



Análise CFD sobre o desempenho de aerofólios na FSAE

A CFD analysis on airfoils performance in FSAE

Josue Lima de Camargo¹,

Marcos Vinicius Barbosa²

RESUMO

O presente estudo analisa o desempenho dos perfis S1223 e Be122-125 em configuração de elemento simples com comprimento de corda de 0.400m para escoamentos bidimensionais de ar em Reynolds característicos da Formula SAE ($3 \cdot 10^5$, $4 \cdot 10^5$ e $8 \cdot 10^5$) através de simulações CFD utilizando o modelo Transition SST disponível no software Ansys® Fluent 2021 R2. As variáveis de saída de interesse são os coeficientes de sustentação, arrasto, pressão e atrito local. O objetivo é a geração de downforce máxima que, associada uma taxa de estol reduzida, extrai a performance desejada. Neste regime, os escoamentos são categorizados como "baixo Reynolds" e nele ocorre a formação da Bolha de Separação Laminar, podendo provocar perdas em sustentação. O aerofólio S1223 apresentou melhor performance tanto em capacidade de geração de downforce quanto em taxa de movimentação do ponto transição para o bordo de ataque.

PALAVRAS-CHAVE: aerofólios; bolha de separação laminar; CFD; FSAE; Transition SST.

ABSTRACT

This present study analyzes the performance of the S1223 and Be122-125 airfoil profiles in a single-element configuration with a chord length of 0.400m for two-dimensional air flows at characteristic Reynolds numbers of Formula SAE ($3 \cdot 10^5$, $4 \cdot 10^5$, and $8 \cdot 10^5$) using CFD simulations with the Transition SST model available in the Ansys® Fluent 2021 R2 software. The output variables of interest are the lift, drag, pressure, and skin-friction coefficients. The objective is to achieve maximum downforce generation while reducing stall rate, aiming to attain the desired performance. In this regime, flows are categorized as "low Reynolds," and it involves the formation of a Laminar Separation Bubble, which can lead to lift losses. The S1223 airfoil demonstrated superior performance in both downforce generation capacity and transition point movement rate towards the leading edge.

KEYWORDS: airfoils; laminar separation bubble, CFD; FSAE; Transition SST.

INTRODUÇÃO

A Formula SAE representa uma porta de entrada para que entusiastas do automobilismo se aproximem desta indústria ainda durante a graduação. Devido à grande quantidade de curvas das provas, o objetivo principal na utilização de pacotes aerodinâmicos torna-se a geração de downforce máxima e a manutenção dela através de um estol suave (PAKKAM, 2011). Estes circuitos estão inseridos no regime de "baixo Reynolds" (10^4 a 10^6), cujos escoamentos são caracterizados pela formação da Bolha de Separação Laminar (BSL) que, quando não controlada apropriadamente, pode levar à queda de performance das asas por provocar alteração na distribuição de pressão e ocasionar um estol abrupto no bordo de ataque. Tal fenômeno é fortemente influenciado por parâmetros como o

¹ Universidade Tecnológica Federal do Paraná, Ponta Grossa, Paraná, Brasil. E-mail: josuelima@alunos.utfpr.edu.br. ID Lattes: 3480061120792711.

² Docente no Departamento Acadêmico de Mecânica. Universidade Tecnológica Federal do Paraná, Ponta Grossa, Paraná, Brasil. E-mail: mvbarbosa@utfpr.edu.br. ID Lattes: 7850218573683544.



número de Reynolds (Re), a intensidade turbulenta no escoamento livre (Tu) e o ângulo de incidência do perfil (α) (GAD-EL-HAK, 1990).

O presente estudo visa analisar os aerofólios S1223 (SELIG; GUGLIELMO, 1997) e Be122-125 (BENZING, 1991) em uma configuração de elemento simples de comprimento de corda (c) de 0.400 m em escoamentos bidimensionais de ar sob os critérios de performance supracitados. Para isso, simulações foram realizadas no software Ansys® Fluent 2021 R2 em valores de Reynolds de $3 \cdot 10^5$, $4 \cdot 10^5$ e $8 \cdot 10^5$, característicos da competição (SAE INTERNATIONAL, 2022), utilizando o modelo de turbulência Transition SST para captação da transição induzida por separação. As variáveis de interesse são os coeficientes de sustentação (C_l), arrasto (C_d), pressão (C_p) e atrito local (C_f).

METODOLOGIA

MODELO NUMÉRICO

O modelo de predição de transição γ - Re_{θ} utiliza duas equações de transporte: a da intermitência γ , usada como gatilho para a transição, e a do Reynolds de espessura de momento do início da transição ($\tilde{Re}_{\theta t}$), que conecta as correlações empíricas com os critérios de início da equação da intermitência. Tal modelo de transição foi calibrado para ser utilizado em conjunto com o $k - \omega$ SST, gerando o Transition SST (MENTER et al., 2006). As equações resultantes do acoplamento estão dispostas a seguir.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k^* - Y_k^* + S_k \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega + G_{\omega b} \quad (2)$$

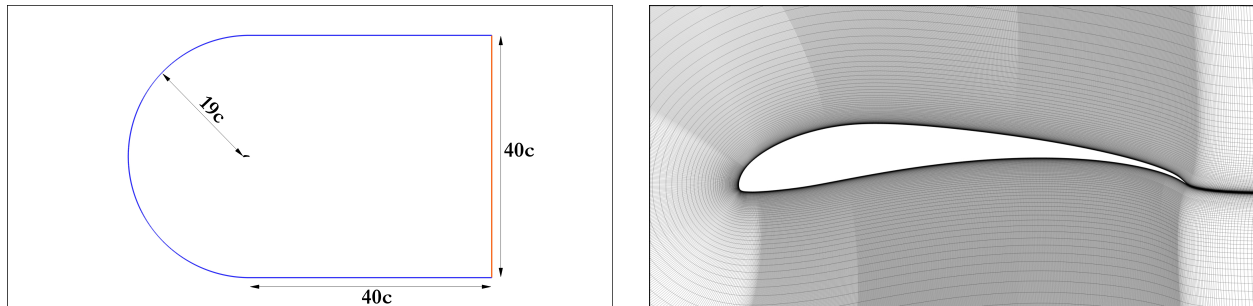
A variável t representa o tempo, ρ a massa específica, k a energia cinética turbulenta, ω a taxa de dissipação específica, u_j o vetor velocidade, Γ_k e Γ_ω são, respectivamente, os termos de difusividade efetiva de k e de ω , G_k^* e Y_k^* são, respectivamente, os termos de produção e destruição, S_k e S_ω são termos fontes definidos pelo usuário e $G_{\omega b}$ o termo de flutuabilidade (ANSYS, 2021).

VALIDAÇÃO

O modelo Transition SST será validado através do perfil S1223 em $Re = 3 \cdot 10^5$ com o recurso de correção de curvatura ativado ($CCURV = 1$) (SPALART; SHUR, 1997). Os dados de túnel de vento são provenientes do trabalho de Selig et al. (1995).

A geometria do domínio de escoamento foi construída no software SOLIDWORKS® 2019 em topologia C, conforme Figura 1a (entrada em azul, saída em vermelho). A estruturação da malha foi realizada no software Ansys® ICFM CFD 2021 R2 seguindo a estratégia de Zohary, Asrar e Aldheeb (2021). O valor utilizado para a altura adimensional da primeira célula (y^+) é de 1, resultando na malha apresentada na Figura 1b. O teste de independência que levou a esta escolha pode ser observado na próxima subseção (Figura 3a).

Figura 1 – Domínio de escoamento (a) e malha (b) de validação do perfil S1223.



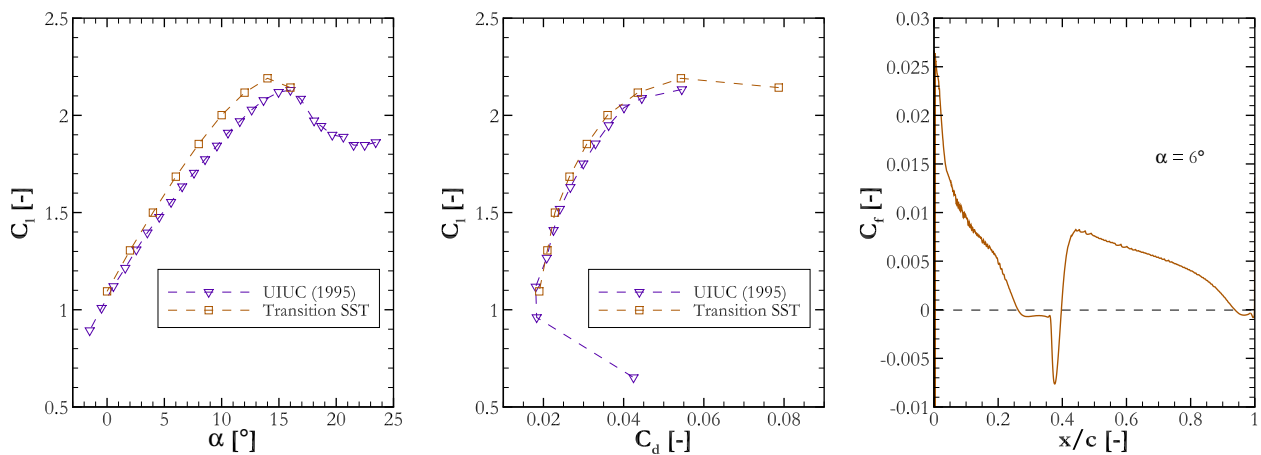
(a) Topologia em C.

(b) Malha ($Re = 300\,000$, $y^+ = 1$, 315 835 elementos).

Fonte: autoria própria (2023).

As condições de contorno incluem uma entrada de velocidade com $Tu_{entrada}$ no valor de 0.1σ em conjunto com a razão de viscosidades ν_t/ν igual à 5 (ANSYS, 2021), uma saída de pressão com pressão estática nula e condição de parede estacionária para as superfícies do perfil. As simulações foram conduzidas em regime permanente no intervalo de 0° a 16° , que é igual a dois ângulos após o α de C_{lmax} fornecido pelo XFOIL (200 nós, $\tilde{n}_{crit} = 8.3$) (DRELA, 1989). A fim de garantir a estabilidade dos cálculos, as mesmas etapas feitas por Hübbe (2017) foram utilizadas, com o resultado final obtido através do esquema de acoplamento de pressão-velocidade Coupled e com as discretizações espaciais em Upwind de Segunda Ordem. Os resultados estão dispostos na Figura 2 a seguir.

Figura 2 – Resultados da validação do perfil S1223.



(a) $C_l \times \alpha$

(b) $C_l \times C_d$

(c) C_f ao longo do lado de sucção.

Fonte: autoria própria (2023).

TESTE DE INDEPENDÊNCIA DE MALHA

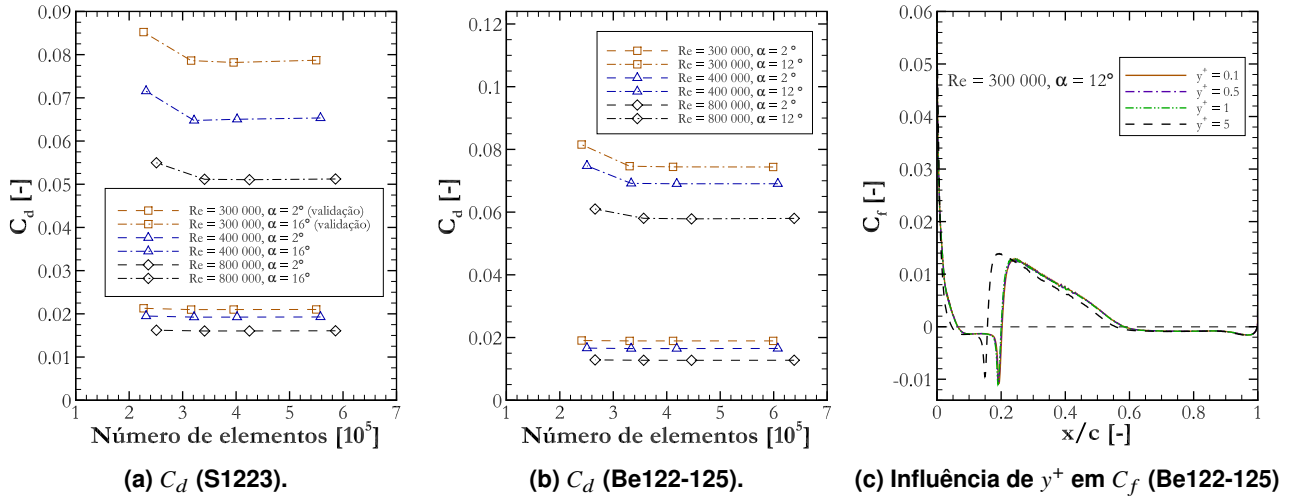
Quatro malhas com valores de y^+ de 0.1, 0.5, 1 e 5 foram geradas para cada Re de interesse ($3 \cdot 10^5$, $4 \cdot 10^5$ e $8 \cdot 10^5$) para cada aerofólio, sendo construídas de tal maneira que uma maior quantidade de elementos está associada a um y^+ menor. Foram utilizados perfis invertidos naquelas não destinadas à validação.

As situações críticas de instabilidade escolhidas para o teste foram uma BSL longa com uma



posterior separação turbulenta em $\alpha = 2^\circ$ e a de pós-estol seguindo a referência do ângulo de $C_{l_{max}}$ obtido no XFOIL. A Figura 3 a seguir apresenta exemplos de resultados do teste para ambos perfis.

Figura 3 – Exemplos de resultados do teste de independência de malha.



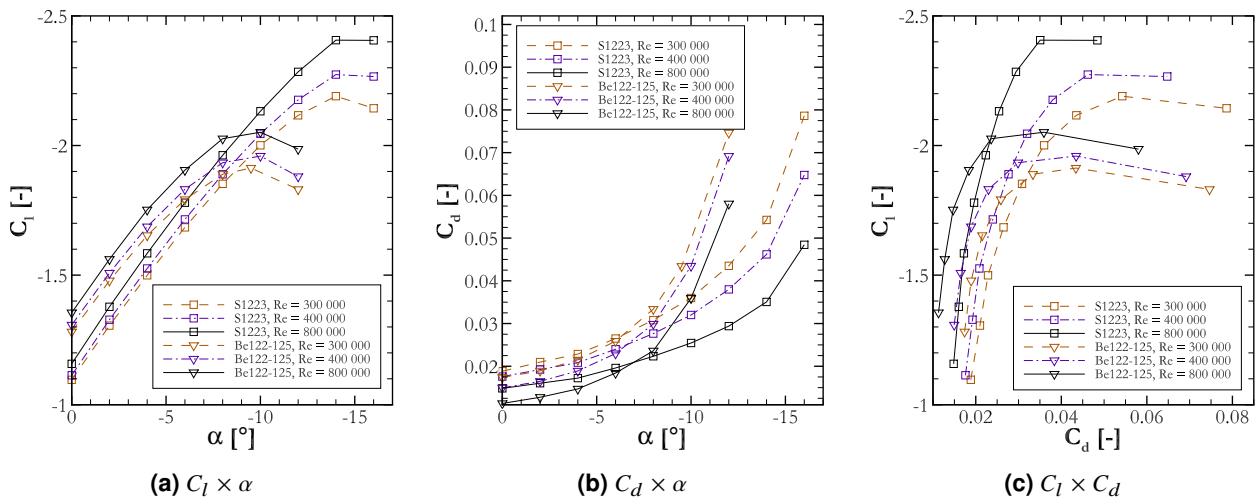
Fonte: autoria própria (2023).

Conforme pode ser observado, tanto as malhas de $y^+ = 5$ do perfil S1223 quanto às do Be122-125 apresentam nos ângulos em pós-estol uma variação considerável de C_d com relação à malha mais fina (entre 5.15% e 9.63%). É a partir da malha de $y^+ = 1$ que tal diferença entre os resultados torna-se desprezível (menor que 0.88%)

Foi verificado também que, para todos os Re em ambos aerofólios, as malhas mais grossas apresentam predição antecipada da BSL nas situações de pós-estol analisadas, conforme exemplificado na Figura 3c. Portanto, as malhas de $y^+ = 1$ foram as escolhidas para os cálculos finais.

RESULTADOS E DISCUSSÕES

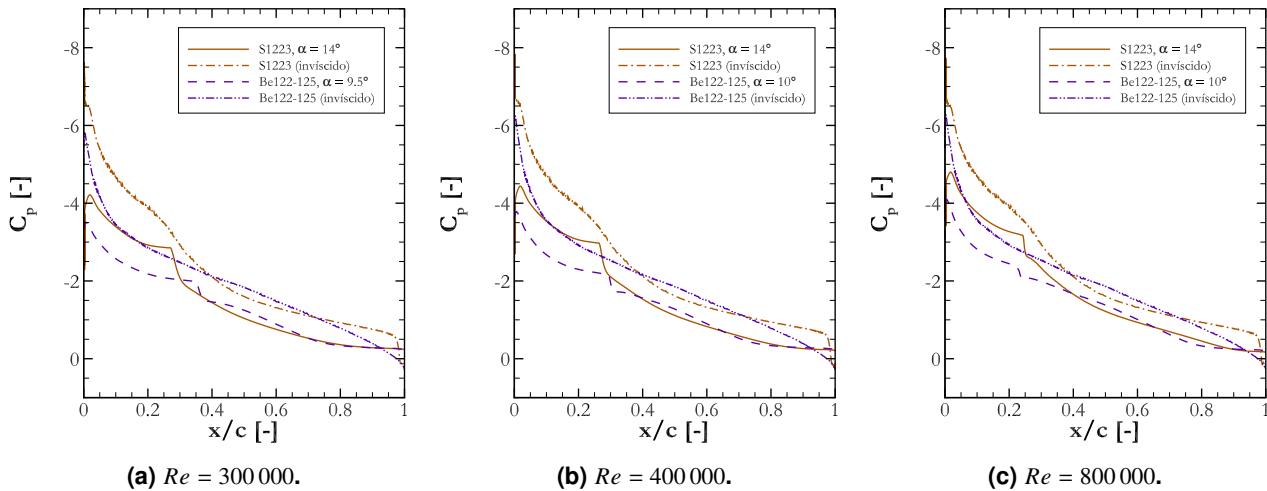
Figura 4 – Comparativo entre os perfis S1223 e Be122-125.



Fonte: autoria própria (2023).



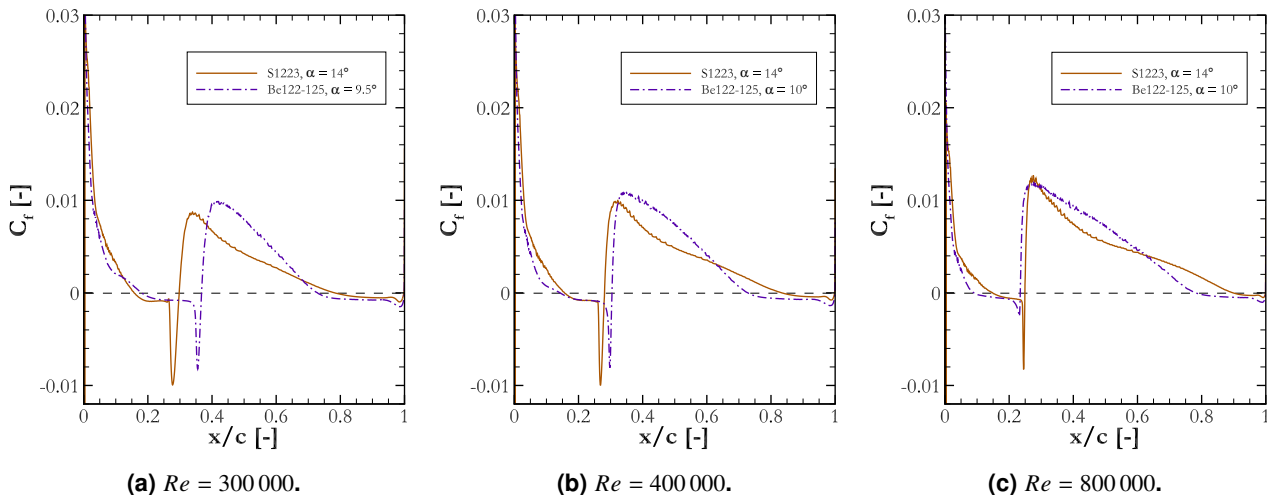
Figura 5 – Distribuição de pressão no lado de sucção dos perfis S1223 e Be122-125 no α de $C_{l_{max}}$.



Fonte: autoria própria (2023).

Para todos os Re simulados, o perfil S1223 apresentou tanto o maior $C_{l_{max}}$ (2.190 em $Re = 3 \cdot 10^5$, 2.274 em $Re = 4 \cdot 10^5$ e 2.406 em $Re = 8 \cdot 10^5$) (Figura 4a) quanto a melhor eficiência aerodinâmica (C_l/C_d) nas proximidades do ângulo de interesse (Figura 4c). O perfil também demonstrou superioridade de pico de sucção ainda na distribuição invíscida (Figura 5), com os resultados corroborando que os efeitos viscosos e a formação da BSL não foram suficientes para tornar o aerofólio S1223 menos eficiente do que o Be122-125.

Figura 6 – Comparação de posicionamento da BSL em ângulos de $C_{l_{max}}$ no lado de sucção dos perfis.



Fonte: autoria própria (2023).

Além disso, o aerofólio S1223 possui estol mais suave em comparação com o Be122-125, com taxas de decréscimo em sustentação de 0.0234 contra 0.0306 ($Re = 3 \cdot 10^5$), 0.0038 contra 0.0395 ($Re = 4 \cdot 10^5$) e 0.0004 contra 0.0326 ($Re = 8 \cdot 10^5$) para um mesmo intervalo $\Delta\alpha = 2^\circ$ após o ângulo de $C_{l_{max}}$. Isso pode ser justificado pela maior taxa de movimentação do ponto de transição na direção do bordo de ataque observada no perfil Be122-125 (0.12c entre Re de $3 \cdot 10^5$ e $8 \cdot 10^5$) (Figura 6), fazendo com que o C_l após $C_{l_{max}}$ decaia mais rapidamente (PAKKAM, 2011).



CONCLUSÃO

Apesar do aerofólio Be122-125 ter na sua proposta de design o objetivo de performar automobilisticamente, o S1223 obteve melhores resultados em todos os critérios apresentados. Seus valores de $C_{l_{max}}$, maiores do que os obtidos pelo Be122-125 em 14,5% ($Re = 3 \cdot 10^5$), 16% ($Re = 4 \cdot 10^5$) e 17,3% ($Re = 8 \cdot 10^5$), em conjunto com uma taxa de estol praticamente nula nos valores de Re de $4 \cdot 10^5$ e $8 \cdot 10^5$, o tornam a opção mais adequada para uma competição de FSAE.

Agradecimentos

Os autores agradecem à UTFPR - Campus Ponta Grossa por ceder o Laboratório de Pesquisas Computacionais, sem o qual o presente trabalho não seria possível.

Conflito de interesse

Não há conflito de interesse.

REFERÊNCIAS

- ANSYS, Inc. **Ansys Fluent Theory Guide**. Versão 2021 R2. [S.l.], 2021.
- BENZING, Enrico. **Ali Wings**: Study for Racing Car Engineers and Drivers. Milan: Automobilia, 1991.
- GAD-EL-HAK, Mohamed. Control of low-speed airfoil aerodynamics. **AIAA Journal**, v. 28, n. 9, p. 1537–1552, set. 1990.
- HÜBBE, Guilherme Bez Batti. **Análise Numérica e Experimental de um Aerofólio de Alta Sustentação em Baixos Números de Reynolds**. 2017. Diss. (Mestrado) – Universidade Federal de Santa Catarina.
- MENTER, F. R. et al. A Correlation-Based Transition Model Using Local Variables — Part I: Model Formulation. **Journal of Turbomachinery**, v. 128, n. 3, p. 413, 2006.
- PAKKAM, Saranathy Sriram. **High Downforce Aerodynamics for Motorsports**. 2011. Diss. (Mestrado) – North Carolina State University.
- SAE INTERNATIONAL, Society of Automotive Engineers. **Formula SAE® Rules 2023**. Versão 2.0. [S.l.], 2022.
- SELIG, Michael S.; GUGLIELMO, James J. High-Lift Low Reynolds Number Airfoil Design. **Journal of Aircraft**, v. 34, n. 1, p. 72–79, jan. 1997.
- SPALART, P.R.; SHUR, M. On the sensitization of turbulence models to rotation and curvature. **Aerospace Science and Technology**, v. 1, n. 5, p. 297–302, jul. 1997.
- ZOHARY, Aideal Czar; ASRAR, Waqar; ALDHEEB, Mohammed. Numerical Investigation on the Pressure Drag of Some Low-Speed Airfoils for UAV Application. **CFD Letters**, v. 13, n. 2, p. 29–48, 4 fev. 2021.