

Simulação de aerofólio NACA 0012 utilizando modelo de turbulência $k-\epsilon$

Luiz Justino da Silva Junior (UESC) luizjustinosj@hotmail.com
Flávio Pietrobon Costa (UESC) pietrobon.costa@pq.cnpq.br

Resumo:

Modelos de aerofólio NACA são amplamente empregados para a análise de escoamento e comportamento aerodinâmico das asas de aeronave durante determinada condição de voo. A análise numérica de fluxo de fluido sobre esse dispositivo permite não só reduzir custos de projeto como também identificar parâmetros que precisam ser corretamente ajustado, de modo a otimizar grandezas físicas associadas com a sustentação, arrasto e estabilidade de voos. Este artigo visa avaliar o campo de velocidade sobre seção de asa modelo NACA 0012, adotando o modelo de turbulência $k-\epsilon$, e comparando-se os resultados da simulação com valores experimentais de literatura. Malha mapeada adaptativa estruturada e distribuída foi empregada com o objetivo de fornecer precisão e redução de custo computacional do modelo.

Palavras-chave: NACA 0012, Campo de velocidade, Modelo de turbulência $k-\epsilon$.

Simulation of NACA 0012 airfoil using $k-\epsilon$ turbulence model

Abstract

NACA airfoil models are widely used for stream analysis and aerodynamic behavior of aircraft wings during a specific flight condition. Fluid flow numerical analysis over such device allow not only reduce project costs but also identify parameters which need be correctly adjusted, in order to optimize physical quantities associated with lift, drag and flight stability. This paper aim to evaluate the velocity field over wing section of NACA 0012 model, adopting $k-\epsilon$ turbulence model, and comparing the simulation results with experimental data of literature. Structured and distributed adaptive mapped mesh was employed with the purpose of provide accuracy and computational cost reduction of the model.

Keywords: NACA 0012, Velocity field, $k-\epsilon$ turbulence model.

1. Introdução

Os métodos numéricos (ou análise numérica) ganharam relevância na segunda metade do século XX (décadas de 40 e 50) com o advento dos computadores. Tais técnicas são essenciais para se investigar problemas reais de engenharia, tais como na área de aerodinâmica, já que os métodos analíticos para resolução de equações diferenciais parciais são bastante limitados, exigem a adoção de muitas hipóteses simplificadoras para se encontrar uma função desejada, e, muitas vezes, não admitem solução para problemas de difícil representação.

Os métodos numéricos não fornecem solução exata, mas permitem, a partir de resultados aproximados, analisar problemas de grande complexidade, identificando possíveis respostas a partir de valores numéricos para as variáveis dependentes em estudo, de forma a proporcionar ganhos com respeito à tomada de decisões e eficiência na execução do projeto de interesse.

A análise numérica de aerofólios possibilita investigar os parâmetros aerodinâmicos que influenciam o comportamento de uma asa durante o voo de aeronaves. A simulação desse dispositivo permite reduzir custos de projetos, já que boas aproximações de soluções podem ser obtidas com o correto emprego dos métodos voltados para a dinâmica de fluidos computacional (CFD).

A simulação de aerofólios pode ser feita por avaliação experimental ou modelos teóricos (métodos numéricos). O primeiro, para um alto grau de precisão e representação do comportamento real, necessita de testes em túnel de vento e geometria de seção da asa similar aos reais. Dessa forma, exige um alto custo de execução da análise, pois necessita de uma boa infraestrutura. A segunda maneira de simulação do aerofólio é o emprego de métodos numéricos. Códigos computacionais voltados para a dinâmica dos fluidos (escoamento de fluido sobre a seção da asa) podem fornecer previsões relevantes no que diz respeito ao escoamento do ar atmosférico sobre o aerofólio, além da avaliação do perfil de velocidade, distribuição de pressão e forças que interagem no sistema (sustentação e arrasto).

Este trabalho tem como objetivo simular o escoamento de fluido compressível (ar) sobre aerofólio NACA 0012 utilizando o modelo de turbulência $k-\epsilon$, a fim de avaliar o campo de velocidade ao redor de tal seção de asa, investigando o grau de correlação do coeficiente aerodinâmico do modelo com dados experimentais obtidos em literatura.

2. Método dos Elementos Finitos

De acordo com Bathe (1996), o método de elementos finitos (MEF) é um método numérico usado para resolver problemas físicos em análise de engenharia e projetos. De acordo com Burden (2008), tal método surgiu na engenharia civil e hoje serve para aproximar as soluções de equações diferenciais parciais que surgem em todos os campos da matemática aplicada. A idealização do problema físico para o modelo matemático requer certas hipóteses que juntas conduzem às equações diferenciais governantes do modelo matemático. Ainda segundo Bathe (1996), por a técnica de solução de elementos finitos ser um procedimento numérico, é necessário acessar a precisão da solução. Se o critério de precisão não é encontrado, a solução numérica tem que ser repetida com parâmetros de solução refinada (como uma malha mais fina) até uma suficiente precisão ser alcançada.

Segundo Hoffman (1992), o MEF envolve a obtenção de solução aproximada para a resolução de equações diferenciais parciais, utilizando uma combinação linear de funções de julgamento específicas, que são tipicamente polinomiais. Conforme Narasaiah (2008), no MEF, componente atual é substituído por um modelo simplificado, identificado por um número finito de elementos conectado em pontos comuns chamados nós, com um comportamento assumido ou resposta de cada elemento para um conjunto de cargas aplicadas, de forma a avaliar o campo de variáveis desconhecidas (deslocamento, temperatura, por exemplo) nesse número finito de pontos.

De acordo com Fish e Belytschko (2009), o MEF provê uma metodologia sistemática com a qual a solução pode ser determinada por meio de um programa de computador. Para problemas lineares, a solução é determinada pela resolução de um sistema de equações lineares; o número de incógnitas é igual ao número nodal. Conforme Fish e Belytschko (2009), para obter uma solução razoavelmente exata, milhares de nós são geralmente necessários, assim os computadores são essenciais para resolver essas equações. Geralmente,

a exatidão da solução melhora com o aumento do número de elementos (e nós), mas o tempo computacional e, em consequência o custo, também aumentam.

3. Equações governantes

As equações governantes da dinâmica dos fluidos são baseadas nas leis universais de conservação (ANDERSON JUNIOR, 2001):

- Conservação de massa;
- Conservação de energia;
- Conservação da quantidade de movimento.

A equação correspondente à lei de conservação de massa é chamada de equação da continuidade. A lei de conservação da energia é baseada na primeira lei da termodinâmica. A lei de conservação da quantidade de movimento é derivada da segunda lei de Newton (Somatório de forças é igual ao produto da massa pela aceleração).

3.1 Equações de Navier-Stokes

Conforme Welty et al. (2007), as equações de Navier-Stokes são a forma diferencial da segunda lei de Newton do movimento, sendo descrita da seguinte forma:

$$\rho \frac{D\vec{U}}{Dt} = \rho \vec{f} - \nabla p + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right] \quad (1)$$

onde ρ é a massa específica, a derivada total representa a aceleração, $\vec{f}$ representa as forças de campo por unidade de volume, p é a pressão, μ a viscosidade dinâmica e δ_{ij} é função de Kronecker. Para um sistema de coordenadas cartesianas bidimensional, a Eq. (1) é decomposta em duas equações:

$$\rho \frac{Du}{Dt} = \rho f_x - \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left[\frac{2}{3} \mu \left(2 \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{\partial v}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \right] \quad (2)$$

$$\rho \frac{Dv}{Dt} = \rho f_y - \frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[\frac{2}{3} \mu \left(2 \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{\partial u}{\partial x} \right) \right] \quad (3)$$

3.2 Modelo de turbulência de duas equações k - ε

O modelo k - ε é um modelo de duas equações baseada no conceito de viscosidade turbulenta. Esse é o mais utilizado e validado modelo de turbulência. De acordo com Tu, Yeoh e Liu (2013), k representa a quantidade turbulenta e ε a taxa de dissipação da energia turbulenta. Conforme os mesmo autores, k e ε podem ser representados em notação de tensor cartesiano como:

$$k = \frac{1}{2} u'_i u'_i \quad (4)$$

$$\varepsilon = \nu_T \overline{\left(\frac{\partial u'_i}{\partial x_j} \right) \left(\frac{\partial u'_i}{\partial x_j} \right)} \quad (5)$$

onde $i, j = 1, 2, 3$.

O termo u' representa flutuação de turbulência e a barra sobre as derivadas parciais da Eq. (5) representa a média da quantidade.

Dos valores locais de k e ε , uma viscosidade turbulenta local μ_T pode ser avaliada como:

$$\mu_T = \frac{C_u \rho k^2}{\varepsilon} \quad (6)$$

Sendo C_u uma constante. A viscosidade cinemática é denotada por $\nu_T = \mu_T / \rho$.

As equações de transporte que são requeridas para o modelo padrão $k-\varepsilon$ são (TU; YEOH; LIU, 2013):

$$\frac{\partial k}{\partial t} + u \frac{\partial k}{\partial x} + v \frac{\partial k}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{\nu_T}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\frac{\nu_T}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial y} \right) + P - D \quad (7)$$

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial t} + u \frac{\partial \varepsilon}{\partial x} + v \frac{\partial \varepsilon}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{\nu_T}{\sigma_\varepsilon} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\frac{\nu_T}{\sigma_\varepsilon} \frac{\partial \varepsilon}{\partial y} \right) + \frac{\varepsilon}{k} (C_{\varepsilon 1} P - C_{\varepsilon 2} D) \quad (8)$$

Onde:

$$P = 2\nu_T \left[\left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 \right] + \nu_T \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 \quad (9)$$

Sendo C_u , σ_k , σ_ε , $C_{\varepsilon 1}$ e $C_{\varepsilon 2}$ constantes ajustáveis, e $D = \varepsilon$.

4. Aerofólio

A partir da consideração de uma asa de aeronave (estendida na direção y) esboçada em perspectiva, conforme Figura 1, com velocidade de escoamento livre paralelo ao plano xz , Anderson Junior (2001) define aerofólio como sendo qualquer seção da asa cortada por um plano paralelo ao plano xz .

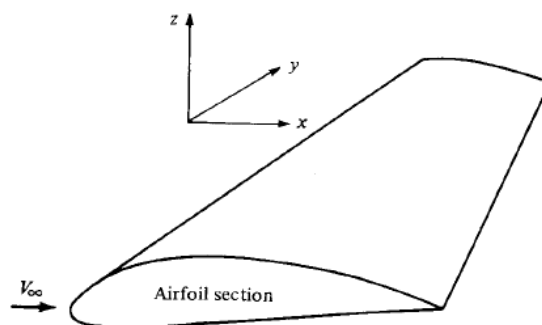


Figura 1 – Definição de aerofólio

Fonte: Anderson Junior (2001)

De acordo com Homa (2010), os principais elementos geométricos de um aerofólio, também chamado de perfil de asa, são os seguintes:

- Bordo de ataque* – é a extremidade dianteira do perfil;
- Bordo de fuga* – é a extremidade traseira do perfil;
- Extradorso* – é a superfície ou linha superior do perfil;
- Intradorso* – é a superfície ou linha inferior do perfil;
- Corda* – é a linha reta que liga o bordo de ataque ao bordo de fuga;
- Linha de curvatura média (ou linha média)* – é a linha que equidista do intradorso e do extradorso.

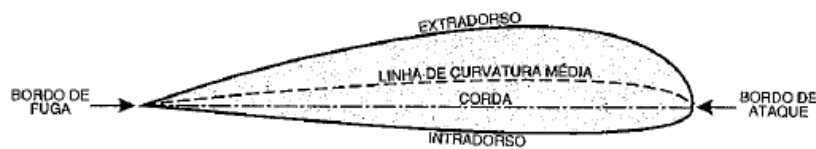


Figura 2 – Nomenclatura do aerofólio
Fonte: Homa (2010)

4.1 Forças aerodinâmicas

A Resultante Aerodinâmica é decomposta em duas forças:

- Sustentação (L)*: É a componente da resultante aerodinâmica perpendicular à direção do vento relativo, sendo uma força útil ao aerofólio;
- Arrasto (D)*: É a componente da resultante aerodinâmica paralela à direção do vento relativo, sendo nociva e deve ser reduzida ao mínimo possível.

Essas duas forças são expressas da seguinte forma:

$$L = \frac{1}{2} \rho_{\infty} C_L S v_{\infty}^2 \quad (10)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho_{\infty} C_D S v_{\infty}^2 \quad (11)$$

Sendo ρ a massa específica do ar em escoamento livre, S a área da asa, v_{∞} a velocidade do ar em escoamento livre, C_L o coeficiente de sustentação e C_D o coeficiente de arrasto.

No aerofólio, a linha de corda forma um ângulo α com a direção do vento relativo. Esse ângulo é denominado ângulo de ataque.

5. Metodologia

5.1 Configuração do problema

Para a construção dos aerofólios, utilizou-se uma função de interpolação a fim de ajustar 200 pontos referentes às coordenadas cartesianas do NACA 0012, a partir de um banco de dados de contendo modelos de seções de asa.

Para a análise de tais perfis de asa, utilizou-se de um domínio no formato “C”, com uma seção circular do lado esquerdo e um formato retangular do lado direito, conforme Figura 3. O semicírculo do domínio possui raio de 100 m. A região retangular possui largura de 100 m e altura de 200 m. O aerofólio encontrado dentro desta geometria possui corda de 1 metro.

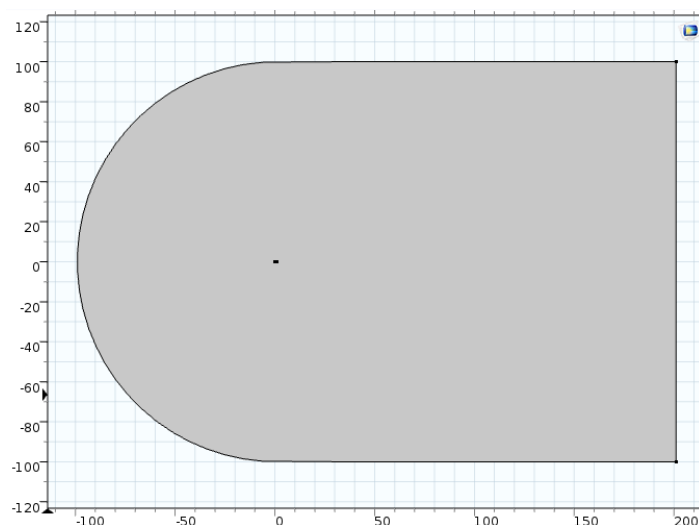


Figura 3 – Domínio analisado

Para a análise do escoamento do sobre o aerofólio fez-se a subtração da geometria do mesmo tornando-o fixo e considerou-se todo o domínio restante (cor cinza da Figura 3) como sendo móvel, ou seja, sendo o fluido em movimento. Isto é possível devido ao movimento relativo entre o ar atmosférico e a seção da asa, onde se pode adotar como a seção da asa sendo móvel e o fluido parado ou o fluido móvel e a seção da asa fixa. Desse modo, convencionou-se a última opção.

O comando da subtração, na geometria, permite avaliar o comportamento do fluido na fronteira do aerofólio, já que não se está interessado, inicialmente, em investigar a estrutura da seção da asa, e sim no comportamento aerodinâmico ao redor do dispositivo de interesse, em seus contornos.

Utilizou-se uma malha quadrangular, adaptativa e estruturada para todo o domínio sob análise (fluido em movimento), sendo que nas regiões de maior curvatura, locais da superfície do aerofólio, a malha foi mais refinada a fim de proporcionar maior precisão nos pontos críticos. Nos locais com geometria regular a malha inserida foi mais grossa.

Quanto à física do problema foram feitas as seguintes convenções:

- Escoamento externo (sobre aerofólio);
- Escoamento laminar no domínio adotado;
- Fluido compressível ($Mach > 0.3$);

- d) Fluido viscoso;
- e) Equações de Navier-Stokes em duas dimensões representando o movimento do fluido;
- f) Modelo de turbulência k- ϵ para o movimento aleatório em regiões presentes nas redondezas do aerofólio;
- g) O fluido considerado foi o ar atmosférico com suas propriedades básicas (massa específica, viscosidade dinâmica).

Como condições de contorno foram impostos fluxo de entrada (ar) com velocidade de 51m/s ($Mach = 0,15$), escoamento livre (região superior e inferior do domínio) e fluxo de saída, conforme Figura 4. Na superfície do aerofólio especificou-se funções de parede.

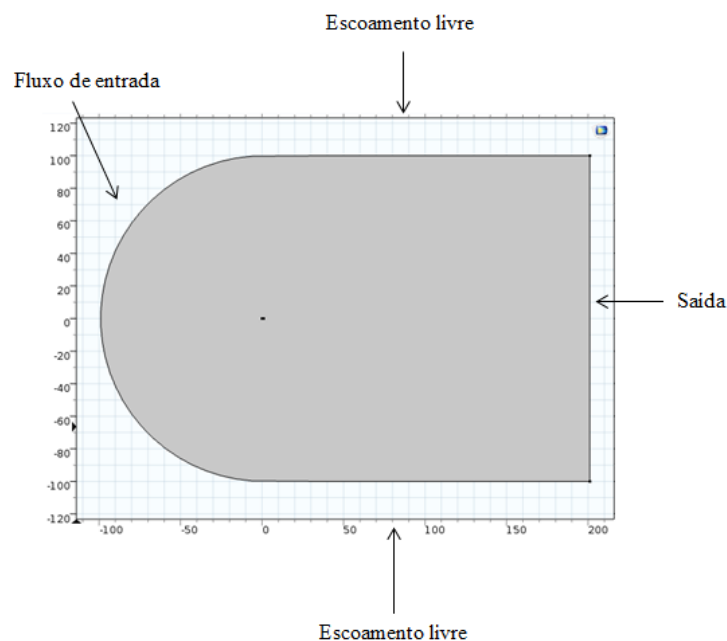


Figura 4 – Condições de contorno

5.2 Solução numérica

A solução numérica é obtida a partir do processamento de dados de código computacional, pelo método dos elementos finitos, implementado no software COMSOL Multiphysics. Os algoritmos aí inseridos visam resolver um sistema de equações algébricas. Os dados são processados depois de estabelecido a configuração do problema (pré-processamento).

Para a obtenção da solução aproximada foi necessário o fornecimento de todos os valores discretos das propriedades do fluido em estudo, velocidade, pressão e outros parâmetros de interesse, para a inicialização antes de se calcular uma possível solução para o problema.

Estabeleceu-se como critério de parada do processo iterativo o valor de 1×10^{-3} para o erro ou resíduo.

5.3 Pós-processamento

Após a fase de processamento e verificação da convergência do método numérico, interpretou-se os resultados gerados. Fez-se uma análise gráfica a fim de obter uma rápida impressão do comportamento aerodinâmico do aerofólio, da interação entre o fluido (ar) e tal dispositivo.

6. Resultados

6.1 Malha gerada

Para a análise numérica do escoamento sobre o aerofólio NACA 0012, construiu-se uma malha estruturada adaptativa, com maior refinamento na região do dispositivo em estudo, de modo a se obter maior precisão dos dados. Malha estruturada possui um padrão de construção, sendo bastante utilizada para geometria simples. A malha foi gerada a partir de três mapeamentos, conforme Figura 5. O primeiro na região retangular superior, o segundo na região circular levando em consideração a simetria do aerofólio, e o terceiro na região retangular inferior. A cor mais negra corresponde à malha refinada e a coloração mais cinza à malha grosseira.

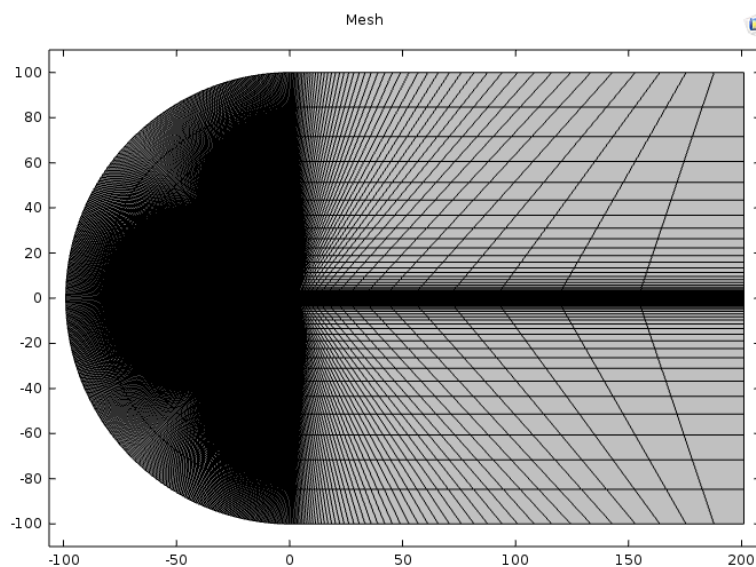


Figura 5 – Malha mapeada distribuída (quadrangular)

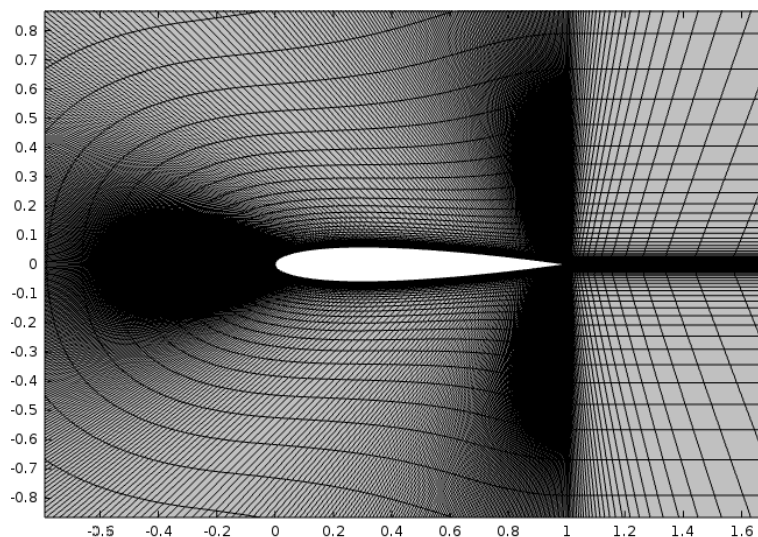


Figura 6 – Distribuição da malha ao redor do aerofólio

Como é possível visualizar na Figura 6, a malha foi refinada nas regiões de maior curvatura

do dispositivo em estudo, pois são zonas críticas, onde o fluido se choca com a seção de asa (bordo de ataque) e deixar de interagir com a mesma (bordo de fuga). Utilizou-se uma malha grosseira no local mais afastado do aerofólio, pois nesse local não há interesse no escoamento do ar de forma detalhada. Assim sendo, procura-se reduzir o custo computacional no momento do processamento dos dados. A Tabela 1 fornece a estatística da malha empregada.

Detalhes da malha	Número
Elementos de domínio	61200
Elementos de aresta	1324
Elementos de vértices	4
Área da malha	55710 m ²

Fonte: Elaborado pelos autores

Tabela 1 – Estatística da malha

6.2 Convergência do método

Utilizou-se como critério de parada a tolerância de 10^{-3} . Para a estabilização do método empregou-se o número de Courant-Friedrichs-Lewy, já implementado no software COMSOL Multiphysics, com falso passo de tempo.

6.3 Campo de velocidade

Obteve-se campos de velocidade para os respectivos ângulos de ataque 0, 2, 4, 6, 8, 10, 12 e 14 graus. A Figura 7 exibe a distribuição de velocidade, com a representação das linhas de escoamento, do ar sobre o aerofólio.

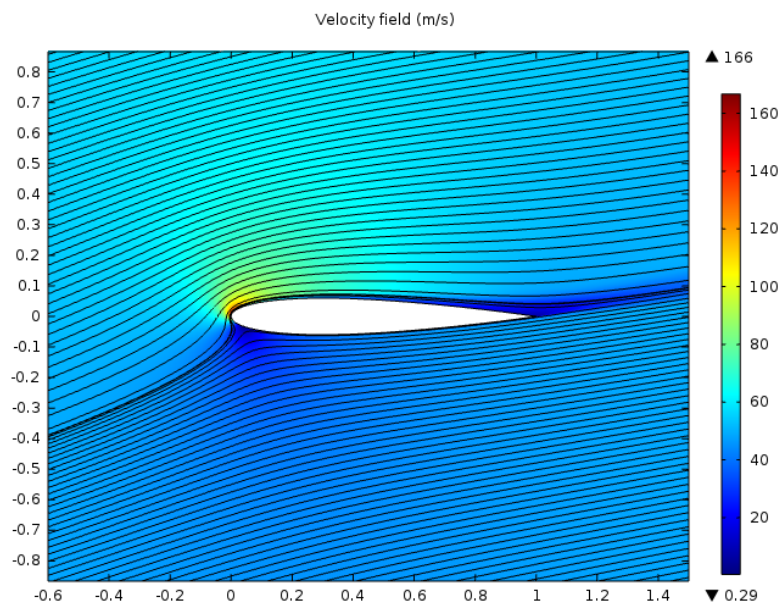


Figura 7 – Distribuição de velocidade ($\alpha = 14^\circ$)

Para o ângulo de ataque considerado (Figura 7), notou-se linhas de escoamento com maior velocidade na região superior do aerofólio (azul mais claro) e menor velocidade na região inferior do mesmo (azul mais escuro). A máxima velocidade atingida localizou-se no extradorso, com valor de 166 m/s. A menor velocidade foi obtida na superfície do aerofólio, pois existe o choque das moléculas do ar com tal seção de asa, dificultando o movimento de

tal fluido. Também se identificou baixa velocidade no bordo de fuga do aerofólio.

O coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque foi obtido levando em consideração os valores do ângulo de ataque mencionados. A curva, obtida numericamente, apresentou comportamento linear. Tal curva foi comparada com os dados experimentais de Ladson (1988).

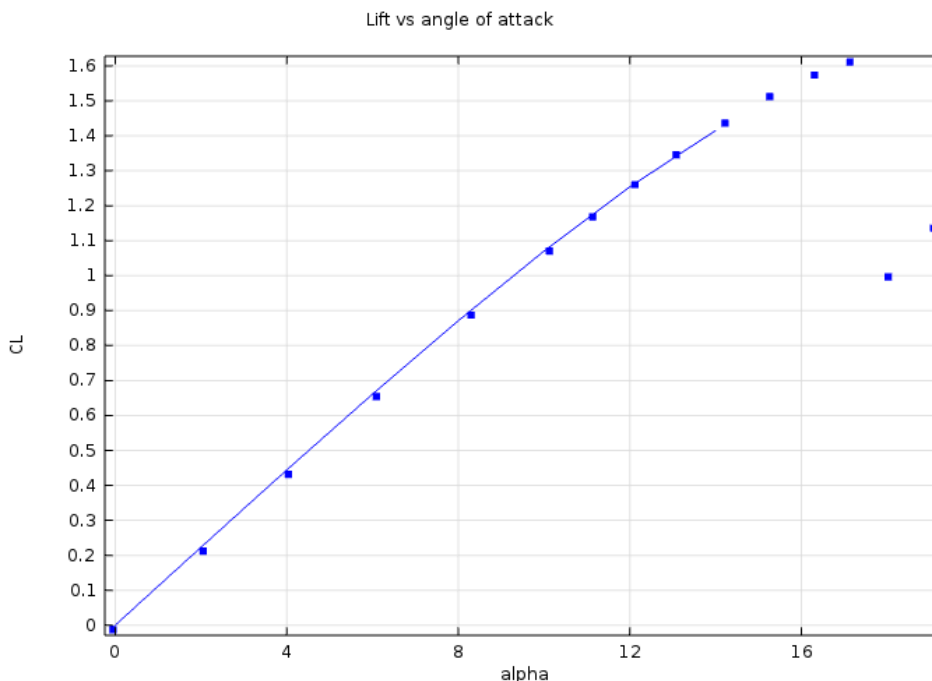


Figura 8 – Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque

Através da Figura 8, é possível verificar que existe uma boa correlação ou concordância dos dados experimentais (pontos azuis) com o resultado do modelo (linha contínua azul). A partir dos dados experimentais, visualiza-se que o fenômeno do Estol, conhecido como a perda de sustentação, para este modelo NACA, ocorre para α entre 16° e 20°.

7. Conclusões

Fez-se nesse trabalho uma simulação do aerofólio modelo NACA 0012, buscando avaliar o comportamento aerodinâmico do ar atmosférico ao redor de tal seção de asa. A malha quadrangular estruturada foi ajustada ao domínio adotado, levando em consideração as condições de contorno. A distribuição de velocidade foi obtida levando em consideração a característica do escoamento, empregando o modelo de turbulência $k-\epsilon$.

Obteve-se campos de velocidade para os diferentes ângulos de ataque escolhidos (0, 2°, 4°, 6°, 8°, 10°, 12° e 14°), dando maior ênfase, nesse artigo, ao ângulo de ataque 14°, para a visualização das linhas de escoamento bem como localização da velocidade máxima. Fez-se um comparativo entre o modelo investigado e os resultados experimentais de Ladson (1988). Com respeito a este comparativo, obtives uma boa concordância entre os valores numéricos e os dados de tal literatura.

Pretende-se, como trabalho futuro, empregar os modelos de turbulência $k-\omega$ e Spalart-Allmaras de modo a investigar a precisão com que tais métodos representam o escoamento sobre o aerofólio NACA 0012, como relação ao modelo $k-\epsilon$, e compará-los com dados experimentais de referência. Adicionalmente, visa-se estudar os contornos de pressão sobre o mesmo dispositivo, analisando as zonas com menor porção mássica de fluido e que contribuem para o aumento de velocidade com ganho de sustentação na seção da asa.

Referências

- ANDERSON JUNIOR, J. D. *Fundamentals of Aerodynamics*. 3. ed. McGraw-Hill, 2001.
- BATHE, K. J. *Finite Element Procedures*. New Jersey: Prentice Hall, 1996.
- BURDEN, R. L.; FAIRES, J. D. *Análise Numérica*. São Paulo: Thomson, 2008.
- FISH, J.; BELYTSCHKO, T. *Um Primeiro Curso em Elementos Finitos*. Rio de Janeiro: LTC, 2009.
- HOFFMAN, J. D. *Numerical Methods for Engineers and Scientists*. 2. ed. New York: McGraw-Hill, 1992.
- HOMA, J. *Aerodinâmica e Teoria de Voo: Noções Básicas*. 28. ed. São Paulo: ASA, 2010.
- LADSON, C. L. *Effects of Independent Variation of Mach and Reynolds Numbers on the Low-Speed Aerodynamic Characteristics of the NACA 0012 Airfoil Section*. NASA TM 4074, 1988.
- NARASIAH, G. L. *Finite Element Analysis*. Hyderabad: BS Publications, 2008.
- TU, J.; YEOH, G. H.; LIU, C. *Computational Fluids Dynamics: A Practical Approach*. 2. ed. Elsevier, 2013.
- WELTY, J. R. et al. *Fundamentals of Momentum, Heat, and Mass Transfer*. 5. ed. USA: John Wiley & Sons Inc., 2007.