

ESTUDO COMPARATIVO ENTRE O COMPORTAMENTO AERODINÂMICO DO PERFIL NACA 63(2)815 E DO PERFIL SELIG 1223 NUMA AERONAVE DA COMPETIÇÃO DE AERODESIGN

Alyne Loise Bezerra de Almeida, alyneloise@gmail.com¹
Luís Morão Cabral Ferro, lferro@ufersa.edu.br¹

¹Universidade Federal Rural do Semi-Árido, UFERSA, Av. Francisco Mota, 572 – Bairro Costa e Silva, Mossoró-RN, CEP:59625-900, Brasil.

Resumo: A competição SAE Aerodesign tem como objetivo projetar uma aeronave com a maior eficiência aerodinâmica possível. A eficiência da asa de uma aeronave depende das forças atuantes sobre a mesma, em especial da força de sustentação, de resistência e do momento de arfagem. Pelas dimensões das asas das aeronaves e pela velocidade das aeronaves usadas o número de Reynolds característico oscila entre 2×10^5 e $4,5 \times 10^5$. Nesta gama de número de Reynolds o escoamento de camada limite é em geral laminar podendo ocorrer transição para escoamento turbulento no extradorso vizinho ao bordo de fuga ou na vizinhança do ponto de separação da camada limite. Os perfis NACA da série 6 caracterizam-se por ter uma distribuição de carga quase constante ao longo da corda o que favorece o desenvolvimento da camada limite laminar, reduzindo deste modo a força de arrasto sobre a asa. As distribuições de pressão deste tipo de perfil tem em geral menores gradientes adversos de pressão no extradorso o que atrasará o stall. O objetivo deste trabalho é comparar o comportamento de perfis NACA da série 6 com um perfil SELIG1223 que tem vindo a ser utilizado pela equipe de Aerodesign da UFERSA do Campus de Mossoró. O escoamento bidimensional viscoso em torno dos perfis é calculado utilizando o método de Painei com aproximação de camada limite e o método dos Volumes Finitos para a solução das equações de Navier-Stokes. Neste trabalho é inicialmente apresentada uma comparação entre alguns perfis NACA efetuada exclusivamente pelo método de Painei. O perfil escolhido foi o NACA 63(2)815. O escoamento incompressível em torno deste perfil para um $Re = 2,5 \times 10^5$ foi calculado utilizando o método de Painei através do código XFOIL e recorrendo ao método de Volumes Finitos com o código ANSYS FLUENT. Na utilização do código FLUENT o domínio foi discretizado utilizando uma malha não estruturada com exceção da vizinhança do perfil onde foi utilizada uma malha estruturada de camada limite. A turbulência foi modelada utilizando o modelo realizável k-epsilon. As condições de contorno utilizadas foram de velocidade imposta, direção e módulo, na seção de entrada, não escorregamento no contorno do perfil e pressão imposta na seção de saída. São apresentadas as curvas polares dos coeficientes de sustentação (c_l) em função do coeficiente de arrasto (c_d), e de c_l e c_d em função do ângulo de ataque α dos perfis. São ainda comparadas as distribuições de pressão no contorno do perfil.

Palavras-chave: aerofólio, NACA, SELIG, método de Painei, CFD.

1. INTRODUÇÃO

O primeiro perfil aerodinâmico patenteado foi desenvolvido por Harotio F. Phillips em 1884, um inglês que realizou o primeiro experimento científico em um perfil usando túnel de vento. Até os primeiros voos motorizados os perfis aerodinâmicos eram basicamente personalizados e customizados. Contudo, na década de 1930, a National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) iniciou uma série de experimentos de perfis aerodinâmicos construídos de forma racional e sistemática, segundo Anderson (2001). Muitos desses perfis aerodinâmicos NACA são usados até os dias de hoje, existindo, no entanto, outra infinidade de perfis.

O perfil aerodinâmico da asa é um fator determinante para que ela cumpra sua missão, já que ele interfere diretamente nos coeficientes aerodinâmicos, que são o coeficiente de sustentação, de resistência e de momento de arfagem. As aeronaves que participam da competição da SAE Brasil Aerodesign, na classe regular, têm como missão levantar a maior carga útil possível, dentro de limitações impostas por regulamentos, e por isso são utilizados perfis aerodinâmicos de alta sustentação e com o menor arrasto possível.

A determinação do escoamento bidimensional em torno de perfis tem sido efetuada recorrendo a métodos numéricos cada vez mais sofisticados. O escoamento invíscido em torno de perfis foi calculado recorrendo a métodos de painel com distribuições de singularidades fontes, vórtices no interior do perfil ou no seu contorno (Hess, 1966; Giesing, 1968 e Epton, 1981). O escoamento viscoso em torno de perfis pode ser calculado combinando o método de

painel com o cálculo do escoamento de camada limite, (Hess, 1975) quer recorrendo à formulação com velocidade de transpiração de Lighthill (1958) (Eça e Falcão de Campos, 1993; Ferro *et al.* 2010) ou adicionando a espessura de deslocamento δ^* resultante do cálculo do escoamento de camada limite sobre o perfil (Stevens *et al.*, 1971). Um dos códigos frequentemente utilizado na determinação de escoamento viscoso em perfis foi o desenvolvido por Eppler e Somers (1980) que foi aplicado com sucesso para o escoamento em perfis para números de Reynolds variando entre 2×10^4 e 1×10^6 . Drela e Gilies (1987) apresentam uma metodologia de análise víscida/invíscida com especial incidência em escoamento em perfis de baixo número de Reynolds, inferior a 1×10^6 , que foi posteriormente implementada num código computacional XFOIL (Drela, 1989) que será utilizado na obtenção de resultados apresentados neste artigo. A utilização de códigos de Mecânica dos Fluidos Computacionais (CFD) que resolvem as equações de Navier-Stokes em aeronáutica têm tido uma aplicação cada vez mais generalizada. O desenvolvimento e a aplicação do CFD na companhia Boeing e a sua importância na companhia é relatada por Johnson *et al.* (2005). Nesse artigo é referida a importância dos métodos de painel no período entre 1973-1983, dos algoritmos que resolvem as equações de Euler entre 1983 e 1993 e finalmente entre 1993 e 2003 das equações de Navier-Stokes com os modelos de Reynolds.

Neste trabalho é inicialmente apresentada uma comparação entre alguns perfis NACA série 6 efetuada exclusivamente pelo método de painel com o código XFOIL. Essa análise permitiu selecionar o perfil NACA 63(2)615. O escoamento incompressível em torno desse perfil para um baixo número de Reynolds ($Re = 2,5 \times 10^5$) foi calculado recorrendo ao método de Painel através do código XFOIL e ao método de Volumes Finitos através do código FLUENT. São apresentadas e comparadas, com o perfil SELIG 1223, análises retiradas de Oliveira *et al.* (2016), as distribuições de pressão do perfil bem com as curvas polares dos coeficientes de sustentação (c_l) em função coeficiente de arrasto (c_d), e c_l e c_d em função do ângulo de ataque α .

2. Procedimento Computacional

Neste trabalho foi desenvolvida uma metodologia numérica para a análise de um escoamento incompressível a baixo número de Reynolds em torno dos perfis. As simulações para o método de painel são feitas através do código XFOIL e as do método de Volumes Finitos através de um programa de CFD, o código FLUENT (ANSYS, 2013). A escolha do código FLUENT em detrimento do CFX, um outro código do software ANSYS, deve-se ao fato do FLUENT poder utilizar diretamente geometrias bidimensionais.

Três etapas são consideradas para o desenvolvimento dessa metodologia. Na primeira etapa são efetuadas as simulações dos diferentes perfis NACA série 6, com a finalidade de escolher um perfil para comparar com o perfil SELIG1223, que como já foi referido é já utilizado pela equipe PegAzuls Aerodesign na competição. A comparação será efetuada utilizando o programa XFOIL. O escoamento em torno do perfil escolhido deverá então ser calculado utilizando o método dos Volumes Finitos através do código FLUENT. Nesta segunda etapa será ainda analisada a dependência dos resultados do refinamento da malha. Na última etapa será calculado o escoamento viscoso em cada ângulo de ataque. Para cada ângulo de ataque são mantidas as condições de contorno nas seções de entrada e de saída, isto é o escoamento de aproximação mantém-se inalterável e o perfil roda de um ângulo igual ao ângulo de ataque α . O contorno do perfil foi discretizado em 1550 elementos.

No método de painel do programa XFOIL o escoamento é induzido por uma distribuição de vórtices de intensidade γ sobre o contorno do perfil e uma distribuição de fontes de intensidade σ no contorno e na esteira do perfil. Em cada painel do contorno do perfil a intensidade dos vórtices γ varia linearmente. A intensidade da distribuição de fontes σ , em cada painel do contorno e da esteira, é constante. Na solução viscosa o XFOIL utiliza a formulação fraca com resolução das equações integrais da camada limite. As variáveis fundamentais são a espessura de quantidade de movimento θ , a espessura de deslocamento δ^* e um coeficiente que o autor (Drela, 1989) denomina tensão de corte máxima. A distribuição de fontes nos painéis da esteira é substituída por uma distribuição linear. A influência da camada limite no escoamento potencial é modelada pela velocidade de transpiração tal como referido por Lighthill. A solução do escoamento de camada é obtida através da solução de um sistema de equações não lineares usando o método iterativo de Newton.

A Figura 1 mostra o volume de controle (domínio) utilizado no FLUENT. A geometria do volume de controle é escolhida de forma que a distância do perfil até às fronteiras seja suficiente para que elas não influenciem no escoamento e não sejam criados elementos desnecessários na malha e assim se otimize o tempo de cálculo. A seção de entrada está localizada a uma distância $x/c=25$, onde c é a corda do perfil, do bordo de ataque. A seção de saída a $x/c=35$, do bordo de fuga do perfil. As seções 2 na Fig. 1, a uma distância na direção perpendicular à corda $y/c=25$.

Após a definição do domínio procedeu-se à sua discretização, isto é, à geração da malha. As malhas construídas são não estruturadas em todo o domínio com exceção de uma zona na vizinhança do perfil onde foi utilizada uma de malha estruturada (*boundary layer mesh*). A malha estruturada foi gerada de modo a ajustar o valor de y^+ para aproximadamente $y^+=1$ próximo da parede, por meio de um *inflation* com vinte camadas, uma espessura da primeira camada de $2,4 \times 10^{-5}$ m e uma taxa de crescimento igual a 1,1. A malha elaborada para perfil NACA 63(2)815 com um ângulo de ataque $\alpha=0^\circ$ encontra-se representada na Fig. 2. Como já foi referido anteriormente, em cada ângulo de ataque, é reposicionado (rodado) o perfil para o correspondente ângulo de ataque α . É construída uma malha diferente para cada ângulo de ataque. Durante o processo de geração da malha, optou-se por utilizar uma malha composta exclusivamente por quadriláteros.

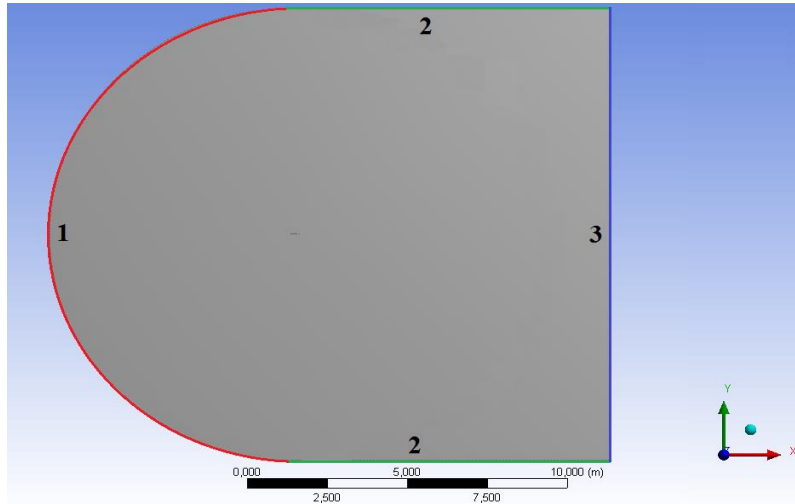
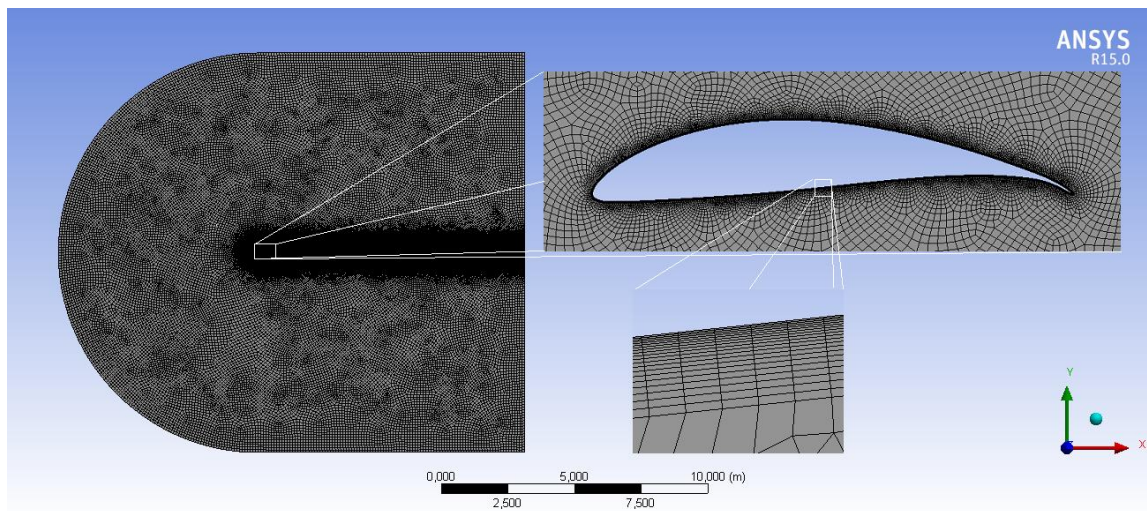


Figura 1: Volume de controle.

Figura 2: Malha com 449671 nós e $\alpha=0^\circ$ do perfil NACA 63(2)815.

Para analisar influência da discretização nos resultados foram construídas quatro malhas diferentes e comparados os valores do coeficiente de sustentação para as quatro malhas. As características das malhas são apresentadas na Tab. 1, onde parâmetro descrito na Eq. (1) é uma dimensão característica da malha que relaciona o volume total, Vol , com o número total de elementos N . Esse parâmetro é utilizado para análise de convergência da malha, onde h_1 é o valor de h_i para a malha de maior número de elementos.

$$h_i = \sqrt[3]{\frac{Vol}{N}} \quad (1)$$

Tabela 1. Caracterização da malha utilizada.

Vol (m ³)	N	h_i
326,72	478401	$8,81 \times 10^{-3}$
326,72	447944	$9,00 \times 10^{-3}$
326,72	401367	$9,33 \times 10^{-3}$
326,72	370377	$9,59 \times 10^{-3}$

Descrevem-se em seguida as condições de contorno utilizadas. As condições serão referidas à Fig. 1. Na seção 1, seção de entrada foi usada a condição de fronteira de velocidade imposta (*velocity inlet*), com direção no eixo x e com um módulo de 13 m/s ($V_\infty=13$ m/s); no contorno do perfil foi imposta condição de não escorregamento (*wall*); na seção

de saída do domínio (seção 3) a condição de fronteira de pressão imposta igual a 0 Pa (*pressure outlet*) e no restante da fronteira a condição de escoamento não perturbado (*pressure far field*), para as simulações com o perfil S1223 e a mesma condição da seção 1 para o perfil NACA 63(2)815.

O modelo de turbulência utilizado foi o *Realizable k-ε* (Launder and Spalding, 1974 e Shih *et al.*, 1995) com *Enhanced Wall Treatment*. As configurações do *solver* foram deixadas na configuração padrão, com formulação implícita e *Flux type ROE-FDS*. Para a discretização espacial utilizou-se *Last Squares Cell Based Gradient*, *Second Order Upwind Flow* e *Turbulent Kinetic Energy e Dissipation Rate* com *Second Order Upwind*. O critério de convergência adotado para os resíduos foi 2×10^{-6} .

3. RESULTADOS E DISCUSSÕES

O objetivo do trabalho desenvolvido foi comparar o comportamento dos perfis SELIG 1223 e NACA 63(2)815. Inicialmente foi realizado um estudo nos coeficientes de sustentação em alguns perfis NACA série 6 com o objetivo de selecionar um deles para o estudo comparativo. A Fig. 3 apresenta uma comparação das polares $c_l \times \alpha$ desses perfis obtidas através do código XFOIL.

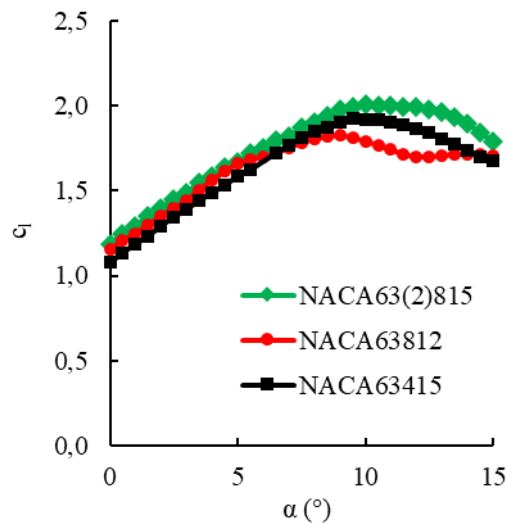


Figura 3. Curvas polares $c_l \times \alpha$ dos perfis NACA série 6.

O perfil NACA 63(2)815, representado na Fig. 4 (a), mostrou um comportamento melhor, comparado aos outros perfis para um número de Reynolds, $Re = (V_\infty c)/\nu = 2,5 \times 10^5$, onde ν é a viscosidade cinemática do ar. Ele possui uma espessura relativa máxima ($t/c = 15\%$) a $x/c = 34,3\%$ e uma flecha relativa máxima ($f/c = 8,3\%$) a $x/c = 51,5\%$. O perfil SELIG 1223, apresentado na Fig. 4 (b), tem uma espessura relativa máxima ($t/c = 12,1\%$) a $x/c = 19,8\%$ e uma flecha relativa máxima ($f/c = 8,1\%$) a $x/c = 49,0\%$.

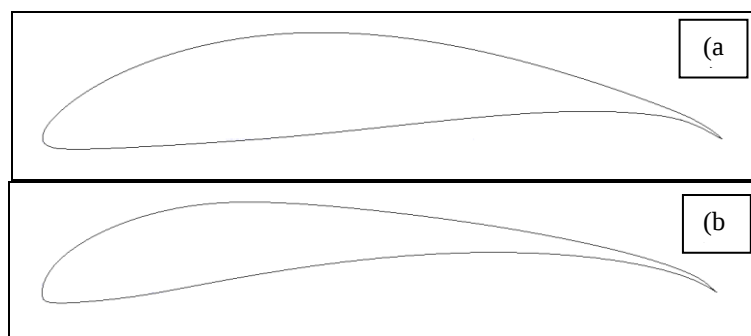


Figura 4. Contorno dos perfis aerodinâmicos: (a) NACA 63(2)815; (b) SELIG 1223.

No método de Volumes Finitos, a qualidade dos resultados obtidos depende da qualidade da malha. Para se analisar a dependência da malha foi comparada a variação do c_l calculado utilizando o FLUENT, em função do parâmetro de malha h_i/h_1 para um número de Reynolds $Re = 2,5 \times 10^5$ e para um ângulo de ataque $\alpha = 1^\circ$. Os resultados estão apresentados na Fig. 5 e mostram que a partir da malha com 447944 elementos, $h_i/h_1 = 1,021$ os valores de c_l praticamente não variam mais. Fato que justifica a escolha dessa malha para as análises.

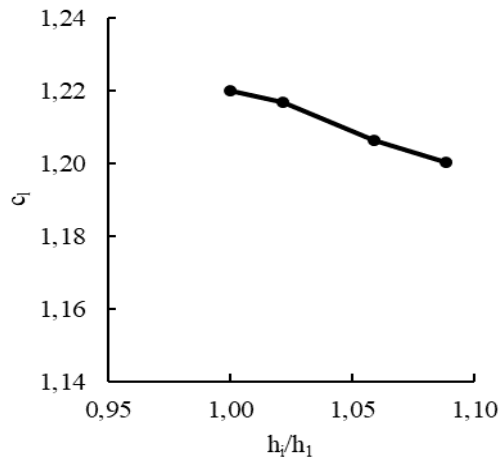


Figura 5. Variação do coeficiente de sustentação c_l em função do parâmetro h_i/h_1 .

A Figura 6 apresenta os resultados obtidos com o FLUENT para os perfis SELIG 1223 e NACA 63(2)815. Na Fig. 6(a) é mostrada a curva polar $c_l \times \alpha$, onde é possível notar que as curvas apresentam o mesmo comportamento e uma boa aproximação na região linear, sendo os valores do SELIG 1223 ligeiramente superiores em toda a curva. Pode

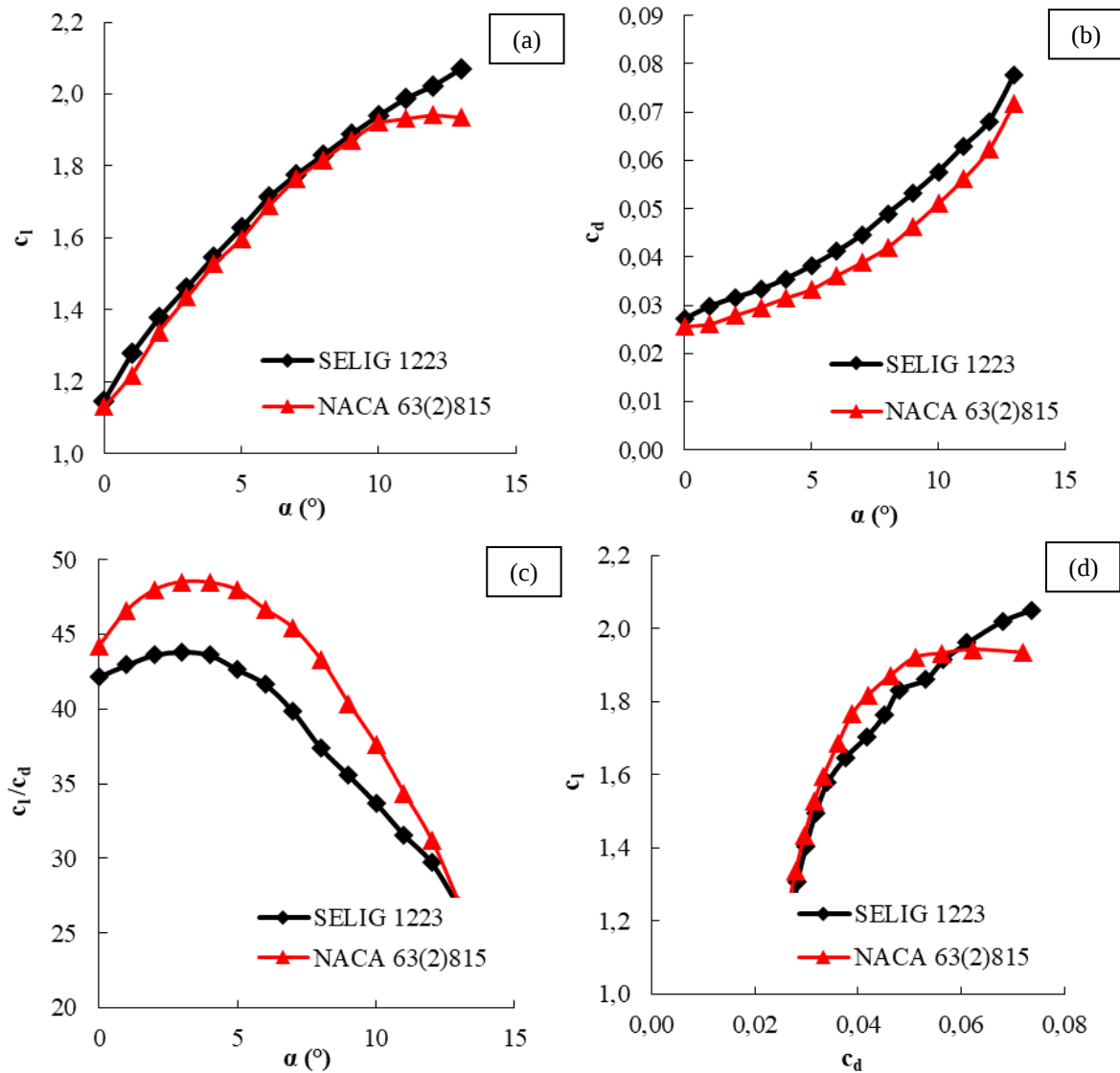


Figura 6. Comparação das curvas polares dos perfis SELIG 1223 e NACA 63(2)815 obtidas através do FLUENT. (a) $c_l \times \alpha$; (b) $c_d \times \alpha$; (c) $c_l/c_d \times \alpha$; d) $c_l \times c_d$.

ainda perceber-se que o perfil NACA 63(2)815 possui um ângulo de *stall* menor que o perfil SELIG 1223, ocorrendo no ângulo $\alpha=12^\circ$, enquanto que o do SELIG 1223 não é caracterizado na curva. A região da curva onde ocorre maior divergência entre os perfis é próximo ao ângulo de *stall*. Ao comparar as curvas do coeficiente de arrasto, Fig. 6(b), percebe-se que ambos os perfis apresentam o mesmo comportamento, sendo o resultado do NACA63(2)815 com menores valores de coeficiente de arrasto em toda a curva, o que torna sua eficiência aerodinâmica melhor quando comparado ao SELIG 1223 (Fig. 6(c)). Mesmo com valores de c_l ligeiramente superiores, a eficiência do perfil SELIG 1223 é menor, pois o seu c_d é consideravelmente maior que o do perfil NACA63(2)815. As curvas da polar $c_l \times c_d$, mostradas na Fig. 6(d), apresentam o mesmo comportamento.

A Figura 7 apresenta as distribuições do coeficiente de pressão, C_p , no contorno dos perfis obtidos pelo FLUENT para escoamento viscoso nos perfis NACA 63(2)815e SELIG 1223. Para o ângulo de ataque $\alpha=1^\circ$ o gradiente de pressão adverso no extradorso, a jusante do ponto de pressão mínima, é menor no perfil NACA do que no perfil SELIG. Para o ângulo de ataque $\alpha=11^\circ$ ocorre no perfil NACA um coeficiente de pressão mínima menor que no perfil SELIG, mas, com exceção da região vizinha desse ponto, o gradiente adverso de pressão do extradorso é menor no perfil NACA e a distribuição de carga é mais suave.

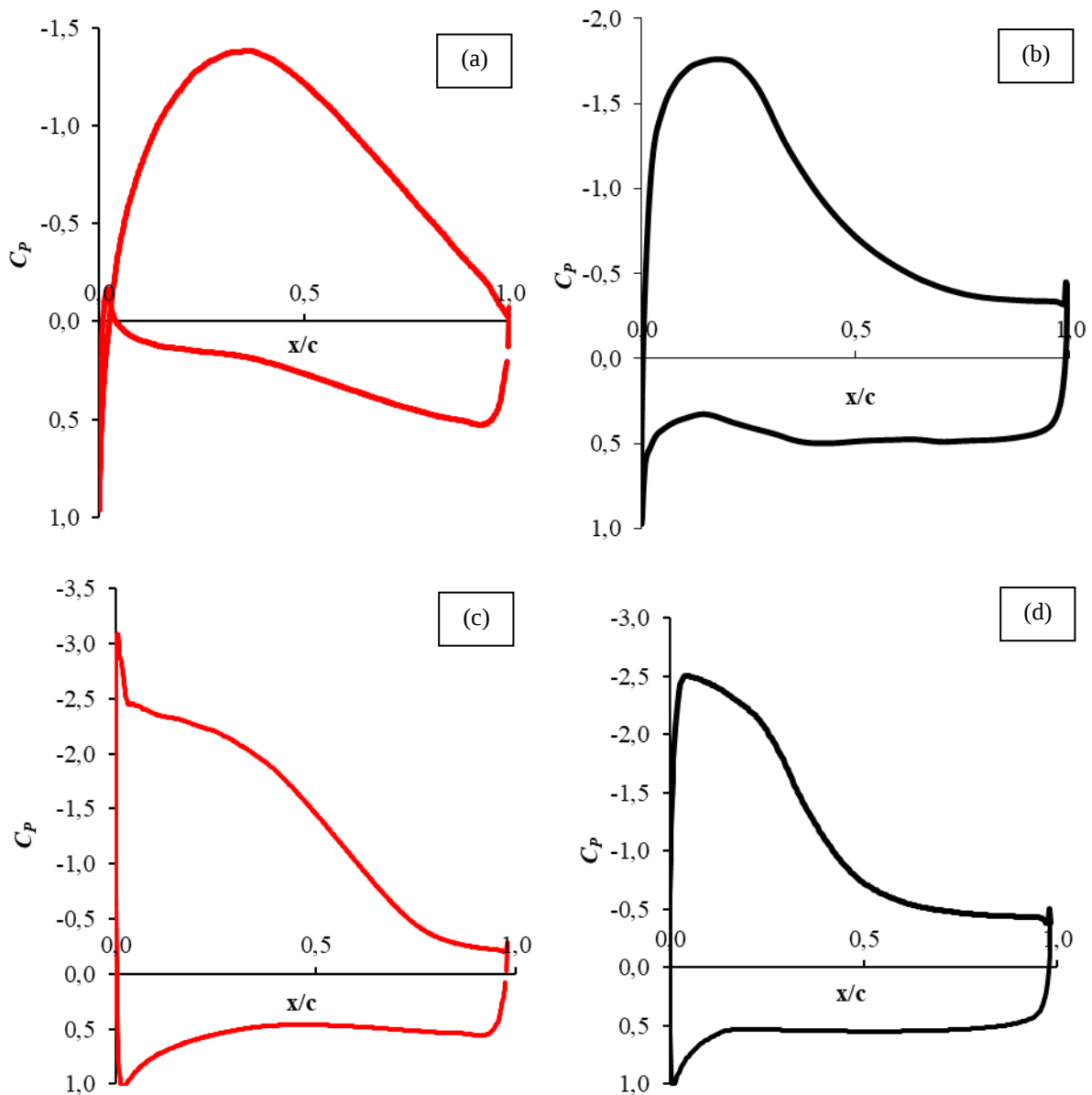


Figura 7. Distribuição do coeficiente de pressão no contorno dos perfis. (a) NACA 63(2)815 $\alpha=1^\circ$; (b) SELIG 1223 $\alpha=1^\circ$; (c) NACA 63(2)815 $\alpha=11^\circ$; (d) SELIG 1223 $\alpha=11^\circ$.

Na Figura 8 são exibidas as linhas de corrente para o perfil NACA, mostrando o escoamento completamente colado no perfil para um Reynolds $Re=2,5 \times 10^5$ e um ângulo de ataque $\alpha=1^\circ$.

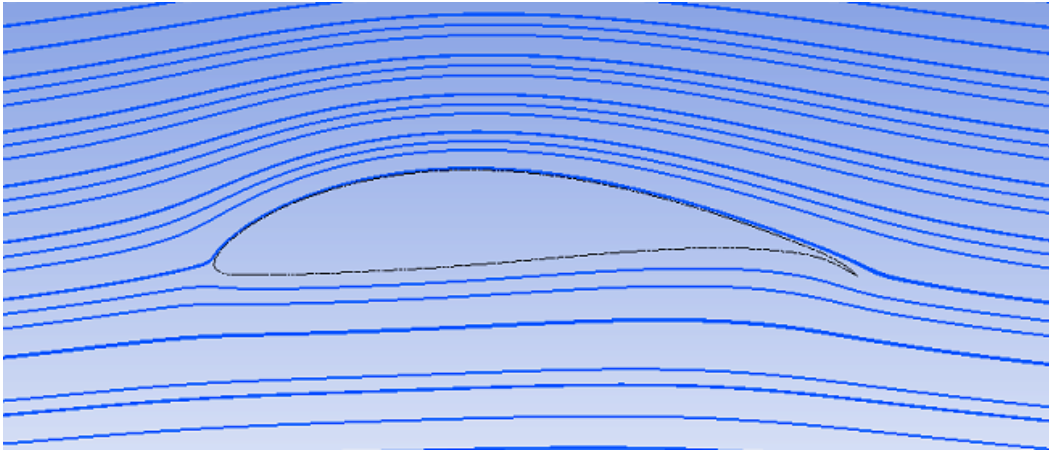


Figura 8. Linhas de corrente obtidas no FLUENT para um escoamento viscoso em torno do perfil NACA63(2)815 com $Re=2,5 \times 10^5$.

A Figura 9 apresenta o resultado da simulação numérica através do campo velocidade no perfil aerodinâmico NACA 63(2)815 durante o escoamento de fluido, o qual tem como parâmetro inicial a entrada no domínio a uma velocidade de 13 m/s. O perfil está posicionado com um ângulo de ataque $\alpha=1^\circ$ e com as condições de contorno anteriormente apresentadas. É possível notar um gradiente de velocidade maior no extradorso se comparado ao do intradorso.

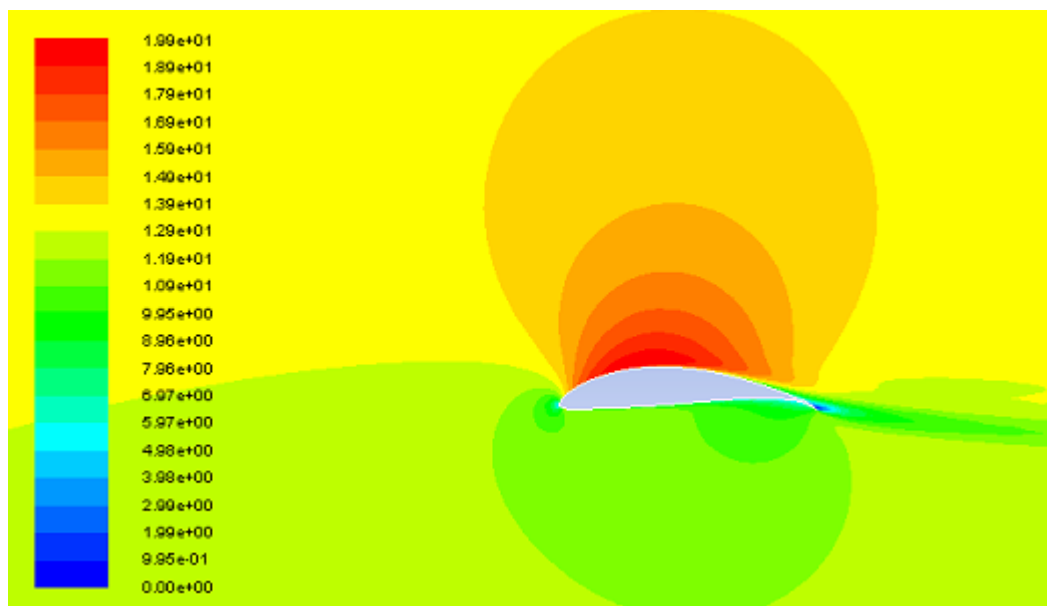


Figura 9. Contorno de velocidade no perfil NACA 63(2)815 a $\alpha=1^\circ$ (m/s).

4. CONCLUSÃO

O escoamento bidimensional incompressível em torno de perfis utilizados nas asas dos modelos de aeronaves destinadas à competição SAE Brasil Aerodesign, foi calculado utilizando um método de Paineis com camada limite, recorrendo ao código XFOIL, e ao método dos Volumes Finitos, com a resolução das equações bidimensionais de Navier-Stokes e o modelo de turbulência *Realizable k-ε* com *Enhanced Wall Treatment*, recorrendo ao código ANSYS FLUENT.

Foi apresentada uma análise comparativa, entre diferentes perfis NACA da série 6, das polares do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque α , efetuada utilizando o código XFOIL, tendo-se escolhido o perfil NACA 63(2)815 pois apresentou coeficientes de sustentação superiores aos outros perfis analisados.

As curvas polares do perfil NACA 63(2)815 foram calculadas e comparadas com as do perfil SELIG 1223. Na evolução do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque α foi observado um comportamento semelhante em ambas as curvas, com uma pequena diferença entre os valores, que se acentua na região vizinha do ângulo *stall*. Os valores observados para o perfil SELIG são maiores. A comparação da eficiência aerodinâmica dos dois perfis mostra claramente que o perfil NACA 63(2)815 tem uma eficiência aerodinâmica significativamente melhor que o perfil

SELIG 1223. Essa diferença, no seu valor máximo, é da ordem de 9%. Os resultados obtidos, mostram que o perfil analisado pode ser usado em aeronaves rádio-controladas, pois apresenta comportamento de um perfil de alta sustentação e ainda possui coeficientes de arrasto baixos, o que o caracteriza com uma alta eficiência aerodinâmica.

5. AGRADECIMENTO

Este trabalho teve o apoio da Universidade Federal Rural do Semi-Árido - UFERSA através do Programa Institucional de Iniciação Científica Institucional – PICI.

6. REFERÊNCIAS

- Anderson, J.D., 2001, “Fundamentals of Aerodynamics”, Ed. McGraw-Hill, New York, USA, 892 p
- ANSYS Inc, 2013, “ANSYS Fluent Theory Guide, Release 15”, Southpointe, USA, 780p.
- Drela, M. and Giles, M.B., 1987, “Viscous-Inviscid Analysis of transonic and Low Reynolds Number Airfoils”, AIAA Journal, Vol. 25, No. 10, pp. 1347-1355.
- Drela, M. 1989, “XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils” in “Low Reynolds Number Aerodynamics”, Ed T. J. Muller, Springer-Verlag Lecture Notes in Engineering, New York, Vol. 54, pp. 1-12.
- Eça, L.R.C. and Falcão de Campos, J.A.C., 1993, “Analysis of Two-Dimensional Foils using a Viscous-Inviscid Interaction Method”, International Shipbuilding Progress, Vol. 40, No. 422, pp. 137-163.
- Eppler, R. and Somers, D.M., 1980, “A Computer Program for the Design and Analysis of Low-speed Airfoils”, Technical Report TM 80210, NASA - Langley Research Center, Hampton Va. USA.
- Epton M.A. and Magnus A.E., 1981, “PANAIR - A Computer Program for Predicting Subsonic and Supersonic linear Potential Flow about Arbitrary Configurations using a Higher Order Panel Method”, NASA Contractor Report 3251, - Langley Research Center, Hampton Va, EUA.
- Ferro, L.M.C, Eça, L.R.C. e Gato, L.M.C., 2010, “Aplicação de um Método de Interação Fraca Viscoso-Inviscido no Projecto da Roda de uma Turbina Axial”, Revista Iberoamericana de Ingeniería Mecánica, Vol. 14, N.º 2, pp. 63-74.
- Giesing, J.P., 1968, “Potential Flow about Two-Dimensional Airfoils. Part I. A Summary of Two-Dimensional Airfoil Methods. Part II. Solution of the Flow Field about One or More Airfoils of Arbitrary Shape in Uniform or Non-uniform Flows by the Douglas Neumann Method”, Report No. LB31946, McDonnell Douglas Corp., Long Beach Calif. Douglas Aircraft Div., EUA.
- Hess, J.L. and Smith A.M.O., 1966, “Calculation of Potential Flow about Arbitrary Bodies”, Progress in Aerospace Sciences, Vol. 8, No. 1, pp. 1-138
- Hess, J.L., 1975, “Review of Integral-Equation Techniques for Solving Potential-Flow Problems with Emphasis on the Surface-Source Method”, Computers Methods in Applied Mechanics and Engineering, Vol. 5, No. 2, pp. 145-196.
- Johnson, F.T., Tinoco, E. N. and Yu, N. J., 2005, “Thirty Years of Development and Application of CDF at Boeing Commercial Airplanes, Seattle, Computer&Fluids, Vol 34, pp. 1115-1151.
- Launder, B.E. and Spalding, D.B., 1974, “The Numerical Computation of Turbulent Flows”, Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering. Vol. 3, No 2, pp. 269-289.
- Lighthill, M.J., 1958, “On Displacement Thickness”, Journal of Fluid Mechanics, Vol. 4, No. 4, pp. 383-392.
- Oliveira Junior, J. G., Almeida, A. L. B., Ferro, L. M. C., 2016, “Estudo Numérico Comparativo do Escoamento em Torno de um Perfil Alar utilizando Métodos de Painel e de Volumes Finitos”, Proceedings do IX Congresso Nacional de Engenharia Mecânica, Fortaleza, Brasil.
- Shih, T.-H, Liou, W.W, Shabbir, Yang, A.Z. and Zhu, J., 1995, “A New k- ϵ Eddy-Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows - Model Development and Validation. Computers&Fluids, Vol. 24, No.3, pp. 227-238.
- Stevens W.A., Goradia S.H. and Braden J.A., 1971, “Mathematical Model for Two-Dimensional Multi-component Airfoils in Viscous Flow”, NASA Contractor Report CR-1843, Langley Research Center, Washington D. C, 181 p.

7. RESPONSABILIDADE AUTURAL

“Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo deste trabalho”.

COMPARISON BETWEEN AERODYNAMIC BEHAVIOURS OF AEROFOIL NACA 63(2)815 AND AEROFOIL SELIG 1223 ON AN AEROPLANE OF AERODESIGN COMPETITION

Alyne Loise Bezerra de Almeida, alyneloise@gmail.com¹
Luís Morão Cabral Ferro, lferro@ufersa.edu.br¹

¹Federal University of Semi-Árido, UFRSA, Av. Francisco Mota, 572 – Bairro Costa e Silva, Mossoró-RN, CEP:59625-900, Brazil.

Abstract. The main objective of SAE Aerodesign competition is to design an aeroplane with the highest aerodynamic efficiency. The efficiency of an aeroplane wing depends on aerodynamic forces at wing, especially on lift and drag forces as well as pitching moment. Due to wing dimensions and cruise velocities of aeroplane models used at SAE competition, on regular class, the characteristic Reynolds range is between 2×10^5 and 4.5×10^5 . For the range of Reynolds number referred the boundary layer flow about the aerofoil is laminar. A transition to a turbulent flow may occur close to the trailing edge or if a separation bubble appears. NACA 6 series aerofoils are design to maximize the region of the aerofoil over which the boundary layer remains laminar for a restrict range of angles of attack. The pressure chordwise load for these aerofoils is almost uniform. As the flow is laminar at almost wall the aerofoil contour, the drag of the aerofoil is reduced. The main purpose of this paper is to present a comparison of aerodynamic behaviour of an aerofoil of NACA 6 series aerofoil and aerofoil SELIG 1223 used by Aerodesign team of UFRSA Mossoró nowadays. The two-dimensional viscous flow about the aerofoils was computed using a Panel Method with viscous-inviscid interaction and a Finite Volume Method with the solution of Navier-Stokes equations. A numerical comparison of the behaviour of same NACA 6 series aerofoils, computed by a panel method code, is presented and show that NACA 63(2)815 aerofoil have the better aerodynamic performance. The two-dimensional flow about the NACA 63(2)815 aerofoil, for a Reynolds Number $Re=2.5 \times 10^5$ was computed by panel method using XFOIL code and with Finite Volume Method by ANSYS FLUENT program. The domain of the fluid, on FLUENT computation, was discretized with an unstructured mesh on almost all the domain. The domain region close the aerofoil contour was discretized by a structured boundary layer mesh with twenty layers. The turbulence was modulated by the k-epsilon realizable model. A velocity inlet condition, intensity and direction, was used at inlet section. The boundary conditions used were prescribed velocity, direction and modulus, in the inlet section, no slip condition in the contour of the profile and pressure outlet in the exit section. Polar diagrams of lift coefficient, c_l , and drag coefficient, c_d , against angle of attack α as well as graphs of lift coefficient c_l against drag coefficient c_d ,

Keywords: aerofoil, NACA, SELIG, panel method, CFD.