

## **SIMULAÇÃO DE FLUXO DE FLUIDO SOBRE PERFIL DE ASA EM CONDIÇÕES DE BAIXA VELOCIDADE**

Luiz Justino da Silva Junior (UFOB) luiz.silva@ufob.edu.br  
Flávio Pietrobon Costa (UESC) pietrobon\_costa@yahoo.com.br

### **Resumo**

Modelos de perfis de asa são amplamente empregados para a análise de escoamento e comportamento aerodinâmico das asas de aeronave durante específicas condições de voo. A simulação numérica de fluxo de fluido sobre tal dispositivo permite não só reduzir custo e tempo de projeto como também identificar parâmetros que necessitam ser ajustados de modo a otimizar o desempenho do aerofólio, associado com a sustentação, arrasto e estabilidade de voos. Nesse trabalho é feita a simulação de modelo NACA 64A004.29, constatando-se a distribuição de velocidade e pressão, relativa ao escoamento do ar atmosférico, em torno do mesmo. Os coeficientes adimensionais (coeficiente de sustentação e de pressão) de tal modelo são comparados com resultados numéricos referentes ao NACA 0012. COMSOL Multiphysics foi o software utilizado para a modelagem do caso em estudo.

**Palavras-Chave:** Perfil de asa, NACA 64A004.29, Distribuição de velocidade, Distribuição de pressão.

### **1. Introdução**

As análises do comportamento aerodinâmico de asas de aeronave são feitas, inicialmente, a partir de um tratamento bidimensional (ou tridimensional), empregando perfis de asa (também chamado de aerofólio) do tipo NACA (National Advisory Committee for Aeronautics). Tais análises podem ser feitas por simulações numéricas, que permitem avaliar escoamento do ar atmosférico sobre tal perfil, propondo estimativas pertinentes no que diz respeito ao fenômeno em estudo, além de reduzir custos e tempo de projeto quando comparado a métodos experimentais (testes em túnel de vento).

Associado à simulação numérica, tem-se a Dinâmica de Fluidos Computacional (CFD). Esta abrange um conjunto de técnicas (matemáticas, numéricas e computacionais) que buscam representar processos físicos ou físico-químicos envolvendo escoamento. Segundo De Bortoli (2002), a rápida revolução da CFD tem sido direcionada pela necessidade de métodos mais rápidos e precisos para o cálculo de campos de escoamento ao redor de configurações de interesse técnico. Fidkowski e Darmofal (2007) relatam que a CFD tem se tornado uma ferramenta indispensável em análises e aplicações de projetos.

A área da Aerodinâmica utiliza da Dinâmica de Fluidos Computacional para a investigação do comportamento e propriedades do perfil de asa bem como do fluido que interage com essa. Dentre os principais métodos utilizados em tal área, existem o método de Diferenças Finitas, Elementos Finitos e Volumes Finitos. Neste artigo, utilizou-se o Método de Elementos Finitos (MEF) como técnica de resolução de problemas para avaliação numérica de um sistema de equações diferenciais parciais.

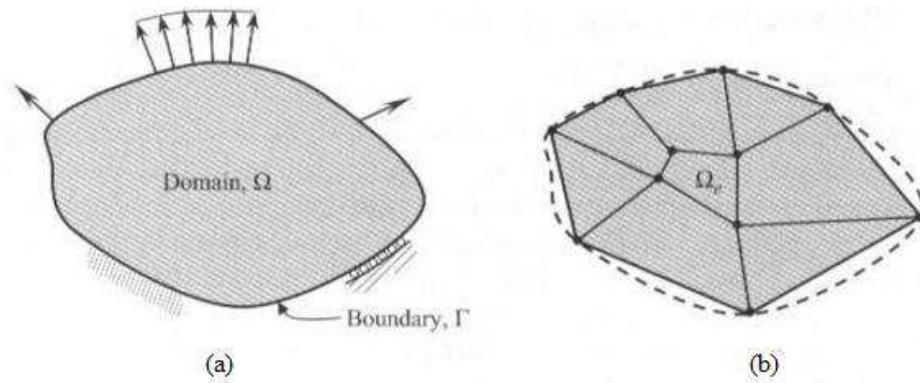
Este trabalho tem como objetivo simular numericamente o escoamento de ar, em baixa velocidade, sobre perfil de asa modelo NACA 64A004.29, a fim de investigar a distribuição de velocidade e pressão em torno do mesmo dispositivo. Adicionalmente, busca-se fazer um comparativo do coeficiente de sustentação do NACA 64A004.29 com o modelo NACA 0012. Este segundo é um modelo convencional bastante explorado e estudado exaustivamente para análises de escoamento em regime subsônico.

## **2. Método dos Elementos Finitos**

De acordo com Fish e Belytschko (2009), muitos fenômenos em engenharia e ciências podem ser descritos em termos de equações diferenciais parciais. Ainda segundo os mesmos autores, em geral, solucionar essas equações por meio de métodos analíticos clássicos para geometrias arbitrárias é quase impossível. Com a finalidade de substituir a resolução analítica das equações em derivadas parciais dos modelos matemáticos bi e tridimensionais pela resolução de sistemas de equações algébricas, foram desenvolvidos os métodos discretos, numéricos ou aproximados (SORIANO, 2003). Conforme este mesmo autor, esses métodos introduzem aproximações adicionais aos modelos matemáticos, formando os correspondentes modelos discretos, nos quais se busca a determinação de incógnitas em um número finito de pontos.

De acordo com Reddy (2006), no método dos elementos finitos, um dado domínio é visto como uma coleção de subdomínios, e sobre cada subdomínio a equação governante é aproximada por algum dos tradicionais métodos variacionais. Esse mesmo autor afirma que a principal razão de se buscar solução aproximada, na coleção de subdomínios, é baseada no fato de ser mais fácil representar uma função complicada como um conjunto de polinômios simples. A Figura 1 exhibe a discretização (divisão) de um domínio qualquer em vários elementos.

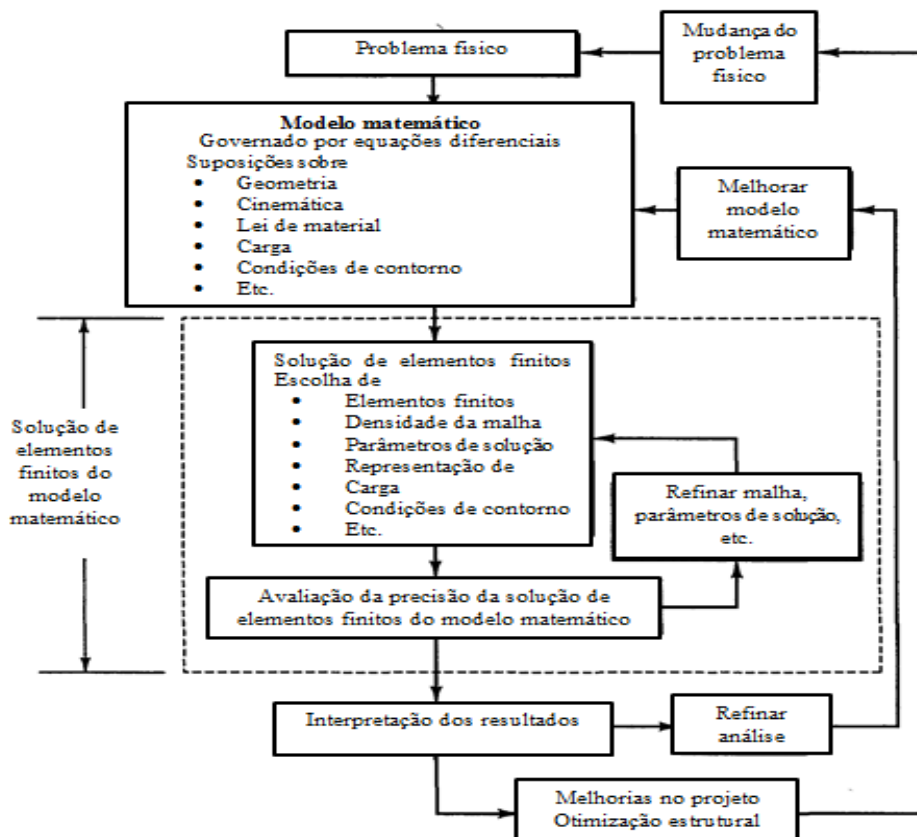
Figura 1 – Discretização do domínio



Fonte: Reddy (2006)

Segundo Hoffman (1992), o MEF envolve a obtenção de solução aproximada para a resolução de equações diferenciais parciais, utilizando uma combinação linear de funções específicas, que são tipicamente polinomiais. A Figura 2 resume o processo de análise de elementos finitos.

Figura 2 – Processo de análise de elementos finitos



Fonte: Bathe adaptado (1996)

### 3. Equações de Navier-Stokes

De acordo com Welty (2007), as equações de Navier-Stokes são a forma diferencial da segunda lei de Newton do movimento. Tais equações modelam o movimento do fluido, sendo descritas da seguinte maneira:

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

onde  $\rho$  é a massa específica, a derivada total representa a aceleração, o vetor  $f$  representa as forças de campo por unidade de volume,  $p$  é a pressão,  $\mu$  a viscosidade dinâmica e  $\delta_{ij}$  é a função de Kronecker. Para coordenadas bidimensionais, a Equação 1 é decomposta em duas equações:

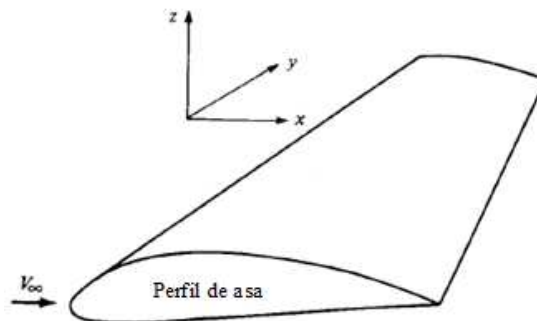
$$\rho \frac{Du}{Dt} = \rho f_x - \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left[ \frac{2}{3} \mu \left( 2 \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{\partial v}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[ \mu \left( \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial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

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

#### 4. Perfil de asa

Considerando uma asa de aeronave esboçada em perspectiva, conforme Figura 3, com velocidade de escoamento livre paralelo ao plano  $xz$ , Anderson Junior (2001) define aerofólio (ou perfil de asa) sendo qualquer seção da asa cortada por um plano paralelo ao plano  $xz$ .

Figura 3 – Geometria de um perfil de asa ou aerofólio



Fonte: Anderson Junior adaptado (2001)

Segundo Homa (2010), os principais elementos de um perfil de asa, podendo ser visualizado na Figura 4, são:

- 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;

f) *Linha de curvatura média* – é a linha que equidista do intradorso e do extradorso.

Figura 4 – Nomenclatura do perfil de asa



Fonte: Homa (2010)

#### 4.1 Designação NACA

A NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) foi um órgão antecessor da NASA (National Aeronautics and Space Administration). A NACA desenvolveu a classificação dos perfis de asa (aerofólios) em função de determinadas características, agrupando-os em famílias ou séries.

##### 4.1.1 Aerofólios de 4 dígitos

Para aerofólio de quatro dígitos, considerando NACA 0012 como exemplo, tem-se que:

- 1º dígito: Curvatura máxima em percentagem da corda (0%);
- 2º dígito: Posição da curvatura máxima em décimos da corda ou (dígito x 10) em percentagem da corda (0%);
- 3º e 4º dígitos: Espessura máxima em percentagem da corda. Esta espessura está em torno de 30% da corda.

##### 4.1.2 Aerofólios de 6 dígitos

Considerando, como exemplo, o NACA 652-415 tem-se que:

- 1º dígito: Designador da série (6);
- 2º dígito: Posição da pressão mínima em décimos da corda, ou (dígito x 10) em percentagem da corda (50%);
- 3º dígito: Define a região de baixo arrasto, acima e abaixo do coeficiente de sustentação do projeto, em décimos (0,2);
- 4º dígito: Coeficiente de sustentação do projeto em décimos (0,4);
- 5º e 6º dígitos: Espessura máxima em percentagem da corda (15%).

Segundo Abbott e Von Doenhoff (1949), algumas modificações das seções do NACA série 6 são designadas por substituir o traço pela letra maiúscula (NACA 641A212). Nesse caso a letra indica tanto a distribuição da espessura modificada quanto o tipo de linha média usada para inclinar a seção. Seções designadas pela letra A são substancialmente retas em ambas as superfícies de cerca de 0.8c do bordo de fuga, sendo “c” a corda do aerofólio (seção da asa).

## 4.2 Forças aerodinâmicas

A resultante aerodinâmica é decomposta em duas forças:

- Sustentação ( $L$ ): É a componente da resultante aerodinâmica perpendicular à direção do vento relativo;
- Arrasto ( $D$ ): É a componente da resultante aerodinâmica paralela à direção do vento relativo.

Essas duas formas são representadas pelas seguintes equações:

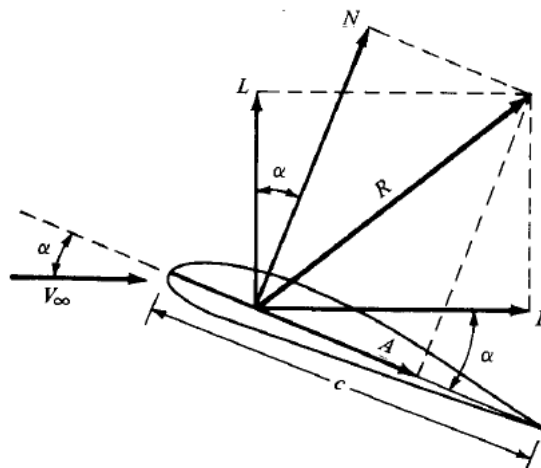
$$L = \frac{1}{2} \rho_{\infty} C_L S v_{\infty}^2 \quad (10)$$

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

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

No perfil de asa, a linha de corda forma um ângulo  $\alpha$  com a direção do vento relativo. Esse ângulo é denominado ângulo de ataque. Os vetores  $N$  e  $A$ , exibidos na Figura 5, representam forças normais e axiais respectivamente, com relação à corda do perfil ( $c$ ).

Figura 5 – Resultante aerodinâmica e suas decomposições



Fonte: Anderson Junior (2001)

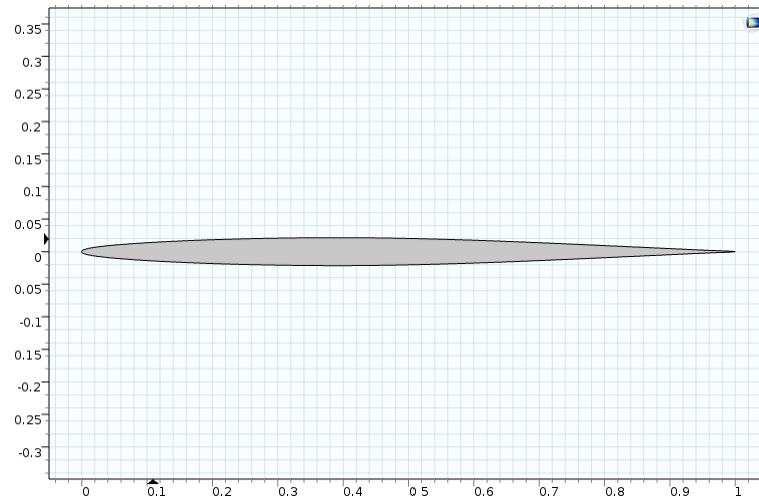
## 5. Metodologia

### 5.1 Configuração do problema (Pré-processamento)

Para a construção do perfil (Figura 6), utilizou-se de um conjunto de 127 pontos referentes às coordenadas cartesianas do NACA 64A004.29, a partir de um banco de dados contendo

modelos de seções de asa. Utilizou-se o software COMSOL Multiphysics para geração da geometria, geração de malha e análise numérica de tal seção de asa.

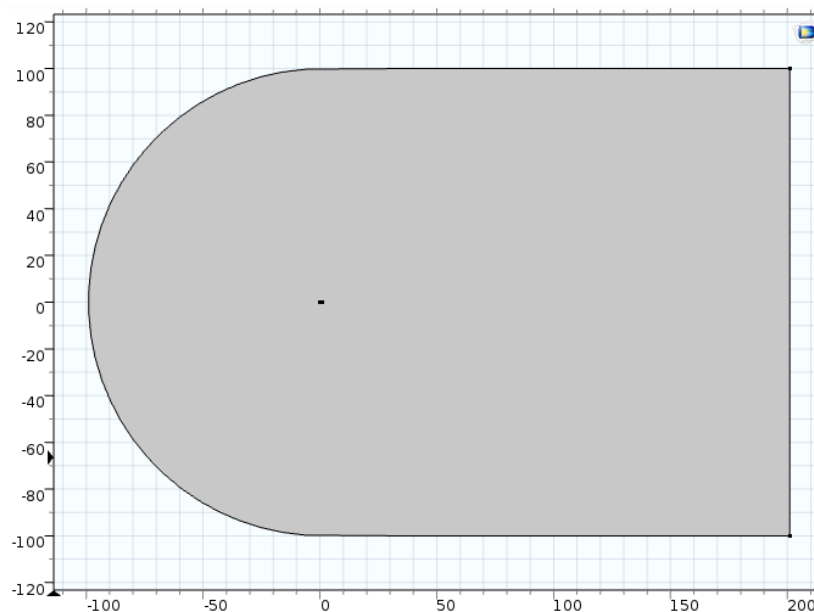
Figura 6 – Seção de asa modelo NACA 64A004.29



Fonte: Elaborado pelos autores

Para a análise do perfil de asa considerado, utilizou-se de um domínio no formato “C”, com uma seção circular do lado esquerdo e um formato retangular do lado direito, conforme Figura 6. O semicírculo do domínio possui raio de 100 m. A região retangular possui largura de 200 m e altura de 200 m. O perfil encontrado dentro desta geometria possui corda de 1 metro (Figura 7).

Figura 7 – Domínio considerado



Fonte: Elaborado pelos autores

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 7) como sendo móvel, ou seja, sendo o fluido em movimento.

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.

Para o caso de baixa velocidade, 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 é mais refinada a fim de proporcionar maior precisão nos pontos críticos. Nos locais com geometria regular a malha inserida é menos rica em número de elementos.

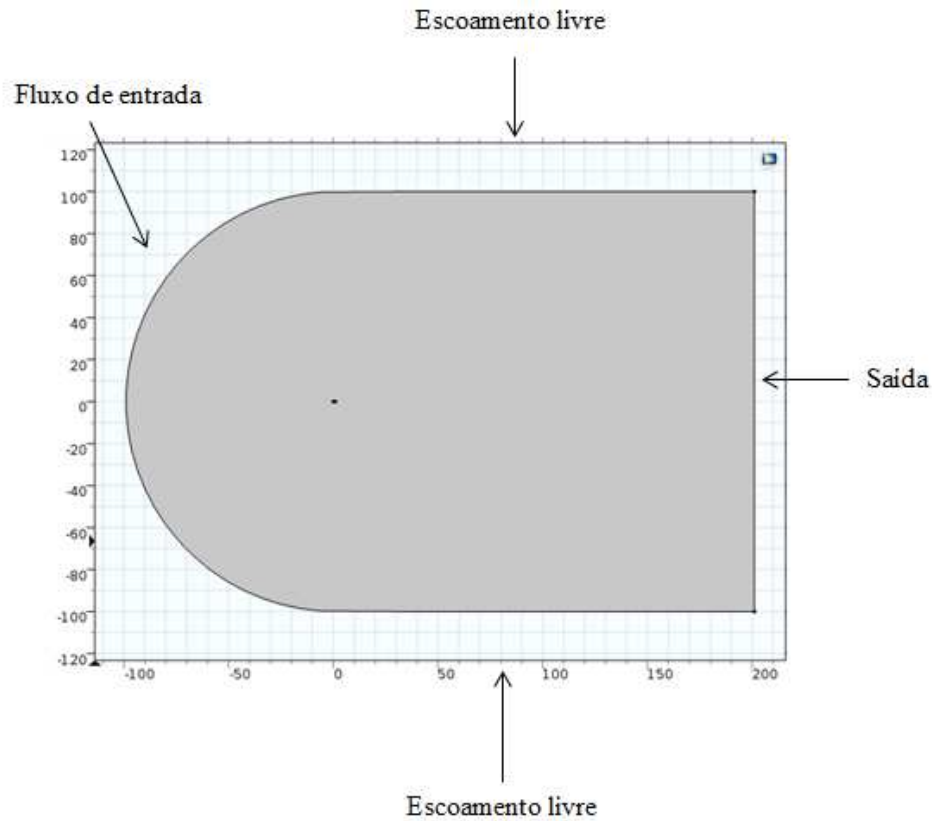
Quanto à física do problema, as seguintes considerações foram feitas:

- a) Escoamento externo;
- b) Escoamento laminar no domínio avaliado;
- c) Fluido viscoso;
- d) Equações de Navier-Stokes em duas dimensões representando o movimento do fluido;
- e) O fluido considerado foi o ar atmosférico com suas propriedades básicas (massa específica, viscosidade dinâmica, capacidade calorífica à pressão constante, condutividade elétrica, condutividade térmica).

Como condições de contorno, abordado na Figura 8, foram impostos fluxo de entrada (ar) velocidade de 51 m/s, escoamento livre (região superior e inferior do domínio) e fluxo de saída (em uma condição de Newman). Na superfície do aerofólio especificou-se funções de parede (condição de aderência do fluido). A pressão utilizada foi a de 1 atm ( $1 \times 10^5$  Pa).

Figura 8 – Condições de contorno





Fonte: Elaborado pelos autores

## 5.2 Solução numérica (Processamento)

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.

Estabeleceu-se como critério de parada do processo iterativo o valor de  $1 \times 10^{-4}$  para o erro ou resíduo. Verificou-se para o perfil de asa estudado quantas iterações foram necessárias para que o sistema de equações algébricas, aproximadas da solução verdadeira das equações diferenciais parciais, apresentasse valores consistentes e estáveis (convergência = consistência + estabilidade). Visualizou-se o crescimento e decaimento dos erros durante o cálculo numérico (processamento).

## 5.3 Pós-processamento

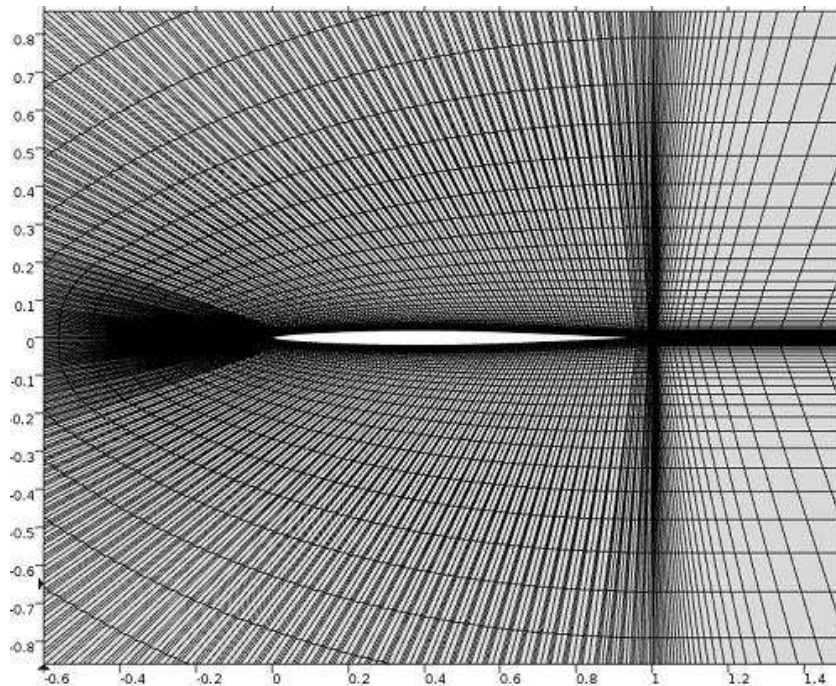
Obteve-se os gráficos correspondentes à distribuição de velocidade e pressão, onde fez-se as devidas interpretações, investigando o comportamento aerodinâmico bem como os pontos críticos de tais parâmetros.

## 6. Resultados

## 6.1 Malha obtida

Para o modelo NACA 64A004.29, gerou-se uma malha quadrangular estruturada adaptativa, com maior refinamento na fronteira de tal seção de asa. Gerou-se um total de 60200 elementos no domínio estudado, com crescimento dos elementos desde a superfície do perfil até a fronteira do domínio. As regiões de maior curvatura apresentaram elementos com menor tamanho a fim de proporcionar maior precisão na solução numérica (Figura 9).

Figura 9 – Malha gerada para o modelo NACA 64A004.29

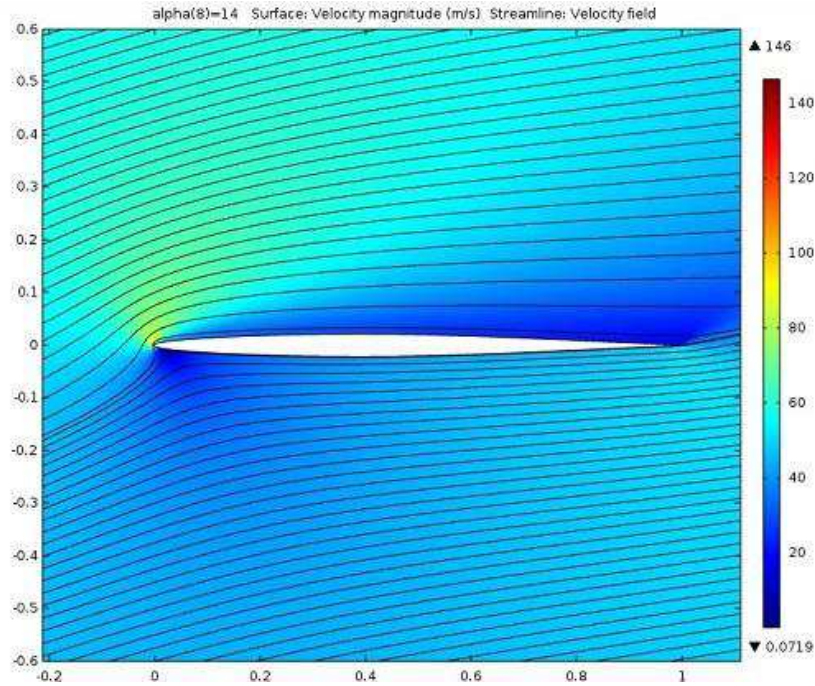


Fonte: Elaborado pelos autores

## 6.2 Campo de velocidade

Obteve-se o campo de velocidade com valor máximo de 146 m/s (525.6 km/h) na região do extradorso, próximo ao bordo de ataque de tal modelo NACA. Obteve-se campo de velocidade para os respectivos ângulos de ataque 0, 2, 4, 6, 8, 10, 12 e 14 graus. A Figura 10 exibe as linhas de escoamento ao redor do modelo de aerofólio, para ângulo de ataque sendo 14°.

Figura 10 – Campo de velocidade do NACA 64A004.29 ( $\alpha = 14^\circ$ )



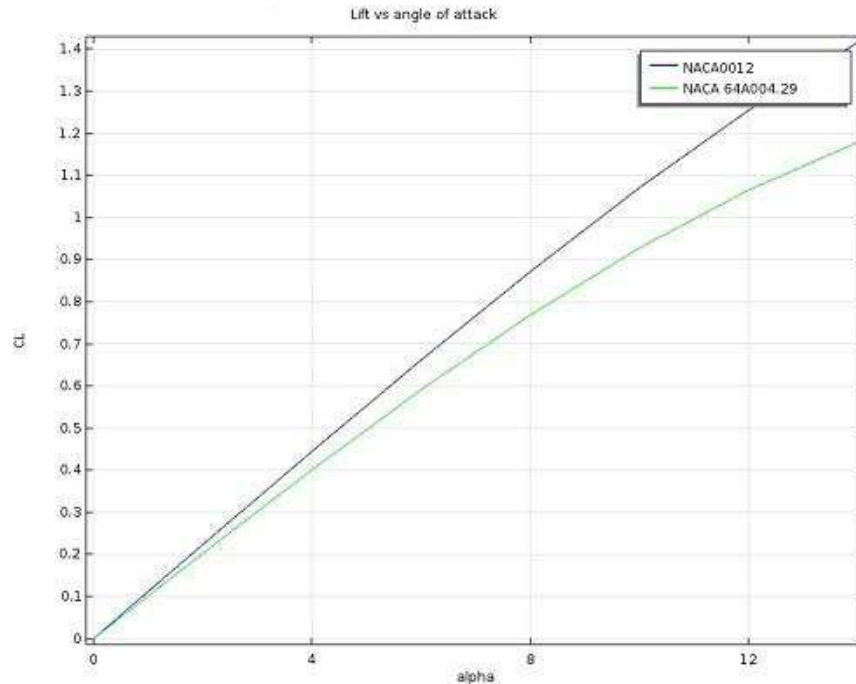
Fonte: Elaborado pelos autores

Observou-se campo de velocidade de maior módulo na região superior ao bordo de ataque. Velocidade de menor módulo esteve presente na região inferior do bordo de ataque e na superfície superior da seção de asa (extradorso), devido à inclinação desse dispositivo.

### 6.3 Coeficiente de sustentação

Fez-se um comparativo entre os coeficientes de sustentação dos modelos NACA 0012 e 64A004.29 (Figura 11). O coeficiente de sustentação do NACA 0012 foi obtido em investigações anteriores a esse trabalho pelos autores do mesmo.

Figura 11 – Coeficiente de sustentação de dois perfis de asa



Fonte: Elaborado pelos autores

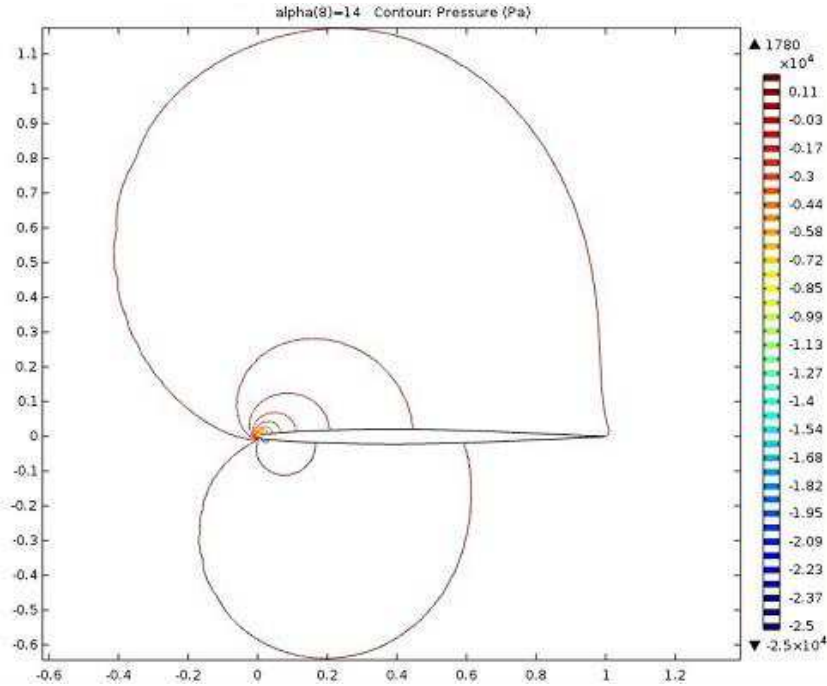
Conforme Homa (2010), o coeficiente de sustentação é um valor numérico que representa a capacidade do aerofólio produzir sustentação, dependendo do formato do aerofólio e do ângulo de ataque. Notou-se uma menor magnitude de tal parâmetro para NACA 64A004.29, pois este possui menor área e é menos curvo, quando comparado ao NACA 0012, devendo-se observar que os mesmos ângulos de ataque, de forma sequencial, foram adotados para ambos os perfis de asa.

A partir desses resultados numéricos, percebeu-se que o coeficiente de sustentação máximo do NACA 64A004.29 é menor que o do NACA 0012.

#### 6.4 Distribuição de pressão

A zona de pressão com menor magnitude, em módulo, encontrou-se nas proximidades do bordo de ataque, no extradorso do perfil (Figura 12). Devido à inclinação da asa, a extremidade frontal superior de tal dispositivo está sujeito a menor porção de moléculas de ar interagindo, conseqüentemente menor matéria nesse local e, assim, correspondendo a uma menor pressão imposta na superfície.

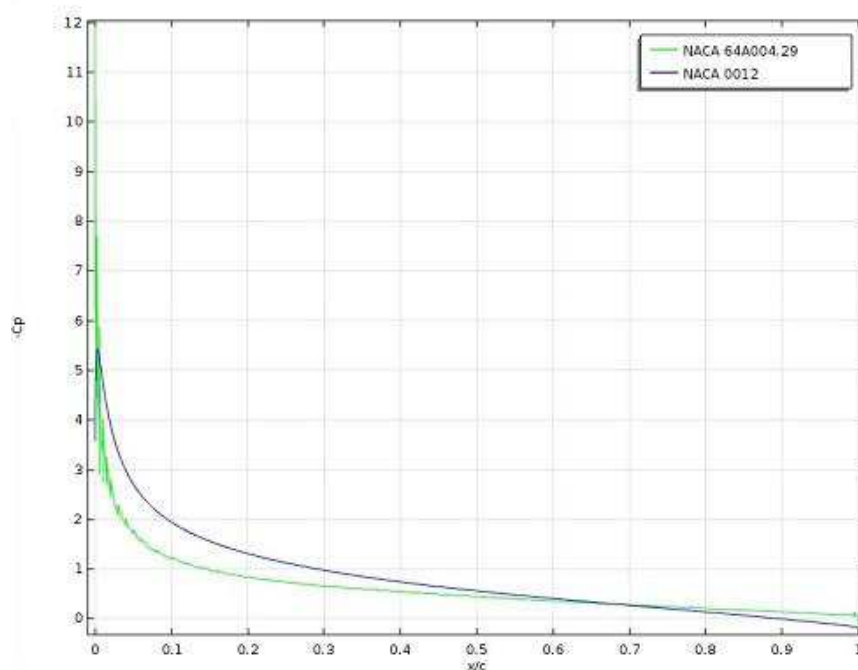
Figura 12 – Contorno de pressão do NACA 64A004.29 ( $\alpha = 14^\circ$ )



Fonte: Elaborado pelos autores

Comparou-se o coeficiente de pressão ao longo do extradorso, novamente para o NACA 64A004.29 e NACA 0012 (o coeficiente deste obtido em análises pretéritas pelos mesmos autores desse trabalho), avaliando para ângulo de ataque igual a  $10^\circ$ . Verificou-se que o NACA 64A004.29 apresentou maior pico com valor numérico de aproximadamente 12, considerando o termo o coeficiente de pressão adimensional  $-C_p$ , conforme Figura 13.

Figura 13 – Coeficiente de pressão no extradorso para os dois modelos ( $\alpha = 10^\circ$ )





Fonte: Elaborado pelos autores

Observou-se que o perfil do NACA 64A004.29 (linha contínua verde da Figura 13) apresentou pressão relativa máxima (coeficiente de pressão) na posição inicial da superfície. Posteriormente, houve um decréscimo mais acentuado, em relação ao NACA 0012, e o valor do coeficiente de pressão continuou inferior até a posição  $0.6 < x/c < 0.7$ , quando o NACA 64A004.29 passou a apresentar maiores valores numéricos próximo ao bordo de fuga.

## 7. Conclusões

Fez-se nesse artigo uma simulação de fluxo de fluido sobre modelo NACA 64A004.29, avaliando o comportamento aerodinâmico do ar atmosférico ao redor de tal perfil de asa. Empregou-se malha quadrangular estruturada ajustada ao domínio adotado, com maior refinamento nas fronteiras do mesmo dispositivo. As equações governantes que representaram o movimento do fluido foram as de Navier-Stokes.

Obteve-se as distribuições de velocidade para diferentes ângulos de ataque, fazendo-se um detalhamento para o ângulo de  $14^\circ$ . Encontrou-se a distribuição de pressão, também para diferentes ângulos, avaliando particularmente aquele de  $14^\circ$ . Um comparativo relativo ao coeficiente de sustentação foi avaliado, entre o NACA 64A004.29 e o NACA 0012, verificando menor sustentação máxima para o primeiro modelo já que esse possui menor área e menor curvatura na superfície (extradorso e intradorso) do perfil. Analisou-se o coeficiente de pressão (para  $\alpha = 10^\circ$ ) entre os mesmos modelos, identificando maior valor numérico para o NACA 64A004.29.

Uma análise numérica tridimensional tende a ser realizada, como trabalho futuro, com a asa de aeronave baseada no modelo NACA estudado, de modo a permitir uma investigação mais realística.

Os resultados desse trabalho fazem parte de um projeto de pesquisa que gerou depósito de patente sob o título “Aerofólio maximizador de força de sustentação por incorporação de camada superficial porosa”, com pedido de código “BR 10 2015 026140-3”, autoria de Flávio Pietrobon Costa e Luiz Justino da Silva Junior.

## REFERÊNCIAS

- ABBOTT, Ira H.; VON DOENHOFF, Albert E. **Theory of Wing Sections: Including a Summary of Airfoil Data**. New York: Dover Publications, Inc., 1949.
- ANDERSON JUNIOR, John D. **Fundamentals of Aerodynamics**. 3. ed. McGraw-Hill, 2001.
- BATHE, Klaus-Jürgen. **Finite Element Procedures**. New Jersey: Prentice Hall, 1996.
- DE BORTOLI, Álvaro Luiz. L. Multigrid based aerodynamical simulations for the NACA 0012 airfoil. **Applied**

**Numerical Mathematics**, v. 40, p. 337-349, 2002.

FIDKOWSKI, KRZYSZTOF J.; DARMOFAL, David L. A triangular cut-cell adaptive method for high-order discretizations of the compressible Navier-Stokes equations. **Journal of Computational Physics**, v. 225, p. 1653-1672, 2007.

FISH, Jacob; BELYTSCHKO, Ted. **Um Primeiro Curso em Elementos Finitos**. Rio de Janeiro: LTC, 2009.

HOFFMAN, Joe D. **Numerical Methods for Engineers and Scientists**. 2. ed. New York: McGraw-Hill, 1992.

HOMA, Jorge. **Aerodinâmica e Teoria de Voo: Noções Básicas**. 28. ed. São Paulo: ASA, 2010.

REDDY, Junutula N. **An Introduction to the Finite Element Method**. 3 ed. New York: McGraw-Hill, 2006.

SORIANO, Humberto Lima. **Método de Elementos Finitos em Análise de Estruturas**. São Paulo: Editora da Universidade de São Paulo, 2003.

WELTY, James R. et al. **Fundamentals of Momentum, Heat, and Mass Transfer**. 5. ed. USA: John Wiley & Sons Inc., 2007.