

CONEM 2016
CONGRESSO NACIONAL DE
ENGENHARIA MECÂNICA

21-25
AGOSTO DE 2016
FORTALEZA - CEARÁ

Estudo Numérico Comparativo do Escoamento em Torno de um Perfil Alar utilizando Métodos de Painel e de Volumes Finitos

Luís Morão Cabral Ferro, lferro@ufersa.edu.br¹
Jakson Gomes de Oliveira Júnior, jakson117@live.com¹
Alyne Loise Bezerra de Almeida, alyneloise@gmail.com¹

¹Universidade Federal Rural do Semi-Árido- UFERSA, Av. Francisco Mota, 572 - Bairro Costa e Silva, Mossoró RN, CEP: 59.625-900

Resumo: O escoamento bidimensional em torno de perfis alares é um dos tipos de escoamento que há mais tempo vem sendo motivo de estudo pelos pesquisadores. Os primeiros métodos utilizados na resolução desses escoamentos foram os da transformação conforme, que ainda hoje são usados para aferir a qualidade das soluções numéricas, e posteriormente os métodos de painel com diferentes tipos de singularidades (fontes, vórtices ou dipolos) no contorno do perfil ou na linha média e painéis retos ou com curvatura. Os métodos de painel têm sido muito utilizados na solução do escoamento invíscido ou do escoamento viscoso com a aproximação de camada limite. São métodos de fácil utilização, pois não necessitam de discretização do domínio e consomem pouco tempo de CPU, permitindo obter quer os parâmetros integrais, como os coeficientes de sustentação C_l e de resistência C_d , quer as distribuições de pressão no contorno do perfil. A utilização da Mecânica dos Fluidos Computacional (CFD), em especial o método dos Volumes Finitos na resolução das Equações de Euler para escoamento invíscido ou de Navier-Stokes para escoamento viscoso permite analisar o comportamento dos perfis em condições mais desfavoráveis bem como determinar as forças de resistência com maior precisão. Neste artigo o escoamento em torno de um perfil de alta sustentação a baixo número de Reynolds, utilizado na asa dos modelos de aeronaves para a competição SAE BRASIL Aerodesign, é calculado recorrendo aos métodos de painel já referidos e o método de Volumes Finitos em escoamento invíscido e viscoso. O escoamento em torno do perfil é calculado utilizando métodos de painel, para escoamento invíscido e para escoamento viscoso com aproximação de camada limite, recorrendo ao programa XFOIL. O código XFOIL utiliza uma formulação na função corrente. O contorno do perfil é discretizado em segmentos de reta com distribuições de vórtices com uma intensidade linear em cada painel e uma distribuição de fontes no contorno do perfil e na esteira de intensidade constante em cada painel. Na formulação viscosa é usada a formulação fraca com resolução das equações integrais da camada limite e com especificação da velocidade de transpiração v_w no contorno do perfil, tal como sugerido por Lighthill. O Método dos Volumes Finitos é utilizado recorrendo a um código comercial. O domínio é discretizado utilizando uma malha não estruturada em quase todo o domínio com exceção da região próxima do perfil onde é usada uma malha estruturada. Na seção de entrada é imposta uma condição de fronteira de velocidade imposta; no contorno do perfil de velocidade normal nula, para escoamento invíscido, ou de não escorregamento para escoamento viscoso; na seção de saída é usada a condição de fronteira de pressão imposta e no restante da fronteira a condição de não perturbado (far field condition). São apresentadas e comparadas as distribuições de pressão para o escoamento invíscido e viscoso em torno do perfil SELIG 1223, bem como as curvas polares de C_l versus C_d , C_l e C_d em função do ângulo de ataque, calculadas pelo programa XFOIL e pelo programa ANSYS FLUENT.

Palavras-chave: perfil alar, método de painel, volumes finitos, bidimensional, Aerodesign

1. INTRODUÇÃO

A determinação do escoamento bidimensional em torno de perfis tem sido efetuada recorrendo a métodos numéricos cada vez mais sofisticados. Os primeiros cálculos determinavam a distribuição de pressão sobre o contorno do perfil recorrendo ao método da transformação conforme (Theodorsen, 1931 e Theodorsen, 1940). Posteriormente o escoamento invíscido em torno de perfis foi calculado recorrendo aos métodos de painel com distribuições de singularidades fontes, vórtices no interior do perfil ou no seu contorno (Hess, 1966; Giesing 1968 e Epton 1981). Stevens *et al.* (1971) e Hess (1975) apresentam resultados do cálculo de escoamento viscoso em torno de perfis

combinando o método de painel com o cálculo do escoamento de camada limite, recorrendo à formulação com velocidade de transpiração apresentado por Lightill (1958) ou adicionando a espessura de deslocamento δ^* resultante do cálculo do escoamento de camada limite sobre o perfil. Um dos códigos mais utilizados na determinação de escoamento em perfis foi o desenvolvido por Eppler e Somers (1980) e foi aplicado com sucesso para o escoamento em perfis para números de Reynolds variando entre 2×10^4 e 1×10^8 . 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. Em Tulapurkara (1997) são comparados diferentes modelos de turbulência que são utilizados no cálculo do escoamento bidimensional em perfis onde se pode destacar Rumsey e Anderson (1988), Kogan e Migemi (1990) e Lien e Leschziner (1995). Johnson *et al.* (2005) apresentam o desenvolvimento e a aplicação do CFD na companhia Boeing e da sua relevância para a referida companhia referindo 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.

O escoamento em torno de perfis, em condições antes da ocorrência de *stall*, isto é, para ângulos de ataque inferiores aos ângulos em que o perfil entra em perda, caracteriza-se por apresentar pequenos coeficientes de resistência C_d , quando comparados com o coeficiente de sustentação C_l (Abbott e von Doenhoff, 1959). Os códigos que resolvem as equações de Euler e de Navier-Stokes caracterizam-se por consumirem maiores tempos de CPU que os códigos de método de painel (a razão entre e os tempos de CPU dispendidos é superior a 1000). Para além disso os métodos de painel são processos não-iterativos e não necessitam de discretização do domínio, que é uma tarefa que consome tempo quer para o projetista, quer para quem executa os códigos.

Neste artigo o escoamento bidimensional incompressível em torno de um perfil SELIG 1223, utilizado na asa de um modelo de uma aeronave na competição SAE Brasil Aerodesign, é calculado utilizando um método de painel com camada limite com o código XFOIL e com a resolução das equações bidimensionais de Navier-Stokes com o código FLUENT (Ansys, 2013) e o modelo de turbulência *Realizable k-ε* com *Enhanced Wall Treatment* (Shih *et al.*, 1995). É analisada a dependência dos resultados do número de elementos utilizados no contorno do perfil para o programa XFOIL e do número de elementos da malha para a discretização do contorno para o código FLUENT. São comparadas as evoluções obtidas com ambos os códigos dos coeficientes de sustentação C_l , de resistência C_d e de momento C_m em função do ângulo de ataque α e ainda distribuições de pressão sobre o contorno do perfil.

2. METODOLOGIA

O escoamento bidimensional invíscido e escoamento viscoso em torno do perfil foram calculados utilizando o método de painel do programa XFOIL e o código FLUENT em escoamento invíscido com resolução das equações de Euler e o escoamento viscoso com a resolução das equações de Navier-Stokes e com o modelo de turbulência *Realizable k-ε* com *Enhanced Wall Treatment*.

No método de painel do programa XFOIL, que utiliza uma formulação na função corrente do escoamento, o escoamento invíscido em torno do perfil é obtido pela sobreposição do escoamento uniforme de aproximação, pelo escoamento 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 do escoamento invíscido a intensidade da distribuição de fontes é considerada nula e os valores da distribuição de vorticidade γ são obtidos pela solução de um sistema de equações lineares. Na solução viscosa o XFOIL utiliza a formulação fraca com resolução das equações integrais da camada limite. As variáveis fundamentais são a espessura de camada limite 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 Lightill. A solução do escoamento de camada é obtida através da solução de um sistema de equações não lineares usando o método iterativo de Newton.

As distribuições de velocidade e de pressão no contorno são obtidas através da solução do sistema de equações. Os coeficientes integrais são obtidos por integração a partir das distribuições de pressão,

$$C_l = \frac{L}{q} = \oint C_p d\bar{x} \quad \text{e} \quad C_m = \frac{M}{q} = \oint -C_p \left[(\bar{x} - x_{ref}) dx + (\bar{y} - y_{ref}) dy \right] \quad (2)$$

onde x_{ref} e y_{ref} são as coordenadas x e y do ponto em relação ao qual se está a calcular o momento e

$$q = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2, \quad \bar{x} = x \cos \alpha + y \sin \alpha \quad \text{e} \quad \bar{y} = y \cos \alpha - x \sin \alpha \quad (2)$$

Na Eq. (2) V_∞ é o módulo da velocidade do escoamento não perturbado e α o ângulo de ataque medido em relação à corda do perfil. O coeficiente de resistência C_d é calculado pela fórmula de Squire-Young (Squire, 1938),

$$C_d = \frac{D}{q} = 2 \frac{\theta}{c} \left(\frac{v}{V_\infty} \right)^{(H+5)/2} \quad (3)$$

com os valores da velocidade v , da espessura de quantidade de movimento θ e do fator de forma $H = \delta^*/\theta$ a serem calculados no extremidade da esteira.

O código FLUENT foi utilizado na determinação do escoamento invíscido e do escoamento viscoso em torno do perfil. A escolha deste software em detrimento do CFX deve-se ao fato de poder utilizar diretamente geometrias bidimensionais e escoamento invíscido. Foi construída uma malha diferente para cada ângulo de ataque e para cada número de Reynolds, de modo a adaptar corretamente o valor de y^+ .

A Figura 1 mostra o volume de controle. Para ambos os escoamentos (invíscido e viscoso) foram consideradas as condições de contorno de velocidade imposta, *velocity inlet*, direção e módulo, na seção de entrada (seção 1), condições de escoamento não perturbado, *pressure far-field*, nas linhas da seção 2 e de *pressure outlet* na seção 3, saída do domínio. Para a análise invíscida, foi considerada uma condição de impermeabilidade, velocidade normal nula no contorno do perfil, e para o escoamento viscoso, a condição de não escorregamento, isto é, velocidade nula no contorno do perfil.

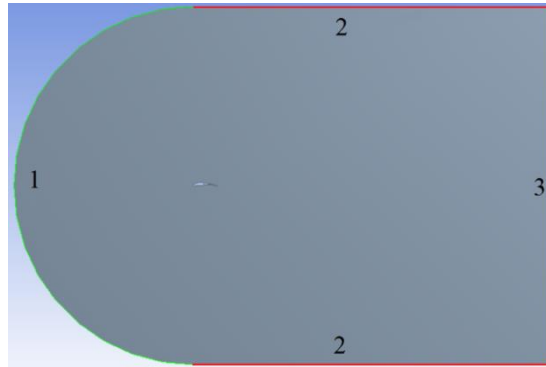


Figura 1. Volume de controle.

A malha elaborada para um ângulo de ataque $\alpha=2^\circ$ com 200610 nós encontra-se representada na Fig. 2. A malha foi construída considerando uma zona de malha estruturada (*boundary layer mesh*) na zona próxima do perfil, por meio de um *Inflation* com *First Layer Height* descritos na Tab. 1, 40 camadas e uma taxa de crescimento (*growth rate*) igual a 1,1 e uma zona não estruturada no restante domínio do escoamento. A região da malha nas proximidades do perfil e da esteira também foi refinada, com elementos de tamanho mínimo e uma taxa de crescimento de 6 mm e 1,2, respectivamente. O restante da malha, que não precisa de tanto refinamento, tem elementos máximos de 30 mm e mínimos de 1,27 mm.

Tabela 1. Altura da primeira camada em função do número de Reynolds.

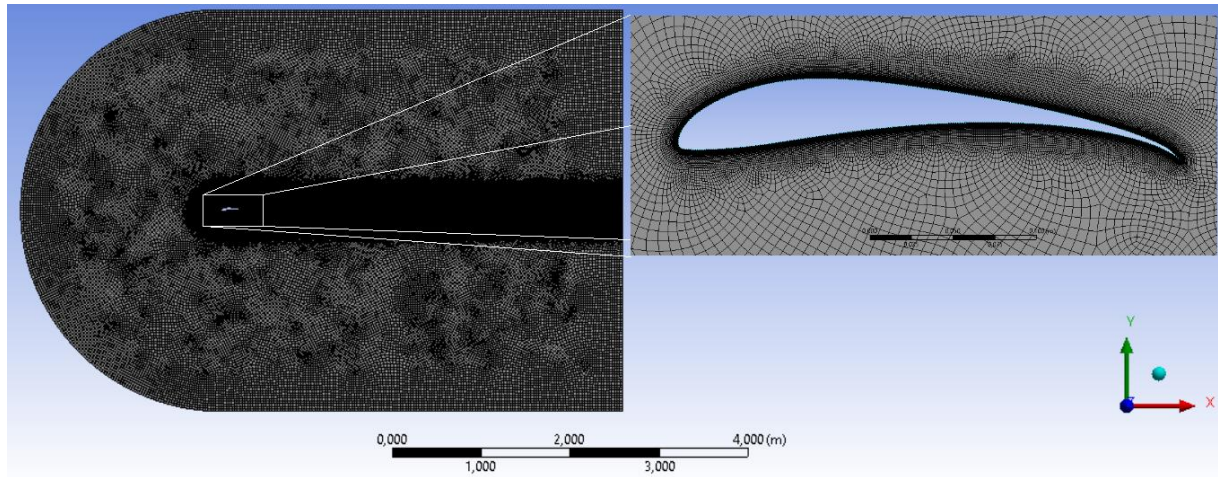
Reynolds	First Layer Height
250000	2,5e-5 m
300000	2,1e-5 m
400000	1,6 e-5 m

Foram construídas malhas com diferentes discretizações que são referidas na Tab. 2 em que o parâmetro descrito na Eq. (4) é uma dimensão característica da malha que relaciona o volume total, Vol , com o número total de elementos N . h_1 é o valor de h_i para a malha de maior número de elementos.

$$h_i = \sqrt[3]{\frac{Vol}{N}} \quad (4)$$

Tabela 2. Caracterização das malhas utilizadas.

Vol (m ³)	N	h_i
2,8196	166450	$2,57 \times 10^{-2}$
2,8196	199536	$2,41 \times 10^{-2}$
2,8196	240196	$2,27 \times 10^{-2}$
2,8196	270377	$2,18 \times 10^{-2}$

Figura 2. Malha com 200610 nós e ângulo de ataque $\alpha=2^\circ$.

As configurações do *solver* foram deixadas no padrão, com formulação implícita e *Flux Type* definido como ROE-FDS. A discretização espacial também foi deixada nas opções padrão, que são *Last Squares Cell Based Gradient*, *Second Order Upwind Flow* e energia cinética turbulenta k e dissipação de energia cinética turbulenta ϵ (*Turbulent Kinetic Energy e Dissipation Rate*) com *First Order Upwind*.

3. RESULTADOS

O objetivo do trabalho desenvolvido foi comparar os resultados utilizados pelos dois métodos, método de painel do programa XFOIL, e o método dos Volumes Finitos utilizando o código FLUENT, na determinação do escoamento em torno de um perfil utilizado numa aeronave para a competição SAE Aerodesign. O perfil escolhido foi o SELIG 1223, apresentado na Fig. 3, que tem uma espessura relativa máxima ($t/c=12,1\%$) a $x/c=19,8\%$ e uma flecha relativa máxima ($f/c=8,1\%$) a $x/c=49,0\%$. A asa do modelo de avião em que o perfil referido é utilizado tem a forma trapezoidal com uma corda variando entre 0,425 m na raiz da asa e 0,175 m na extremidade da asa. Utilizou-se assim uma corda média com um valor $c=0,3$ m.



Figura 3. Contorno do SELIG 1223.

A qualidade dos resultados obtidos depende da discretização do contorno do perfil no método de painel, software XFOIL, e da malha no FLUENT. A discretização do perfil no XFOIL foi realizada diretamente pelo programa sem especificar nenhum refinamento específico em qualquer região do perfil. Foram consideradas discretizações com 81, 161, 250, 300, 400 e 480 painéis. Na Fig. 4 mostram-se os resultados obtidos para o coeficiente de sustentação em escoamento invíscido e viscoso para um ângulo de ataque $\alpha=2^\circ$. Da análise dos resultados apresentados pode-se concluir que a partir de 250 elementos os resultados variam muito pouco para o escoamento viscoso e para o invíscido não há variação no coeficiente de sustentação com o aumento da discretização do perfil. Deste modo se considera 250 como o número indicado para o número de painéis suficientes para se obter um resultado que não é dependente da discretização.

No cálculo utilizando o FLUENT, para se analisar a dependência da malha foi comparada a variação do C_l em função do parâmetro de malha h_i/h_1 em escoamento viscoso e em escoamento invíscido, para um número de Reynolds $Re=400000$ e para um ângulo de ataque $\alpha=2^\circ$. Os resultados estão apresentados na Fig. 5 e mostram que a partir da

malha com 200610 nós $h_i/h_1=1,105$, os valores de C_l praticamente não variam mais, o que justifica a escolha dessa malha para as análises.

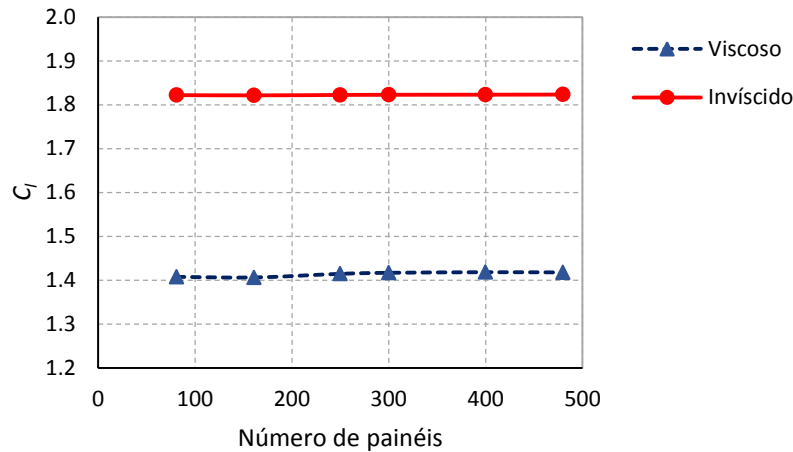


Figura 4. Variação do coeficiente de sustentação C_l em função do número de painéis para o ângulo de ataque $\alpha=2^\circ$, em escoamento invíscido e viscoso com um número de Reynolds $Re=4 \times 10^5$.

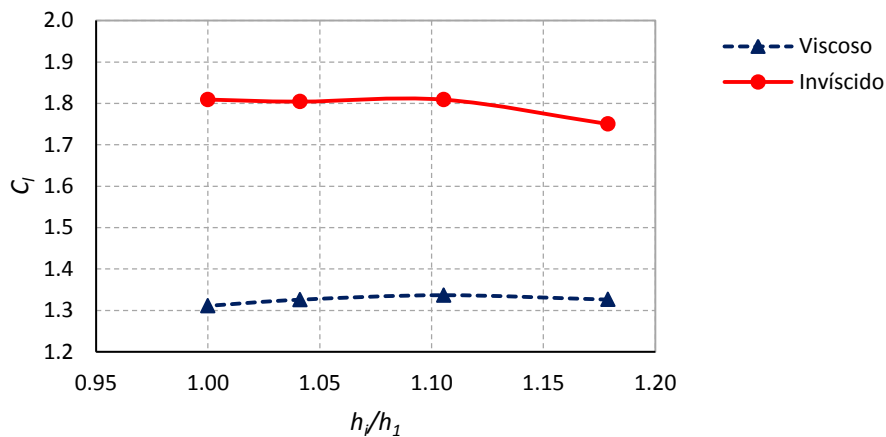


Figura 5. Variação do coeficiente de sustentação C_l em função do parâmetro h_i/h_1 para o ângulo de ataque $\alpha=2^\circ$, em escoamento invíscido e viscoso com um número de Reynolds $Re=4 \times 10^5$.

Resultados de testes do perfil SELIG 1223 realizados no túnel de vento com o número de Reynolds igual e inferior a $2,5 \times 10^5$ são apresentados por Williamson (2012). Como o menor Reynolds utilizado na competição SAE Brasil Aerodesign é o $2,5 \times 10^5$, foram construídas curvas polares de $C_l \times \alpha$ utilizando os códigos XFOIL e FLUENT a fim de as comparar com as curvas experimentais para esse valor de Reynolds. Na Fig. 6 comparam-se os resultados numéricos obtidos com os dois programas e os valores experimentais para um escoamento viscoso. O XFOIL apresenta uma

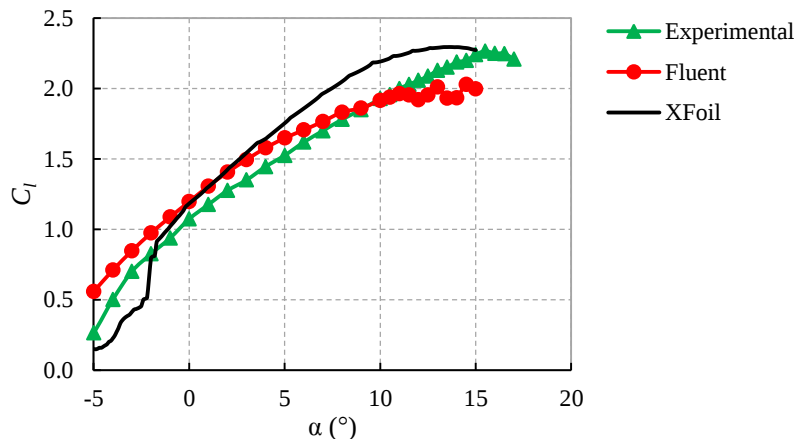


Figura 6. Comparação entre as curvas polares $C_l \times \alpha$ obtidas experimentalmente, calculadas pelo XFoil e pelo FLUENT para um escoamento viscoso com um número Reynolds, $Re=2,5 \times 10^5$.

boa aproximação com um erro médio de 14,4%, com valores superiores ao experimental em quase toda a curva e uma inclinação da região linear também superior. Pode-se perceber também que o método de painéis utilizado antecipa o *stall*, ocorrendo no ângulo $\alpha=13,4^\circ$, aproximadamente $2,1^\circ$ antes que os resultados experimentais. O FLUENT, por sua vez, apresenta um erro médio aproximado de 13,3% em relação aos valores obtidos em túnel de vento. Uma leve oscilação pode ser observada na região do *stall*, problema que pode ser atribuído à difícil convergência do modelo em um baixo número de Reynolds. Os resultados obtidos para um escoamento invíscido estão apresentados na Fig. 7. Observa-se que as curvas têm o mesmo comportamento com valores próximos, havendo uma pequena diferença para ângulos de ataque maiores que 12° .

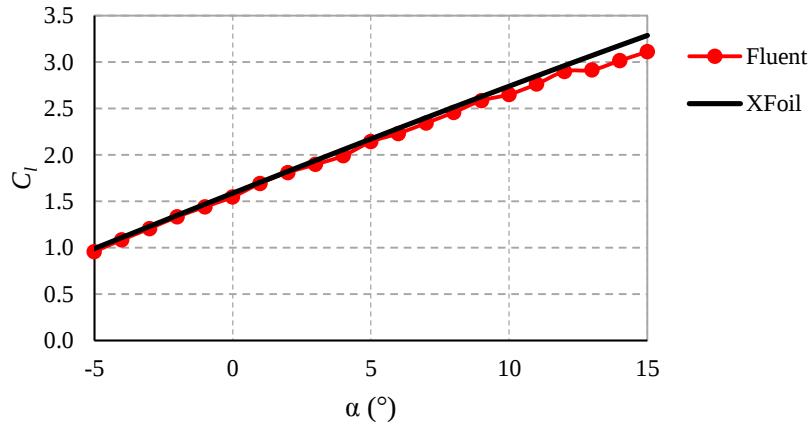


Figura 7. Curva polar $C_l \times \alpha$ para um escoamento invíscido.

Para a análise aerodinâmica de um perfil, além da polar do coeficiente $C_l \times \alpha$, são necessárias as polares do C_d , C_m e a eficiência aerodinâmica $C_l/C_d \times \alpha$. A Fig. 8 apresenta as polares $C_d \times \alpha$ e $C_m \times \alpha$, obtidas pelos dois métodos para um escoamento viscoso e escoamento invíscido. Observando-se o comportamento das curvas $C_d \times \alpha$ e $C_l/C_d \times \alpha$ (Fig. 9), pode-se notar o comportamento semelhante das mesmas, com diferenças apenas no módulo. Os resultados obtidos para o coeficiente de momento C_m (calculado relativamente a $x_{ref}/c=25\%$) mostram uma boa proximidade entre o método de volumes finitos e painéis.

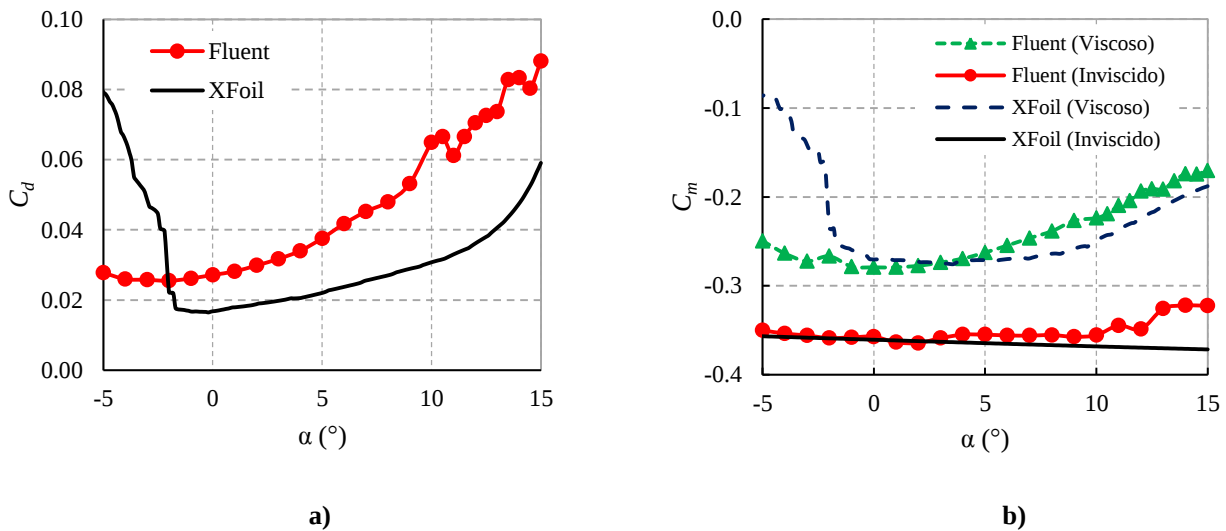


Figura 8. Comparação entre curvas polares C_d e C_m obtidas com o XFOIL e o FLUENT para: a) escoamento invíscido e b) escoamento viscoso com $Re=2,5 \times 10^5$.

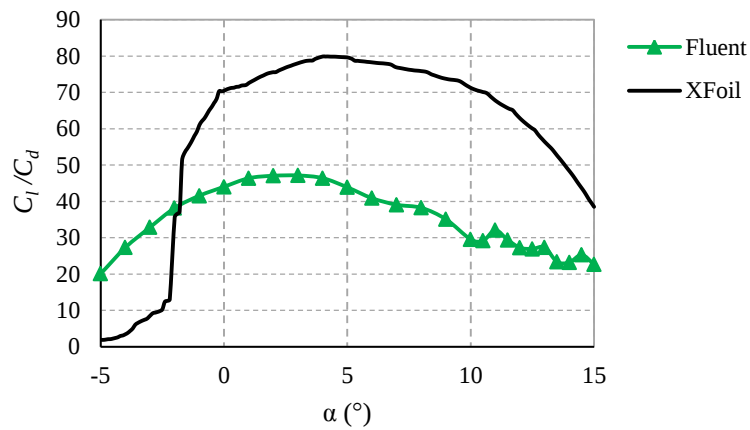


Figura 9. Eficiência aerodinâmica $C_l/C_d \times \alpha$ para um escoamento viscoso com número de Reynolds $Re=2,5 \times 10^5$.

A Figura 10 mostra a distribuição do coeficiente de pressão C_p em função da coordenada x/c obtidos no FLUENT e no XFOIL para escoamento viscoso e invíscido, onde pode-se observar uma semelhança muito grande de resultados, principalmente no escoamento invíscido, onde, como seria de esperar, a sobreposição das curvas é praticamente completa. A concordância de resultados no escoamento invíscido serve no entanto para validar as condições de contorno usadas e a qualidade da discretização.

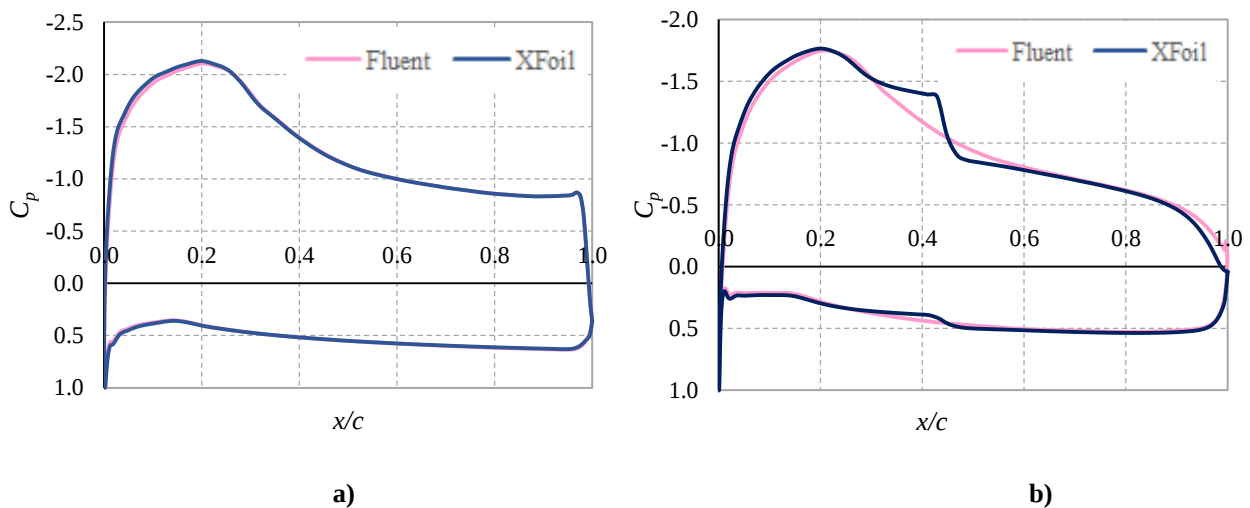


Figura 10. Comparação entre as distribuições de pressão no contorno do perfil obtidas com o XFOIL e o FLUENT para um ângulo de ataque $\alpha=2^\circ$: a) escoamento invíscido e b) escoamento viscoso com $Re=2,5 \times 10^5$.

Na Figura 11, são exibidas as linhas de corrente, mostrando o escoamento completamente colado no perfil em um Reynolds $Re=2,5 \times 10^5$ e um ângulo de ataque $\alpha=2^\circ$. A Fig. 12 mostra o desprendimento da camada limite no extradorso do perfil com $\alpha=15^\circ$.

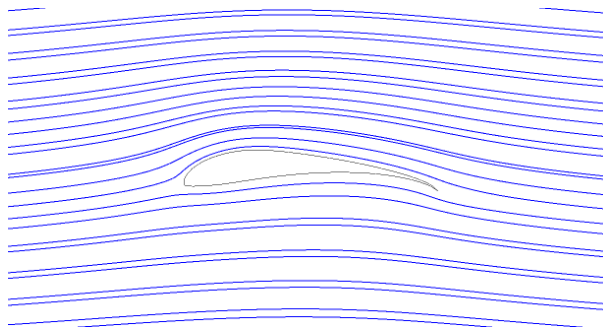


Figura 11. Linhas de corrente obtidas em FLUENT para um escoamento viscoso com $Re=2,5 \times 10^5$ e $\alpha=2^\circ$.

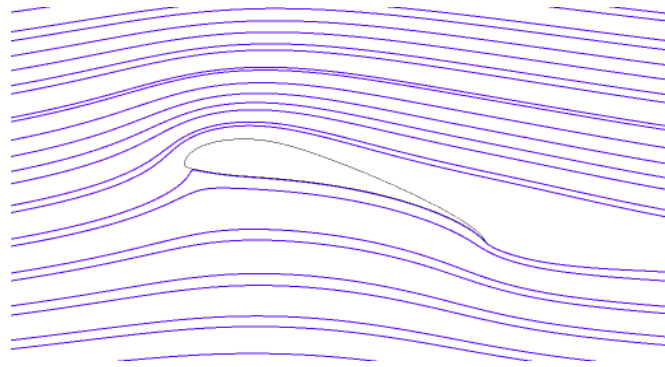


Figura 12. Linhas de corrente obtidas em FLUENT para um escoamento viscoso com $Re=2,5 \times 10^5$ e $\alpha=15^\circ$.

4. CONCLUSÃO

O escoamento bidimensional incompressível a baixo número de Reynolds, $Re=2,5 \times 10^5$, em torno de um perfil alar utilizado na asa do modelo de uma aeronave destinada à competição SAE Brasil Aerodesign, foi calculado utilizando um método de painel com camada limite e com a resolução das equações bidimensionais de Navier-Stokes e o modelo de turbulência *Realizable k-ε* com *Enhanced Wall Treatment*. O perfil SELIG 1223 apresenta pequenos coeficientes de resistência quando comparados aos coeficientes de sustentação.

Foi realizada a análise da dependência dos resultados do número de elementos utilizados no contorno do perfil para o software XFOIL e com o número de elementos da malha e discretização do contorno para o código FLUENT, verificando-se que a partir de um determinado número de elementos a variação nos resultados é tão pequena que se torna desprezível, aumentando apenas o tempo de convergência das simulações.

Para ambos os códigos foram obtidas as curvas polares de C_l , C_d e C_m , além das distribuições dos coeficiente de pressão ao longo do perfil para o escoamento viscoso e o escoamento invíscido, e percebeu-se o mesmo comportamento em todas as curvas, porém uma pequena diferença entre os valores.

O método de painéis mostrou uma ótima ferramenta para uma análise simples, com bons resultados e rápida convergência. O FLUENT apresentou resultados com menor erro percentual, porém o tempo de convergência chega a muito mais de 1000 vezes o tempo do XFOIL, mostrando-se uma ótima ferramenta para uma análise mais profunda de um escoamento sobre um perfil alar.

5. REFERÊNCIAS

- Abbott I.H. and von Doenhoff A.E., (1959) "Theory of Wing Sections: Including a Summary of Airfoil Data", Dover Books on Aeronautical Engineering, 705 p.
- ANSYS, Inc, 2013, ANSYS Fluent User's Guide, Release 15.0, Southpointe, 2620 p.
- 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.
- Eppler, R. and Somers, D.M., 1980, "A Computer Program for the Design and Analysis of Low-Speed Airfoils, NASA Technical Memorandum 80210, NASA - Langley Research Center, Hampton Va.
- 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.
- 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 NoLB31946, McDonnell Douglas Corp. Long. Beach Calif. Douglas Aircraft Div.
- 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.
- Kogan, A. and Migemi, S., 1990, "The Calculation of Incompressible Separated Turbulent Boundary Layer", International Journal of Numerical Methods in Fluids, Vol. 11, pp. 39-56.
- Lighthill, M.J., 1958, "On Displacement Thickness", Journal of Fluid Mechanics, Vol. 4, No. 4, pp. 383-392.

- Lien, F. S. and Leschziner, M. A., 1981, "Modelling Two-Dimensional Separation from a High-lift Airfoil with a non-linear Eddy-Viscosity Model and Second-Moment Closure", *Aeronautical Journal*, Vol. 99, pp. 125-144.
- Rumsey, C. L. and Anderson, W. K., 1988, "Parametric Study of Grid Size, Time Step and Turbulence Modelling of Navier-Stokes Computations over Airfoils", AGARD CP 437, Vol.1, pp. 5.1-5.19.
- 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.
- Squire, H. B., and Young, A. D., 1938, "The Calculation of the Profile Drag of Aerofoils," Aeronautical Research Committee, Repts. and Memoranda No. 1838, 27 p.
- Shih, T.-H, Liou W. W., Shabbir, A., Yang Z, and Zhu J., 1995, "A New $k-\epsilon$ Eddy-Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows - Model Development and Validation", *Computers Fluids*, Vol. 24, No. 3, p.227-238.
- Theodorsen, T., 1931, "Theory of Wing Sections of Arbitrary Shape", NACA Report TR 411, NACA, Washington
- Theodorsen, T. and Garrick L.E., 1940, General Potential Theory of Arbitrary Wing Sections, NACA Report TR 452, Langley Memorial Aeronautical Laboratory, Langley Field Va., pp. 177-209.
- Tulapurkara, E. G. (1997), "Turbulence Models for the Computation of Flow Past Airplanes" *Progress in Aerospace Science*, Vol. 33, pp. 71-165.
- Vu T.C., Shyy W., Viscous flow analysis as a design tool for hydraulic turbine components, *Journal of Fluids Engineering - Transactions of the ASME*, vol. 112(1) (1990):pp. 5-11.
- Williamson, Gregory A. et al. Summary of Low-Speed Airfoil Data. Illinois: Department of Aerospace Engineering University of Illinois at Urbana-Champaign, 2012

6. RESPONSABILIDADE AUTORAL

"Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo deste trabalho".

COMPARATIVE NUMERICAL STUDY OF TWO-DIMENSIONAL FLOW ABOUT AIRFOILS USING PANEL METHOD AND VOLUME CONTROL METHOD

Luís Morão Cabral Ferro, lferro@ufersa.edu.br¹
 Jakson Gomes de Oliveira Júnior, jakson117@live.com¹
 Alyne Loise Bezerra de Almeida, alyneloise@gmail.com¹

¹Universidade Federal Rural do Semi-Árido- UFRSA, Av. Francisco Mota, 572 - Bairro Costa e Silva, Mossoró RN, CEP: 59.625-900

Abstract. *The two-dimensional flow about airfoils is being subject of study by researchers for many years. The first methods used in solving these flows were the conformal mapping that still is used today to measure the quality of numerical solutions. After the conformal mapping method the panel methods have been used, with different types of singularities (sources, vortices or dipoles) at contour profile or the mean line profile, with straight or bended panels. Panel methods have been used for the solution of the inviscid flow or viscous flow with boundary layer approximation. They are easy to use as do not require discretization of the domain and spend small CPU time, allowing to compute either the integral parameters, such as lift and drag coefficients, or pressure distributions on the profile contour. The use of Computational Fluid Dynamics (CFD), in particular the finite volume method to get solution of the Euler equations for inviscid flow or Navier-Stokes equations for viscous flow allows to analyze the flow more precisely and to compute more precisely the flow behavior on the airfoils in the more unfavorable conditions and to compute with more accuracy the lift and drag forces. In this article the inviscid and viscous flows at low Reynolds number around a high lift airfoil used on the wing of an aircraft models for SAE BRAZIL Aerodesign is computed using the panel method and the finite volume method. The flow around the profile is computed by a panel method for inviscid flow and viscous flow with boundary layer approximation, using the XFOIL program. The XFOIL code uses a formulation in stream function. The profile outline is discretized into straight segments with linear intensity vortex distribution on each panel, and a source constant panel intensity distribution on the profile contour and the wake. In viscous formulation of XFOIL the weak formulation with solution of integral equations of the boundary layer and speed specification v_w at the profile contour, as suggested by Lighthill. The Finite Volume Method is applied using a commercial code. The domain is discretized by an unstructured mesh in almost every domain except close the profile contour where a structured mesh is used. At inlet section a velocity type boundary condition is prescribed; at the profile contour a zero normal speed is prescribed, for inviscid flow, or a no slip condition for viscous flow; in the output section a pressure boundary condition is prescribed and for the remaining outside boundary a far field condition. Pressure distributions for the inviscid and viscous flow around the SELIG 1223, computed by, XFOIL and ANSYS FLUENT programs, are shown and compared, as well as polar curves of lift and drag coefficients versus the angle of attack.*

Keywords: airfoil, panel method, finite volume method, two-dimensional, Aerodesign