

UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA - UNESP

Faculdade de Engenharia- campus de São João da Boa Vista

LETÍCIA DE SOUZA DOTTA

Simulações CFD bidimensional de aerofólio em movimento de pitching utilizando referencial não inercial

São João da Boa Vista

2026

Letícia de Souza Dotta

Simulações CFD bidimensional de aerofólio em movimento de pitching utilizando referencial não inercial

Trabalho de Conclusão de Curso, apresentada à Universidade Estadual Paulista (UNESP), Faculdade de Engenharia, São João da Boa Vista, para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Aeronáutica.

Orientador: Profº Dr. Daniel Sampaio Souza

São João da Boa Vista

2026

D725s

Dotta, Letícia de Souza

Simulações CFD bidimensional de aerofólio em movimento de pitching utilizando referencial não inercial / Letícia de Souza Dotta. -- São João da Boa Vista, 2026

34 p. : il., tabs.

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

Orientador: Daniel Sampaio Souza

1. Aerodinâmica. 2. Fluidodinâmica computacional. 3. MATLAB (Programa de computador). 4. Navier-Stokes, Equações de. I. Título.

UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA "JÚLIO DE MESQUITA FILHO"
FACULDADE DE ENGENHARIA - CÂMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA AERONÁUTICA
TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

**SIMULAÇÕES CFD BIDIMENSIONAL DE AEROFÓLIO EM MOVIMENTO DE
PITCHING UTILIZANDO REFERENCIAL NÃO INERCIAL**

Aluno: Letícia de Souza Dotta

Orientador: Prof. Dr. Daniel Sampaio Souza

Banca Examinadora:

- Daniel Sampaio Souza (Orientador)
- Vagner Cândido de Sousa (Examinador)
- Filipe Estevan Valentim (Examinador)

Os formulários de avaliação e a ata da defesa, na qual consta a aprovação do trabalho, devidamente assinados pela banca encontram-se no prontuário eletrônico do aluno.

São João da Boa Vista, 07 de agosto de 2026.

AGRADECIMENTOS

O presente trabalho foi realizado com apoio Fundação de Amparo à Pesquisa do Estado de São Paulo (FAPESP), Brasil. Processo nº 2023/06899-7.

O presente trabalho foi realizado com apoio do Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico (CNPq), pela concessão de bolsa de pesquisa processo nº 2024/13249-1.

RESUMO

O estol dinâmico é um fenômeno aerodinâmico que ocorre em aplicações como turbinas eólicas e rotores de helicópteros, submetidos à variação temporal do ângulo de ataque, podendo provocar elevados carregamentos aerodinâmicos que levam a falha estrutural. Este trabalho tem como objetivo implementar um modelo de Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD) bidimensional, implementado em referencial não inercial no software OpenFOAM, para simular o estol dinâmico de um aerofólio NACA 0012 submetido a movimentos de *pitching* do tipo rampa. Os resultados obtidos foram comparados com as previsões do modelo semiempírico de Beddoes-Leishman, implementado em MATLAB, com o objetivo de verificar a capacidade da abordagem numérica em reproduzir os principais mecanismos físicos associados ao fenômeno. Os resultados mostraram que o modelo CFD foi capaz de reproduzir adequadamente a evolução do processo de estol, uma vez que a evolução da curva do coeficiente de força normal em função do ângulo de ataque seguiu, de forma geral, as tendências previstas pelo modelo semiempírico de Beddoes-Leishman. A introdução gradual do movimento de arfagem proporcionou soluções mais estáveis e previsões mais próximas da referência, enquanto a aplicação brusca da velocidade angular desde o início da simulação promoveu a desestabilização do escoamento. Demonstrou-se que a condição de contorno adotada foi eficaz para mitigar os efeitos de instabilidades numéricas na maior parte dos casos analisados, permitindo a obtenção de previsões coerentes com o comportamento esperado do fenômeno. Entretanto, para taxas mais elevadas de variação do ângulo de ataque, ela não foi suficiente, resultando no aumento das perturbações observadas no escoamento. Portanto, o modelo em CFD foi capaz de reproduzir adequadamente os principais fenômenos associados ao estol dinâmico, exceto o comportamento oscilatório dos coeficientes aerodinâmicos, que aparenta estar relacionado a erros da solução utilizada como condição inicial da simulação.

Palavras-Chave: aerofólio; Beddoes-Leishman; dinâmica dos fluidos computacional; estol dinâmico; OpenFOAM.

ABSTRACT

Dynamic stall is an unsteady aerodynamic phenomenon that occurs in applications such as wind turbines and helicopter rotors subjected to time-varying angles of attack, potentially generating high aerodynamic loads that may lead to structural failure. This work aims to implement a two-dimensional Computational Fluid Dynamics (CFD) model in a non-inertial reference frame using the OpenFOAM software to simulate the dynamic stall of a NACA 0012 airfoil undergoing ramp-type pitching motions. The obtained results were compared with the predictions of the semiempirical Beddoes-Leishman model implemented in MATLAB in order to assess the capability of the numerical approach to reproduce the main physical mechanisms associated with the phenomenon. The results showed that the CFD model was able to adequately reproduce the evolution of the stall process, since the evolution of the normal force coefficient as a function of the angle of attack generally followed the trends predicted by the semiempirical Beddoes-Leishman model. The gradual introduction of the pitching motion provided more stable solutions and predictions that were closer to the reference model, whereas the abrupt application of angular velocity from the beginning of the simulation promoted flow destabilization. It was demonstrated that the adopted boundary condition was effective in mitigating the effects of numerical instabilities in most of the analyzed cases, allowing predictions consistent with the expected behavior of the phenomenon to be obtained. However, for higher rates of angle-of-attack variation, it proved insufficient, resulting in increased flow disturbances. Therefore, the CFD model was capable of adequately reproducing the main phenomena associated with dynamic stall, except for the oscillatory behavior of the aerodynamic coefficients, which appears to be related to errors in the solution adopted as the initial condition for the simulation.

Keywords: airfoil; Beddoes-Leishman; computational fluid dynamics; dynamic stall; OpenFOAM.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Desenvolvimento do escoamento em diferentes etapas do estol dinâmico . . .	12
Figura 2 – Modelo CFD em referencial não inercial	18
Figura 3 – Dimensionamento do domínio	19
Figura 4 – Malha utilizada na simulação	20
Figura 5 – Comparação entre os resultados obtidos de C_n para α_1 e α_2 utilizando o modelo B-L	22
Figura 6 – Evolução do Coeficiente de Pressão para o Caso 1 em função de α_1 e α_2 . .	24
Figura 7 – Evolução C_p para o Caso 2	25
Figura 8 – Evolução C_p para o Caso 3	26
Figura 9 – Comparação entre os resultados obtidos de C_n para α_1 e α_2 e o modelo B-L	27
Figura 10 – Vorticidade em $t = 0$	28
Figura 11 – Coeficiente de força normal Caso 1 e 3	28
Figura 12 – Evolução do Estol para o Caso 1	30

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Casos simulados.	21
-------------------------------------	----

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

B-L	Beddoes-Leishman
CFD	Dinâmica dos Fluidos Computacional (<i>Computational Fluid Dynamics</i>)
RANS	<i>Reynolds Averaged Navier-Stokes</i>
SST	<i>Shear-Stress Transport</i>

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	10
1.1	OBJETIVOS	11
1.2	REVISÃO DA LITERATURA	11
2	METODOLOGIA	15
2.1	Modelo semiempírico de Beddoes-Leishman	15
2.2	Modelo de estol dinâmico em CFD	17
2.2.1	Parâmetros da simulação	20
3	RESULTADOS E DISCUSSÃO	22
4	CONCLUSÃO	31
	REFERÊNCIAS	33

1 INTRODUÇÃO

O estol dinâmico é um fenômeno aerodinâmico não estacionário de grande relevância em diversas aplicações de engenharia, como pás de turbinas eólicas, rotores de helicópteros e superfícies sustentadoras submetidas a movimentos oscilatórios. A ocorrência do estol dinâmico pode resultar em carregamentos aerodinâmicos elevados e flutuações acentuadas de forças e momentos, que impactam diretamente o comportamento estrutural desses sistemas aerodinâmicos. Em situações mais severas, tais efeitos podem reduzir a eficiência operacional e comprometer a integridade estrutural dos componentes, contribuindo para falhas por fadiga, portanto compreender este fenômeno permite otimizar o desempenho e a vida útil dessas estruturas (Carr, 1988).

A modelagem do estol dinâmico apresenta desafios significativos devido à complexidade física envolvida, que inclui separação da camada limite, formação e convecção de vórtices, histerese nas curvas aerodinâmicas e atrasos na resposta do escoamento em relação ao movimento do aerofólio. Nesse contexto, os modelos semiempíricos destacam-se como ferramentas amplamente empregadas na previsão do estol dinâmico, em virtude de seu baixo custo computacional e de sua capacidade de reproduzir, de forma satisfatória, os principais efeitos físicos associados ao fenômeno (Beddoes; Leishman, 1989).

Entre esses modelos, o modelo de Beddoes-Leishman é um dos mais consolidados na literatura, sendo construído a partir da combinação de dados experimentais, teorias aerodinâmicas e formulações matemáticas que descrevem a evolução das cargas aerodinâmicas ao longo do tempo. O modelo baseia-se na premissa de que as cargas aerodinâmicas não estacionárias atuantes em um aerofólio podem ser representadas pela combinação dos efeitos aerodinâmicos associados ao escoamento antes da separação da camada limite, ao escoamento separado nos bordos de ataque e de fuga, bem como o estol dinâmico.

Nesse sentido, a dinâmica dos fluidos computacional (CFD - *Computational Fluid Dynamics*) surge como uma ferramenta poderosa para o estudo do estol dinâmico, uma vez que utiliza métodos numéricos para resolução das equações de Navier-Stokes governantes do escoamento, fornecendo informações detalhadas sobre os campos de velocidade, pressão e vorticidade (Cumings *et al.*, 2015). Embora apresente um custo computacional mais elevado quando comparada aos modelos semiempíricos, a utilização de CFD possibilita uma descrição mais detalhada dos fenômenos físicos envolvidos no estol dinâmico. Essa abordagem permite investigar aspectos do escoamento que não são diretamente considerados em modelos semiempíricos, tais como a evolução espacial e temporal do vórtice de estol, a distribuição de pressão sobre o aerofólio e as interações entre diferentes regiões do escoamento (Beddoes; Leishman, 1989).

1.1 OBJETIVOS

O objetivo deste trabalho é implementar um modelo CFD que resolva as equações de Navier-Stokes em um referencial não inercial, levando em consideração um escoamento bidimensional incompressível sobre um aerofólio NACA0012 em arfagem com um Reynolds de 100.000 através do *software* OpenFOAM. Serão considerados movimentos de *pitching* de rampa. Esses resultados serão comparados com o modelo semiempírico de estol dinâmico de Beddoes Leishman, em sua forma original, implementado em Matlab. Essa comparação possibilita identificar limitações da modelagem simplificada, verificar sua capacidade de representar os principais fenômenos associados ao estol dinâmico e fornecer subsídios para futuros aprimoramentos do modelo.

1.2 REVISÃO DA LITERATURA

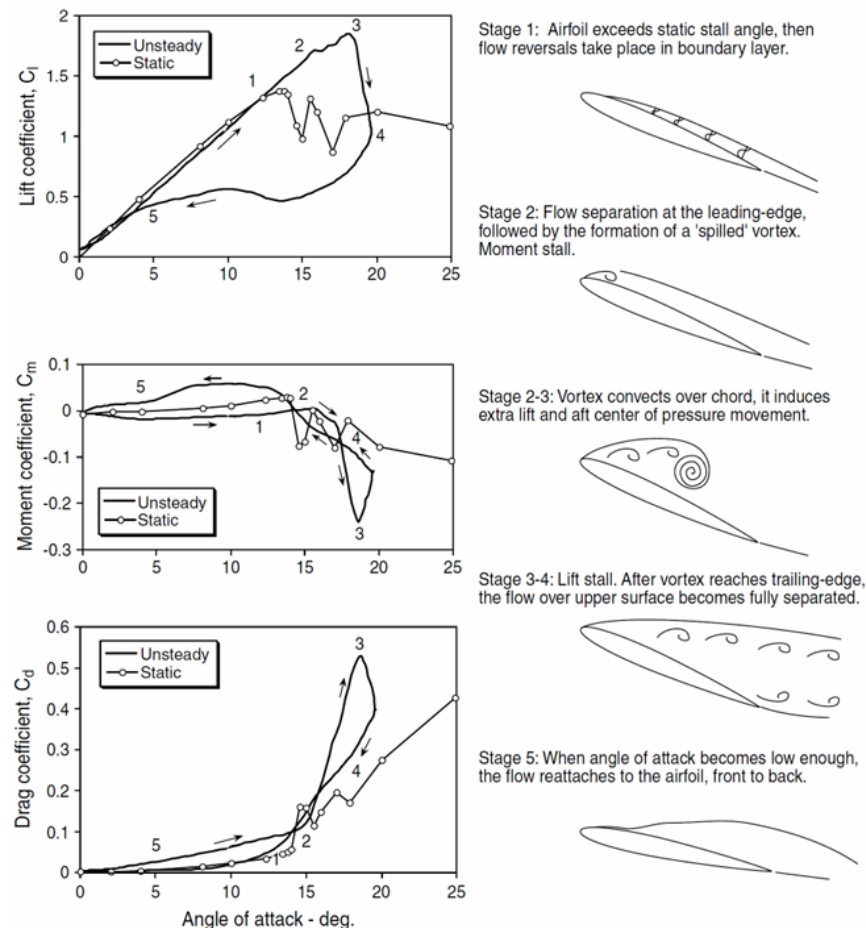
Diferentemente do estol estático, o estol dinâmico envolve efeitos transientes associados à variação temporal do ângulo de ataque, de modo que a partir do momento que o ângulo de ataque ultrapassa o ângulo de estol estático do aerofólio, uma pequena região de separação se forma no seu extradorso, que gradualmente evolui para um vórtice. Esse vórtice se acumula e, eventualmente, se desprende e desloca ao longo da superfície do extradorso, induzindo um campo de pressão altamente não linear impactando nas forças e momento aerodinâmico ao redor do aerofólio. Finalmente, ocorre a separação completa do vórtice e o fluxo de ar volta a se aderir ao extradorso do aerofólio quando o ângulo de ataque for reduzido a um valor inferior ao ângulo de estol estático (Carr, 1988; McCroskey, 1981).

Segundo experimentos conduzidos por McAlister, Carr e McCroskey (1978), o estol dinâmico produz coeficientes de sustentação significativamente mais elevados do que aqueles observados em condições estáticas, em razão do atraso no processo de separação da camada limite. Esse aumento adicional da sustentação está associado principalmente à formação e à atuação do vórtice no bordo de ataque, que permanece sobre o aerofólio por determinado intervalo de tempo antes de seu desprendimento. Quando ocorre o desprendimento do vórtice há uma queda brusca de sustentação.

Um aspecto central desse comportamento é a presença de histerese nos coeficientes aerodinâmicos, em que as curvas de sustentação, arrasto e quantidade de movimento não seguem o mesmo caminho durante o aumento e a diminuição do ângulo de ataque. Conforme indicado na Figura 1, durante a ocorrência do fenômeno, o escoamento permanece aderido ao perfil em ângulos de ataque superiores ao valor de estol estático, devido ao atraso na resposta da camada limite e como consequência, ocorre um aumento expressivo da sustentação antes da separação efetiva do escoamento. Após a formação do vórtice de bordo de ataque, o mesmo se desloca ao longo da superfície do aerofólio, gerando valores de sustentação, arrasto e momento de arfagem maiores que o máximo estático. Quando esse vórtice é finalmente desprendido da superfície, observa-se uma rápida perda de sustentação e um aumento abrupto do arrasto, caracterizando

a entrada do perfil em estol. Quando o ângulo de ataque volta a reduzir, o escoamento volta a aderir a superfície do aerofólio (Bangga; Lutz; Aranold, 2020).

Figura 1 – Desenvolvimento do escoamento em diferentes etapas do estol dinâmico



Fonte: (Faber, 2018).

Diante da necessidade de representar esses fenômenos em análises de rotores, Beddoes e Leishman (1989) propõem um modelo semiempírico capaz de descrever o comportamento aerodinâmico não estacionário de aerofólios submetidos ao estol dinâmico. O principal objetivo dos autores foi desenvolver uma metodologia que preservasse os mecanismos físicos fundamentais do fenômeno, mas que apresentasse custo computacional reduzido quando comparado às simulações numéricas baseadas nas equações completas de Navier-Stokes.

Segundo os autores, a resposta não estacionária pode ser decomposta em duas parcelas principais: uma contribuição não circulatória, associada às perturbações de pressão propagadas pelo escoamento, e uma contribuição circulatória, relacionada ao desenvolvimento gradual da circulação ao redor do perfil. A combinação dessas duas parcelas permite representar adequadamente os efeitos de defasagem temporal observados entre a variação do ângulo de ataque e a resposta aerodinâmica correspondente.

Cada um desses componentes é formulado utilizando relações empíricas e equações mate-

máticas, destinadas a descrever a resposta aerodinâmica do aerofólio NACA0012 em diferentes condições de *pitching* (arfagem). Apesar de sua ampla aplicação, o modelo de Beddoes-Leishman baseia-se em simplificações que podem limitar sua capacidade de representar com precisão todos os aspectos do escoamento, além de depender de parâmetros empíricos obtidos por ensaios em túnel de vento (Bangga; Lutz; Aranold, 2020; Beddoes; Leishman, 1989).

Os autores adotaram a hipótese de que a separação no bordo de ataque ocorre quando uma pressão crítica é atingida nessa região do aerofólio. Contudo, em vez de calcular diretamente a distribuição de pressão, procedimento que elevaria o custo computacional, o modelo utiliza um coeficiente de força normal crítico, dependente do número de Mach, para identificar o início da separação. Além disso, foi incorporado um atraso temporal de primeira ordem para representar a defasagem existente entre a resposta aerodinâmica e as condições locais de pressão responsáveis pela separação do escoamento.

Além da separação no bordo de ataque, o modelo considera os efeitos da separação progressiva do escoamento no bordo de fuga. Para descrever esse comportamento, os autores recorreram à teoria de Kirchhoff para escoamentos separados, estabelecendo uma relação entre a posição do ponto de separação e as características aerodinâmicas do perfil. Após o critério de separação ser atingido, assume-se que um vórtice é formado nas proximidades do bordo de ataque e permanece temporariamente ligado ao aerofólio. Durante esse período, ocorre um incremento significativo na circulação ao redor do perfil, resultando em um aumento adicional da sustentação. Simultaneamente, o centro de pressão desloca-se em direção ao bordo de fuga, produzindo elevados momentos de arfagem negativos (Beddoes; Leishman, 1989).

A partir da abordagem proposta por Beddoes e Leishman (1989), torna-se possível representar as não linearidades associadas ao fenômeno do estol dinâmico em um aerofólio NACA 0012 submetido a movimentos de arfagem (*pitching*), nos quais o ângulo de ataque varia segundo funções do tipo senoidal ou rampa. O modelo permite capturar o efeito do fenômeno nos coeficientes de sustentação, arrasto e momento aerodinâmico.

O estol dinâmico também pode ser investigado por meio de técnicas de CFD, nas quais as equações de Navier–Stokes são resolvidas numericamente para descrever o comportamento do escoamento. Entre as abordagens mais difundidas encontram-se as simulações RANS (*Reynolds Averaged Navier–Stokes*), amplamente utilizadas na modelagem de escoamentos turbulentos devido ao seu equilíbrio entre precisão e eficiência computacional. Essa metodologia possibilita a análise de fenômenos aerodinâmicos complexos com custos computacionais significativamente inferiores aos requeridos por métodos de maior fidelidade, apesar de sua ampla aplicação em problemas de engenharia, os modelos RANS apresentam limitações na representação de escoamentos altamente separados, transitórios e sujeitos a fortes gradientes adversos de pressão, podendo comprometer a precisão das previsões associadas ao processo de estol dinâmico (Cummings *et al.*, 2015).

No modelo CFD desenvolvido por Miotto (2022), as equações de Navier–Stokes são resolvidas em um referencial não inercial acoplado ao aerofólio. Como o sistema de coordenadas

acompanha o movimento de arfagem (*pitch*) ou translação (*plunge*), surgem termos adicionais nas equações de quantidade de movimento, conhecidos como forças aparentes ou pseudoforças. Essas forças não correspondem a interações físicas reais entre corpos, mas aparecem devido à aceleração do sistema de referência utilizado para descrever o movimento.

Entretanto, além das simulações em CFD possuírem maior custo computacional elas são sensíveis a diversos fatores, como condições de contorno, refinamento de malha e modelos de turbulência, exigindo cuidados adicionais na configuração e validação dos resultados.

2 METODOLOGIA

2.1 MODELO SEMIEMPÍRICO DE BEDDOES-LEISHMAN

O modelo de Beddoes-Leishman em sua forma original, baseia-se em dados experimentais para o aerofólio NACA0012 para números de Mach entre 0,3 e 0,7. As constantes utilizadas por este modelo foram retiradas das referências Beddoes (1983) e Beddoes e Leishman (1989), entretanto conforme proposto Melani *et al.* (2024) ajustes foram realizados em algumas constantes para aperfeiçoar os resultados obtidos.

Na modelagem do estol dinâmico, a separação do escoamento no bordo de ataque do aerofólio é o aspecto mais crítico. Dessa forma, pode-se prever o início da separação utilizando a pressão crítica no bordo de ataque, que por sua vez está relacionada com o coeficiente de força normal (C_n). No entanto, é importante considerar que também há um atraso de resposta da pressão no bordo de ataque em relação ao coeficiente de força normal.

Enquanto o escoamento ainda está colado a resposta aerodinâmica não estacionária das cargas é representada pelos efeitos do atraso de tempo. Presume-se que as cargas sejam compostas de duas componentes principais, sendo elas uma carga inicial não circulatória da teoria do pistão e uma carga circulatória que aumenta rapidamente até atingir o valor do estado estacionário.

Nessas condições, há, então, um atraso no C_n conforme altera-se o ângulo de ataque, semelhante ao atraso da resposta da pressão. Isso faz com que a pressão crítica seja atingida em um C_n mais alto que o da condição estática, assim há uma contribuição significativa para o atraso do início do estol dinâmico que ocorrerá em um ângulo de ataque mais alto do que no caso de regime quase estacionário.

Em condições em que ocorre separação de bordo de fuga, é necessário correlacionar a localização da separação da camada limite com coeficiente de força normal, um dos modelos utilizados para os casos de separação 2D é o da placa plana de Kirchhoff como representado a seguir.

$$C_n = C_{n_\alpha}(M) \left(\frac{1 + \sqrt{f}}{2} \right)^2 \alpha \quad , \quad (1)$$

onde, $C_{n_\alpha}(M)$ representa a inclinação da curva de C_n em relação ao ângulo de ataque (α) para diferentes números de Mach (M) e f representa a razão entre a posição do ponto de separação e a corda.

Dessa forma, se a separação ocorrer inicialmente no bordo de ataque, isso por si só será capaz de induzir alguma separação no bordo de fuga, resultando na perda de circulação nessa área. Essa perda de circulação, por sua vez, é o que provoca o comportamento não linear nas forças e momentos. Ao incluir os efeitos do ponto de separação no bordo de fuga ao coeficiente

de força normal, pode-se descrevê-lo através da seguinte equação.

$$C_n^f = C_{n\alpha}(M) \left(\frac{1 + \sqrt{f''}}{2} \right)^2 \alpha_E + C_n^I, \quad (2)$$

onde, f'' representa um modificação de f que leva em consideração, α_E ângulo de ataque efetivo e C_n^I o coeficiente de força normal não circulatório impulsivo.

No caso geral de estol dinâmico, sabe-se que o vórtice formado no bordo de ataque do aerofólio, que posteriormente se desprenderá e será transportado na direção do escoamento, é o responsável pelo desenvolvimento desse fenômeno. No entanto, é necessário considerar o impacto desse vórtice nos coeficientes e forças aerodinâmicas. Um modelo fisicamente aceitável compreende que a sustentação gerada pelo vórtice contribui para um acúmulo adicional de circulação retido na região onde ele se encontra, conforme definido pela Equação 3.

$$C_n^v(t) = C_{n-1}^v \exp\left(\frac{\Delta S}{T_v}\right) + (C_{v_n} - C_{v_{n-1}}) \exp\left(\frac{\Delta S}{T_v}\right) \quad (3)$$

onde, T_v é uma constante de tempo de decaimento do vórtice, e $\Delta S = 2 \cdot U_\infty \cdot dt/c$, onde U_∞ é a velocidade do escoamento, c a corda do aerofólio.

E a variável C_{v_n} representa o incremento na sustentação causado pelo vórtice definido pela Equação:

$$C_{v_n} = C_n^C (1 - K_n) \quad (4)$$

onde, $K = (1 + \sqrt{f''})^2/4$ e $C_n^C = C_{n\alpha}(M)\alpha_E$.

O modelo assume, então, que o vórtice é desprendido quando C_n supera o valor crítico da condição estática. Nesse momento, a sustentação acumulada do vórtice é convectada sobre o extradorso do aerofólio e, após o desprendimento, esse vórtice se deslocará com uma velocidade equivalente a aproximadamente metade da velocidade de escoamento livre, apresentando pequena dependência com o número de Mach.

Por conseguinte, o coeficiente de força normal do modelo considerando todas as contribuições das Equações 2 e 3 pode ser escrito na forma:

$$C_n(t) = C_n^f(t) + C_n^v(t) \quad (5)$$

Uma expressão para o coeficiente de força na direção da corda também poderá ser deduzida a partir do modelo de Kirchhoff, considerando os efeitos não estacionários da separação.

$$C_C^f = \eta C_n \alpha_E^2 \sqrt{f''} \quad (6)$$

onde, η é o fator de recuperação de força na direção da corda.

Com isso, o coeficiente de arrasto de pressão C_d é obtido por meio das componentes dos

coeficientes de força normal e na corda em relação ao ângulo de arfagem,

$$C_d = C_n \sin(\alpha) - C_C^f \cos(\alpha) \quad (7)$$

Posteriormente, para a componente do coeficiente de momento de arfagem para os efeitos instáveis da separação no bordo de fuga tem-se a equação a seguir:

$$C_m^f = [K_0 + K_1(1 - f'') + K_2 \sin(\pi(f')^m)] C_n^C + C_{m_0} \quad (8)$$

onde, C_m^f representa o coeficiente de momento em condição de separação de bordo de fuga, $K_0 = (0, 25 - x_{ac})$ é o deslocamento do centro aerodinâmico a partir de 1/4 da corda, K_1 efeito direto sobre o centro de pressão devido ao crescimento da região de separação, K_2 ajuda a descrever a forma da curva de momento, m é uma constante, C_n^C a componente circulatoria do coeficiente de força normal e C_{m_0} momento de arfagem para ângulo de ataque nulo.

Considerando que o centro de pressão varia também com a posição do vórtice, o acréscimo no momento de arfagem em torno de 1/4 de corda causado devido o movimento do centro de pressão pode ser representado pela expressão abaixo:

$$C_m^v = - \left[0, 20 \left(1 - \cos \left(\frac{\pi \tau_v}{T_{vl}} \right) \right) \right] C_n^v \quad (9)$$

onde, T_v é um parâmetro de tempo de vórtice adimensional, τ_{vl} é uma constante de tempo de passagem do vórtice.

Por fim, o coeficiente de momento de *pitching* do estol dinâmico é obtido pela soma das duas componentes das Equações 8 e 9,

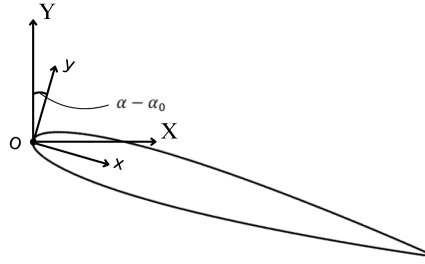
$$C_m(t) = C_m^f(t) + C_m^v(t) \quad (10)$$

2.2 MODELO DE ESTOL DINÂMICO EM CFD

Uma das estratégias aplicadas para modelar o estol dinâmico consiste em resolver a equação de Navier-Stokes em um referencial não inercial fixado ao aerofólio, evitando a necessidade de redefinir a grade computacional a cada passo de tempo, poupando, assim, o esforço computacional.

O modelo CFD bidimensional foi desenvolvido utilizando o *software* OpenFOAM. Este modelo resolve as equações do escoamento para um referencial não inercial, localizado no aerofólio e que acompanhará seu movimento de arfagem, permitindo simplificar a análise de fluxos complexos ao seu redor. Conforme representado esquematicamente na Figura 2.

Figura 2 – Modelo CFD em referencial não inercial



Fonte: Elaborada pela autora.

A formulação numérica adotada é realizada em um referencial não inercial, o que resulta no surgimento de termos adicionais nas equações de Navier–Stokes. Esses termos, conhecidos como forças aparentes ou pseudoforças, são incorporados à equação da conservação da quantidade de movimento para representar os efeitos da aceleração e da rotação do sistema de referência. Entre eles destacam-se as forças de Coriolis, centrífuga, de Euler e as forças associadas à aceleração translacional do referencial.

Dessa forma, as equações de Navier-Stokes, da continuidade e da quantidade de movimento para o escoamento bidimensional e incompressível serão dadas, respectivamente pelas Equações 11 e 12 conforme adaptado de Miotto (2022).

$$\nabla \cdot \mathbf{u}' = 0 \quad (11)$$

$$\frac{\partial \mathbf{u}'}{\partial t} + (\mathbf{u}' \cdot \nabla) \mathbf{u}' = -\frac{1}{\rho} \nabla p + \frac{\mu}{\rho} \nabla^2 \mathbf{u}' - 2\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{u}' - \boldsymbol{\Omega} \times (\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{x}') - \dot{\boldsymbol{\Omega}} \times \mathbf{x}' - \ddot{\mathbf{X}} \quad (12)$$

onde, ρ representa a densidade do escoamento, p a pressão, $\mathbf{u}'$ é o vetor velocidade em relação ao referencial não inercial e $\mathbf{x}'$ é o vetor posição em relação ao referencial não inercial. Além disso, os vetores $\mathbf{X} = (X_0, Y_0)$ e $\boldsymbol{\Omega} = (0, 0, -d\alpha/dt)$ representam, respectivamente, a posição e a velocidade angular do referencial não inercial.

Conforme mostrado na Equação 13, os termos associados as forças aparentes foram adicionados à equação da quantidade de movimento como um termo fonte.

$$(F_x, F_y, F_z) = \begin{Bmatrix} -2\dot{\alpha}v + \dot{\alpha}^2x - \ddot{\alpha}y \\ 2\dot{\alpha}u + \dot{\alpha}^2y + \ddot{\alpha}x \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (13)$$

onde, u e v representam as componentes de velocidade, respectivamente, na direção x e y em relação ao referencial não inercial e x e y representam as coordenadas do ponto no referencial não inercial.

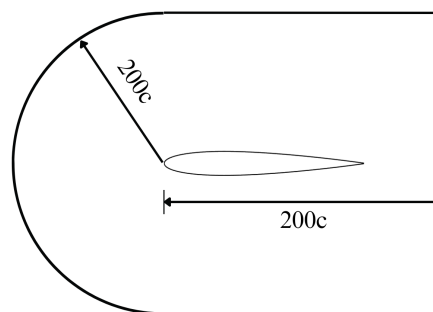
Embora necessários para a correta representação da física do escoamento em um referencial móvel, os termos da força de Coriolis e centrífuga introduzem gradientes adicionais de velocidade

e pressão que podem comprometer a estabilidade numérica da solução, especialmente nas condições de contorno de campo distante (*far-field*) quando são consideradas elevadas velocidades angulares do referencial (Miotto, 2022). Nessas situações, caso as perturbações induzidas pelos efeitos rotacionais atinjam as fronteiras artificiais do domínio, podem surgir incompatibilidades entre a dinâmica interna do escoamento e as condições impostas nas fronteiras, favorecendo o aparecimento de instabilidades numéricas.

Considerando que tais instabilidades são potencialmente sensíveis às dimensões do domínio computacional, foi adotado, neste trabalho, um domínio mais amplo do que o empregado nos estudos anteriores do grupo Souza e Gennaro (2020). No entanto, essa sensibilidade foi analisada apenas para uma única configuração de domínio, de modo que estudos futuros são necessários para investigar de maneira sistemática a influência do tamanho do domínio computacional sobre o surgimento e a intensidade dessas instabilidades.

O domínio adotado foi do tipo C com dimensões, em relação a corda do aerofólio $c = 1$ m, descritas na Figura 3 de forma representativa fora de escala. Nessa topologia, as linhas da malha acompanham o contorno do perfil e permanecem abertas atrás do bordo de fuga, formando uma geometria semelhante à letra “C”. Essa configuração proporciona melhor alinhamento com o escoamento, permitindo uma melhor resolução da esteira gerada pelo perfil, já que reduz a distorção dos elementos nessa região e, com isso, aumenta a precisão na captura de gradientes de velocidade e vorticidade melhorando sua capacidade de previsão dos fenômenos viscosos e da separação da camada limite (Cummings *et al.*, 2015).

Figura 3 – Dimensionamento do domínio

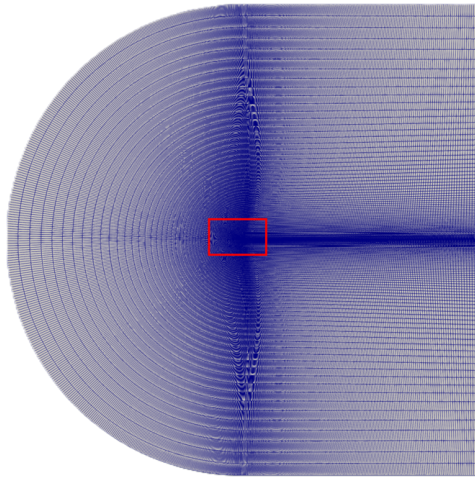


Fonte: Elaborada pela autora.

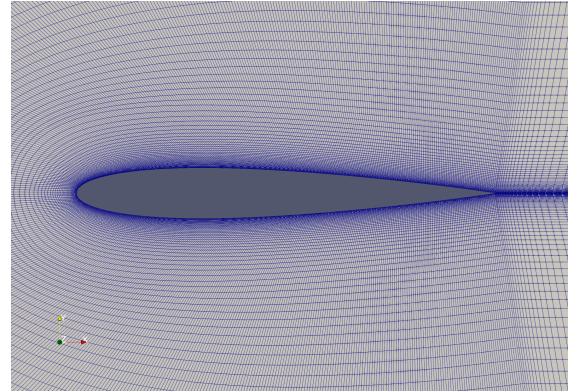
Para este trabalho, não foi realizado um estudo de convergência de malha. Entretanto, a malha utilizada nas simulações foi baseada em um estudo de convergência previamente realizado por Souza e Gennaro (2020), no qual foram avaliados domínios computacionais semelhantes ao deste trabalho, porém considerando uma configuração estática do aerofólio.

Dessa forma, a malha elaborada para o presente trabalho possui 500 pontos ao longo do aerofólio, 250 pontos na região da esteira e 125 pontos na direção perpendicular ao aerofólio, conforme o refinamento ilustrado na Figura 4. Além disso, nas células adjacentes à superfície do aerofólio, foi adotado um valor de $y^+ < 0,5$, com uma taxa de crescimento de 1,1 para as alturas das células na direção normal à superfície.

Figura 4 – Malha utilizada na simulação



(a) Malha em "C"



(b) Malha na região do aerofólio

Fonte: Elaborada pela autora.

As condições de contorno adotadas neste modelo incluem uma condição de parede do tipo não deslizamento, na superfície do aerofólio, impondo um gradiente de pressão normal igual a zero. A Velocidade é fixada de acordo com o movimento do aerofólio no arco a montante da fronteira externa do domínio, enquanto nas demais fronteiras o gradiente da velocidade é nulo. No caso da pressão, o gradiente será nulo na região em que a velocidade é prescrita. No restante da fronteira a pressão é calculada. Nas regiões que o escoamento está entrando, a pressão é fixa igual à pressão do escoamento livre; Na região onde o escoamento está saindo do domínio a pressão será igual à pressão do escoamento livre mais a diferença entre a pressão dinâmica do escoamento livre e a pressão dinâmica calculada no momento (Souza; Dotta, 2025).

O modelo de turbulência adotado neste trabalho foi o $k - \omega$ SST (*Shear-Stress Transport*), desenvolvido por Menter (1994). Esse modelo combina a formulação original $k - \omega$ nas regiões próximas à parede com o comportamento do modelo $k - \epsilon$ nas regiões mais afastadas da camada limite e em escoamentos livres. Com isso, o modelo captura efeitos turbulentos tanto na região próxima à parede quanto no campo distante, sendo amplamente empregado na simulação de escoamentos turbulentos que envolvem interações complexas na camada limite, fortes gradientes adversos de pressão e separação do escoamento.

2.2.1 Parâmetros da simulação

A variação do ângulo de ataque foi definida por duas funções diferentes do tipo rampa. A primeira, definida pela Equação 14, representa uma função do tipo rampa clássica.

$$\alpha_1 = \alpha_0 + \dot{\alpha} \cdot t \quad (14)$$

onde, $\alpha_0 = 0$ representa o ângulo de ataque no instante inicial, $t = t^*U_\infty/c$ representa o tempo adimensional da simulação, t^* o tempo dimensional [s] e $\dot{\alpha}$ representa a taxa de variação do ângulo de ataque em graus em relação ao tempo não dimensional [$^\circ/t$].

A Equação 15, considera uma adaptação proposta por Batther e Seongkyu (2022), para qual a taxa de variação do ângulo de ataque é definida por uma equação exponencial. Desse modo, evita-se um movimento brusco de rampa permitindo que $\dot{\alpha}$ parta de 0 alcance cerca de 99% da taxa de variação determinada de forma mais gradual em $t_0 = 0,5$.

$$\dot{\alpha} = \psi(1 - e^{(-4,6 \cdot t/t_0)}) \quad (15)$$

onde, ψ é a taxa de variação do ângulo de ataque.

Integrando a Equação 15, a função para o ângulo de ataque será dada pela Equação 16. Neste caso, o valor de ψ será o mesmo que o de $\dot{\alpha}$ utilizado na Equação 14.

$$\alpha_2 = \alpha_0 + \psi \cdot t - \frac{(\psi \cdot t_0)}{4,6} \cdot (1 - e^{-4,6 \cdot t/t_0}) \quad (16)$$

Os casos estudados estão definidos na Tabela 1.

Tabela 1 – Casos simulados.

Casos	$\alpha_0 [^\circ]$	$\dot{\alpha} = \psi [^\circ/t]$	Re
1	0	1	$1 \cdot 10^5$
2	0	2	$1 \cdot 10^5$
3	0	4	$1 \cdot 10^5$

Fonte: Elaborada pela autora.

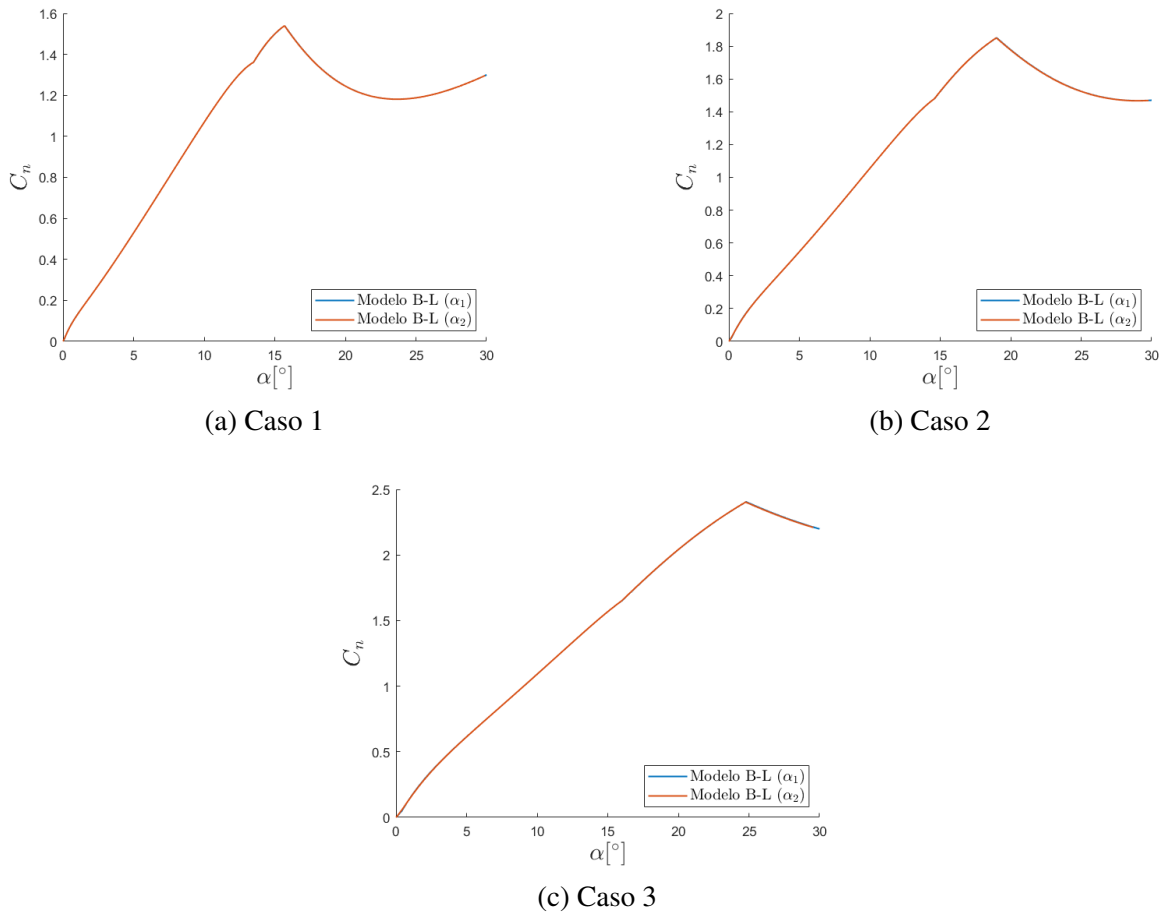
O número de Reynolds considerado nas simulações foi $Re = \frac{\rho \cdot U_\infty \cdot c}{\mu} = 1 \cdot 10^5$.

Para a resolução das equações do escoamento, foi utilizado um processador Intel® Core™ i7-11800H de 11ª geração com 8 núcleos. Visando otimizar o desempenho computacional, as simulações realizadas foram executadas em paralelo por 6 processadores, reduzindo o tempo de execução por meio do aproveitamento da capacidade computacional disponível. O tempo de simulação observado para cada um dos três casos analisados foi de aproximadamente 30 horas.

3 RESULTADOS E DISCUSSÃO

O modelo semiempírico de Beddoes–Leishman (B-L), implementado em MATLAB, foi aplicado aos casos descritos na Tabela 1. A análise do coeficiente de sustentação, representada na Figura 5, mostrou que a utilização das Equações 14 e 16 para a definição da variação do ângulo de ataque produziu curvas de C_n praticamente sobrepostas. Esse resultado indica que as diferentes formulações adotadas para representar a rampa de ângulo de ataque não exerceram influência significativa sobre a resposta aerodinâmica prevista pelo modelo, uma vez que os valores obtidos para o coeficiente normal permaneceram praticamente inalterados ao longo de toda a simulação.

Figura 5 – Comparação entre os resultados obtidos de C_n para α_1 e α_2 utilizando o modelo B-L



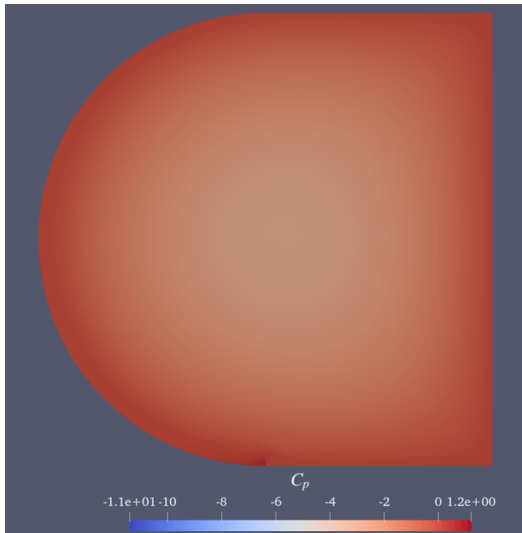
Fonte: Elaborada pela autora.

Em contraste com o modelo semiempírico, as simulações em CFD apresentaram maior sensibilidade à definição do ângulo de ataque. Para o Caso 1, a Figura 6 mostra que o campo do coeficiente de pressão (C_p) obtido com a formulação α_1 não apresenta uma distribuição homogênea ao longo do domínio computacional, indicando a presença de perturbações no escoamento. Observa-se ainda que a condição de contorno para o campo de pressão imposta

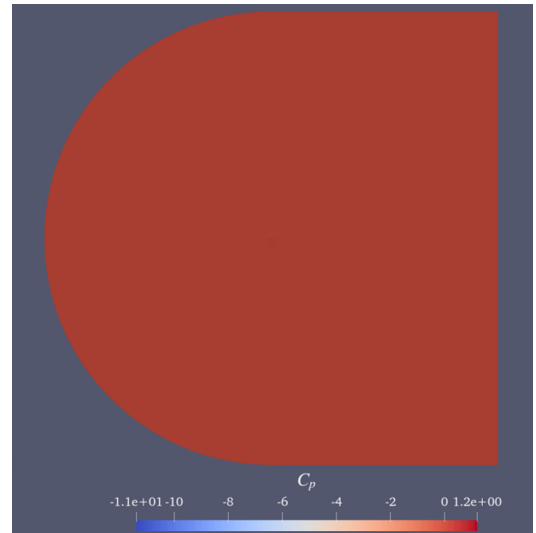
$p = 0$ não foi plenamente satisfeita, uma vez que valores de C_p próximos de zero são observados apenas em algumas regiões do domínio.

A simulação realizada com α_2 resultou em um campo de pressão mais uniforme, caracterizado por valores de C_p próximos de zero na maior parte do domínio e até mesmo na região afastada do aerofólio, como indicado na Figura 6. Esses resultados sugerem que a definição do ângulo de ataque exerce influência direta sobre a estabilidade e a qualidade da solução numérica obtida, indicando uma melhor adaptação do modelo.

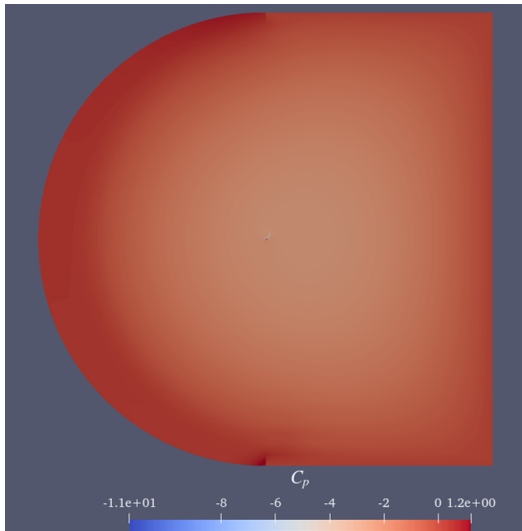
Figura 6 – Evolução do Coeficiente de Pressão para o Caso 1 em função de α_1 e α_2



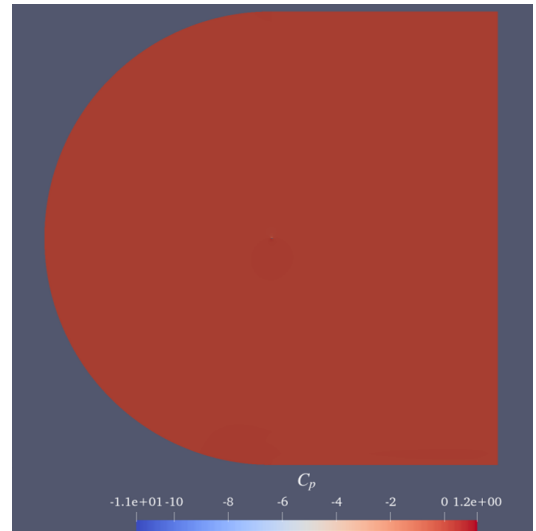
(a) Para α_1 em $t = 5$



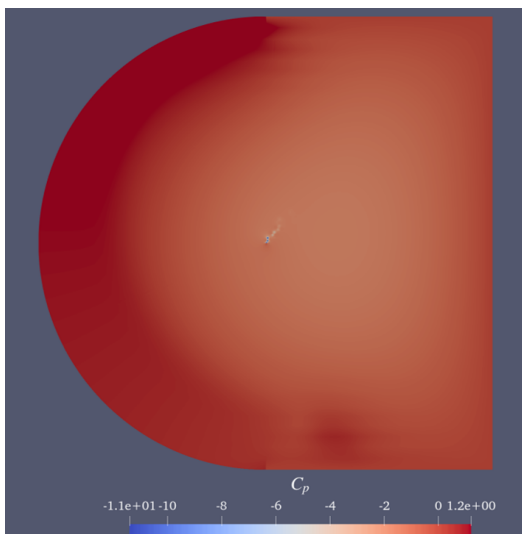
(b) Para α_2 em $t = 5$



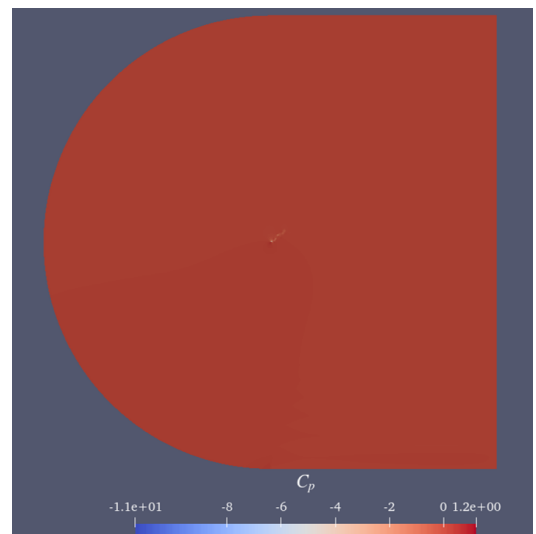
(c) Para α_1 em $t = 15$



(d) Para α_2 em $t = 15$



(e) Para α_1 em $t = 30$

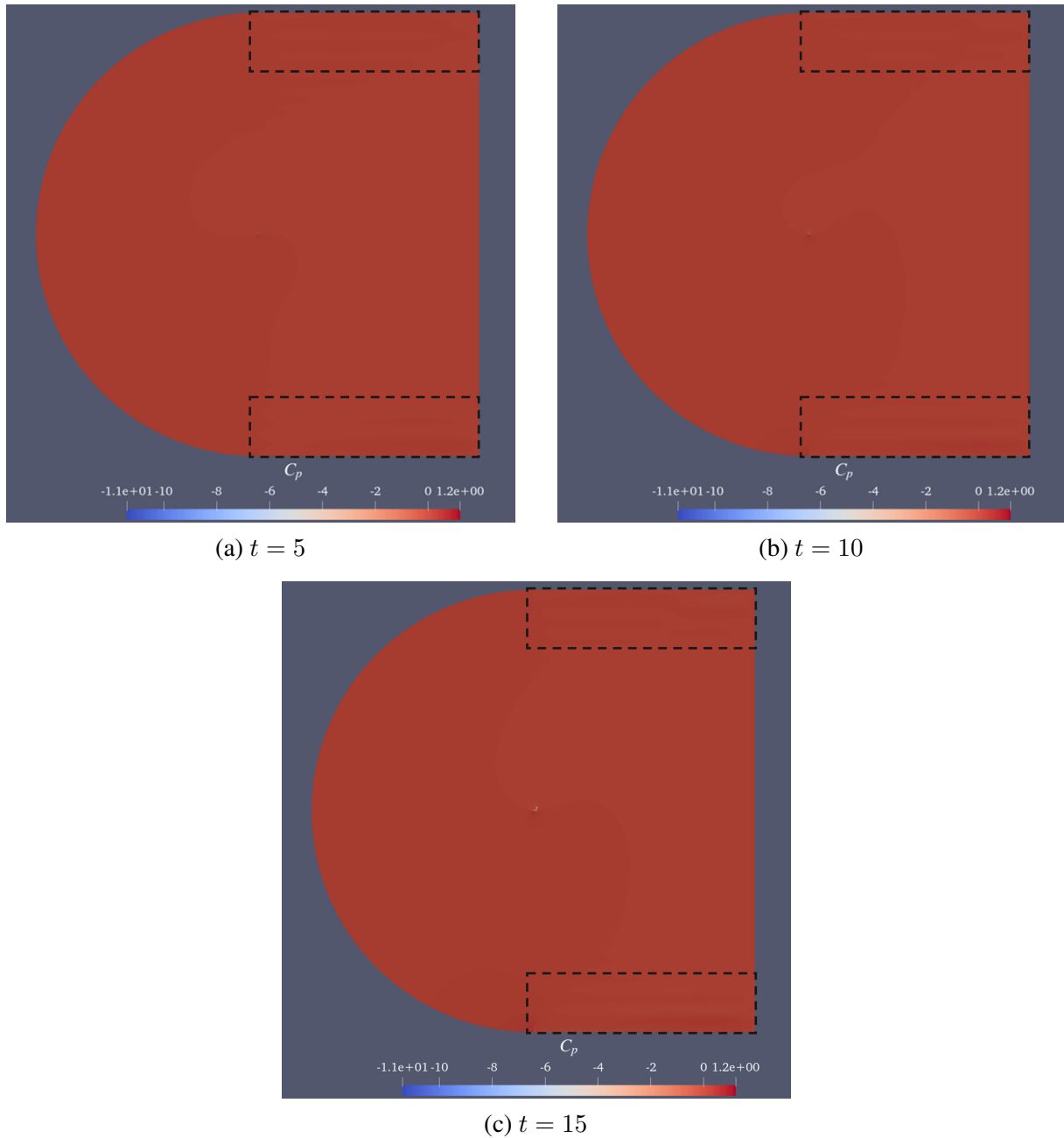


(f) Para α_2 em $t = 30$

Fonte: Elaborada pela autora.

Para o Caso 2, a Figura 7 mostra que, em $t = 5$, surge uma perturbação no campo de C_p na região destacada, inicialmente localizada nos cantos superior e inferior do domínio. Com a evolução temporal do escoamento, essa perturbação se torna mais pronunciada, entretanto apesar do aumento de sua intensidade, o fenômeno não compromete a estabilidade numérica da simulação, uma vez que a solução permaneceu convergente e fisicamente consistente ao longo de todo o período analisado.

Figura 7 – Evolução C_p para o Caso 2

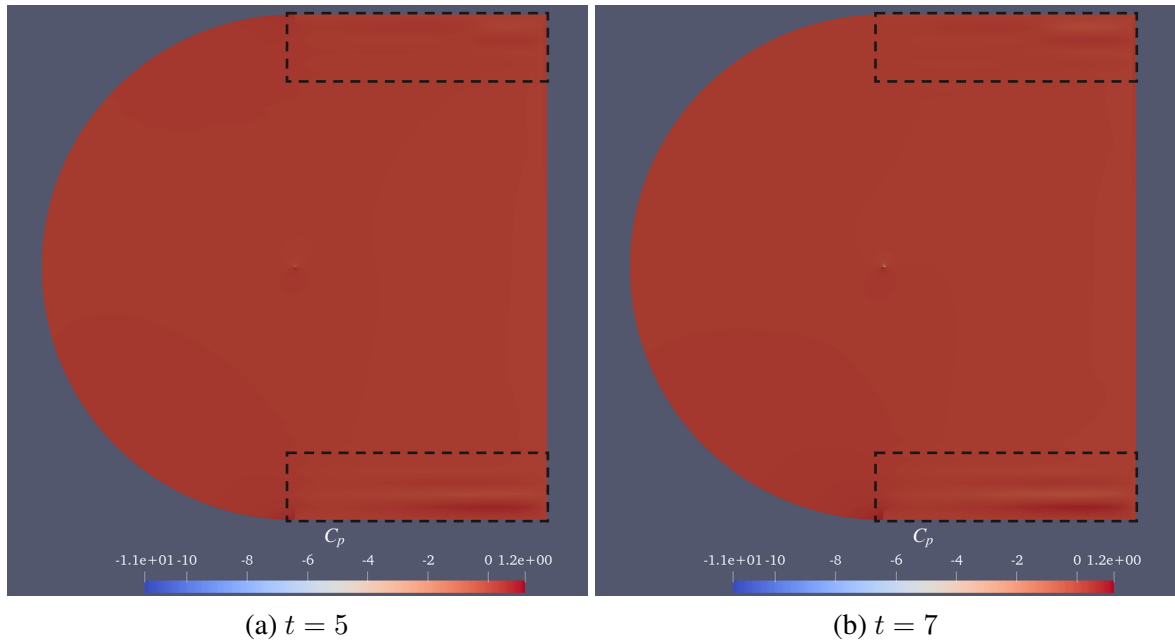


Fonte: Elaborada pela autora.

A Figura 8 evidencia que, para o Caso 3, as perturbações observadas no campo de coeficiente de pressão apresentam um comportamento semelhante ao verificado no Caso 2, porém com

intensidade significativamente maior. Observa-se que, à medida que a taxa de variação do ângulo de ataque aumenta, os distúrbios no domínio computacional tornam-se progressivamente mais pronunciados. Esse resultado indica que o aumento da taxa de variação do ângulo de ataque favorece o crescimento dessas perturbações, sugerindo que este modelo é eficiente para valores pequenos de $\dot{\alpha}$.

Figura 8 – Evolução C_p para o Caso 3



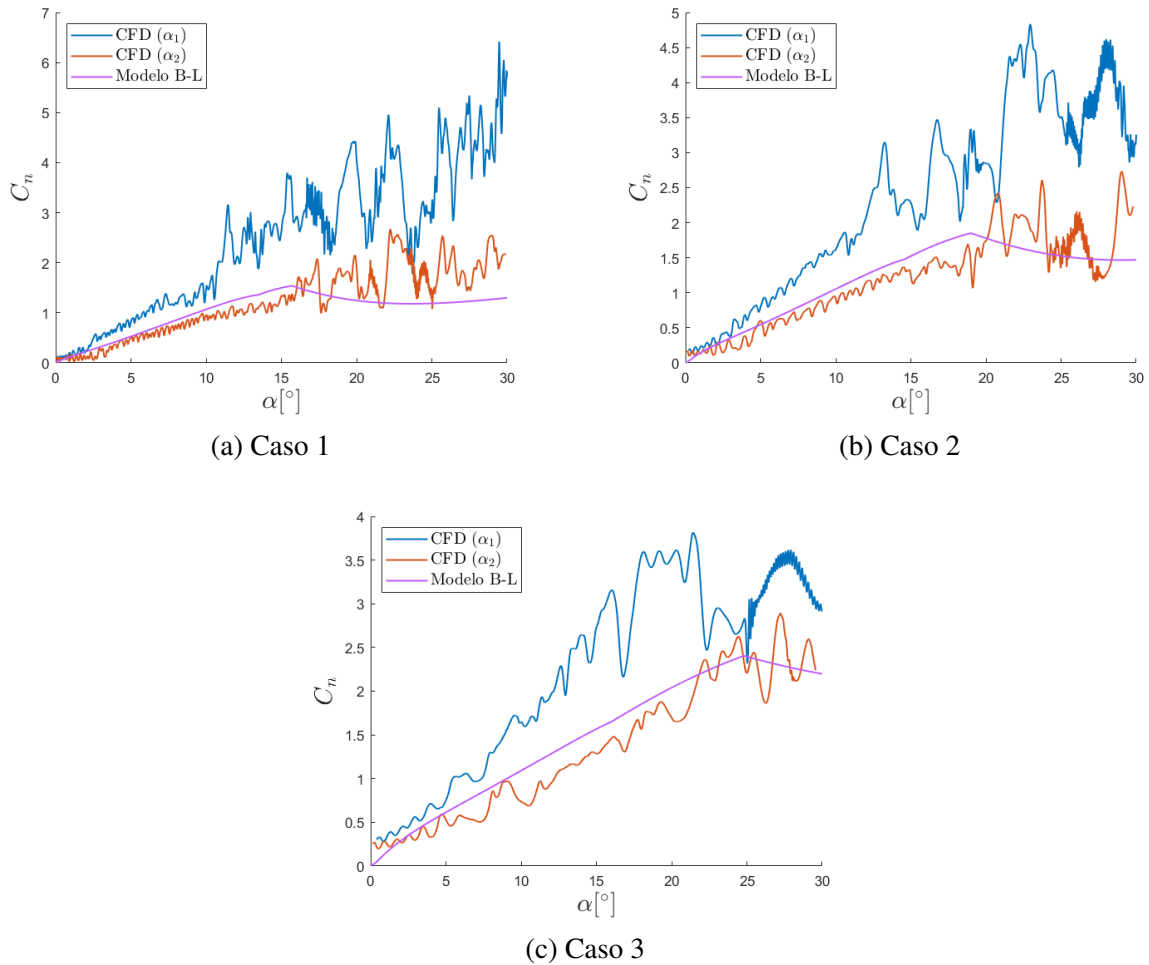
Fonte: Elaborada pela autora.

A comparação entre o coeficiente de força normal obtido numericamente por meio das simulações CFD e aquele previsto pelo modelo semiempírico de Beddoes-Leishman está apresentada na Figura 9. Observa-se que a inclinação da curva $C_n - \alpha$ obtida nas simulações apresenta boa concordância com a tendência prevista pelo modelo B-L. Além disso, o ângulo de ataque no qual as oscilações passam a apresentar maior amplitude coincide com a condição de estol indicada pelo modelo semiempírico.

Os valores de C_n mostraram-se mais consistentes e fisicamente coerentes para a função α_2 . Nesse caso, a variação do ângulo de ataque ocorreu de forma mais suave, resultando em uma simulação mais estável. Como consequência, os valores calculados de C_n permaneceram dentro da faixa esperada e apresentaram melhor concordância com as previsões do modelo de Beddoes-Leishman.

Em contrapartida, na condição em que a velocidade angular ($\dot{\alpha}$) é aplicada de forma abrupta desde o início da simulação, observa-se uma desestabilização do escoamento e dos resultados numéricos. Esse comportamento resulta na superestimação do coeficiente de força normal, que assume valores superiores aos previstos teoricamente. Portanto, os resultados sugerem que uma introdução mais suave da velocidade angular favorece a estabilidade da solução e conduz a previsões aerodinâmicas mais próximas daquelas fornecidas pelo modelo semiempírico.

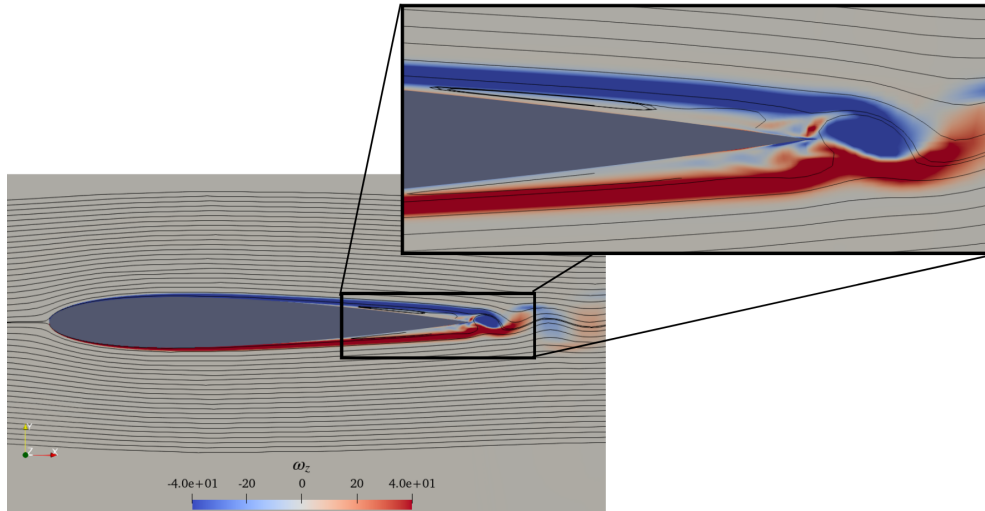
Figura 9 – Comparação entre os resultados obtidos de C_n para α_1 e α_2 e o modelo B-L



Fonte: Elaborada pela autora.

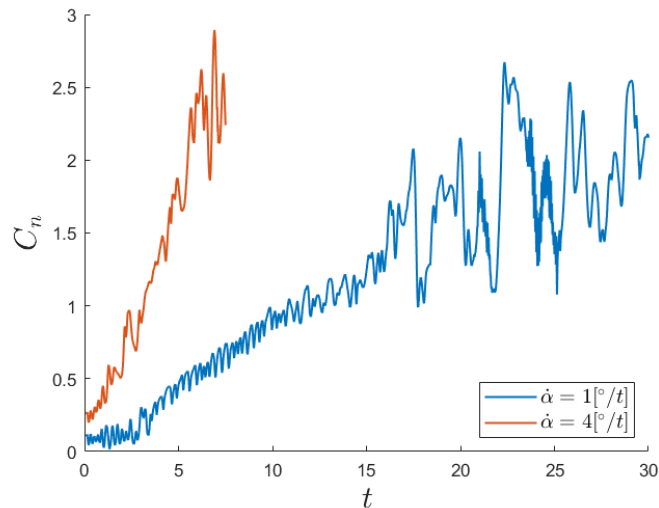
O modelo CFD apresentou oscilações nos valores do coeficiente de força normal (C_n) ao longo de todo o intervalo de simulação para ambas as definições de α , conforme a Figura 9, caracterizando um ruído numérico atrelado à resposta aerodinâmica esperada. Observa-se que esse comportamento foi mais pronunciado nos casos com menores taxas de variação do ângulo de ataque, nos quais as flutuações apresentaram maior amplitude relativa em comparação com a tendência média da curva. Para o Caso 3, entretanto, o nível de ruído foi reduzido, especialmente para α_2 , que apresentou uma resposta mais estável.

O comportamento oscilatório de C_n pode estar relacionado a pequenas estruturas formadas no bordo de ataque do aerofólio na condição inicial de $\alpha = 0^\circ$, conforme descrito na Figura 10. Uma hipótese para justificar essa diferença seria a de que em taxas mais altas de $\dot{\alpha}$ as oscilações seriam menores devido ao fato da simulação ser mais curta, fazendo com que haja menos tempo para a formação dessas pequenas estruturas. Como demonstrado pela Figura 11.

Figura 10 – Vorticidade em $t = 0$ 

Fonte: Elaborada pela autora.

Figura 11 – Coeficiente de força normal Caso 1 e 3



Fonte: Elaborada pela autora.

Segundo Wang *et al.* (2010), essas oscilações nas cargas aerodinâmicas podem estar atreladas à separação do escoamento representada pela Figura 10, a instabilidade dessa região é responsável por causar a emissão de vórtices que mesmo sendo menores que os vórtices gerados pelo estol dinâmico causam perturbações na pressão próximo à parede do aerofólio.

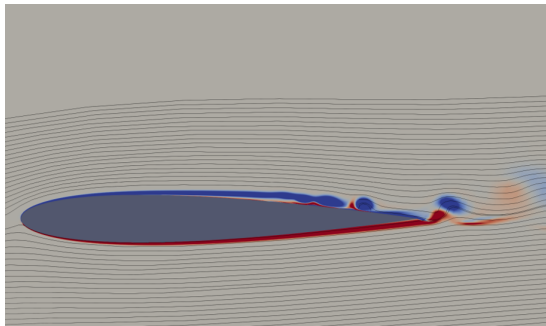
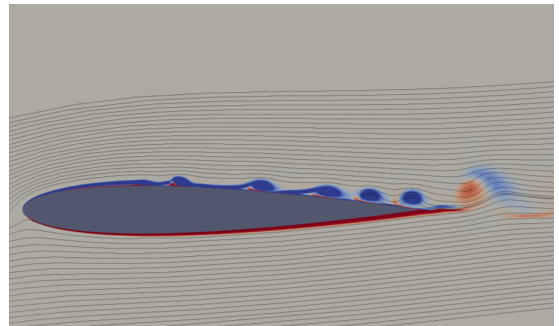
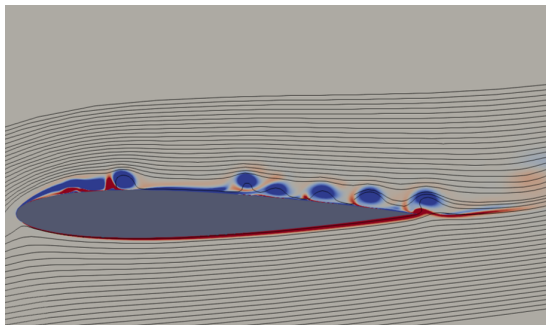
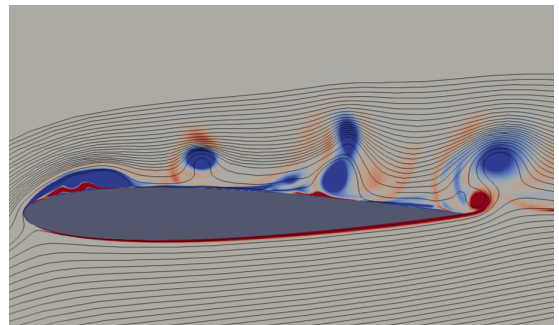
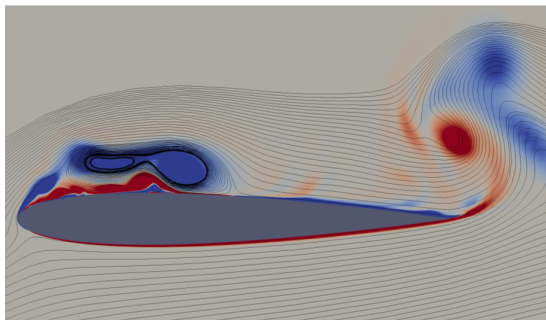
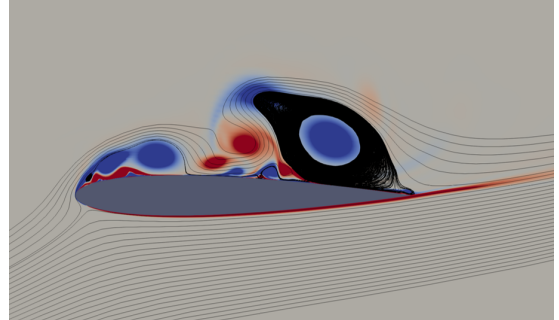
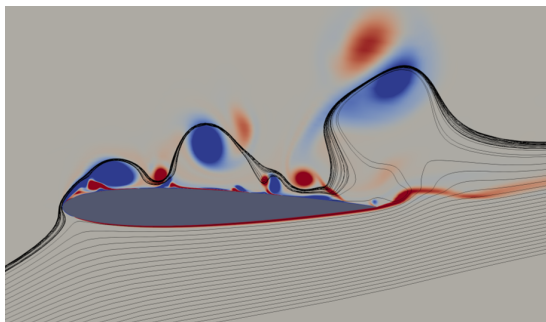
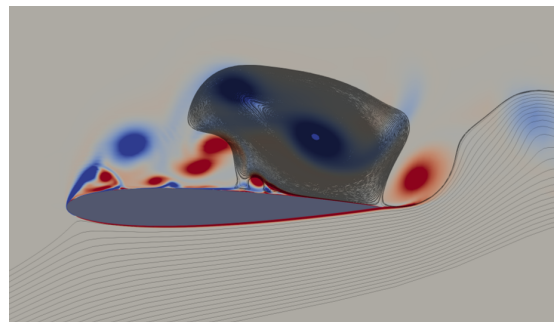
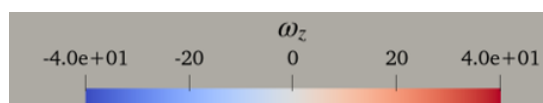
A Figura 12, representa a evolução temporal do processo de estol ao longo da simulação do Caso 1 através da componente em z da vorticidade (ω_z). Inicialmente, observa-se a separação da camada limite próxima ao bordo de fuga, acompanhada pela formação de pequenos vórtices, fenômeno que se estende desde $t = 0$ até $t = 4,9$, conforme mostrado na Figura 12a. Em seguida, nas Figuras 12b e 12c nota-se o ponto de separação da camada limite migra progressivamente em direção ao bordo de ataque, promovendo a expansão da região separada e dando início à formação da bolha de separação.

Conforme ilustrado na Figura 12d, observa-se o surgimento e o desenvolvimento de vorticidades na região do bordo de ataque, as quais começam a se desprender da superfície do aerofólio, além de registrar o início da formação do vórtice de bordo de fuga. Na etapa subsequente, a Figura 12e ilustra o vórtice gerado no bordo de ataque, aumentando progressivamente de tamanho devido ao acúmulo de vorticidade na região separada, enquanto o vórtice de bordo de fuga se desprende completamente e é transportado para a esteira. Esse processo caracteriza a evolução da dinâmica associada ao estol, marcada pela interação entre as estruturas geradas no bordo de ataque e no bordo de fuga.

O vórtice de estol desloca-se progressivamente em direção ao bordo de fuga, enquanto pequenas regiões de vorticidade continuam sendo geradas a partir do bordo de ataque, conforme mostrado na Figura 12f. Como consequência do desprendimento dessa estrutura, Figura 12g, observa-se uma redução da sustentação, comportamento compatível com a previsão do modelo de B–L apresentada na Figura 9a. Além disso, já é possível identificar o início da formação de um novo vórtice na região do bordo de ataque, indicando a continuidade do processo de desprendimento e renovação das estruturas associadas ao estol dinâmico. Logo em seguida, na Figura 12h essa nova vorticidade já se desprende causando uma nova queda na sustentação.

Portanto, o modelo CFD foi capaz de reproduzir satisfatoriamente o fenômeno de estol dinâmico, apresentando valores e tendências para o coeficiente de sustentação compatíveis com aqueles previstos pelo modelo semiempírico de Beddoes–Leishman. Embora tenham sido observadas oscilações na resposta numérica, associadas à formação e ao desprendimento de pequenas regiões de vorticidade presentes no escoamento, o comportamento geral do coeficiente normal foi adequadamente capturado ao longo do processo de estol. Dessa forma, trabalhos futuros poderão concentrar-se no aprimoramento das estratégias numéricas empregadas, visando reduzir a influência dessas estruturas sobre a resposta aerodinâmica.

Figura 12 – Evolução do Estol para o Caso 1

(a) Para $\alpha = 5^\circ$ em $t = 4,9$ (b) Para $\alpha = 8^\circ$ em $t = 7,9$ (c) Para $\alpha = 10^\circ$ em $t = 9,9$ (d) Para $\alpha = 13,5^\circ$ em $t = 13,4$ (e) Para $\alpha = 16,4^\circ$ em $t = 16,3$ (f) Para $\alpha = 17,6^\circ$ em $t = 17,5$ (g) Para $\alpha = 18,1^\circ$ em $t = 18$ (h) Para $\alpha = 20,1^\circ$ em $t = 20$ 

Fonte: Elaborada pela autora.

4 CONCLUSÃO

Este trabalho teve como objetivo avaliar a capacidade de um modelo CFD bidimensional, implementado em referencial não inercial no OpenFOAM, para simular o estol dinâmico de um aerofólio NACA 0012 submetido a movimentos de *pitching* do tipo rampa, utilizando como referência o modelo semiempírico de Beddoes-Leishman (B-L). O estol dinâmico constitui um fenômeno aerodinâmico não estacionário de grande relevância em aplicações de engenharia, como pás de turbinas eólicas, rotores de helicópteros e superfícies sustentadoras sujeitas a movimentos oscilatórios. Sua ocorrência está associada a carregamentos aerodinâmicos elevados e a variações significativas das forças e momentos atuantes sobre a estrutura, podendo impactar diretamente o desempenho aerodinâmico, a integridade estrutural e a vida útil desses sistemas. Nesse contexto, a comparação entre as previsões obtidas por CFD e aquelas fornecidas pelo modelo de Beddoes-Leishman permitiu avaliar a capacidade da solução numérica em reproduzir os principais mecanismos físicos envolvidos no fenômeno, bem como identificar limitações e aspectos que demandam aperfeiçoamentos futuros.

De modo geral, verificou-se que o modelo CFD foi capaz de reproduzir adequadamente os principais fenômenos associados ao estol dinâmico. A inclinação da curva de coeficiente de força normal em função do ângulo de ataque apresentou boa concordância com as previsões do modelo de Beddoes-Leishman, e o instante em que as oscilações das cargas aerodinâmicas passaram a apresentar comportamento de maior oscilação coincidiu com a região de estol dinâmica prevista pelo modelo semiempírico.

Uma das principais contribuições deste trabalho foi demonstrar que a forma com que o movimento de arfagem é imposta ao modelo exerce uma influência significativa sobre a estabilidade da solução numérica. Os resultados mostraram que a aplicação brusca da velocidade angular, correspondente a uma condição com $\dot{\alpha} > 0$ desde o instante inicial da simulação, introduz perturbações que desestabilizam o escoamento e resultam em previsões mais distantes da referência fornecida pelo modelo B-L. Em contrapartida, quando a variação do ângulo de ataque é introduzida gradualmente, por meio da função adaptada de rampa, obtêm-se soluções mais estáveis e com melhor concordância física.

Observou-se também que o aumento da taxa de variação do ângulo de ataque torna progressivamente mais difícil a estabilização das condições de contorno do domínio computacional. Mesmo quando a velocidade angular é aplicada de maneira gradual, os casos com valores mais elevados da taxa de variação do ângulo de ataque apresentaram perturbações mais intensas nos campos aerodinâmicos, indicando uma limitação do modelo para movimentos de arfagem mais agressivos.

Outro resultado importante refere-se ao comportamento oscilatório do coeficiente de força normal observado ao longo das simulações. Embora oscilações sejam esperadas durante o desenvolvimento do estol dinâmico, verificou-se a presença de pequenas estruturas já em baixos

ângulos de ataque, em uma faixa na qual o escoamento deveria permanecer predominantemente aderido a superfície do aerofólio. Esse comportamento sugere que algum aspecto do modelo numérico está induzindo uma instabilidade desde os instantes iniciais, causando o efeito de escoamento totalmente turbulento e favorecendo essa separação antecipada mesmo na ausência de gradientes adversos de pressão.

Uma possível hipótese para explicar esse comportamento está relacionada ao elevado refinamento da malha utilizada. Embora o refinamento seja necessário para capturar adequadamente os gradientes próximos à parede e as estruturas vorticosas do estol dinâmico, é possível que a resolução adotada esteja introduzindo instabilidades ou permitindo o desenvolvimento prematuro de pequenas estruturas turbulentas que acabam influenciando a solução global. Dessa forma, estudos futuros envolvendo testes sistemáticos de independência de malha poderão auxiliar na identificação da origem dessas oscilações e na validação dessa hipótese. Outra possibilidade para trabalhos futuros seria aperfeiçoar a solução numérica, de modo que seja implementado um modelo de transição de turbulência substituindo o modelo atual que considera um escoamento completamente turbulento.

Em síntese, conclui-se que o modelo CFD em referencial não inercial apresentou capacidade satisfatória para prever os principais mecanismos do estol dinâmico e reproduzir tendências compatíveis com o modelo de Beddoes-Leishman. Entretanto, melhorias podem ser feitas no modelo em trabalhos futuros.

REFERÊNCIAS

- BANGGA, G.; LUTZ, T.; ARANOLD, M. An improved second order dynamic stall model for wind turbine airfoils. **Wind Energy Science Discussions**, Alemanha, v. 5, p. 1037–1058, 2020. DOI: <https://doi.org/10.5194/wes-5-1037-2020>. Disponível em: <https://wes.copernicus.org/articles/5/1037/2020/>. Acesso em: 3 mar. 2023.
- BATTHER, J.; SEONGKYU, L. Numerical investigation of a pitching airfoil undergoing dynamic stall using delayed detached eddy simulations. **Computers and Fluids**, v. 249, p. 105691, 2022. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.compfluid.2022.105691>. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0045793022002845>. Acesso em: 27 jun. 2025.
- BEDDOES, T. S. Representation of airfoil behaviour. *In*: PREDICTION OF AERODYNAMIC LOADS ON ROTORCRAFT, 334., 1982, Londres. **Proceedings** [...]. Londres: Advisory Group for Aerospace Research and Development (AGARD), 1983. p. 2–11.
- BEDDOES, T. S.; LEISHMAN, J. A semi-empirical model for dynamic stall. **Journal of the American Helicopter society**, v. 34, n. 3, p. 3–17, 1989. DOI: <https://doi.org/10.4050/JAHS.34.3.3>. Disponível em: <https://www.ingentaconnect.com/content/ahs/jahs/1989/00000034/00000003/art00001>. Acesso em: 11 mai. 2023.
- CARR, L. W. Progress in analysis and prediction of dynamic stall. **Journal of Aircraft**, v. 25, n. 1, p. 6–17, 1988. DOI: <https://doi.org/10.2514/3.45534>. Disponível em: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/3.45534?journalCode=ja>. Acesso em: 21 ago. 2023.
- CUMMINGS, R. M. *et al.* **Applied computational aerodynamics: a modern engineering approach**. Cambridge: Cambridge University Press, 2015. v. 53.
- FABER, M. **A comparison of dynamic stall models and their effect on instabilities**. 2018. Dissertação (Mestrado em Engenharia Aeroespacial) — DTU Wind Energy Department of Wind Energy Technical University of Denmark, Aarhus, 2018. Disponível em: <https://resolver.tudelft.nl/uuid:0001b1eb-c19f-48c3-973d-57eca4996a91>. Acesso em: 25 ago. 2023.
- MCALISTER, K. W.; CARR, L. W.; MCCROSKEY, W. J. **Dynamic stall experiments on the NACA 0012 airfoil**. NASA TP-1100, 1978. Disponível em: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19780009057>. Acesso em: 10 out. 2023.
- MCCROSKEY, W. J. **The phenomenon of dynamic stall**. NASA TM-81264, 1981. Disponível em: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19810011501>. Acesso em: 16 out. 2023.
- MELANI, P. F. *et al.* The Beddoes-Leishman dynamic stall model: critical aspects in implementation and calibration. **Renewable and Sustainable Energy Reviews**, v. 202, p. 11467, 2024. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.rser.2024.114677>. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1364032124004039>. Acesso em: 1 jun. 2026.
- MENTER, F. R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. **AIAA journal**, v. 32, n. 8, p. 1598–1605, 1994. DOI: <https://doi.org/10.2514/3.12149>. Disponível em: <http://servidor.demec.ufpr.br/CFD/bibliografia/Carlos%20Eduardo%20Americo/Refer%C3%A2ncias%20Carlos%20Eduardo/Menter1994.pdf>. Acesso em: 15 maio. 2026.

MIOTTO, R. F. **Investigation of dynamic stall through high fidelity numerical simulations and data-driven techniques**. 2022. Tese (Doutorado em Engenharia Mecânica) — Faculdade de Engenharia Mecânica, Universidade Estadual de Campinas, Campinas, 2022. Disponível em: <https://repositorio.unicamp.br/acervo/detalhe/1250029>. Acesso em: 6 ago. 2024.

SOUZA, D.; DOTTA, L. Two-dimensional CFD simulation of pitching airfoil under non-harmonic motion. *In: 3AF INTERNATIONAL CONFERENCE ON APPLIED AERODYNAMICS*, 59., 2025, Estrasburgo. **Proceedings** [...]. França: 3AF-Aerodynamics, 2025. p. 1–6. DOI: <https://doi.org/10.60711/aero2025.20250404.9773538098160551>. Disponível em: <https://www.3af-aerodynamics.com/images/DOI/AERO2025/DocFinal-35-977-.pdf>. Acesso em: 3 mai. 2025.

SOUZA, D.; GENNARO, E. Rotational effects on the spanwise periodic flow over a wind turbine airfoil. *In: BRAZILIAN CONGRESS OF THERMAL SCIENCES AND ENGINEERING*, 18., 2020, Bento Gonçalves (Online). **Anais** [...]. Rio de Janeiro: ABCM, 2020. p. 1–11. DOI: <https://doi.org/10.26678/ABCM.ENCIT2020.CIT20-0291>. Disponível em: <https://www.sistema.abcm.org.br/articleFiles/download/28752>. Acesso em: 15 mai. 2025.

WANG, S. *et al.* Numerical investigations on dynamic stall of low reynolds number flow around oscillating airfoils. **Computers Fluids**, v. 39, n. 9, p. 1529–1541, 2010. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.compfluid.2010.05.004>. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0045793010001106>. Acesso em: 6 jun. 2023.