

PREVISÃO DAS FORÇAS AERODINÂMICAS EM AEROFÓLIOS A PARTIR DA TEORIA DO AEROFÓLIO FINO COM CORREÇÕES VISCOSAS

Camili Vitória Claus, camili.claus@unesp.br

Daniel Sampaio Souza, daniel.s.souza@unesp.br

Universidade Estadual Paulista "Júlio de Mesquita Filho", Av. Profa. Isette Corrêa Fontão, 505 - Jardim das Flores, São João da Boa Vista - SP, 13876-750.

Resumo. A Teoria do Aerofólio Fino (TAF) é amplamente utilizada na modelagem de escoamentos aerodinâmicos por sua capacidade de simplificar a análise do escoamento. No entanto, por se basear em hipóteses de escoamento potencial, a TAF não representa adequadamente os efeitos viscosos, especialmente em ângulos de ataque elevados. O presente trabalho tem como objetivo avaliar o impacto da espessura de deslocamento na modelagem aerodinâmica de aerofólios usando a TAF. A metodologia adotada consiste na extração da linha de camber a partir das coordenadas da superfície do aerofólio, com a aplicação da TAF para cálculo dos coeficientes de sustentação e de momento de arfagem. Em seguida, a espessura de deslocamento foi somada à geometria do aerofólio, a qual foi extraída de dados da camada limite no XFLR5. Esse novo aerofólio foi novamente processado pela TAF, a fim de avaliar os resultados obtidos. Os resultados demonstram que, na região de comportamento linear a incorporação de δ^* não surtiu efeitos significativos, mas a metodologia proposta melhorou substancialmente a previsão de C_l para altos ângulos de ataque, e também apresentou semelhanças em certos aspectos para o C_m . Assim, concluiu-se que a metodologia aplicada é promissora e representa uma boa aproximação para os coeficientes de estudo, além de ser efetiva para ampliar a faixa de ângulos de ataque de aplicabilidade da TAF.

Palavras chave: Teoria do Aerofólio Fino. Espessura de deslocamento. Coeficiente de sustentação. Coeficiente de momento de arfagem.

Abstract. The Thin Airfoil Theory (TAT) is widely used in aerodynamic flow modeling due to its ability to simplify flow analysis. However, since it is based on potential flow assumptions, TAT does not adequately represent viscous effects, especially at high angles of attack. This study aims to evaluate the impact of displacement thickness on the aerodynamic modeling of airfoils using TAT. The adopted methodology involves extracting the camber line from the airfoil surface coordinates, with the application of TAT to calculate the lift and pitching moment coefficients. Next, the displacement thickness was added to the airfoil geometry, which was obtained from boundary layer data in XFLR5. This new airfoil was then reprocessed using TAT to assess the results. The results show that, in the linear behavior region, the incorporation of δ^* had no significant effects, but the proposed methodology substantially improved the prediction of C_l at high angles of attack, and also showed similarities in certain aspects for C_m . Thus, it was concluded that the applied methodology is promising and provides a good approximation for the studied coefficients, in addition to being effective in extending the range of angles of attack in which TAT is applicable.

Keywords: Thin Airfoil Theory. Displacement Thickness. Lift Coefficient. Pitching Moment Coefficient.

1. INTRODUÇÃO

A previsão dos comportamentos aerodinâmicos em aerofólios pode ser conduzida por meio de diversos métodos. Estes incluem abordagens experimentais, tais como ensaios em voo e em túneis de vento; análises teóricas e simulações computacionais. Ainda assim, todas essas metodologias têm como fundamento princípios teóricos consolidados na literatura, como a teoria do aerofólio fino, também conhecida como *thin airfoil theory* (TAF).

A Teoria do Aerofólio Fino é amplamente difundida e empregada para tais previsões devido à sua capacidade de simplificar a análise do escoamento no aerofólio, reduzindo-o a uma representação de lâmina de vórtices, correspondente à linha de camber (White 2011). Nesse sentido, é fundamental que as coordenadas da referida linha sejam conhecidas.

No entanto, apesar de ser uma ótima metodologia para predição de certos comportamentos aerodinâmicos, ela considera um escoamento ideal, não incluindo efeitos de camada limite e separação de escoamento. Por conta disso, ela não é capaz de prever o estol aerodinâmico, já que não prevê a separação do escoamento em altos ângulos de ataque, ou o arrasto. Ou seja, só é possível obter o coeficiente de sustentação e o coeficiente de momento de arfagem com boa aproximação apenas para baixos ângulos de ataque.

Um dos efeitos da viscosidade sobre o escoamento ao redor de um aerofólio é deslocar as linhas de corrente afastando-

as da superfície em relação à previsão dada pela teoria potencial. Para ilustrar esse efeito considere uma camada limite se desenvolvendo sobre uma placa plana, como na Fig.1. Para satisfazer a conservação de massa entre a entrada e saída do volume de controle de análise temos que,

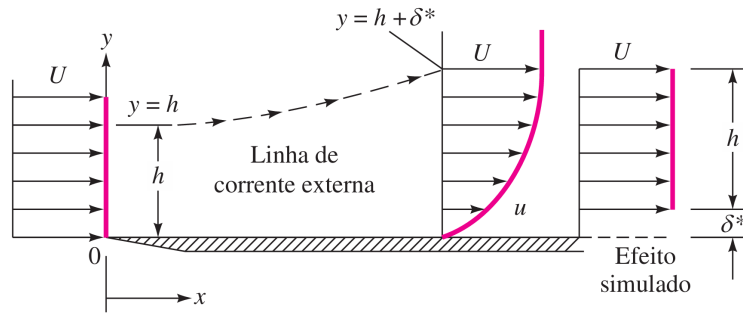


Figura 1. Efeito de deslocamento de uma camada limite. Fonte: White, 2011

$$\int_0^h \rho U b dy = \int_0^\delta \rho u b dy \quad \delta = h + \delta^* \quad (1)$$

onde δ^* corresponde à espessura de deslocamento, que representa o deslocamento da linha de corrente causada pela camada limite, δ é a espessura da camada limite na saída, U é a velocidade de corrente livre e u é o perfil de velocidades no aerofólio. Por fim, δ^* é dada por

$$\delta^* = \int_0^\delta \left(1 - \frac{u}{U}\right) dy \quad (2)$$

Análises mais precisas podem ser feitas se considerarmos o efeito dessa espessura de deslocamento, já que ela faz com que o aerofólio atue como se fosse ligeiramente mais espesso, o que altera sua linha de camber e, consequentemente, seus coeficientes de sustentação e de momento de arfagem.

Utilizando uma combinação do método dos painéis com um modelo de camada limite (WIGPMBL), Ghadimi (2012) mostrou que a adição da espessura de deslocamento à geometria do aerofólio afeta significativamente os coeficientes de sustentação e arrasto, especialmente em baixos números de Reynolds. Esses resultados evidenciam a importância de considerar os efeitos viscosos — como a espessura de deslocamento — mesmo em modelagens baseadas em teoria potencial.

Por exemplo, embora o estudo de Ma et. al (2015) seja voltado para aeronaves de baixa velocidade, como veículos aéreos não tripulados (VANTs) de alta altitude, seus resultados oferecem contribuições significativas para a compreensão dos efeitos da espessura relativa em aerofólios operando em baixos números de Reynolds. A espessura relativa do aerofólio influencia diretamente o comportamento do escoamento por meio da alteração da localização e da extensão da bolha de separação laminar, o que modifica a espessura de deslocamento efetiva e, consequentemente, a linha de camber percebida pelo escoamento. Mesmo em contextos diferentes, tais variações exercem impacto direto sobre os coeficientes aerodinâmicos, especialmente quando se busca uma modelagem mais precisa do escoamento ao redor do aerofólio, o que reforça a hipótese de consideração da espessura de deslocamento.

Análises mais precisas podem ser feitas se considerarmos o efeito dessa espessura de deslocamento, já que ela faz com que o aerofólio atue como se fosse ligeiramente mais espesso, o que altera sua linha de camber e, consequentemente, seus coeficientes de sustentação e de momento de arfagem.

Adicionalmente, estudos propuseram a ideia de "decambering" como alternativa para aproximar os resultados de modelos potenciais aos dados viscosos reais. Nessa abordagem, discutida por Mukherjee (2003), a linha de camber do aerofólio é ajustada iterativamente por meio de funções de correção baseadas nos desvios observados nos coeficientes C_l e C_m entre soluções viscosas e invíscidas. Esse método permite simular os efeitos da separação da camada limite em altos ângulos de ataque sem modificar diretamente a espessura do perfil, sendo particularmente útil para análises bidimensionais baseadas em Teoria do Aerofólio Fino.

Estudos experimentais conduzidos por Sommers (1997) demonstram que a espessura de deslocamento induzida por efeitos viscosos exerce influência significativa no desempenho aerodinâmico de aerofólios operando em baixos números de Reynolds. No caso específico do S809, originalmente desenvolvido para aplicações em turbinas eólicas, verificou-se que, sob transição fixa da camada limite, ocorre uma leve decamberização da linha média e uma redução dos coeficientes C_l e C_m mesmo para a ordem de $Re = 10^6$, evidenciando a influência da espessura de deslocamento e transição laminar-turbulento do escoamento. Tais resultados reforçam a necessidade de considerar os efeitos viscosos na modelagem aerodinâmica de aerofólios, mesmo ao se utilizar métodos baseados em escoamento potencial.

O objetivo da pesquisa descrita aqui é implementar uma metodologia que aplica a TAF ao aerofólio adicionado à espessura de deslocamento gerada. Para efeitos de validação, os coeficientes de sustentação e de momento de arfagem previstos por esse método foram comparados com as previsões da teoria do aerofólio fino aplicados somente à geometria do aerofólio e com resultados baseados no método dos painéis e métodos integrais para a camada limite.

2. METODOLOGIA

2.1 Obtenção da linha de camber

A metodologia aplicada para pesquisar as características de aerofólios com diferentes missões é a Teoria do Aerofólio Fino (White 2011), que utiliza um mapeamento de variável que transforma o escoamento em torno de um cilindro com circulação, em um escoamento em torno de um aerofólio (com espessura e arqueamento) com circulação. Além disso, é determinado que a circulação correta Γ_{Kutta} depende da velocidade do escoamento, ângulo de ataque da corrente livre e formato do aerofólio, a fim de atender à condição de Kutta de que as velocidades de escoamento do intradorso e extradorso devem ser iguais ao deixar o bordo de fuga, conforme ilustrado na figura 2.

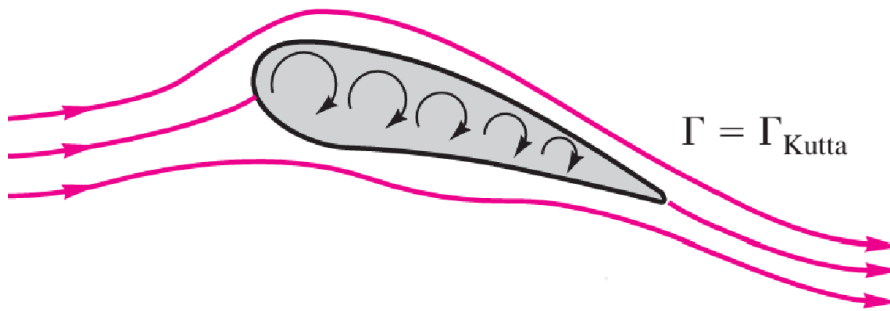


Figura 2. Circulação correta, a condição de Kutta exige escoamento suave no bordo de fuga. Fonte: White, 2011

Para que seja possível realizar a pesquisa segundo a linha de camber, é necessário extrair-las das coordenadas já disponíveis dos aerofólios. Através da separação dos pontos correspondentes ao intradorso e extradorso dos aerofólios no MatLab, é possível plotar os pontos de suas linhas de contorno em um plano cartesiano. Assim, pode-se interpolar todos os pontos fornecidos através da função pchip do MatLab. Após esse procedimento, a partir de cada par de pontos referentes ao intradorso e extradorso do contorno, é possível realizar a média aritmética entre eles e assim obter um conjunto de dados referente à linha de camber, que também serão interpolados pelo pchip.

Com base na linha de camber plotada, é possível obter as derivadas das funções de terceiro grau entre os pontos interpolados (que são fornecidas pela função pchip). É necessário representá-la em uma Série de Fourier de Cossenos (Bendat e Piersol 2010), a fim de ser utilizada nos cálculos e experimentações de suas características aerodinâmicas. Se uma função $y(x)$ é periódica e par, com período T e frequência fundamental $f = \frac{1}{T}$, então a função pode ser representada por uma série de Fourier

$$x(t) = \frac{a_0}{2} + \sum_{q=1}^{\infty} [a_q \cos(2\pi q f t) + b_q \sin(2\pi q f t)] \quad (3)$$

no qual

$$A_0 = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N x_n \quad (4)$$

$$A_q = \frac{2}{N} \sum_{n=1}^N x_n \cos\left(\frac{2\pi q n}{N}\right); \quad q = 1, 2, 3, \dots, \frac{N}{2} - 1 \quad (5)$$

$$A_{N/2} = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N x_n \cos(n\pi); \quad (6)$$

Por fim, com os primeiros coeficientes da série de Fourier de cossenos, é possível aplicá-los à Teoria do Aerofólio Fino para gerar os gráficos de coeficiente de sustentação e de momento de arfagem, de acordo com as funções

$$C_l(\alpha) = 2\pi\alpha - \pi(A_0 + A_1) \quad (7)$$

$$C_{m_{LE}}(\alpha) = -\frac{C_l}{4} + \pi(A_1 + A_2) \quad (8)$$

nos quais A_0 , A_1 e A_2 são os primeiros coeficientes da série de Fourier de cossenos, encontrados previamente.

2.2 Adição da espessura de deslocamento ao aerofólio

Para considerar o efeito da espessura de deslocamento, foi utilizada uma simulação no XFLR5 com uma varredura para vários ângulos de ataque, cujo aerofólio de estudo é o S809. A partir da obtenção dos dados de camada limite, são disponibilizadas informações de coordenadas x com os respectivos valores de δ^* , que são medidas perpendiculares à superfície no aerofólio.

Para somar corretamente as espessuras de deslocamento à superfície do aerofólio e determinar suas novas coordenadas, é necessário calcular os vetores normais à superfície nos valores de x fornecidos. As normais à superfície foram determinadas com base no vetor tangente local. Para cada ponto do contorno, foi utilizado um esquema de diferenças centrais a partir dos pontos adjacentes para calcular o vetor tangente:

$$\vec{T} = (x_{j+1} - x_{j-1}, y_{j+1} - y_{j-1}) \quad (9)$$

A normal unitária correspondente foi obtida por rotação de 90° no sentido horário, seguida de normalização, resultando em:

$$\vec{N} = \left(\frac{-T_y}{\|\vec{T}\|}, \frac{T_x}{\|\vec{T}\|} \right) \quad (10)$$

A direção das normais foi ajustada considerando a posição relativa dos pontos em relação ao centroide do aerofólio, de forma a garantir que todas apontassem para fora da superfície.

Cada ponto do aerofólio foi então deslocado ao longo da sua normal pela magnitude de δ^* correspondente, resultando em um novo conjunto de coordenadas que representa a geometria com efeitos viscosos incorporados. Após esse deslocamento, a nova geometria foi normalizada para o intervalo $x \in [0, 1]$ e separada novamente em extradorso e intradorso, para que fosse possível aplicar a Teoria do Aerofólio Fino e comparar resultados.

A partir da nova geometria corrigida, foi reconstruída a linha média (camber) do aerofólio utilizando o método descrito na seção 2.1. Com isso, foram determinados os coeficientes de sustentação C_l e de momento de arfagem C_m para cada ângulo de ataque analisado.

2.3 Descrição do aerofólio e das condições de escoamento

O aerofólio utilizado neste estudo é o S809, projetado originalmente para aplicação em pás de turbinas eólicas. Trata-se de um perfil assimétrico com espessura relativa de 21%, desenvolvido com o objetivo de otimizar o desempenho aerodinâmico em baixos números de Reynolds e sob condições de operação típicas de turbinas de eixo horizontal. Este aerofólio foi descrito em detalhes no relatório técnico de Sommers (1997), no qual são apresentadas suas características geométricas e de desempenho experimental.

As análises realizadas neste trabalho utilizaram simulações no software XFLR5 para obter os valores da espessura de deslocamento δ^* ao longo da superfície do aerofólio. Os casos considerados envolveram uma varredura de ângulos de ataque no intervalo de -4° a 12° , com incrementos regulares de $0,5^\circ$. Todas as simulações foram realizadas para um número de Reynolds fixo de 1×10^6 .

O estudo de Sommers (1997, p. 10) reforça a relevância da espessura de deslocamento no comportamento aerodinâmico de aerofólios em baixos números de Reynolds, como é o caso analisado neste trabalho. O autor demonstra que, sob condições de transição fixa, a espessura de deslocamento aumenta significativamente, provocando uma leve decamberização do aerofólio. Esse efeito reduz os coeficientes de sustentação e de momento de arfagem, especialmente quando a camada limite se torna mais espessa devido à rugosidade e à ausência de transição laminar eficaz. Com base nessas observações, optou-se por realizar as simulações no XFLR5 considerando um número de Reynolds de 1×10^6 e utilizar os valores de δ^* obtidos diretamente dessas simulações para modificar a geometria do aerofólio antes da aplicação da teoria do aerofólio fino.

3. RESULTADOS

Os resultados obtidos à respeito da adição da espessura de deslocamento foram favoráveis para os ângulos de ataque analisados, como evidenciam as figuras Fig. 3 à Fig. 6, que apresentam o aerofólio com a incorporação da espessura de deslocamento e a alteração na linha de camber.

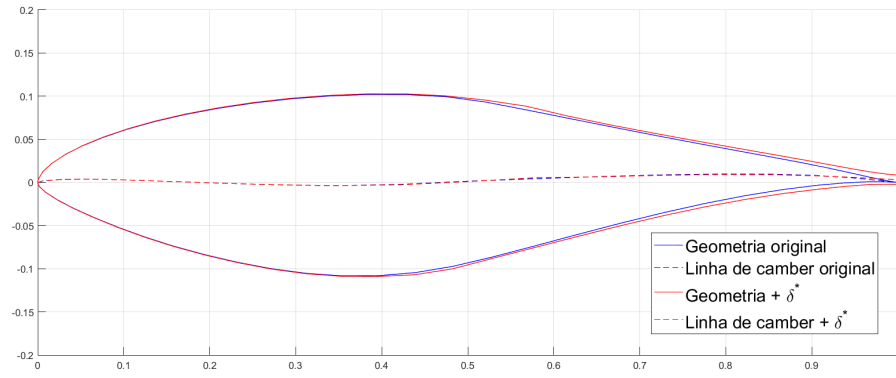


Figura 3. Adição da espessura de deslocamento ao aerofólio para $\alpha = 3^\circ$

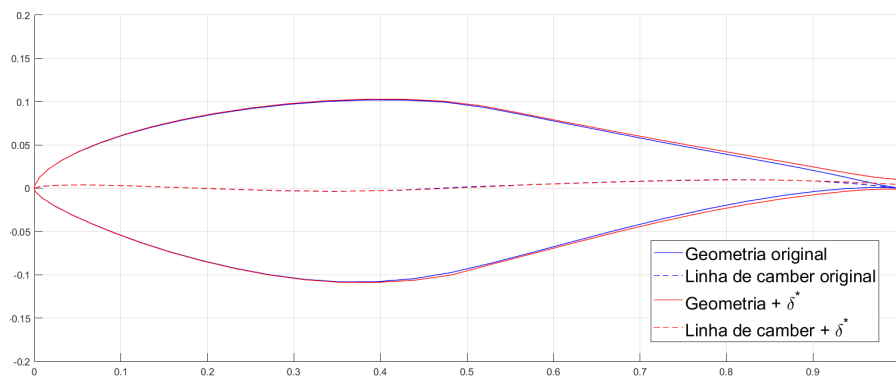


Figura 4. Adição da espessura de deslocamento ao aerofólio para $\alpha = 6^\circ$

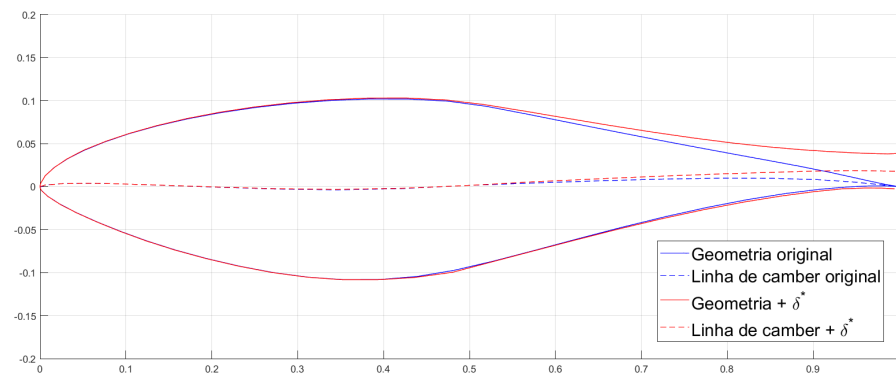


Figura 5. Adição da espessura de deslocamento ao aerofólio para $\alpha = 9^\circ$

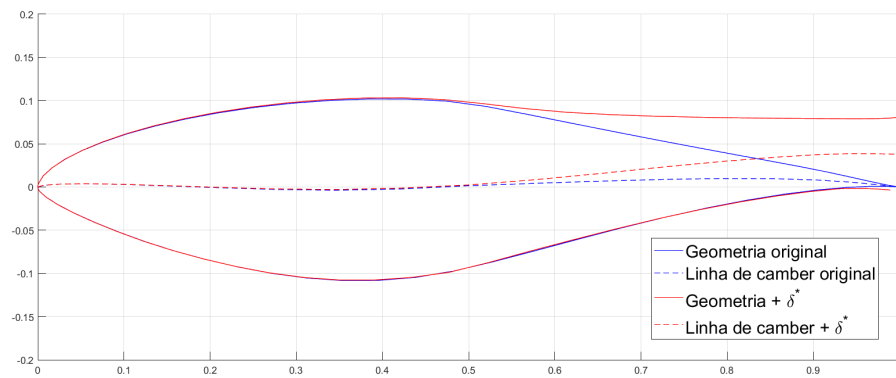


Figura 6. Adição da espessura de deslocamento ao aerofólio para $\alpha = 12^\circ$

A figura 7 mostra o coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque. São comparadas curvas previstas pelo XFLR5, pela TAF sem a adição do δ^* e pela TAF modificada para levar em consideração o efeito de δ^* . Observa-se que a TAF original representa bem a inclinação da curva C_l em função de α na faixa linear, entre aproximadamente -4° e 6° . No entanto, mesmo nesse intervalo, ela tende a superestimar os valores de C_l em cerca de 0,1. Acima de 6° , a precisão da teoria se deteriora devido à intensificação dos efeitos viscosos, que são desconsiderados pela TAF. A introdução de δ^* à geometria do aerofólio permite compensar parte dessas limitações, resultando em melhorias substanciais na precisão dessa teoria, especialmente nessa faixa de ângulos de ataque.

Apesar dos excelentes resultados em relação ao coeficiente de sustentação, houve uma melhora geral da previsão da TAF nas curvas do gráfico de coeficiente de momento de arfagem. Mesmo assim, é possível verificar que, em relação à TAF com δ^* em 6° , tanto dados do Xfoil quanto os do TAF com δ^* preveem estol de momento, como é evidenciado pelo grande incremento e inclinação de ambos os coeficientes a partir desse ponto.

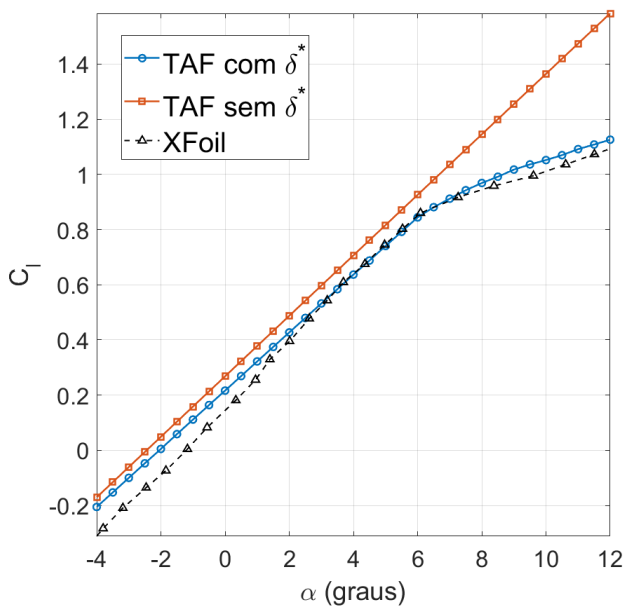


Figura 7. Coeficiente de Sustentação vs. α

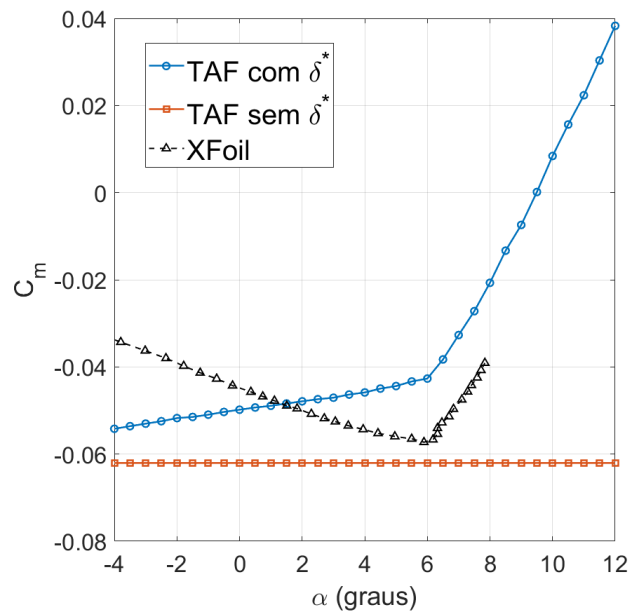


Figura 8. Coeficiente de Momento de Arfagem vs. α

4. CONCLUSÕES

O presente trabalho apresentou uma análise do comportamento aerodinâmico de aerofólios com base na Teoria do Aerofólio Fino (TAF), considerando, adicionalmente, os efeitos da espessura de deslocamento provenientes da camada limite na mudança da geometria do aerofólio. A metodologia empregada fundamentou-se na reconstrução da linha de camber a partir das coordenadas do contorno dos aerofólios, possibilitando a aplicação da TAF para a estimativa dos coeficientes de sustentação (C_l) e de momento de arfagem (C_m) para diferentes ângulos de ataque.

A introdução da espessura de deslocamento à geometria original mostrou-se eficaz para representar, de forma mais realista, os efeitos viscosos que não são contemplados pela formulação invíscida da TAF. Os resultados obtidos evidenciaram que a adição de δ^* melhora a aproximação de C_l entre os dados teóricos e os dados extraídos da literatura para o coeficiente de sustentação. Observou-se, no entanto, que a metodologia ainda apresenta limitações associadas à previsão do coeficiente de momento, que não são decorrentes de erros na aplicação do método em si, uma vez que é verificada a eficácia na aproximação do C_l .

Conclui-se, portanto, que a abordagem proposta constitui uma alternativa viável e promissora para aprimorar previsões aerodinâmicas baseadas em modelos teóricos. Ainda assim, há a necessidade de buscar soluções para a aproximação do coeficiente de momento de arfagem.

5. AGRADECIMENTOS

O presente trabalho foi realizado com apoio da Fundação de Amparo à Pesquisa do Estado de São Paulo (FAPESP), Brasil. Processo nº 2024/13249-1.

6. REFERÊNCIAS

BENDAT, J. S.; PIERSOL, A. G. *Random Data: Analysis and Measurement Procedures*. 4. ed. Hoboken: John Wiley &

Sons, 2010.

GHADIMI, P.; ROSTAMI, A. B.; JAFARKAZEMI, F. Aerodynamic analysis of the boundary layer region of symmetric airfoils at ground proximity. *Aerospace Science and Technology*, Elsevier, v. 17, p. 7–20, 2012.

MA, D. et al. Effects of relative thickness on aerodynamic characteristics of airfoil at a low reynolds number. *Chinese Journal of Aeronautics*, Elsevier, v. 28, n. 4, p. 1003–1015, 2015. Open access under CC BY-NC-ND license. Disponível em: <<https://doi.org/10.1016/j.cja.2015.05.012>>.

MUKHERJEE, R.; GOPALARATHNAM, A.; KIM, S. An iterative decambering approach for post-stall prediction of wing characteristics using known section data. *41st AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, n. AIAA 2003-1097, 2003. Disponível em: <<https://ntrs.nasa.gov/citations/20040085758>>.

SOMERS, D. M. *Design and Experimental Results for the S809 Airfoil*. [S.l.], 1997. Disponível em: <<https://www.nrel.gov/docs/legosti/fy97/6918.pdf>>.

WHITE, F. M. *Mecânica dos Fluidos*. 6. ed. Porto Alegre: AMGH, 2011.

7. RESPONSABILIDADE PELAS INFORMAÇÕES

Os autores são os únicos responsáveis pelas informações incluídas neste trabalho.