,1659	1,3554%
Malha 2	0,1641	0,1659	1,0760%
Malha 3	0,1642	0,1659	1,0147%

Como observado nas tabelas de resultados, as três malhas apresentam diferenças pequenas em relação ao coeficiente de sustentação. As diferenças do coeficiente de arrasto são um pouco maiores, mas ainda sim menores que 1,5%. A malha escolhida para prosseguir com o estudo foi a malha 2, pois os resultados obtidos por esta malha são muito próximos dos

resultados obtidos pela malha 3 e o custo computacional foi menor quando comparado com esta malha.

Também foram realizados testes em relação ao valor do fator de tolerância. Para os estudos dependentes do tempo no COMSOL a tolerância relativa *default* é definida pela física do problema estudado, assim para os casos estudados durante este trabalho a tolerância imposta pela metodologia aplicada foi de 0,005. Um dos fatores que se consegue mudar durante as simulações é o fator de tolerância, este fator é multiplicado pela tolerância relativa e com isto tem-se uma tolerância relativa final. A tolerância relativa é utilizada na resolução das equações para cada passo de tempo para verificar se a solução achada no passo de tempo está convergindo. A tolerância relativa é utilizada nas propriedades físicas do estudo, como no caso do escoamento turbulento para as propriedades de velocidade, pressão, rotação angular da movimentação do aerofólio, energia cinética turbulenta e taxa específica de dissipação.

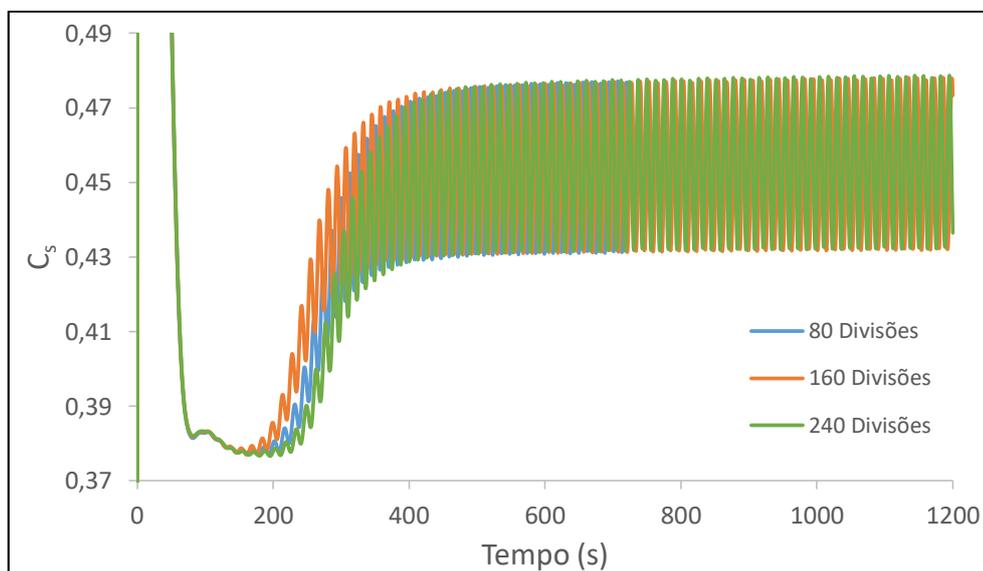
Portanto, os valores do fator de tolerância foram modificados entre os estudos. Os resultados anteriores foram obtidos utilizando-se de uma tolerância de 0,0005. Este valor foi aumentado para 0,001 e uma nova simulação foi feita, nesta nova simulação os valores dos coeficientes de sustentação e arrasto, respectivamente, foram de 0,4173 e 0,1640. O aumento da diferença do coeficiente de sustentação ao se aumentar a tolerância foi de 0,122% e para o coeficiente de arrasto foi de 0,057%, sendo assim a diferença foi pequena. Portanto optou-se por utilizar uma tolerância de 10^{-3} para diminuir o custo computacional da simulação.

Depois de realizados os testes de malha e de tolerância optou-se por analisar a função de máquina rotativa, utilizada durante os estudos do estol dinâmico em relação ao aerofólio sem movimentação e com o $\alpha = 10^\circ$. O teste com a máquina rotativa apresentou valores dos coeficientes de $C_s = 0,4181$ e $C_a = 0,1641$, sendo seus respectivos erros quando comparados com Di Ilio *et al.* (2018) de 0,364% e 1,086%. Resultados bastante próximos dos resultados obtidos anteriormente.

Devido a adição do *slat* foi necessário realizar o teste de refinamento da malha próxima a este corpo. Portanto, três testes variando o número de divisões impostas ao corpo do *slat* foram feitos para a análise da malha neste local. O perfil do *slat* foi dividido em 80,160 e 240 segmentos, a diferença entre os coeficientes médios de sustentação de cada caso foi menor que 0,01%, e os tempos de simulação foram 4h24min, 4h25min, 4h37min, respectivamente, assim não haveria diferença entre as três opções simuladas. Porém, ao observar o gráfico dos coeficientes de sustentação, Fig. 17, quando aumenta-se o número de divisões para 160 a

simulação entra em regime permanente mais rapidamente. Fato este que levou a escolha de dividir o corpo do aerofólio em 160 segmentos, pois mesmo aumentando o custo computacional há uma redução no tempo da obtenção de um escoamento em regime. A adição do *slat* aumentou aproximadamente 8,7% o coeficiente médio de sustentação para o caso laminar mesmo não tendo sido projetado devidamente para o perfil NACA0012.

Figura 17. Coeficientes de sustentação para os testes de refinamento de malha no *slat*.



Fonte: o próprio autor.

Para a comprovação da função da máquina rotativa do COMSOL em um aerofólio com movimentação e apresentando o efeito do estol dinâmico foram realizados testes com um número de Reynolds de 135000 para comparação dos resultados com resultados retirados da literatura. O modelo de turbulência utilizado nestas simulações foi o modelo RANS $k - \omega$ já disponível no COMSOL.

A movimentação do aerofólio foi feita de forma senoidal, onde há um ângulo de ataque médio (α_m) e uma amplitude do ângulo de ataque (α_A). A frequência de movimentação do aerofólio foi calculada com base em uma frequência adimensional, ω' , a qual foi escolhida para o estudo como sendo 0,1, valor o qual é um valor amplamente utilizado nos estudos de estol dinâmico. A frequência reduzida influencia no fenômeno do estol dinâmico, como mostrado por Leknys *et al.* (2019), com o aumento de ω' , ou seja, da frequência de movimentação do aerofólio, há um aumento no ângulo de ataque no qual começa a se formar o primeiro vórtice de separação, segundo os autores. Os autores também mostraram que o desenvolvimento dos vórtices no bordo de ataque são bastante dependentes da espessura do aerofólio.

A movimentação do aerofólio foi imposta segundo a seguinte equação:

$$\alpha = \alpha_m + \alpha_A \sin(2\pi ft) \quad (55)$$

onde o $\alpha_m = 10^\circ$, $\alpha_A = 15^\circ$, com t sendo o tempo e f sendo a frequência de variação do ângulo de ataque a qual obtém-se por meio da seguinte expressão:

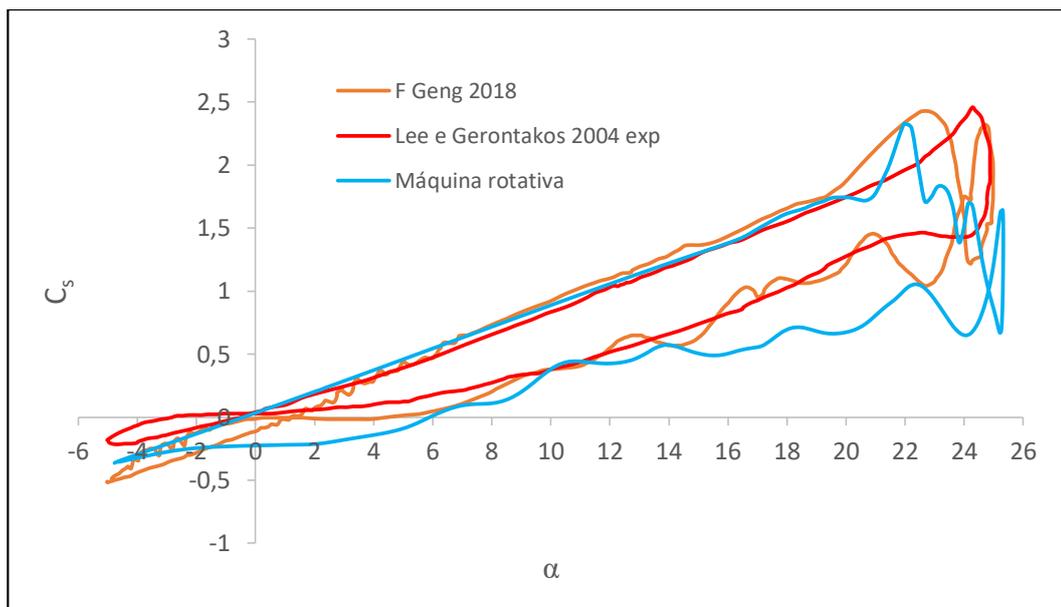
$$f = \frac{U\omega'}{\pi c} \quad (56)$$

Na Figura 18 é apresentado o coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque. Pode-se observar que na fase de subida do aerofólio os resultados foram próximos dos experimentais de Lee e Gerontakos (2004). Os resultados começam a distanciar dos valores experimentais nos ângulos mais altos do movimento e durante toda a fase de descida do aerofólio. Porém isto é algo que ocorre com os modelos de turbulência baseados na metodologia RANS que utilizam as equações médias de Reynolds, como pode ser visto em Ouchene, Smaili e Fellouah (2018), Rahman *et al.* (2017) e Martinat *et al.* (2014). É necessário realizar uma modificação dos modelos convencionais como foi realizado por Geng *et al.* (2018), onde os autores conseguiram obter melhores resultados na fase de descida do aerofólio.

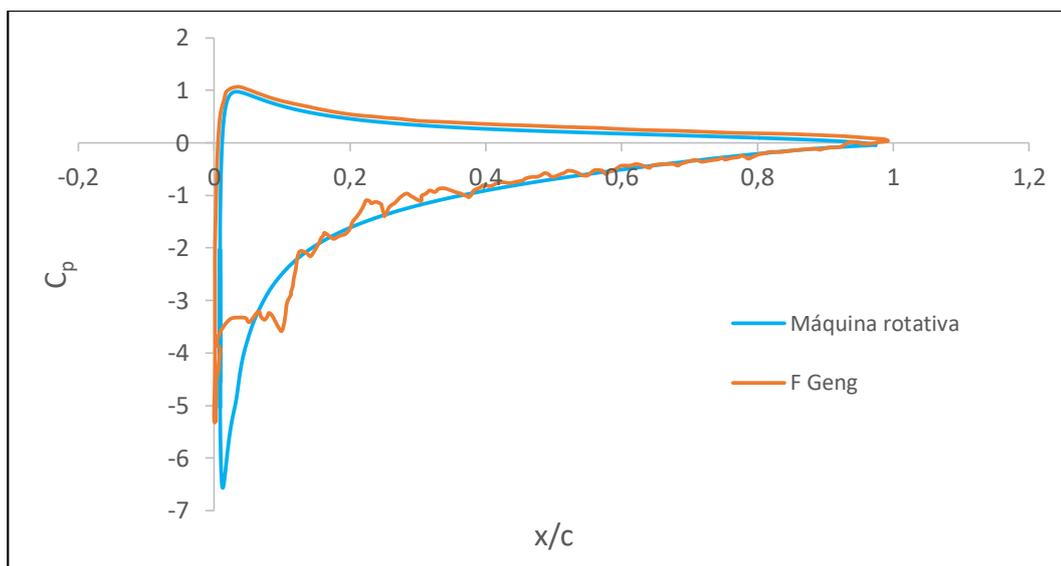
Na Figura 19 é apresentado o coeficiente de pressão obtido pela simulação realizada em comparação com os dados de Geng *et al.* (2018). Este coeficiente de pressão foi obtido durante a fase de subida do aerofólio e em um α de 15° . O gráfico de C_p apresenta também valores bem próximos dos valores experimentais, na fase de subida.

Assim, comprova-se que a metodologia sendo aplicada apresenta bons resultados para o estol dinâmico, principalmente na fase de subida do movimento. E na fase de descida já é esperado que os resultados não sejam tão próximos aos da literatura, que utilizaram modelos de transição de SST, baseados em URANS. Os modelos URANS também utilizam as equações médias de Reynolds, mas nestes modelos há a introdução de termos transientes nas equações a fim de melhorar a resposta destes modelos em relação as variações das propriedades dos fluidos. Durante a fase de descida Martinat *et al.* (2014) relatam que a grande oscilação durante a fase de descida do coeficiente de sustentação, ao se utilizar modelos com equações médias de Reynolds, está ligado à inibição do escoamento na terceira dimensão. Já Wang *et al.* (2012) atribuíram a diferença da sustentação na fase de descida ao fato de que as estruturas do escoamento na situação pós estol são bastante complicadas e os modelos de turbulência que utilizam as equações médias de Reynolds não conseguem capturar bem estas estruturas.

Figura 18. Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque em estol dinâmico.



Fonte: o próprio autor.

Figura 19. Comparação do coeficiente de pressão durante a fase de subida para $\alpha = 15^\circ$.

Fonte: o próprio autor.

6.3 Estudos em Atraso e Supressão do Efeito Estol Dinâmico

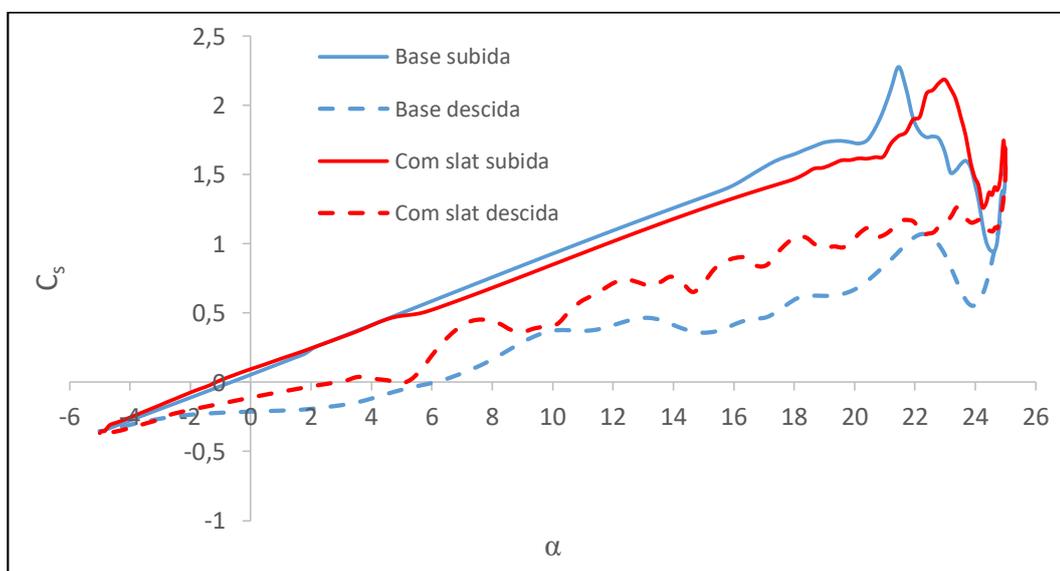
Neste item são apresentados os resultados obtidos com o uso de diferentes técnicas de controle da camada limite para estudar a supressão e atraso do estol dinâmico. Na primeira seção os estudos estão voltados a implementação do hipersustentador *slat*, na segunda seção os estudos são realizados com a introdução de jatos insufladores de ar no bordo de ataque do aerofólio. Estes jatos tem sua velocidade, posição e angulação variados para analisar os efeitos

dessas mudanças no controle do descolamento da camada limite. Na terceira seção são utilizados os mecanismos de sucção na região do meio do aerofólio e jatos de ar insuflado no bordo de ataque do perfil.

6.3.1 Hipersustentador do tipo slat

O primeiro mecanismo de supressão ou atraso do estol dinâmico estudado foi a introdução de um hipersustentador do tipo *slat*. Foi estudado um aerofólio NACA0012 com a adição do *slat*, porém este *slat* foi obtido do perfil aerodinâmico, sendo este o RC(6)-08. Com a introdução deste dispositivo não houve um grande aumento da sustentação na fase de subida do corpo. Porém, durante a fase de descida houve um aumento significativo da sustentação, como pode ser visto na Fig. 20. Apesar da adição do *slat* não ter proporcionado consideráveis ganhos de sustentação durante a fase de subida, tendo em alguns momentos sustentação menores quando comparado com o perfil original, há um aumento do ângulo de ataque máximo que o aerofólio consegue realizar antes de acontecer a queda da sustentação. Sem a adição do *slat* o ângulo de ataque máximo foi de $\alpha_{max} = 21,98^\circ$, com a adição do hipersustentador este ângulo máximo foi aumentado para $\alpha_{max} = 23,11$. Este aumento no ângulo de ataque máximo é uma consequência de um fator que não consegue ser visto no gráfico da sustentação, mas pode-se observar nos campos de velocidade do escoamento. Há um aumento do ângulo no qual ocorre o surgimento dos primeiros vórtices no bordo de ataque do aerofólio, Fig. 21, aumento este que ocasiona então o aumento do ângulo de ataque antes que ocorra o estol dinâmico.

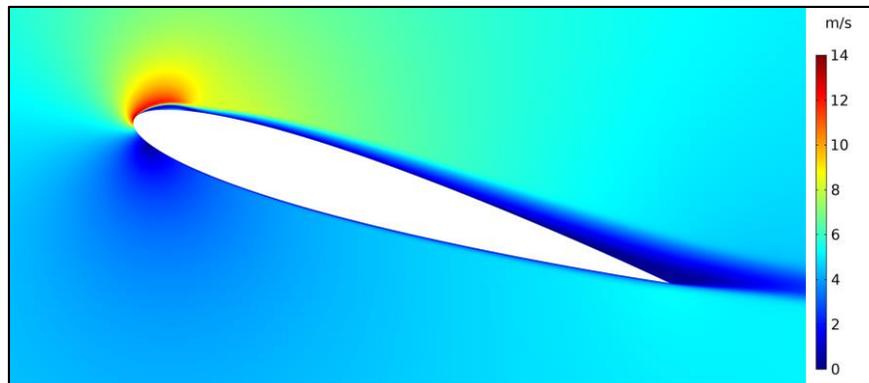
Figura 20. Coeficientes de sustentação para os casos com NACA0012 de perfil base e para o NACA0012 com adição de slat.



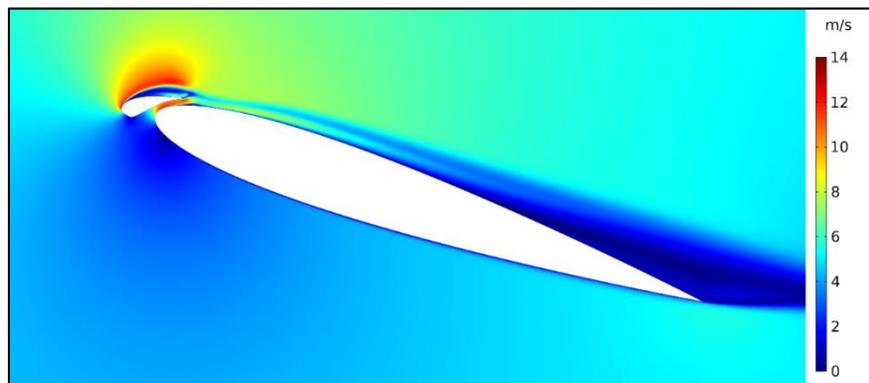
Fonte: o próprio autor.

Mesmo com o aumento do ângulo de ataque permitido ao aerofólio com a introdução do *slat* não há a supressão do efeito do estol, pois ainda existe a queda brusca de sustentação.

Figura 21. Campo instantâneo da magnitude de velocidade para (a) NACA0012 base (b) NACA0012 com adição de *slat*.



(a) $\alpha = 16,94^\circ$



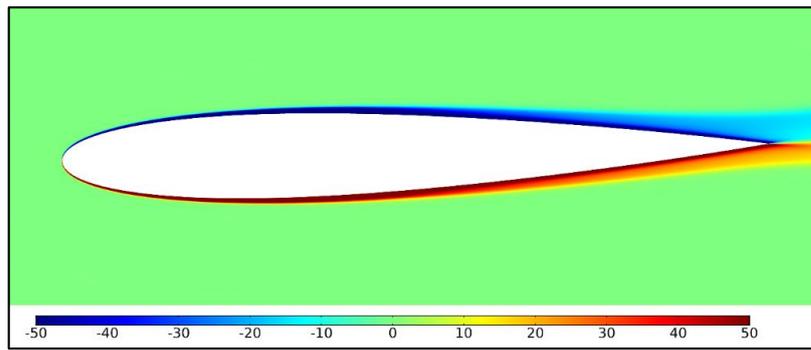
(b) $\alpha = 18,85^\circ$

Fonte: o próprio autor.

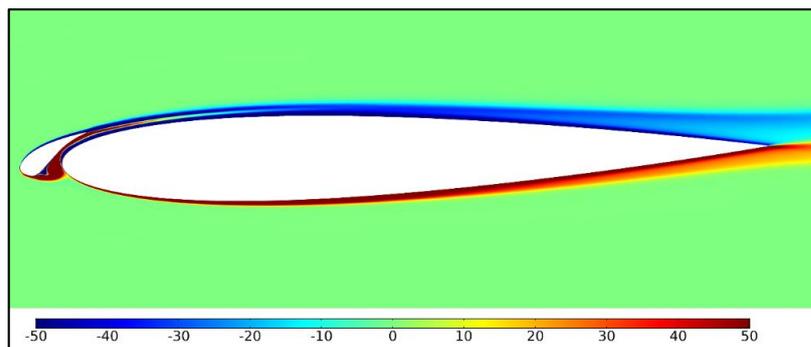
A adição do *slat* modifica pouco a fase de descida do aerofólio em relação ao recolamento total da camada limite. Este recolamento para o perfil base acontece em um ângulo de $\alpha = -1,43^\circ$, enquanto para o conjunto aerofólio com *slat* o recolamento completo ocorre em um $\alpha = -1,45^\circ$, como pode ser visto na Fig. 22, na qual é apresentada a vorticidade adimensional em z . Portanto, a adição do *slat* não apresenta ganhos em relação ao recolamento da camada limite para estes casos com o NACA012.

O *slat* também proporcionou ganhos para o aerofólio com a diminuição do arrasto. Pelo gráfico do coeficiente de arrasto da Fig. 23 pode-se notar que a praticamente todo o período de movimentação o arrasto do aerofólio com *slat* é menor em relação ao aerofólio base. E também há uma diminuição do pico do coeficiente de arrasto de 15,82% do aerofólio base para o aerofólio com *slat*.

Figura 22. Campo instantâneo vorticidade adimensional em z para (a) NACA0012 original (b) NACA0012 com slat.



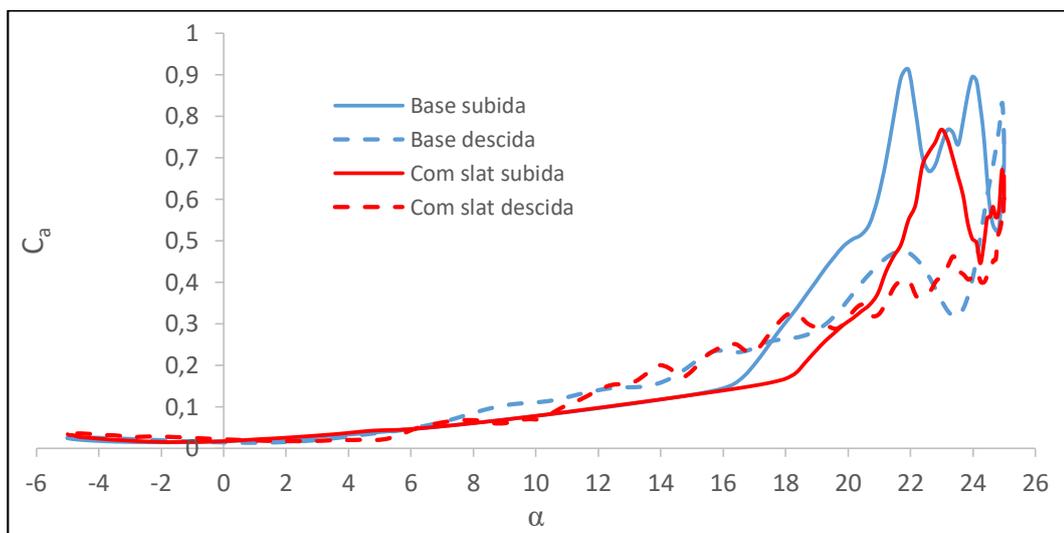
(a) $\alpha = -1,43^\circ$



(b) $\alpha = -1,45^\circ$

Fonte: o próprio autor.

Figura 23. Comparação do coeficiente de arrasto para os casos com NACA0012 de perfil base e para o NACA0012 com adição de slat.

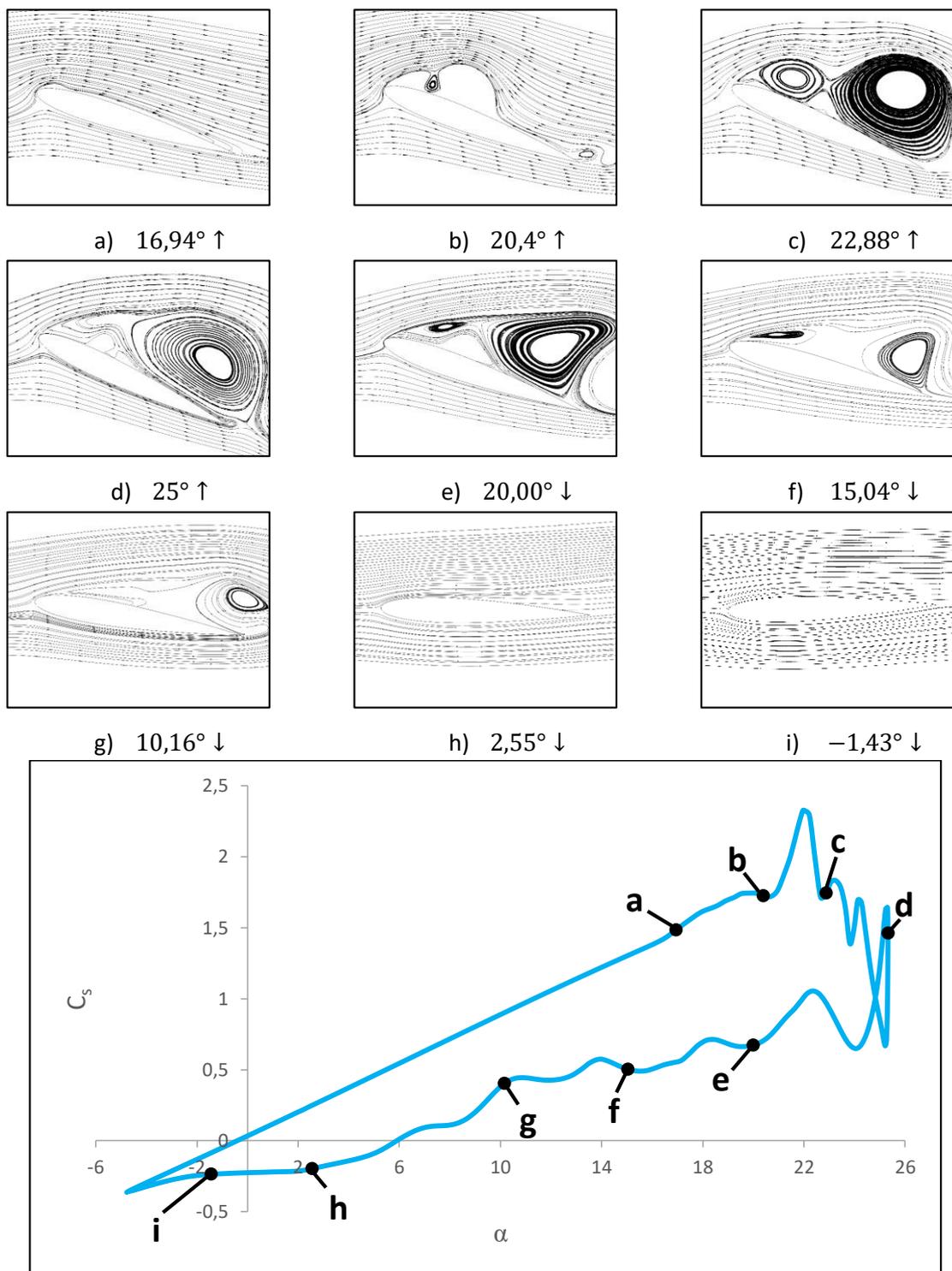


Fonte: o próprio autor.

Na Figura 24 são apresentadas as linhas de correntes para alguns ângulos de ataque do aerofólio. Na Figura 24j é apresentado o gráfico do coeficiente de sustentação para o

NACA0012 com perfil base e juntamente é mostrado os pontos no gráfico da sustentação para cada caso apresentado nas Figs. 24a-i.

Figura 24. Linhas de corrente para o aerofólio NACA0012 com perfil base na imagens de a) a i) e gráfico de C_s para o perfil base.



j) Gráfico do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para o aerofólio NACA0012 base.

Fonte: o próprio autor.

Nota-se o começo da formação vorticiosa na região de sucção do aerofólio (LEV) (a), conforme o ângulo de ataque é aumentado esta região cresce, Fig. 24b, e se espalha por toda a região de sucção do aerofólio, Fig. 24c, até atingir o ângulo de ataque máximo, (d). Entre os momentos (b) e (c) ocorre o pico de sustentação seguido de sua queda brusca, como pode ser observado no gráfico. Durante os primeiros momentos da fase de descida, (e) e (f) a parte de sucção do aerofólio ainda é dominada pela região vorticiosa, mas seu tamanho vai decrescendo conforme o aerofólio atinge ângulos de ataques menores. Ao atingir ângulos de ataques menores, no caso apresentado em torno de $\alpha \approx 10^\circ$, (g) a região vorticiosa que dominava toda a região superior do corpo é vista somente no bordo de fuga e a sustentação começa a apresentar menores flutuações em seu decaimento. A partir do momento (h) as linhas de corrente não apresentam mais nenhum vórtice e em (i) a camada limite está totalmente recolada ao aerofólio.

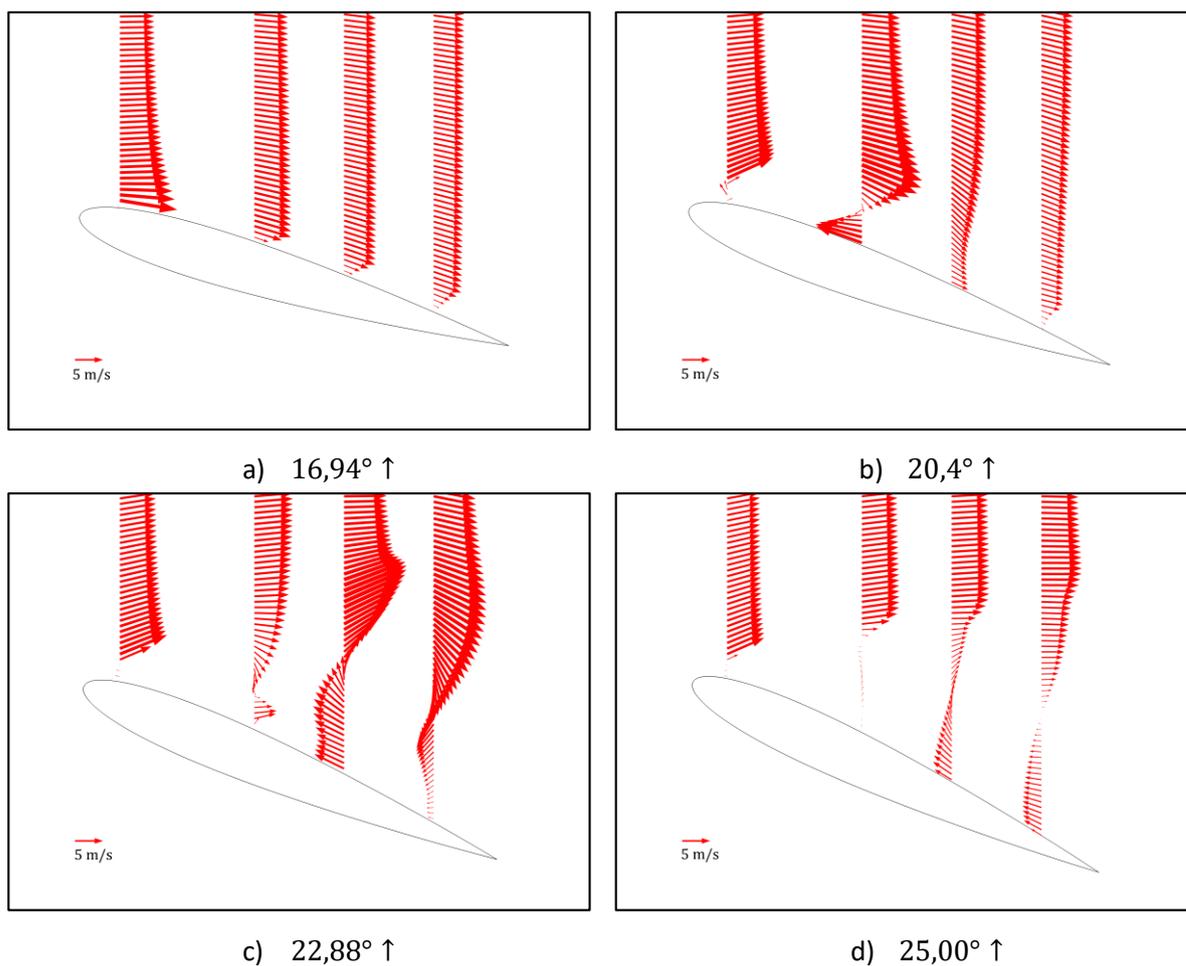
Os perfis de velocidades para o aerofólio NACA0012 base são apresentados na Fig. 25. Com base nestas imagens foi possível ter uma noção quantitativa da inversão da velocidade dentro da camada limite. Na Fig.25b, o segundo perfil mostra a inversão do escoamento onde a máxima velocidade chega a ser igual a $1,70U_\infty$. Verifica-se que o terceiro e o quarto perfil mostram que em toda a parte superior do aerofólio apresenta a reversão do escoamento, região a qual está dominada pela região vorticiosa apresentada na Figura 24. Os perfis de velocidade das imagens (c) e (d) representam os perfis das imagens da Fig. 24 (c) e (d), respectivamente.

Em outro estudo realizado foi utilizado um perfil de um aerofólio Clark Y, com e sem *slat*, sendo o *slat* construído a partir do próprio perfil do aerofólio, como mostrado em Weick e Wenzinger (1932). A única modificação realizada no perfil apresentado pelos autores foi o chanfrado no *slat* na parte mais baixa do mesmo, para retirada da porção pontiaguda que ficava no perfil do *slat*, Fig. 26.

Na Figura 27 mostra-se a variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para o Clark Y base e com adição de *slat*. A adição de um *slat* projetado para este perfil mostra um aumento da sustentação em praticamente todo o movimento do aerofólio, tanto na fase de subida quanto de descida. Além de aumentar a sustentação em grande parte do movimento, a adição do *slat* também atrasa o efeito estol dinâmico. O ângulo máximo antes de sofrer a queda da sustentação para o perfil base foi de $\alpha_{max} = 18,47^\circ$ e para o conjunto aerofólio mais *slat* o ângulo máximo passa a ser de $\alpha_{max} = 23,07^\circ$. Este atraso também deve-se ao fato de a formação dos vórtices na região de sucção do aerofólio ocorrerem em momentos posteriores, Fig. 28, já que o *slat* é responsável por introduzir quantidade de movimento para

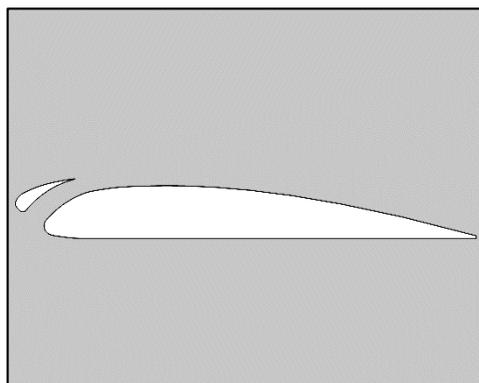
dentro da camada limite do corpo do aerofólio. Esta introdução de quantidade de movimento na camada limite pode ser observada nas imagens da Fig. 28, na qual observa-se a diferença na posição da formação dos vórtices e o aumento do ângulo de ataque no qual é observada esta formação. Com a introdução do *slat* a região no bordo da parte superior do aerofólio tem valores de velocidade maiores, assim aumentando a quantidade de movimento da camada limite e fazendo com que a formação dos primeiros vórtices seja observada na região do meio do aerofólio, Fig. 28.(b).

Figura 25. Perfis de velocidades para o caso do aerofólio NACA0012 base.

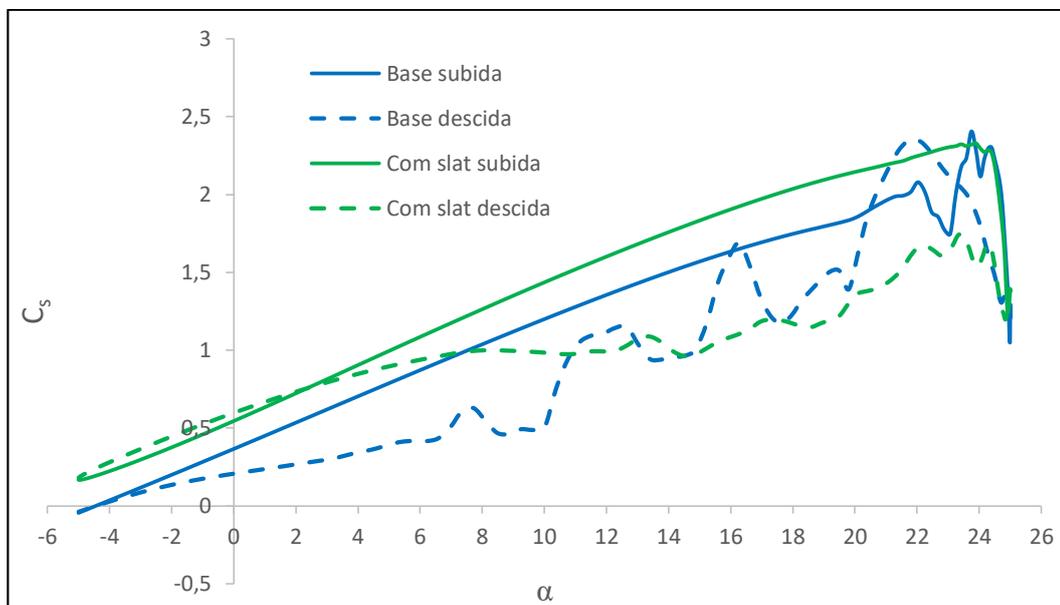


Fonte: o próprio autor.

Figura 26. Perfil do aerofólio Clark Y com slat.



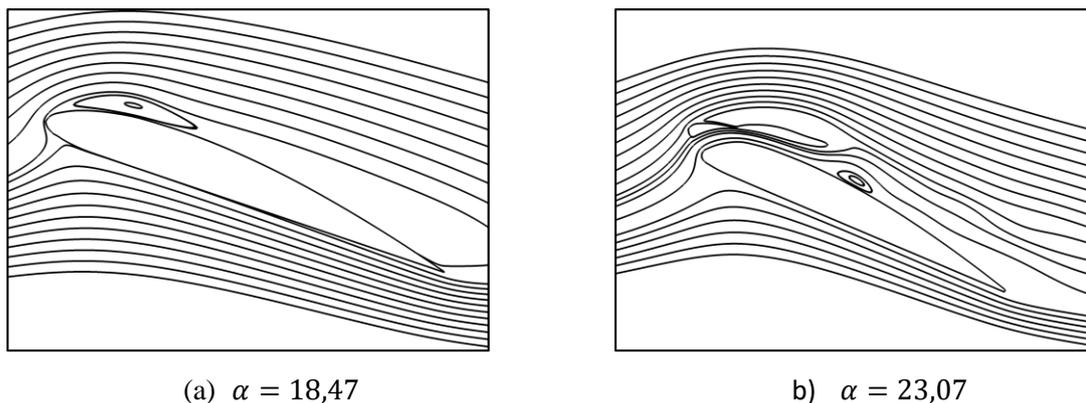
Fonte: o próprio autor.

Figura 27. Coeficiente de Sustentação Clark Y base e com adição de *slat* em função do ângulo α .

Fonte: o próprio autor.

Pelos estudos feitos pode-se notar que a adição do hipersustentador do tipo slat consegue atrasar o efeito do estol dinâmico, mas não inibi-lo. A adição de um slat mesmo que seja um modelo feito para outro perfil aerodinâmico ainda atrasa a queda da sustentação, porém a injeção de quantidade de movimento na camada limite foi limitada, como pode ser visto pela diferença na posição na qual ocorre o surgimento dos primeiros vórtices na região de sucção do aerofólio. Assim, para realizar a adição de um slat qualquer à um perfil NACA simétrico, por exemplo, assim torna-se necessário um estudo de posicionamento do slat para obter maiores atrasos na queda de sustentação.

Figura 28. Surgimento dos primeiros vórtices no bordo de ataque (a) Clark Y base (b) Clark Y com slat.



Fonte: o próprio autor.

6.3.2 Insuflação no bordo de ataque do aerofólio

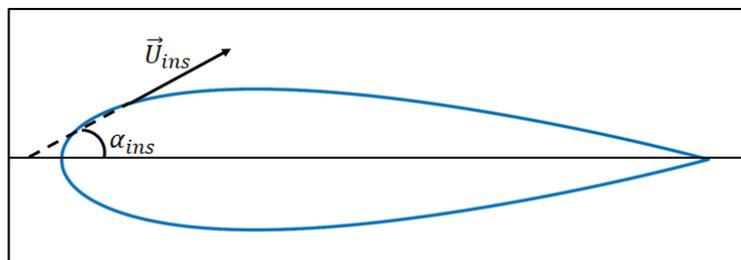
Outro mecanismo de atraso ou supressão do efeito de estol dinâmico estudado foi a implementação de um jato de ar constante na região do bordo de ataque do aerofólio. Foram realizados testes para diferentes posições para o jato, diferentes ângulos de incidência e velocidades de insuflação diferentes.

O primeiro teste foi modificando a inclinação do jato de ar o qual foi utilizado para o controle da camada limite. A velocidade de insuflação utilizada foi igual ao valor da velocidade do escoamento livre, pois segundo Riegels e Randall (1961) na insuflação a velocidade de entrada tem que ser pelo menos na mesma velocidade do escoamento livre. Portanto a velocidade de insuflação utilizada foi de $U_{ins} = U_{\infty}$ e o ângulo de insuflação α_{ins} , como mostrado na Fig. 29, foi sendo variado em 15° , 30° e 45° . Estes três ângulos foram escolhidos de forma aleatória apenas para verificar inicialmente a influência da insuflação no escoamento. A angulação da insuflação foi medida considerando a corda do aerofólio. Como o ângulo do NACA0012 varia de acordo com o tempo, então também impôs-se ao ângulo de insuflação que este varie também com relação ao tempo para que o α_{ins} seja sempre constante em relação à corda do aerofólio. O ponto no qual a insuflação foi realizada para este teste foi em 10% da corda com um tamanho da área de insuflação de 2% da corda. A insuflação tem seu início juntamente com a movimentação do aerofólio, em um primeiro momento o aerofólio é mantido estático para obter um escoamento totalmente desenvolvido e posteriormente é iniciada a movimentação do aerofólio juntamente com a insuflação.

O maior ângulo testado foi de $\alpha_{ins} = 45^\circ$, porque o controle da camada limite é obtido adicionando quantidade de movimento a esta camada e ângulos altos podem gerar o efeito

contrário e contribuir para o descolamento da camada limite. A camada limite não tem uma alta espessura, assim quanto menor o ângulo de insuflação maior é o aproveitamento do escoamento a ser injetado para aumentar a quantidade de movimento dentro da camada limite.

Figura 29. Representação da velocidade de insuflação e seu respectivo ângulo de insuflação.

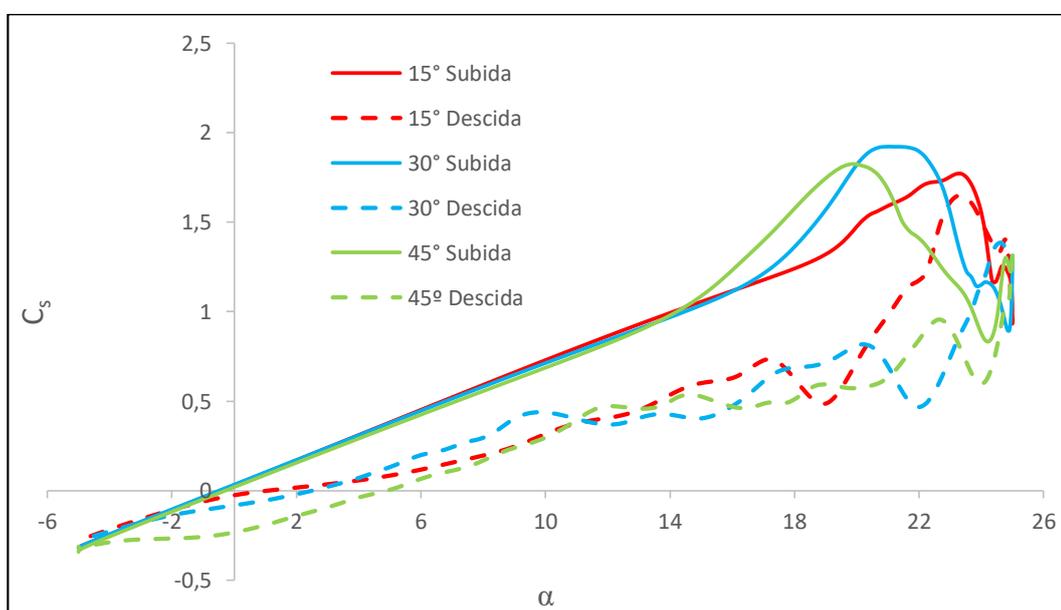


Fonte: o próprio autor.

6.3.2.1 Variação do ângulo de insuflação ($U_{ins} = U_{\infty}$)

Apresenta-se na Fig. 30 o gráfico do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para os três ângulos de insuflação em um ciclo da movimentação do NACA0012 com insuflação em 10% da corda com velocidade de insuflação $U_{ins} = U_{\infty}$. Pode-se observar que quanto menor o ângulo de insuflação maior foi o ângulo de ataque permitido ao aerofólio antes da queda da sustentação. Portanto, é comprovado que com menores ângulos de insuflação consegue-se injetar maior quantidade de movimento à camada limite.

Figura 30. Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para o caso com insuflação em 10%*c* para os três ângulos de insuflação testados.



Fonte: o próprio autor.

Na Tabela 5 são apresentados os ângulos máximos antes de ocorrer o estol para os diferentes ângulos de insuflação estudados.

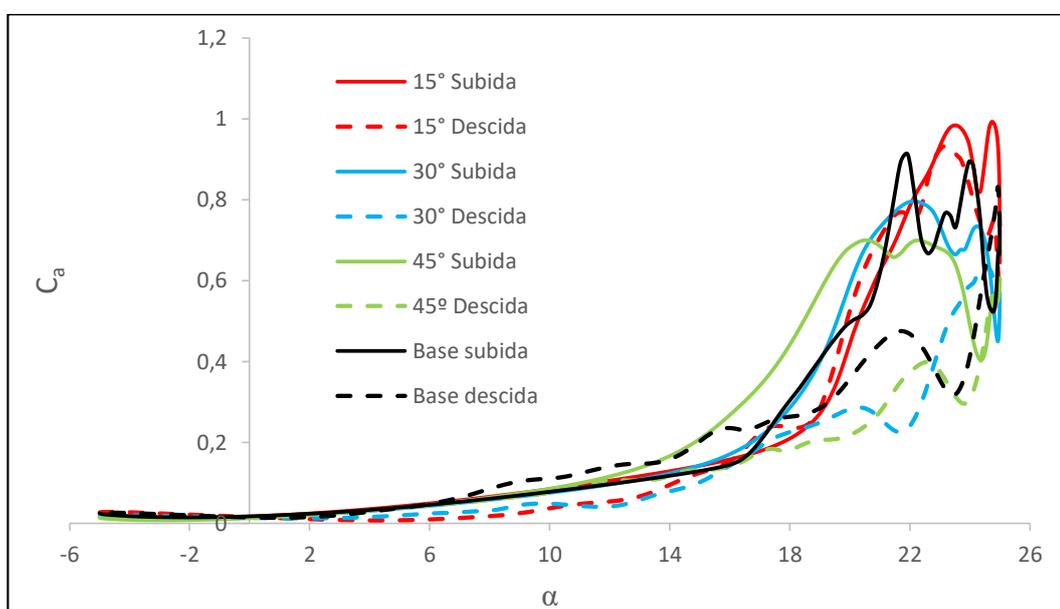
Com a introdução da insuflação com velocidade de insuflação sendo U_∞ somente houve melhora no ângulo de ataque máximo para o caso com ângulo de insuflação de 15° , quando comparado com o perfil original do NACA0012,. Para os ângulos $\alpha_{ins} = 30^\circ$ e $\alpha_{ins} = 45^\circ$ o ângulo máximo permitido ao aerofólio foi menor em relação ao ângulo do perfil original ($\alpha_{max} = 21,98$). Portanto, pode-se notar que com esta velocidade de insuflação ângulos maiores de insuflação não trazem benefícios ao aerofólio, pois estes ângulos altos pioram a resposta do corpo em relação ao estol.

Analisando o coeficiente de arrasto, Fig. 31, nota-se que a resposta desta força foi inversa à sustentação. Quanto maior o ângulo de insuflação menores foram os picos do coeficiente de arrasto. Sendo uma diferença de 29,57% entre os picos para $\alpha_{ins} = 45^\circ$ e $\alpha_{ins} = 15^\circ$.

Tabela 5. Ângulo de ataque máximo pré estol em função do ângulo de insuflação.

α_{ins}	45°	30°	15°
α_{max}	19,69	21,56	23,25

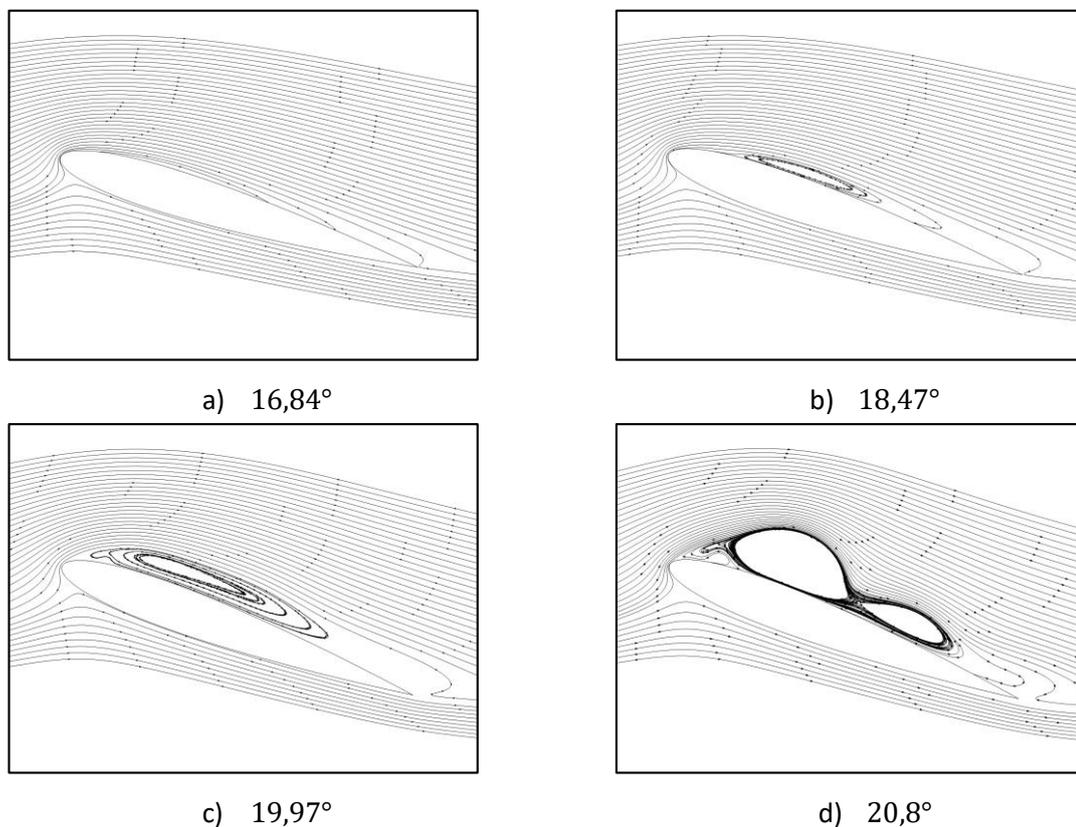
Figura 31. Coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque para o caso com insuflação em $10\%c$ e com ângulo de insuflação de 15° , 30° e 45° .



Fonte: o próprio autor.

A velocidade de insuflação igual à velocidade do escoamento livre ($U_{ins} = U_{\infty}$) não inibe o estol dinâmico, ainda há o desprendimento da camada limite. Por meio da análise das linhas de corrente nota-se que a inversão da velocidade dentro da camada limite ainda ocorre. Esta inversão tem origem no bordo de fuga do aerofólio e conforme o ângulo de ataque aumenta há a sua transição em direção ao bordo de ataque. Assim, criando uma região de recirculação na porção do meio do aerofólio que cresce e segue em sentido ao bordo de ataque, Fig. 32. Conseqüentemente, gerando o desprendimento da camada limite e a ocorrência do estol. A baixa velocidade de insuflação não adicionou quantidade de movimento suficiente dentro da camada limite para inibir seu desprendimento. Portanto, é necessário aumentar a velocidade de insuflação para conseguir a prevenção do estol.

Figura 32. Linhas de corrente para o caso do NACA0012 com insuflação em $10\%c$, com $U_{ins} = U_{\infty}$ e $\alpha_{ins} = 15^{\circ}$ para diferentes ângulos de ataque.

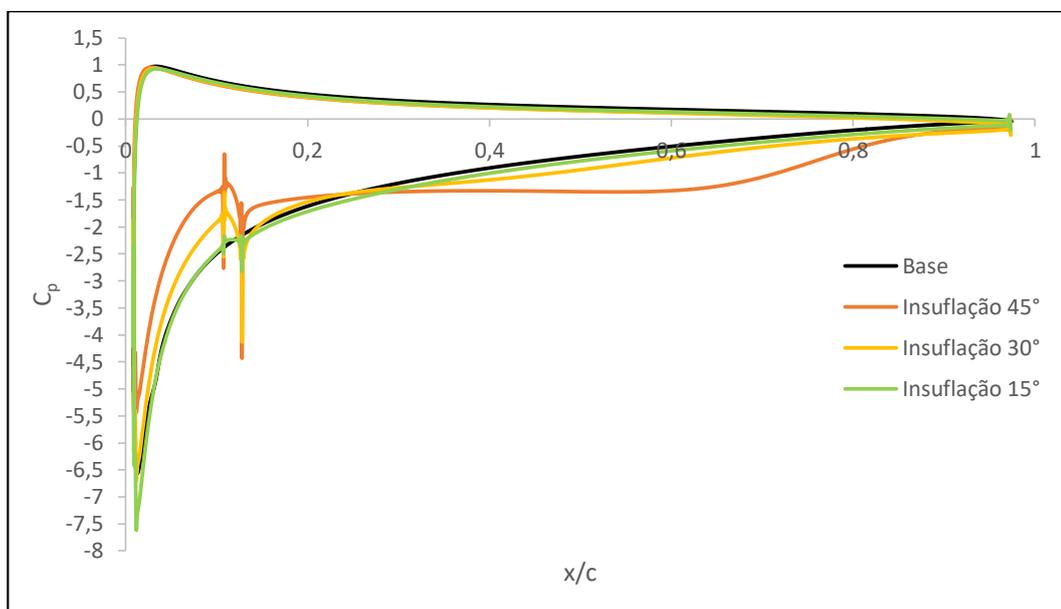


Fonte: o próprio autor.

Na Figura 33 são apresentados os coeficientes de pressão instantâneos para o ângulo de ataque com 15° , com insuflação e na fase de subida. Os três gráficos são próximos e conforme o ângulo de insuflação diminui o pico de C_p mínimo também diminui. As oscilações apresentadas pela imagem são na região da insuflação e ocorrem devido a mudança na condição

de contorno de parede para região de insuflação na simulação. Nota-se que está oscilação não ocorre na distribuição de coeficiente de pressão do aerofólio base.

Figura 33. Distribuição do coeficiente de pressão para um ângulo de ataque de 15° na fase de subida com insuflação em $10\%c$ para os três ângulos de insuflação analisados.

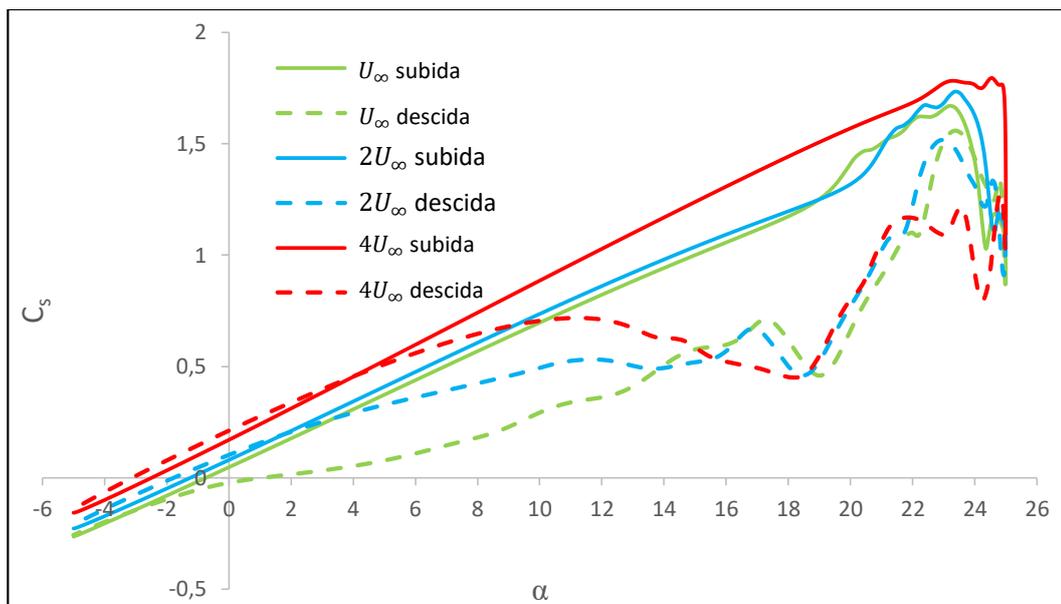


Fonte: o próprio autor.

6.3.2.2 Variação da velocidade de insuflação em $10\%c$

Foram realizados testes modificando a intensidade da insuflação ao modificar a velocidade com que o ar foi injetado nas simulações. Os testes foram realizados para o aerofólio com insuflação em 10% da corda, com área de insuflação de 2% da corda e com ângulo de insuflação de $\alpha_{ins} = 15^\circ$. As velocidades utilizadas foram de $U_{ins} = U_\infty; 2U_\infty; 4U_\infty$ e os gráficos da variação dos coeficientes de sustentação em função do ângulo de ataque são apresentados por meio da Fig. 34. A mudança da velocidade de U_∞ para $2U_\infty$ não gerou nenhum ganho no ângulo de ataque máximo permitido ao corpo, como visto na Tabela 6, houve um aumento da sustentação e do pico máximo de sustentação. Porém, o aumento para uma velocidade de insuflação de $4U_\infty$ fez com que o ângulo de ataque máximo subisse para $24,5^\circ$ e aumentando a sustentação em praticamente todo o movimento de oscilação.

Figura 34. Coeficientes de sustentação em função do ângulo de ataque para os casos do aerofólio NACA0012 com insuflação em $10\%c$ e com velocidades de insuflação variadas.



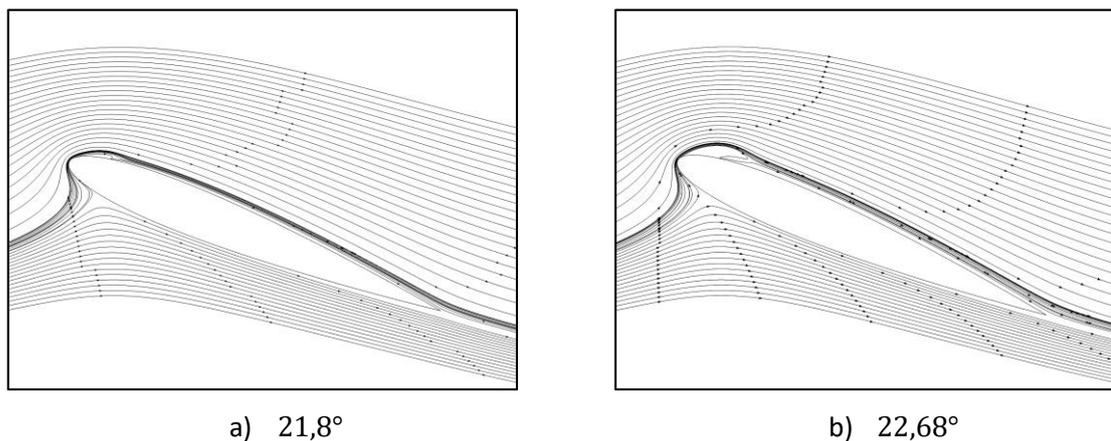
Fonte: o próprio autor.

Tabela 6. Ângulos de ataque máximos obtidos para os casos com variação da velocidade de insuflação para o NACA0012 com insuflação em $10\%c$.

U_{ins}	U_{∞}	$2U_{\infty}$	$4U_{\infty}$
α_{max}	23,25	23,25	24,5

Mesmo com o aumento da sustentação e do ângulo máximo permitido ao aerofólio a mudança das velocidades testadas não foram suficientes para a supressão do estol, observando pelo gráfico que ainda há queda da sustentação. Ao observar as linhas de correntes, apresentadas na Fig. 35, para $U = 4U_{\infty}$ nota-se que há a inibição da formação da região de recirculação no bordo de fuga do aerofólio durante a fase de subida. Porém, quando o aerofólio atinge $\alpha = 21,8^{\circ}$ há a formação de uma pequena recirculação próxima ao bordo de ataque do aerofólio, anteriormente à posição onde foi realizada a insuflação de ar.

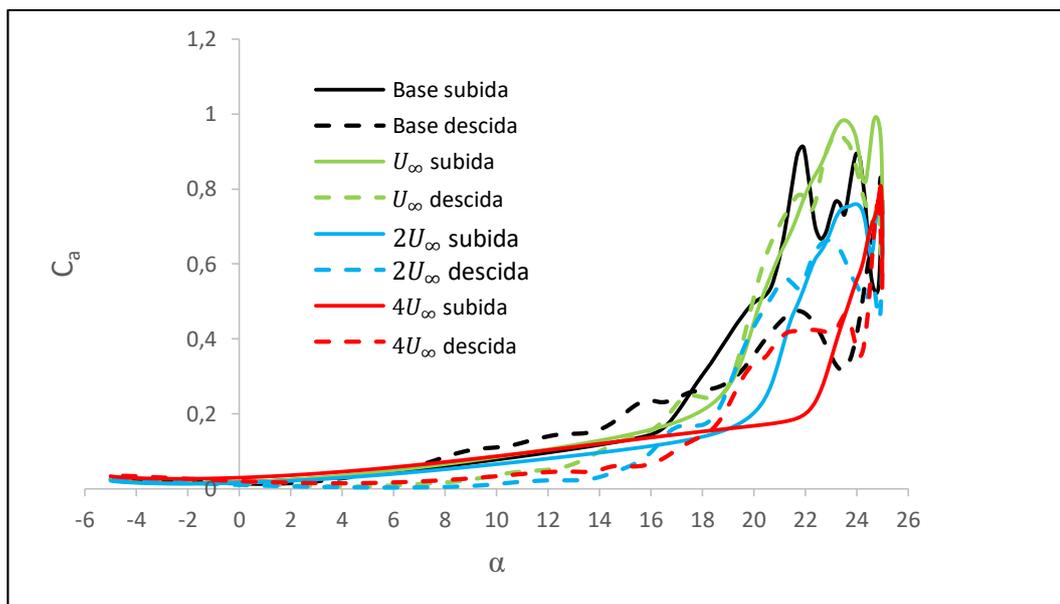
Figura 35. Linhas de corrente para o caso do aerofólio NACA0012 com insuflação em 10% c e com velocidade de insuflação de $4U_\infty$



Fonte: o próprio autor.

O aumento da velocidade de insuflação também melhora a resposta do aerofólio em relação ao arrasto, como apresentado na Fig. 36. Nota-se que para a velocidade de insuflação mais baixa há um aumento do arrasto comparando com o aerofólio base. Porém, com o aumento da velocidade de insuflação há uma diminuição do arrasto e um atraso no momento do pico do coeficiente de arrasto.

Figura 36. Coeficientes de arrasto em função do ângulo de ataque para os casos do aerofólio NACA0012 com insuflação em 10% c e com velocidades de insuflação variadas.

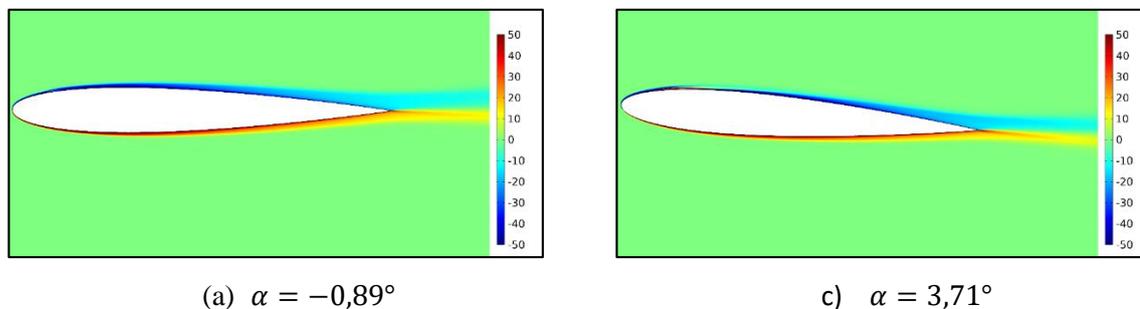


Fonte: o próprio autor.

A velocidade de insuflação está também intimamente ligada ao recolamento da camada limite. Comparando os resultados para os casos com velocidades de insuflação de U_∞ e $2U_\infty$ a

camada limite se prende totalmente ao aerofólio mais rapidamente na descida para o caso com maior velocidade ($U = U_\infty$), como pode ser visto na Fig. 37, na qual é apresentado o campo de vorticidade adimensional em z . Houve um aumento de $4,6^\circ$ no ângulo de ataque no qual ocorre o recolamento total da camada limite com o aumento da velocidade de insuflação.

Figura 37. Campos de vorticidade adimensional em z para os casos do aerofólio NACA0012 com insuflação em $10\%c$ e com velocidades de insuflação de a) U_∞ e b) $4U_\infty$



Fonte: o próprio autor.

O posicionamento da insuflação também mostrou-se um fator determinante no controle do estol dinâmico, mesmo que seja aumentada a velocidade de insuflação para conseguir o controle da queda de sustentação há a formação da região vorticiosa no bordo de ataque na região anterior à insuflação. Ainda assim, quanto maior a velocidade de insuflação maior é o gasto de potência para se conseguir gerar um escoamento com altas velocidades para a realização da insuflação, o que pode tornar este mecanismo inviável.

A seguir são apresentados os resultados para os testes realizados com a modificação do posicionamento da insuflação, com o intuito de inibir a formação vorticiosa no bordo de ataque do aerofólio, assim inibindo o estol dinâmico.

6.3.2.3 Variação da posição da insuflação

Outro ponto analisado foi com relação à posição do ponto de insuflação. Estes estudos foram realizados com velocidade de insuflação de $U_{ins} = U_\infty$ para insuflações em de 2,5%, 5% e 10% da corda com tamanho da área de insuflação de 2% da corda, o ângulo de insuflação foi diferente para as três posições devido à curvatura mais acentuada da região mais próxima do bordo de ataque do aerofólio. Como visto na secção anterior nos teste de variação do ângulo de insuflação, quanto menor o ângulo de insuflação melhor é o controle da camada limite. Assim, para cada posição de insuflação foi utilizado um ângulo de insuflação mínimo respectivo. Para as posições de 2,5% c , 5% c e 10% c foram utilizados os ângulos de $\alpha_{ins} = 30^\circ$, $\alpha_{ins} = 20^\circ$ e $\alpha_{ins} = 15^\circ$, respectivamente.

Juntamente com os testes de posição da insuflação foram realizados testes com a mudança de velocidade para estes novos posicionamentos também. Os gráficos dos coeficientes de sustentação em função do ângulo de ataque para todos os casos são apresentados na Fig. 38. Na Figura 38a com a velocidade de insuflação $U_{ins} = U_{\infty}$ é possível observar que durante a fase de subida não há grandes diferenças entre a sustentação para as diferentes posições até acontecer o momento de queda da sustentação. No caso de 10% o ângulo de ataque máximo obtido foi de $23,25^{\circ}$, no caso de 5% obteve-se um ângulo máximo de $24,04^{\circ}$ e para 2,5% o ângulo máximo foi de $23,25^{\circ}$. Com isto, a insuflação em um ponto mais próximo do bordo de ataque mostra-se ser mais benéfica no caso de 5%*c*, com atraso do efeito do estol, porém ainda não houve a inibição deste efeito.

Tem-se na Figura 38b uma velocidade de insuflação aumentada para $2U_{\infty}$ nas três posições. Para os três casos não houve a inibição do estol, porém ainda há o adiamento deste efeito, como pode ser visto no gráfico do coeficiente da sustentação.

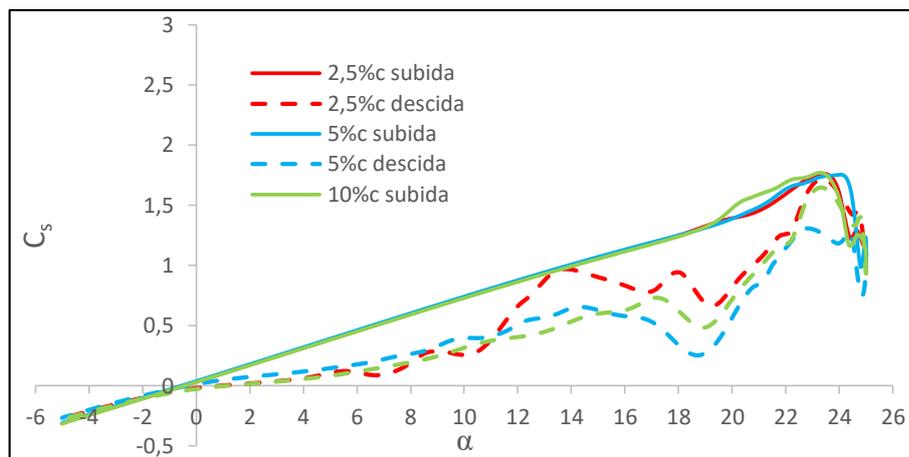
Na Tabela 7 são apresentados os ângulos de ataque máximos pré-estol. Devido ao fato do estol ainda persistir com a velocidade de insuflação em $2U_{\infty}$ foi decidido aumentar novamente esta velocidade para um valor de $4U_{\infty}$ para todas as posições.

Na Fig. 38c são apresentados os coeficientes de sustentação. Pelos gráficos dos coeficientes de sustentação já é possível perceber que para os casos com insuflação em 2,5% e 5% da corda do aerofólio há a inibição do estol dinâmico, pois não há a queda brusca da sustentação, existe ainda uma queda da sustentação, mas de forma desacelerada e controlada.

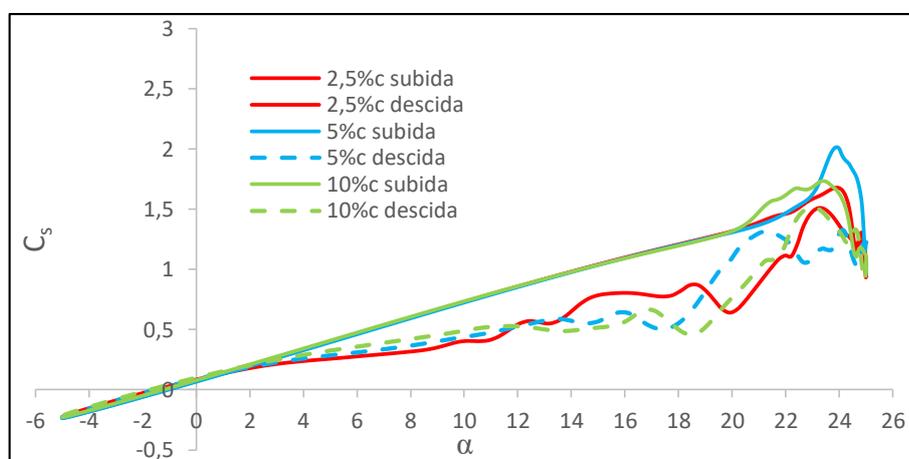
Portanto, a utilização de insuflação em somente uma posição, sendo esta uma região mais próxima do bordo de ataque, para impedir a formação vorticiosa nesta mesma região consegue inibir o estol dinâmico com velocidades de insuflação maiores ($U_{ins} = 4U_{\infty}$).

O aumento da velocidade de insuflação também consegue melhorar a resposta do aerofólio em relação ao arrasto. Observando a Figura 39, na qual são apresentados os coeficientes de arrasto para as diferentes posições de insuflação e para as diferentes velocidades de insuflação de $2U_{\infty}$ e $4U_{\infty}$. Na Figura 39a com $U_{ins} = 2U_{\infty}$, observa-se que a insuflação em 5%*c* resultou na pior resposta do aerofólio em relação ao arrasto, tendo o pico do coeficiente de arrasto menor em apenas 9,91% em relação ao pico de arrasto do aerofólio base. A melhor resposta do arrasto foi para a posição em 2,5%*c*, na qual há uma diminuição de 39,42% do pico máximo do coeficiente de arrasto do perfil.

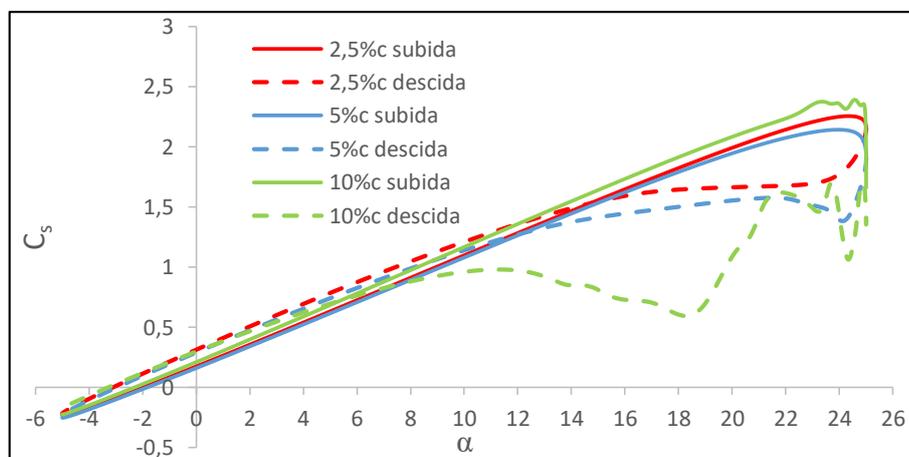
Figura 38. Coeficientes de sustentação em função do ângulo de ataque para os casos com NACA0012 com insuflação nas posições de 2,5% c , 5% c e 10% c para diferentes velocidades de insuflação a) U_{∞} , b) $2U_{\infty}$ e c) $4U_{\infty}$.



a) $U_{ins} = U_{\infty}$



b) $U_{ins} = 2U_{\infty}$



c) $U_{ins} = 4U_{\infty}$

Fonte: o próprio autor.

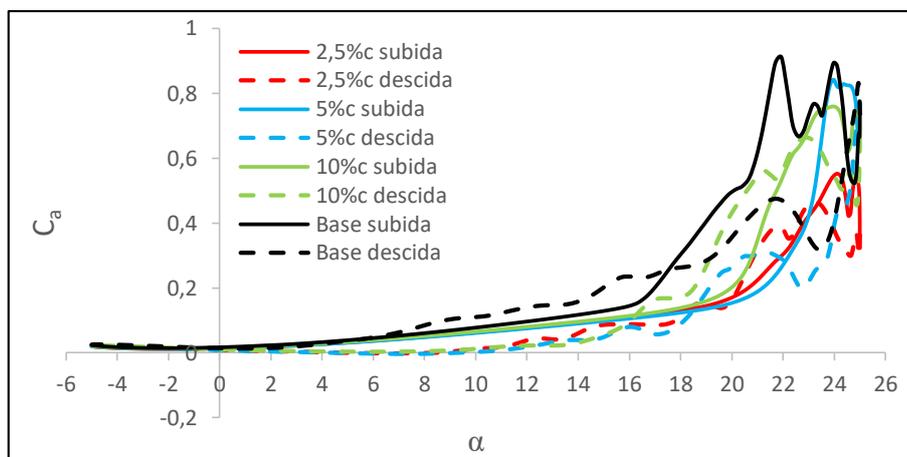
Tabela 7. Comparação dos ângulos de ataque máximo para diferentes posições e velocidades de insuflação.

	Posicionamento	10% <i>c</i>	5% <i>c</i>	2,5% <i>c</i>
α_{max}	$U_{ins} = U_{\infty}$	23,25	24,04	23,25
	$U_{ins} = 2U_{\infty}$	23,89°	23,06°	23,9°
	$U_{ins} = 4U_{\infty}$	24,56	Estol controlado	Estol controlado

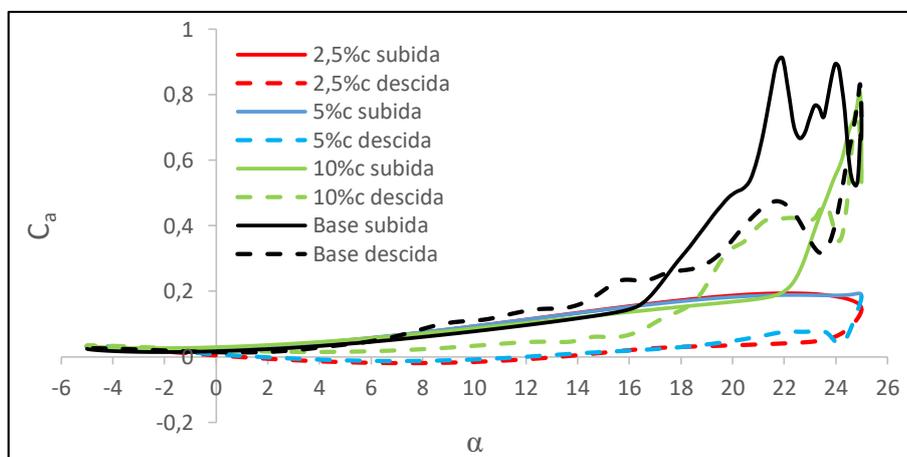
Com base na Figura 39b consegue-se observar que o arrasto é bastante diminuído com a insuflação com velocidades maiores na região mais próxima do bordo de ataque (2,5%*c*; 5%*c*). Então, o aumento da velocidade de insuflação para $4U_{\infty}$ proporcionou para 2,5%*c* e 5%*c* o controle do estol dinâmico, por meio da inibição da formação vorticosa no bordo de ataque e do controle do crescimento da região de recirculação formada no bordo de fuga em sentido ao bordo de ataque. A posição de insuflação em 2,5%*c* foi a que obteve melhores resultados, nesta região a sustentação é maior a todo momento quando comparada com a insuflação em 5%*c* e apresentou também baixos valores do coeficiente de arrasto a todo momento da movimentação do aerofólio.

Na Figura 40, é possível notar através dos perfis de velocidade que para os casos onde a insuflação mais próxima do bordo de ataque e com $U_{ins} = 4U_{\infty}$ o jato insuflado consegue controlar o desprendimento da camada limite até a região de 50% da corda. Com o aumento do ângulo de ataque ainda ocorre o surgimento da recirculação na região mais próxima do bordo de fuga, Fig. 40a. Esta região cresce em direção ao bordo de ataque, Fig. 40b, porém esta recirculação é impedida de migrar para o bordo de ataque devido ao jato insuflado e começa a reduzir de tamanho na fase de descida, Fig. 40c.

Figura 39. Coeficientes de arrasto em função do ângulo de ataque para os casos com NACA0012 com insuflação nas posições de 2,5% c , 5% c e 10% c para diferentes velocidades de insuflação a) $2U_\infty$ e b) $4U_\infty$.



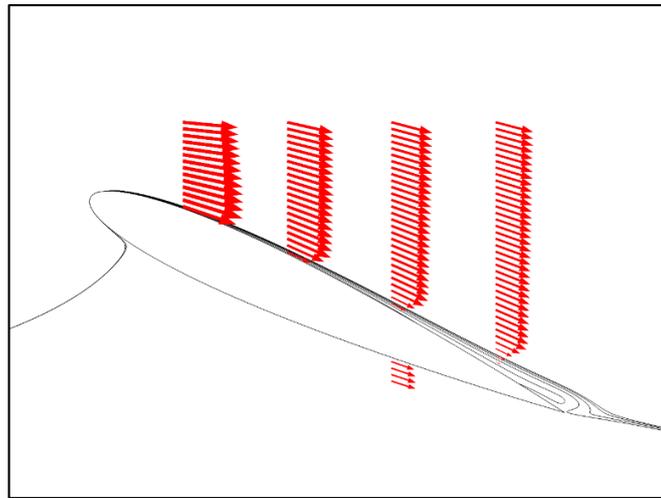
a) $U_{ins} = 2U_\infty$



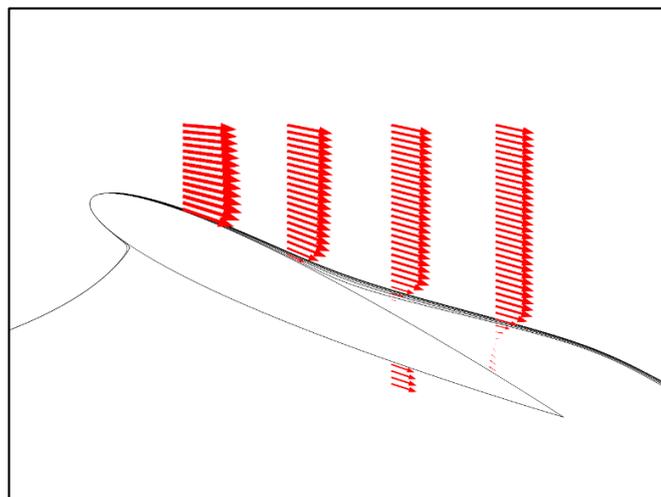
b) $U_{ins} = 4U_\infty$

Fonte: o próprio autor.

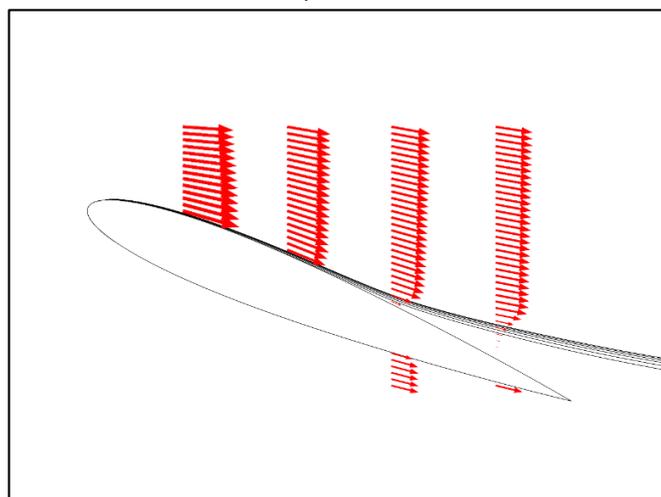
Figura 40. Perfil de velocidade na região de sucção do aerofólio e linhas de corrente do jato insuflado para o caso do aerofólio NACA0012 com insuflação em 2,5% c com velocidade de insuflação de $4U_\infty$.



a) $24,54^\circ \uparrow$



b) $24,87^\circ \uparrow$



c) $22,02^\circ \downarrow$

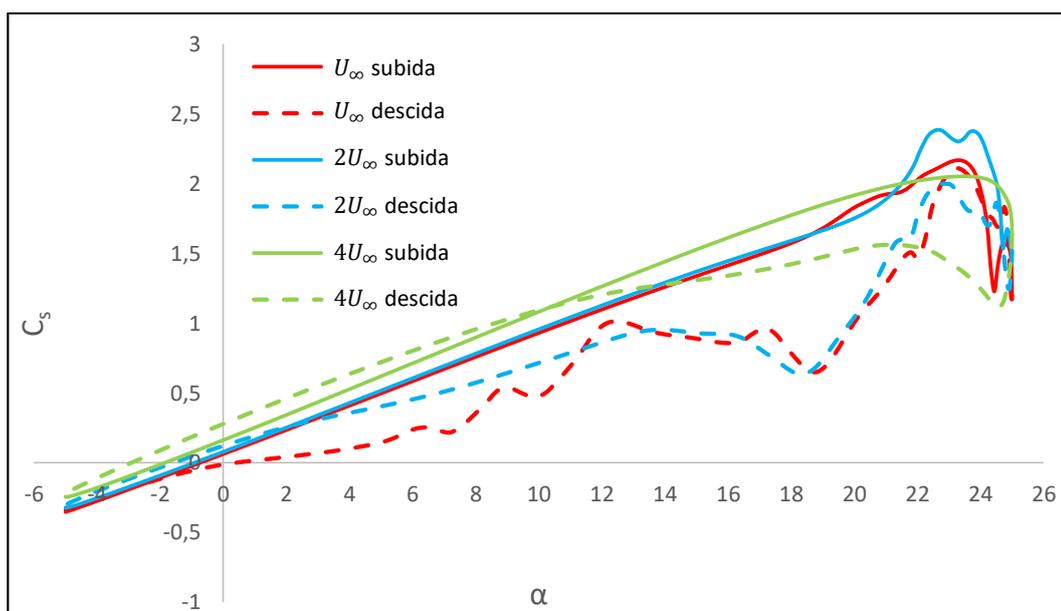
Fonte: o próprio autor.

6.3.2.4 Insuflação em múltiplos pontos

O estudo da insuflação continuou sendo aplicado, mas nesta seção são apresentados os estudos com mais pontos de insuflação utilizados simultaneamente. Para isto, foram utilizados quatro pontos de insuflação com tamanho de insuflação de $0,5\%c$ nas posições de $2,5\%c$, $5\%c$, $7,5\%c$ e $10\%c$, com os respectivos ângulo de insuflação 30° , 20° , 15° e 15° .

Inicialmente as velocidades de insuflação foram as mesmas para os quatro pontos de insuflação, sendo esta velocidade igual à U_∞ . Como visto na Fig. 41, na qual são apresentados os gráficos dos coeficientes de sustentação, com $U_{ins} = U_\infty$ e $U_{ins} = 2U_\infty$ não foi possível suprimir o estol dinâmico, mesmo aumentando os pontos de insuflação. Mas, para o caso com velocidade de insuflação de $4U_\infty$ o efeito estol foi controlado. Consegue-se notar melhor este controle por meio da Fig. 42, na qual são apresentados os coeficientes de arrasto para os casos estudados. É possível notar pelo gráfico do coeficiente de arrasto que o estol foi controlado, pois no gráfico não há um grande aumento do arrasto e nem consequentemente sua queda abrupta.

Figura 41. Coeficientes de sustentação para insuflação em múltiplos pontos com diferentes velocidades.

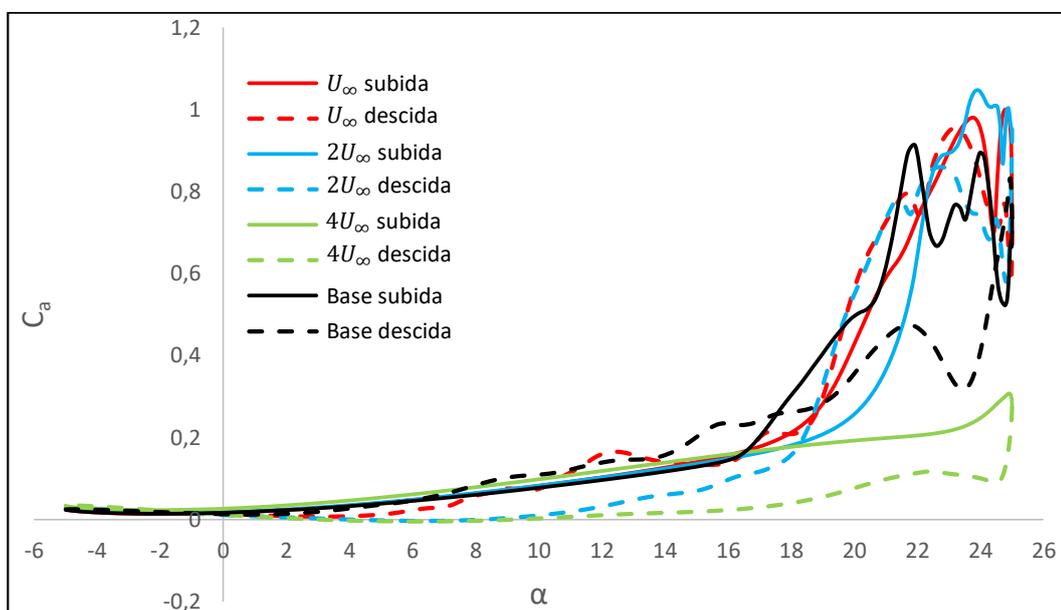


Fonte: o próprio autor.

Então, é possível observar que o controle do efeito estol não está relacionado somente ao número de pontos de insuflação e suas velocidades, mas é relacionado à vazão mássica de fluido que está sendo insuflado. Na Tabela 8 são apresentados os valores da vazão mássica para

os casos estudados com variação de velocidade nas posições de 2,5 , 5 , 10 % da corda e para os casos com insuflação com múltiplos pontos de insuflação simultâneos.

Figura 42. Coeficientes de arrasto para insuflação em múltiplos pontos com diferentes velocidades.



Fonte: o próprio autor.

Tabela 8. Comparação do Coeficiente de vazão mássica insuflada entre os diferentes métodos de insuflação e diferentes velocidades.

		Coeficiente de vazão mássica insuflada adimensionalizado		
		U_{∞}	$2U_{\infty}$	$4U_{\infty}$
Ponto de insuflação único	2,5% c	0,04	0,18	0,71
	5% c	0,04	0,17	0,67
	10% c	0,04	0,16	0,65
Pontos múltiplos de insuflação		0,04	0,17	0,67

Consegue-se notar a diferença entre o coeficiente de vazão mássica insuflada para as velocidades escolhidas. Somente os casos com a vazão mássica maiores, em torno de 0,65 a 0,71, conseguiram suprimir totalmente o estol dinâmico, o único caso que não suprimiu foi com insuflação posicionada em 10% c , mas a ausência do controle foi devido à localização do ponto de insuflação.

A seguir são apresentados os estudos utilizando-se de pontos de sucção para a análise da influência deste método no fenômeno de estol dinâmico.

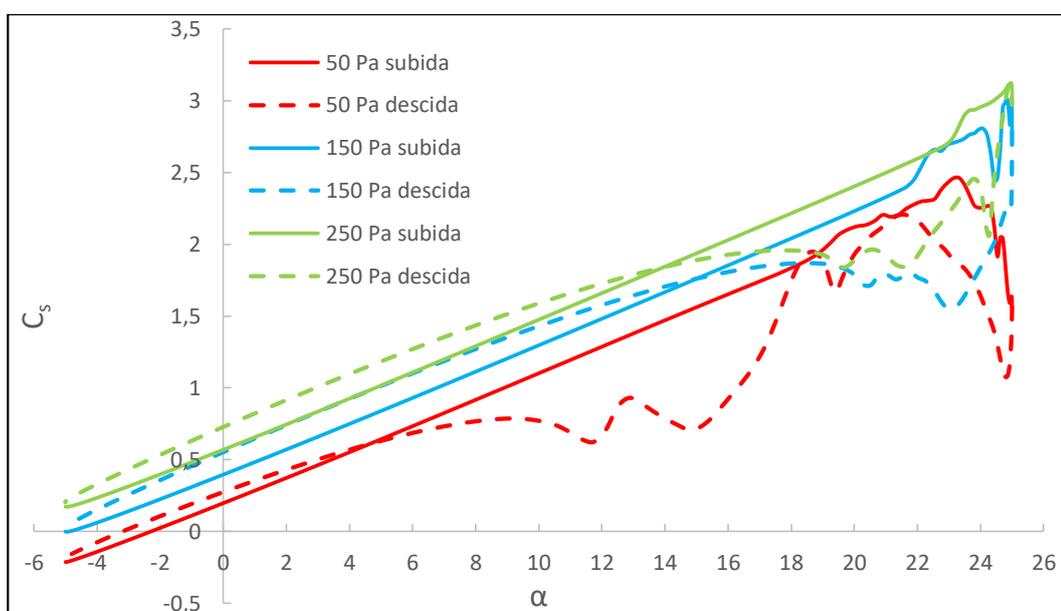
6.3.3 Sucção na região superior do aerofólio

6.3.3.1 Aplicação de somente sucção variando a pressão de saída do fluido.

A sucção aplicada no aerofólio é utilizada para a transformação da camada limite turbulenta em uma camada limite laminar. Assim, foram realizados estudos aplicando a sucção em 4 regiões do aerofólio, 10, 30, 50, 70 % da corda, nas quais foram utilizadas as mesmas intensidades de sucção em cada ponto. Cada ponto de sucção tinha a dimensão de $0,5\%c$ e suas intensidades foram variadas para observar o comportamento dos coeficientes aerodinâmicos, Fig. 43.

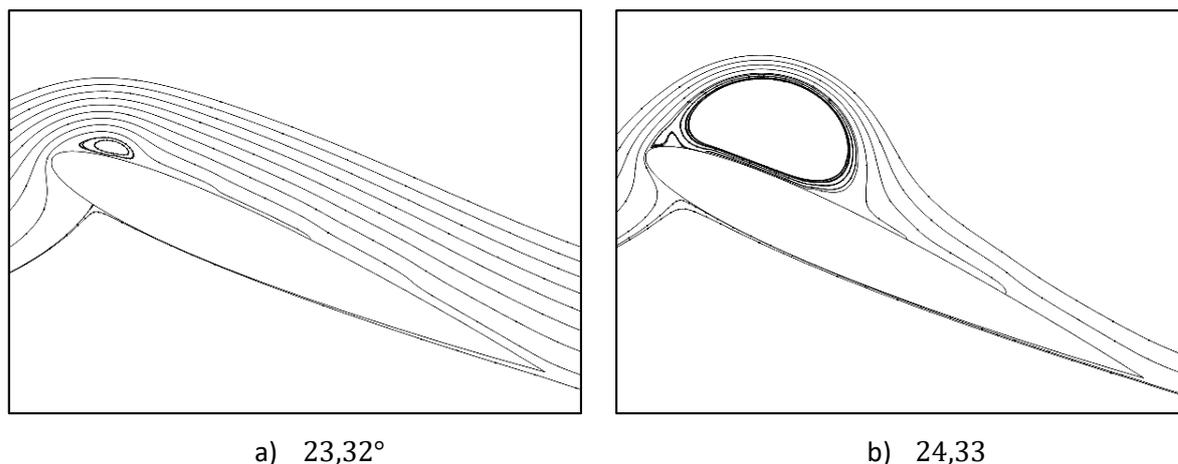
Por meio do coeficiente de sustentação e das linhas de corrente da Fig. 44, pode-se observar que a sucção não conseguiu realizar o controle do estol dinâmico, pois ainda há a região de recirculação no bordo de ataque do aerofólio, como pode ser visto nas imagens das linhas de corrente. A sucção aumentou o coeficiente de sustentação do aerofólio e conseguiu atrasar o efeito do estol dinâmico para ângulos de ataque maiores, porém não efetuou o controle de tal efeito, mesmo que aumentando a pressão de sucção.

Figura 43. Comparação dos coeficientes de sustentação para diferentes pressões de sucção.



Fonte: o próprio autor.

Figura 44. Linhas de corrente para o caso implementando somente sucção em diferentes ângulos de ataque.



Fonte: o próprio autor.

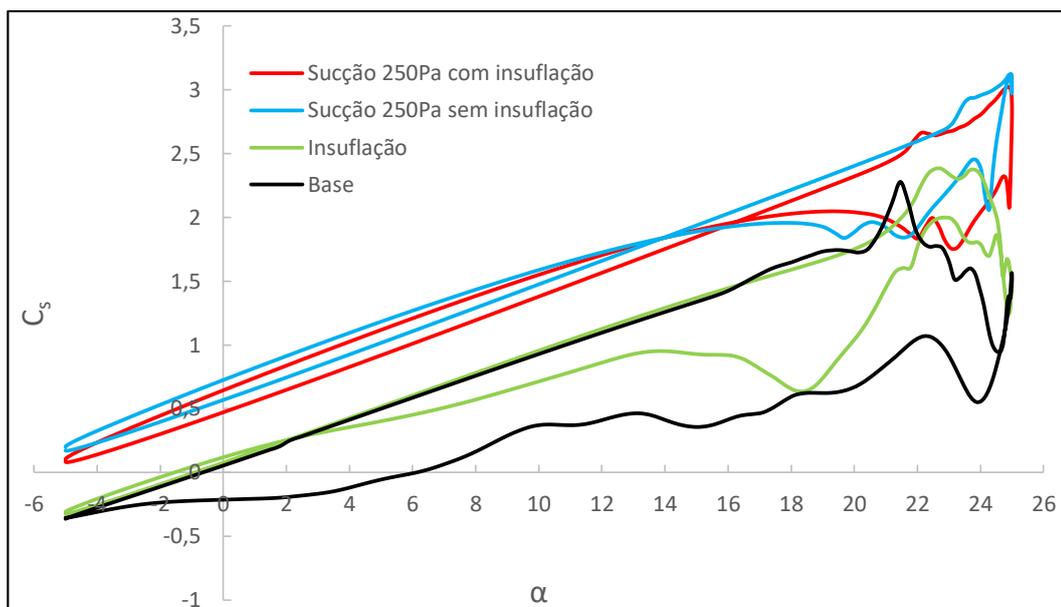
Portanto, a utilização somente da sucção não trouxe grandes benefícios em relação ao controle da camada limite, pois ainda há a criação de uma região de recirculação no bordo de ataque do aerofólio. Com isto, foram realizados testes com implementação de insuflação e sucção utilizados ao mesmo tempo, vistos na secção a seguir.

6.3.3.2 Implementação de sucção juntamente com insuflação

Com o intuito de analisar os benefícios da implementação da sucção na região superior do aerofólio foram realizados testes combinando este mecanismo com a insuflação no bordo de ataque do aerofólio com quatro pontos de insuflação e três pontos de sucção ($30\%c$, $50\%c$ e $70\%c$). A velocidade de insuflação utilizada foi de $2U_\infty$, foi escolhida esta velocidade para analisar o ganho que a sucção traria para o estol dinâmico, sabendo-se pelos resultados anteriores que somente a insuflação não era suficiente para a supressão deste efeito.

Na Figura 45 são apresentados os coeficientes de sustentação para os casos com sucção e insuflação, somente sucção, somente insuflação e o aerofólio base sem modificações. Pelos gráficos observa-se que a utilização da insuflação com a sucção não resultou em muitos ganhos e para os dois casos há a queda de sustentação, pois mesmo com os dois mecanismos ainda houve a formação da região vorticiosa no bordo de ataque, com os parâmetros utilizados.

Figura 45. Coeficientes de sustentação para os casos implementando sucção juntamente com insuflação, somente sucção, somente insuflação e aerofólio base sem modificações.

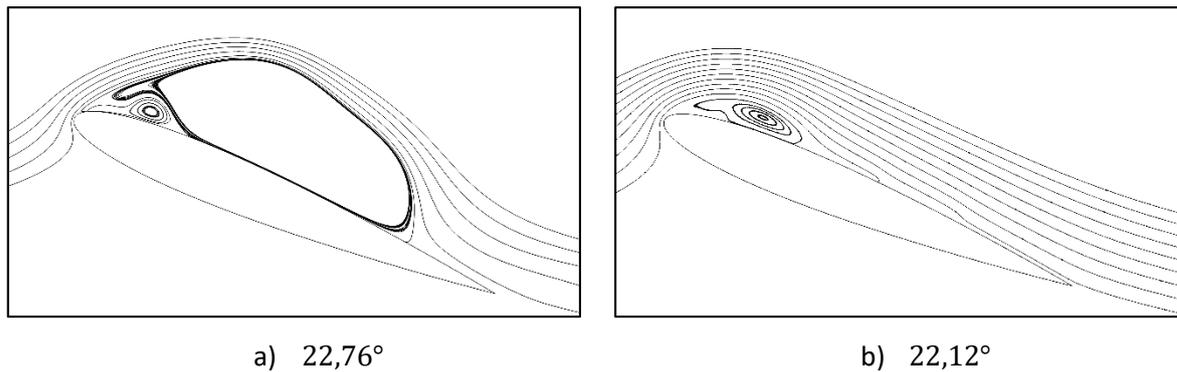


Fonte: o próprio autor.

Analisando as linhas de corrente, Fig. 46, nota-se que há diferença na formação da região de recirculação na região de sucção do aerofólio. Na Figura 46a na qual é mostrado o aerofólio somente com insuflação há duas regiões de recirculação, a região que é formada no bordo de ataque e é menor no instante mostrado e uma região maior que domina a maior parte do corpo de aerofólio. Esta segunda região é devido a inversão da velocidade da camada limite no bordo de fuga do aerofólio, fenômeno que já foi citado anteriormente. Já na Figura 46b não há esta segunda região de recirculação que tem seu início no bordo de fuga, pois com a atuação dos pontos de sucção há o impedimento da formação desta região, portanto só é visto a região vorticosa que é iniciada no bordo de ataque do aerofólio.

A sucção na região superior do aerofólio tem grande influência na formação da recirculação no bordo de fuga do aerofólio, mostrou-se ser eficaz no controle desta característica, mas é pouco influente na formação da recirculação no bordo de ataque. Sendo este fator uma das principais características do estol dinâmico. Assim, a sucção foi de grande importância para o aumento da força de sustentação do aerofólio para todo o movimento oscilatório e comparando os casos com somente insuflação e insuflação com sucção, a sucção auxiliou no atraso do estol dinâmico gerando maiores ângulos de ataque, porém ainda assim não conseguiu auxiliar na supressão do estol dinâmico.

Figura 46. Comparação entre linhas de corrente para a) Aerofólio somente com insuflação e b) Aerofólio com insuflação e sucção sendo utilizadas.



Fonte: o próprio autor.

Na Tabela 9 são apresentados os ângulos de ataque máximos para os casos do aerofólio base, com somente insuflação, com somente sucção e com a combinação de sucção e insuflação. A pressão de sucção apresentada é de 250 Pa.

Tabela 9. Ângulos de ataques máximos para os estudos do aerofólio base, aerofólio com insuflação, aerofólio com sucção e aerofólio utilizando ambos sucção e insuflação ($U_{ins} = 2U_{\infty}$).

	Base	Insuflação	Sucção	Sucção com Insuflação
α_{max}	21,98°	22,75°	23,32°	24,89°

CAPÍTULO 7 CONCLUSÃO

No presente trabalho foram realizados estudos da dinâmica do escoamento ao redor de um perfil aerodinâmico NACA0012 em movimento de arfagem. Para realizar estes estudos foi utilizado o Software comercial COMSOL Multiphysics, o qual é baseado no Método de Elementos Finitos.

Primeiramente, foram realizados estudos para validação da metodologia utilizada. A metodologia utilizada RANS com modelo de turbulência $k - \omega$ em conjunto com a função de máquina rotativa do COMSOL apresentou resultados próximos aos resultados encontrados na literatura durante a fase de subida do aerofólio. Durante a fase de descida e nos momentos pós estol os resultados se distanciaram dos valores experimentais, mas isto foi devido à utilização de RANS.

Posteriormente, realizaram-se os estudos de controle da camada limite. O primeiro método utilizado foi com a implementação de *slats*. Estes dispositivos mostraram ser eficientes no atraso do estol dinâmicos, mas não conseguiram inibir a perda brusca da sustentação. Para o caso com o perfil do aerofólio NACA0012 houve um ganho de $1,13^\circ$ no ângulo de ataque máximo antes do estol e uma diminuição no pico de arrasto de 15,52%. No caso com o perfil Clark Y o ganho obtido ao inserir um *slat* foi de $4,6^\circ$.

O segundo mecanismo estudado foi a inserção de jatos insufladores no bordo de ataque do aerofólio, sendo todos os estudos realizados com o perfil NACA0012. Com os jatos insufladores de ar foram analisadas as variações do ângulo de insuflação, velocidade do jato, posicionamento do jato em relação ao aerofólio e a adição de mais de um jato de ar. Na variação do ângulo de insuflação notou-se que quanto menor o ângulo de insuflação melhor é a resposta do aerofólio em relação ao estol dinâmico, a velocidade de insuflação utilizada foi de U_∞ e a posição do jato utilizada foi em $10\%c$. O menor α_{ins} apresentou um aumento no pico de arrasto em relação ao aerofólio base, mas proporcionou um aumento de $1,27^\circ$ no α_{max} .

Apesar do aumento do ângulo de ataque máximo do aerofólio o jato insuflado com velocidade utilizado não foi o suficiente para suprimir o estol. Assim, aumentou-se a velocidade de insuflação com o mesmo posicionamento do jato, sendo as velocidades utilizadas de $U_{ins} =$

U_∞ ; $2U_\infty$; $4U_\infty$. Neste estudo foi observado que para velocidades de jatos maiores proporcionam-se maiores α_{max} , mas mesmo com velocidades maiores de insuflação houve o estol dinâmico devido à formação de uma região vorticiosa no bordo de ataque do aerofólio, logo anteriormente ao jato insuflado. Portanto somente o aumento da velocidade do jato não foi o suficiente para suprimir o estol dinâmico.

Como consequência dos resultados anteriores um quarto estudo tornou-se necessário a fim de suprimir o estol dinâmico, a variação do posicionamento do jato insuflado. Foram estudados três posicionamentos no bordo de ataque do aerofólio, $2,5\%c$, $5\%c$ e $10\%c$. Para cada posição do jato foram utilizadas as três velocidades de jatos discutidas anteriormente. Para os três posicionamentos as velocidades de U_∞ e $2U_\infty$ conseguiram atrasar o estol dinâmico, mas não foram suficientes para suprimir a queda da sustentação. Já para a velocidade de $4U_\infty$ as posições de $2,5\%c$ e $5\%c$ foram capazes de suprimir o estol. Além do controle da queda brusca de sustentação nos dois posicionamentos houve uma melhora na resposta do aerofólio em relação ao arrasto diminuindo o seu pico. A posição de $2,5\%c$ foi a que apresentou melhores resultados, além de suprimir o estol conseguiu reduzir o pico do arrasto em $39,42\%$.

Continuando o estudo sobre jatos de ar insuflados e seu posicionamento foi decidido dividir o jato que antes era único em 4 partes em diferentes posições, $2,5\%c$, $5\%c$, $7,5\%c$ e $10\%c$, porém diminuindo o tamanho da área de insuflação de cada jato. Novamente foram testadas as três velocidades de insuflação utilizadas anteriormente sendo a mesma velocidade para cada jato. Somente a maior velocidade de U_{ins} conseguiu suprimir o estol dinâmico e percebeu-se que para suprimir o estol dinâmico foi necessário que o coeficiente de vazio mássica adimensional fosse de pelo menos $0,67$. Mesmo com a divisão dos jatos as menores velocidades de insuflação não conseguiram inserir quantidade de movimento suficiente para suprimir totalmente o efeito estol, somente foi possível atrasá-lo.

O terceiro método de controle da camada limite estudado foi utilizando-se de sucção na tentativa de transformar a camada limite turbulenta em uma camada limite laminar e assim evitar o desenvolvimento da região vorticiosa que é um dos fatores que ocasiona o estol. Foram utilizados quatro pontos de sucção localizados em $10\%c$, $30\%c$, $50\%c$ e $70\%c$ com a pressão de sucção sendo variada. A utilização da sucção possibilitou o aumento da sustentação do aerofólio e quanto maior a pressão de sucção maiores os valores da sustentação e maiores os ângulos de ataques máximos, realizando assim o atraso do estol, mas não conseguindo sua inibição.

Outro estudo realizado foi utilizando da combinação de sucção e insuflação. A sucção foi utilizada nos locais de 30% c , 50% c e 70% c , enquanto a insuflação realizada utilizando dos quatro pontos de insuflação no bordo de ataque do aerofólio. A velocidade de insuflação utilizada neste estudo foi de $2U_{\infty}$, foi escolhida esta velocidade pois a velocidade maior ($4U_{\infty}$) é capaz de realizar o controle do estol sozinha enquanto a velocidade menor não. A implementação da sucção juntamente com a insuflação não inibiu o estol dinâmico, mas foi possível inibir a formação da região vorticosa que ocorre na região do bordo de fuga do aerofólio e migra para o bordo de ataque. O ângulo de ataque máximo neste estudo ($24,89^{\circ}$) foi muito próximo do ângulo de ataque máximo do movimento (25°), assim houve um grande atraso no estol.

Como continuidade do trabalho apresentado os seguintes tópicos são sugeridos:

- Realizar o estudo do estol dinâmico em outros perfis de aerofólios utilizando o COMSOL para análise das diferenças das respostas destes diferentes perfis em relação aos métodos de controle da camada limite.
- Analisar o efeito da tridimensionalidade nos casos de estol dinâmico aplicando jatos insuflados para analisar o efeito de ponta de asa nos valores de velocidade de insuflação e no controle da camada limite.
- Utilizar diferentes modelos de turbulência como LES e modelos híbridos para melhorar a resposta das simulações durante a fase de descida do aerofólio e observar com maiores detalhes o desenvolvimento do LEV.
- Realizar estudos experimentais em túnel de vento para comparar com os estudos realizados e analisar em conjunto os estudos utilizando modelos de turbulência híbridos as respostas das forças aerodinâmicas.
- Estudar outros mecanismos de controle da camada limite como, por exemplo, o bordo de ataque variável para explorar as diferentes funcionalidades do COMSOL.

ANEXO

Cálculo dos coeficientes

Os coeficientes aerodinâmicos são calculados dentro do programa do COMSOL na parte de resultados. É possível fazer a escolha de se realizar uma integral de linha nas fronteiras do aerofólio e de seus respectivos componentes, como slat, entre outros que se deseja adicionar.

Na aba de resultados deve-se escolher a opção de valores derivados, entrar na parte de integrais e colocar integral de linha. Na opção de integral de linha é possível escolher o estudo a ser utilizado e o intervalo de tempo para ser calculado cada valor. Nas fronteiras escolhidas para o cálculo é preciso colocar a expressão para o cálculo, descrita a seguir.

$$C_l = \frac{spf.T_stressy}{\frac{1}{2}\rho c U_\infty^2} \quad (A)$$

$$C_d = \frac{spf.T_stressx}{\frac{1}{2}\rho c U_\infty^2} \quad (B)$$

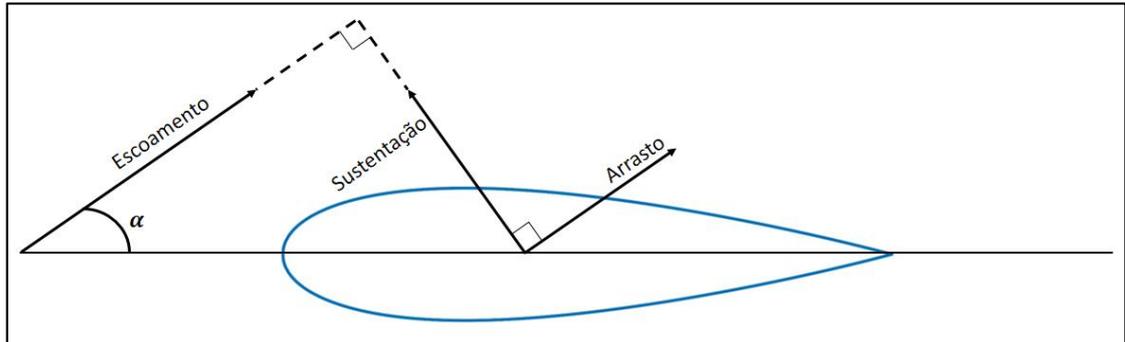
onde *spf* é o código para fazer referência ao estudo, no caso de um escoamento turbulento. Em seguida é colocado o parâmetro que se deseja analisar, ou seja, a tensão *T_stress*, onde *T* representa total. E por último é colocado em qual coordenada esta sendo analisado a tensão total, para a sustentação analisa-se em *y* e para o arrasto, em *x*.

Caso o escoamento do estudo não esteja imposto horizontalmente, ou seja, aerofólio disposto horizontalmente e ângulo de ataque sendo imposto na entrada do escoamento no domínio, Figura 47. Assim, deve-se realizar o cálculo dos coeficientes aerodinâmicos com base no ângulo de ataque.

$$C_l = \frac{spf.T_stressy * \cos\left(\alpha * \frac{\pi}{180}\right) - spf.T_stressx * \sin\left(\alpha * \frac{\pi}{180}\right)}{\frac{1}{2}\rho c U_\infty^2} \quad (C)$$

$$C_d = \frac{spf.T_stressy * \sin\left(\alpha * \frac{\pi}{180}\right) + spf.T_stressx * \cos\left(\alpha * \frac{\pi}{180}\right)}{\frac{1}{2}\rho c U_\infty^2} \quad (D)$$

Figura 47. Representação das forças aerodinâmicas em um escoamento incidindo à um ângulo α em relação ao aerofólio.



REFERÊNCIAS

Bangga, G. ; Sasongko, H. “Dynamic stall prediction of a pitching airfoil using an adjusted two-equation urans turbulence model”, *Journal of Applied Fluid Mechanics*, Vol 10, p. 1-10, 2017.

Beahan, J. J. ; Shih, C. ; Krothapalli, A. ; Kumar, R. ; Chandrasekhara, M. S. “Compressible dynamic stall control using high momentum microjets”, *Exp Fluids* 55: 1813, 2014.

Brücker, C. ; Weidner, C. , “Influence of self-adaptive hairy flaps on the stall delay of an airfoil in ramp-up motion”, *Journal of Fluids and Structures*, Vol 47, p. 31-40, 2014.

Carr, L. W. “Progress in analysis and prediction of dynamic stall”, *Journal.Aircraft* 25(1), 6–17.

Carr, L. W. ; McAlister, K. W. “The effect of a leading-edge slat on the dynamic stall of a oscillating airfoil” *AIAA Aircraft Design, Systems and Technology Meeting* , 1983.

Carruthers, A. C. ; Thomas, A. L. R. ; Taylor, G. K. “Automatic aeroelastic devices in the wings of a steppe eagle *Aquila nipalensis*” , *Journal of Experimental Biology*, Vol 210, p. 4136-4149, 2007.

Cavanaugh, M. A. ; Robertson, P. ; Mason, W. H , “Wind tunnel test of Gurney flaps and T-strips on an NACA 23012 wing”, *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 2007.

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

Chandrasekhara, M. S. ; Wilder, M. C. ; Carr. L. W. “Compressible dynamic stall control: comparison of two approaches”, *Journal of Aircraft*, Vol. 38, 2001.

Chew, Y. T.; Pan, L. S. ; Lee, T. S. , “Numerical simulation of the effect of a moving wall on separation of flow past a symmetrical aerofoil”, Journal of Power and Energy, Vol 212, Part A, 1998.

Demir, H. ; Özden, M. ;Genç, M. S. ;Çagdas, M. “Numerical investigation of flow on NACA4412 aerofoil with diferents aspect ratios”, EPJ Web of Conferences, vol. 114, 2016.

Gardner, A. D. ; Richter, K. ; Mai, H. ; Neuhaus D. “Experimental investigation of air jets to control shock-induced dynamic stall”, Journal of The American Helicopter Society Vol 59, 2014.

Geng, F.; Kalkman, I.; Suiker, A. S. J.; Blocken, B. “Sensitivity analysis of airfoil aerodynamics during pitching motion at a Reynolds number of 1.35×10^5 ”, Journal of Wind Engineering & Industrial Aerodynamics Vol 183, p. 315-332, 2018.

Im, H. ; Zha, G. “Delayed detached eddy simulation of airfoil stall flows using high-order schemes”, Journal of Fluids Engineering, vol. 136, 2015.

Leknys, R. R.; Arjomandi, M.M. ; Kelso, R.M.; Birzer, C.H. “Dynamic stall flow structure and forces on symmetrical airfoils at high angles of attack and rotation rates” . ASME. J. Fluids Eng. 20.

Li, Y. ; Wang, J. ; Zhang, P. , "Effects of Gurney flaps on a NACA0012 airfoil", Flow, Turbulence and Combustion, Vol 68, p. 27-39, 2002.

Mai, D. ; Dietz, G. ; Geißler, W. ; Richter, K. ; Bosbach, J. ; Richard, H. “Dynamic stall control by leading edge vortex generators”, American Helicopter Society 62nd Annual Forum, 2008.

Martinat, G., Braza, M., Hoarau, Y., Harran, G., 2008, “Turbulence modeling of the flow past a pitching NACA0012 airfoil at 105 and 106 Reynolds Numbers”, Journal of Fluids and Structures, 24, pp. 1294-1303, 2014.

Mason, W.H. , “Configuration Aerodynamics”, Blacksburg, Virginia Tech, 2006.

Matalanis, C. G. ; Min, B.-Y. ; Bowles, P. O. ; Jee, S. ; Wake, B. E. ; Crittenden, T. M. ; Woo, W. ; Glezer, A. “Combustion-Powered actuation for dynamic-stall suppression: High-Mach simulations and Low-Mach experiments” , AIAA Journal, 2015.

Modi, V. J. , “Moving surface boundary-layer control: a review”, The University of British Columbia, Canada, 1997.

Mulleners K. ; Pape, A. L. ; Heine, B. ; Raffel, M. “The dynamics of static stall”, 16th Int Symp on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics, Portugal, 2012.

Ouchene, S.; Smaili, A. ; Fellouah, H., “Numerical simulation of a pitching NACA 0015 airfoil in deep stall regime: comparison of turbulence models,” 2018 International Conference on Wind Energy and Applications in Algeria (ICWEAA), Algiers, 2018, pp. 1-7.

Patel, M. P.; Sowle, Z. H. ; Corke, T. C. ; He, C. “Autonomous sensing and control of wing stall using a smart plasma slat”, Journal of Aircraft, vol. 44, 2007.

Rahman, A. H. A.; Mohd, N. A. R. N.; Lazim, T. M.; Mansor, S. “Aerodynamics of harmonically oscillating aerofoil at low Reynolds number.” J. Aerosp. Technol. Manag. [online]. 2017, vol.9, n.1, pp.83-90. ISSN 1984-9648.

Riegels, F.; Randall, D. (1961). [Aerodynamische Profile.] Aerofoil Sections: Results from wind-tunnel investigations. Theoretical foundations. Translated by D.G. Randall. London: Butterworths.

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, Vol. 40 (1), 2003.

Sogukpinar,H. ; Bozkurt, I. “Calculation of optimum angle of attack to determine maximum lift to drag ratio of NACA 63₂-215 airfoil”, Journal of Multidisciplinary Engineering Science and Technology, Vol 2, p. 1103-1108, 2015.

Sun, M. ; Yang, B. ; Peng, T. ; Lei, M. “Optimum duty cycle of unsteady plasma aerodynamic actuation for NACA0015 airfoil stall separation control”, Plasma Science and Technology, Vol.18, p. 680-685, 2016.

Versteeg H. K. ;Malalasekera, W. . “An introduction to computational fluid dynamics”: The Finite Volume Method (Longman Scientific and Technical, 1995).

Wang, S.; Ingham, D.B.; Ma, L., Pourkashanian, M.; Tao, Z. . “Turbulence modeling of deep dynamic stall at relatively low Reynolds number”. J. Fluid Struct. 33, 191–209, 2012.

Weick, F. E.; Wenzinger, C. J. .“the characteristics of a Clark Y wing model equipped with several forms of low-drag fixed slots”. NACA Report No 407, 1932.

Yen, J. ; Ahmed, N. A. “Enhancing vertical axis Wind turbine by dynamic stall control using synthetic jets”, *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, vol. 115, p.12-17, 2013.

Yuan, W. ; Xu, H. ; Khalid, M. ; Radespiel, R. “A parametric study of LES on laminar-turbulent transitional flows past an airfoil”, *International Journal of Computational Fluid Dynamics*, vol. 20, p. 45–54, 2006.

Zanotti, A. ; Nilifard, R. ; Gibertini, G. ; Guardone, A. ; Quaranta, G. “Assessment of 2D/3D numerical modeling for deep dynamic stall experiments” *Journal of Fluids and Structures*, vol. 51, p. 97–115, 2014.

Zhang, Y. ; Huang, D. ; Sun, X ; Wu, G. , “Exploration in optimal design of an airfoil with a leading edge rotating Cylinder”, *Journal of Thermal Science* , Vol 19, 2010.

Zhao, G. ; Zhao, Q. “Dynamic Stall control optimization of rotor airfoil via variable droop leading-edge”, *Aerospace Science and Technology*, vol.43,p. 406–414, 2015.