

# Análise numérica de escoamento sobre perfil de asa: estudo de modelo NACA 64A004.29<sup>1</sup>

## RESUMO

**Luiz Justino da Silva Junior**  
[luiz.silva@ufob.edu.br](mailto:luiz.silva@ufob.edu.br)  
Universidade Federal do Oeste da Bahia,  
Centro Multidisciplinar de Bom Jesus da  
Lapa, Bahia, Brasil.

**Flávio Pietrobon Costa**  
[pietrobon\\_costa@yahoo.com.br](mailto:pietrobon_costa@yahoo.com.br)  
Universidade Estadual de Santa Cruz,  
Ilhéus, Bahia, Brasil.

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 ajustados, de modo a otimizar grandezas físicas associadas com a sustentação, arrasto e estabilidade de voos. Este artigo tem como proposta analisar, numericamente, o escoamento supersônico sobre aerofólio NACA 64A004.29. *Navier-Stokes* e modelo de turbulência de duas equações foram adotadas como equações governantes do problema. Malha triangular adaptativa foi empregada para prover consistência na convergência durante o processamento dos dados. As distribuições de velocidade e pressão foram encontradas, no extradorso e intradorso do modelo, para ângulo de ataque igual a 6 graus.

**PALAVRAS-CHAVE:** NACA 64A004.29; Distribuição de velocidade; Distribuição de pressão.

<sup>1</sup> Trabalho revisado, originalmente apresentado no V Congresso Brasileiro de Engenharia de Produção sob o título "Escoamento supersônico sobre seção de asa: Análise de modelo NACA 64A004.29" – Ponta Grossa, PR, 2015.

---

## INTRODUÇÃO

As asas de aeronaves são inicialmente tratadas a partir de análises numéricas, com uma abordagem bidimensional ou tridimensional. Para se avaliar tais geometrias aerodinâmicas em duas dimensões, utiliza-se de formatos que representam a seção de determinada asa, chamadas de perfil de asa ou aerofólio. Para o estudo do comportamento aerodinâmico, tanto de aeronaves subsônicas quanto supersônicas, são utilizados modelos convencionais ou padronizados de aerofólios conhecidos como modelos NACA (*National Advisory Committee for Aeronautics*), sendo esta entidade a precursora da NASA (*National Aeronautics and Space Administration*).

Para a análise de escoamento em aerofólio, são empregados softwares com códigos (sob a forma de equações diferenciais) que descrevem as leis de conservação de massa, energia e quantidade de movimento, utilizando de métodos aproximados para a solução do comportamento aerodinâmico em estudo.

De acordo com Hebert-Acero *et al* (2015), é geralmente reconhecido que não há método/modelo universal que descreva a completa característica de um escoamento de fluido e suas interações com objetos, com razoável precisão enquanto empregando uma quantidade razoável de recursos computacionais. Conforme o mesmo autor, esse problema de modelagem se torna mais complexo quanto mais fenômenos físicos são considerados (como por exemplo, se turbulento, se compressível, se escoamento multifásico é considerado, entre outras condições). Assim, dependendo das condições de estudo do caso e as hipóteses levantadas, diferentes aproximações baseada em CFD (Dinâmica de Fluidos Computacional) com diferentes níveis de sofisticação podem ser empregadas.

Segundo De Bortoli (2002), a rápida revolução da dinâmica de fluidos computacional (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. Patil *et al.* (2013) afirmam que a CFD tem evoluído como um potencial instrumento de projeto de engenharia para ambos escoamentos interno e externo em configuração no formato arbitrário e complexo.

Este trabalho tem como objetivo analisar, numericamente, o escoamento do ar atmosférico sobre aerofólio NACA 64A004.29, em regime supersônico, utilizando o modelo de turbulência  $k-\epsilon$ , buscando-se investigar a distribuição de velocidade e pressão ao redor de tal dispositivo.

## ESCOAMENTO COMPRESSÍVEL

De acordo com Anderson Junior (2001), um fluido é assumido compressível quando o número de *Mach* ( $M$ ) é maior que 0.3.

Nesse caso, é necessário considerar a variação da massa específica, pressão e temperatura em função da razão dos calores específicos ( $\gamma$ ). As equações envolvidas nessa condição de escoamento são:

$$M = \frac{u}{a} \quad (1)$$

$$a = \sqrt{\gamma RT} \quad (2)$$

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \quad (3)$$

$$\frac{p_0}{p} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (4)$$

$$\frac{\rho_0}{\rho} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{1/(\gamma-1)} \quad (5)$$

Onde  $u$  é a velocidade do objeto,  $a$  é a velocidade do som,  $R$  a constante dos gases,  $T$  a temperatura,  $p$  a pressão e  $\rho$  a massa específica.

## EQUAÇÕES GOVERNANTES

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

## EQUAÇÕES 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:

$$\rho \frac{D\vec{U}}{Dt} = \rho \vec{f} - \nabla p + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right] \quad (6)$$

onde  $\rho$  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,  $\mu$  a viscosidade dinâmica e  $\delta_{ij}$  é função de Kronecker. Para um sistema de coordenadas cartesianas bidimensional, a Eq. (6) é decomposta em duas equações:

$$\rho \frac{Du}{Dt} = \rho f_x - \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left[ \frac{2}{3} \mu \left( 2 \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{\partial v}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[ \mu \left( \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \right] \quad (7)$$

$$\rho \frac{Dv}{Dt} = \rho f_y - \frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial x} \left[ \mu \left( \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[ \frac{2}{3} \mu \left( 2 \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{\partial u}{\partial x} \right) \right] \quad (8)$$

### 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, para  $i, j = 1, 2, 3$ , em notação de tensor cartesiano como:

$$k = \frac{1}{2} u'_i u'_i \quad (9)$$

$$\varepsilon = \nu_T \overline{\left( \frac{\partial u'_i}{\partial x_j} \right) \left( \frac{\partial u'_i}{\partial x_j} \right)} \quad (10)$$

O termo  $u'$  representa flutuação de turbulência e a barra sobre as derivadas parciais da Eq. (10) representa a média da quantidade.

$$\mu_T = (C_u \rho k^2) / \varepsilon \quad (11)$$

Sendo  $C_u$  uma constante e viscosidade cinemática denotada por  $\nu_T = \mu_T / \rho$ . As equações de transporte que são requeridas para o modelo padrão k-ε são (TU; YEOH; LIU, 2013):

$$\frac{\partial k}{\partial t} + u \frac{\partial k}{\partial x} + v \frac{\partial k}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial x} \left( \frac{\nu_T}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left( \frac{\nu_T}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial y} \right) + P - D \quad (12)$$

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial t} + u \frac{\partial \varepsilon}{\partial x} + v \frac{\partial \varepsilon}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial x} \left( \frac{\nu_T}{\sigma_\varepsilon} \frac{\partial k}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left( \frac{\nu_T}{\sigma_\varepsilon} \frac{\partial k}{\partial y} \right) + \frac{\varepsilon}{k} (C_{\varepsilon 1} P - C_{\varepsilon 2} D) \quad (13)$$

Onde:

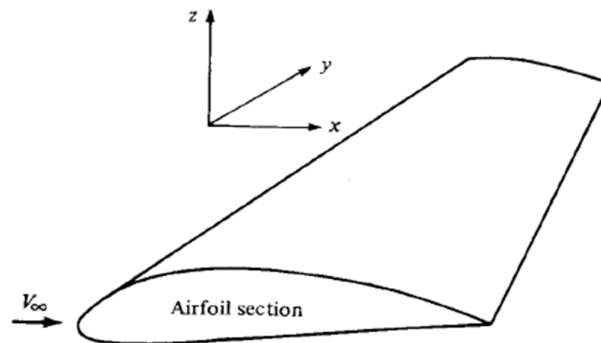
$$P = 2\nu_T \left[ \left( \frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + \left( \frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 \right] + \nu_T \left( \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 \quad (14)$$

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

## 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, conforme mostra a **Figura 2**, os seguintes :

- a) Bordo de ataque – é a extremidade dianteira do perfil;
- b) Bordo de fuga – é a extremidade traseira do perfil;
- c) Extradorso – é a superfície ou linha superior do perfil;
- d) Intradorso – é a superfície ou linha inferior do perfil;
- e) Corda – é a linha reta que liga o bordo de ataque ao de fuga;

f) 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).

## FORÇAS AERODINÂMICAS

A Resultante Aerodinâmica é decomposta em duas forças: sustentação e arrasto. A força (L) de sustentação é a componente da resultante aerodinâmica perpendicular à direção do vento relativo, sendo uma força útil ao aerofólio.

A força (D) de arrasto 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:

$$L = \frac{1}{2} \rho_{\infty} C_L S v_{\infty}^2 \quad (15)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho_{\infty} C_D S v_{\infty}^2 \quad (16)$$

Sendo  $\rho$  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 aerofólio, a linha de corda forma um ângulo  $\alpha$  com a direção do vento relativo. Esse ângulo é denominado ângulo de ataque.

## METODOLOGIA

### *SOFTWARE COMSOL MULTIPHISICS*

O COMSOL é uma importante ferramenta computacional para modelar e simular diversos fenômenos não só no campo de engenharia como nas demais ciências. Este software foi de fundamental importância para avaliar o perfil de

asa em estudo, disponibilizando de recursos para a manipulação das equações diferenciais envolvidas no problema e alteração das malhas de elementos finitos inseridas no domínio discretizado, a fim de se obter eficiência na geração dos resultados.

De acordo com o Grupo COMSOL, O *CFD Module* é uma plataforma do COMSOL para simular dispositivos e sistemas que envolvem modelos de escoamentos sofisticados. Esta plataforma oferece interfaces prontas e configuradas para receberem entradas de modelo pela interface gráfica do usuário (GUI) e para usarem essas entradas para formularem equações do modelo. A GUI do *CFD Module* garante acesso a todas as etapas no processo de modelagem, como seguem:

- a) Selecionar a descrição adequada do escoamento;
- b) Criar ou importar a geometria do modelo;
- c) Definir as propriedades do fluido;
- d) Adicionar termos de fonte ou sorvedouros ou editar as equações fundamentais do modelo de fluido, se necessário;
- e) Selecionar elementos de malha e dos polinômios de interpolação das funções do problema, e controlar a densidade da malha em diferentes posições;
- f) Selecionar métodos de resolução e ajustá-los, se necessário.

O método de análise adotado, com o uso desse programa, consta das seguintes fases: pré-processamento, solução numérica e pós-processamento.

### SETUP COMPUTACIONAL

As simulações foram realizadas em um computador com sistema operacional *Windows* de 64 bits, processador *Intel Core i5* de 3.30 GHz e memória RAM de 8 GB.

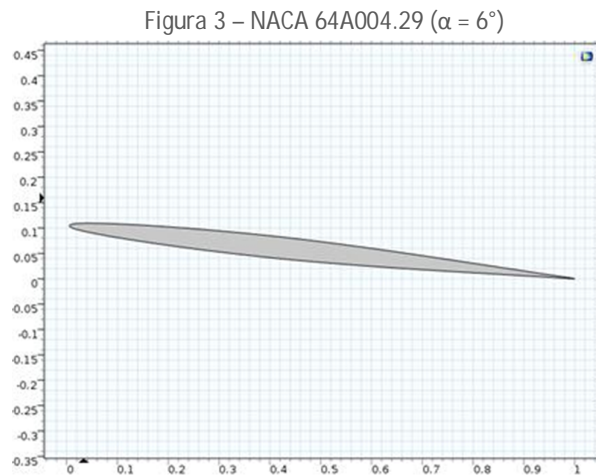
### FASE 1 : PRÉ-PROCESSAMENTO

Para a construção dos aerofólios, utilizou-se de um conjunto de 128 pontos referentes às coordenadas cartesianas do NACA 64A004.29, a partir de um banco de dados contendo modelos de seções de asa.

O conjunto de pontos ou coordenadas espaciais em duas dimensões de cada seção de asa foi inicialmente trabalhado em formato ".DAT".

Ocorreu posterior conversão em formato “.DXF” (uso do *software Aeroplott*), sendo o último o formato aceito pelo *software COMSOL Multiphysics*. A geometria de tal modelo é representada na **Figura 3**.

Para o escoamento em regime supersônico, utilizou-se aerofólio com ângulo de ataque ( $\alpha$ ) igual a 6 graus, incorporado no centro de um domínio no formato quadrático de 200 m de comprimento. Considerou-se a geometria quadrática como sendo o ar em escoamento e a seção de asa fixa. Convencionou-se o movimento relativo entre o aerofólio e o fluido em escoamento.



Fonte: Próprios autores.

Empregou-se uma malha triangular, adaptativa e não estruturada, com distribuição nas proximidades do perfil de asa, visando maior precisão nos resultados gerados. Quanto à física do problema foram feitas as seguintes convenções:

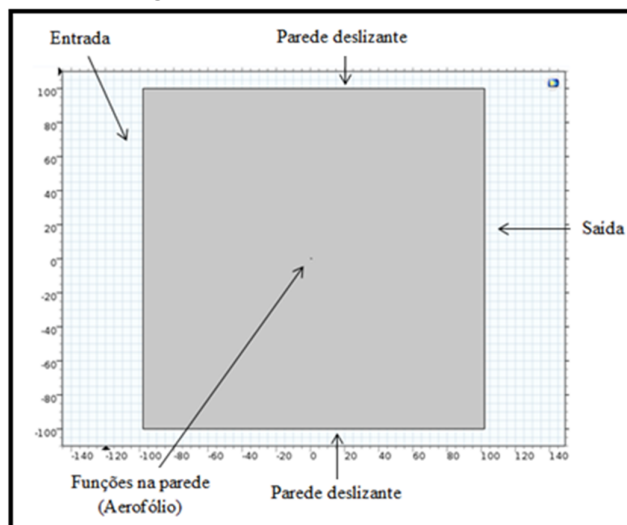
- a) Escoamento externo (sobre aerofólio);
- b) Fluido compressível ( $M > 0.3$ );
- c) Fluido viscoso;
- d) Equações de *Navier-Stokes* em duas dimensões representando o movimento do fluido;
- e) Modelo de turbulência  $k-\varepsilon$  para o movimento aleatório em regiões presentes nas redondezas do aerofólio;
- f) O fluido considerado foi o ar atmosférico com suas propriedades básicas (massa específica, viscosidade dinâmica).

Como condições de contorno, visualizadas na **Figura 4**, adotou-se os seguintes valores numéricos e restrições:



- a) Entrada com escoamento supersônico ( $M > 1$ );
- b) *Mach* de entrada ( $M$ ) = 1.3;
- c)  $\rho_0 = 1.2043 \text{ kg/m}^3$
- d) Viscosidade dinâmica ( $\mu$ ) =  $1.7894 \times 10^{-5} \text{ Pa}\cdot\text{s}$ ;
- e) Pressão de entrada = 1.4 atm;
- f)  $R = 287 \text{ J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$ ;
- g) Temperatura de entrada ( $T$ ) = 293.15 K;
- h) *Gama* ( $\gamma$ ) = 1.4;
- i) Velocidade de entrada =  $M\sqrt{\gamma RT}$ ;
- j) Paredes deslizantes com velocidade tangencial igual à velocidade de entrada;
- k) Saída com escoamento supersônico.

Figura 4 – Condições de contorno



Fonte: Elaborado pelos autores

## FASE 2 : SOLUÇÃO NUMÉRICA

A solução numérica foi obtida a partir do processamento de dados do código computacional, pelo método dos elementos finitos, implementado no software *COMSOL Multiphysics*. Empregou-se tolerância de  $10^{-4}$  para processamento numérico dos dados.

Utilizou-se o número de *Courant-Friedrichs-Lewy* com falso passo de tempo para essa análise. Precisou-se, também, utilizar o termo de difusão para fornecer consistência à estabilização. Dessa forma, utilizou-se termo de difusão para equações de *Navier-Stokes* e de turbulência iguais a, respectivamente, 0.5 e 0.8.

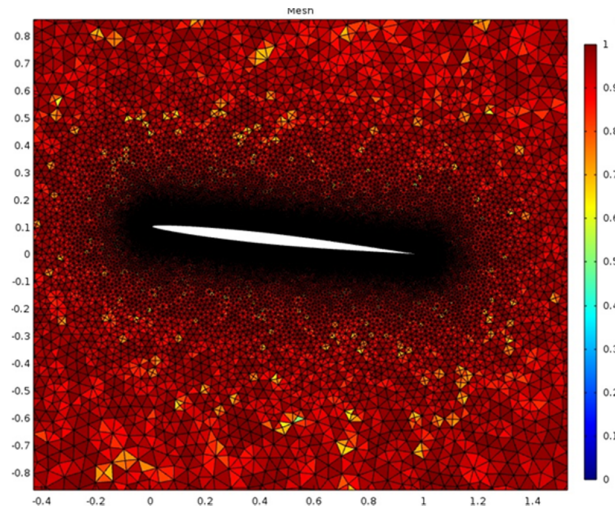
### FASE 3: PÓS-PROCESSAMENTO

Após a fase de processamento e verificação da convergência do método numérico ocorreu a interpretação dos resultados gerados.

### MALHA GERADA

Para a simulação do escoamento em regime supersônico, utilizou-se de malha tridimensional (não estruturada) adaptativa com distribuição da mesma na superfície da asa, de forma a proporcionar maior precisão das variáveis de interesse em torno do aerofólio. Obteve-se número de elementos de domínio igual a 180372.

Figura 5 – Malha triangular não estruturada



Fonte: autores.

Avaliou-se a qualidade da malha obtida durante sua construção. Empregou-se um índice, variando de 0 a 1, para verificar o grau de adequação da malha ao modelo estudado que, de fato, influi na convergência do método numérico. Com a visualização da **Figura 5**, percebeu-se a predominância de

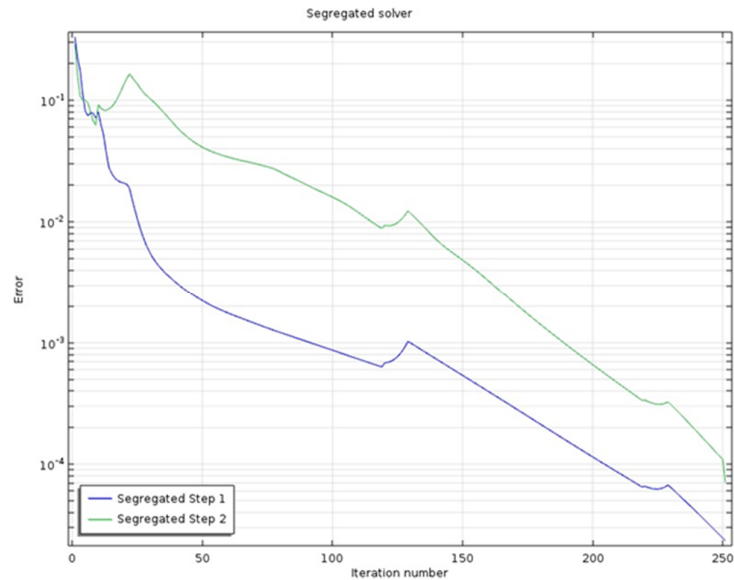
malhas de alto nível de qualidade sendo, portanto, viáveis ao processamento dos dados.

### CONVERGÊNCIA DO MÉTODO

Na Figura 6, estão presente as curvas "Segregated Step 1" e "Segregated Step 2". A primeira representa o comportamento do processamento para as variáveis de campo de velocidade e pressão. Já o segundo representa a variação da energia cinética turbulenta e da taxa de dissipação.

Notou-se que a curva azul convergiu mais rapidamente que a curva verde com número de iteração próximo de 250.

Figura 6 – Convergência da solução numérica



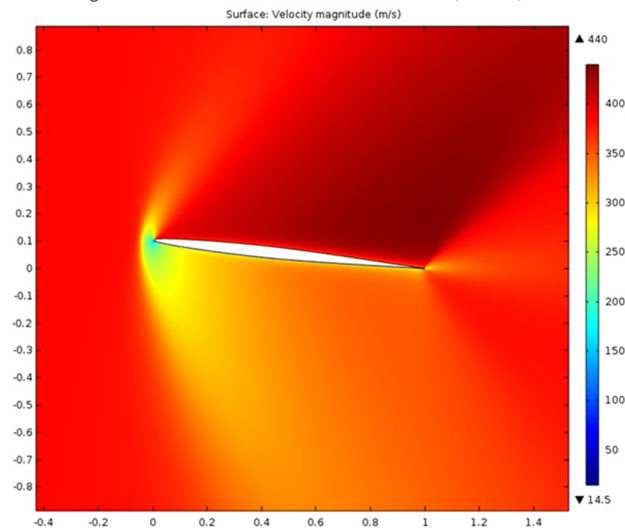
Fonte: Próprios autores.

### DISTRIBUIÇÃO DE VELOCIDADE

Verificou-se, conforme **Figura 7**, ondas de choque no bordo de ataque e bordo de fuga do aerofólio.

A velocidade mínima (14.5 m/s) esteve presente na parte frontal do aerofólio, enquanto a máxima encontrada (440 m/s) localizou-se próximo à superfície superior do mesmo.

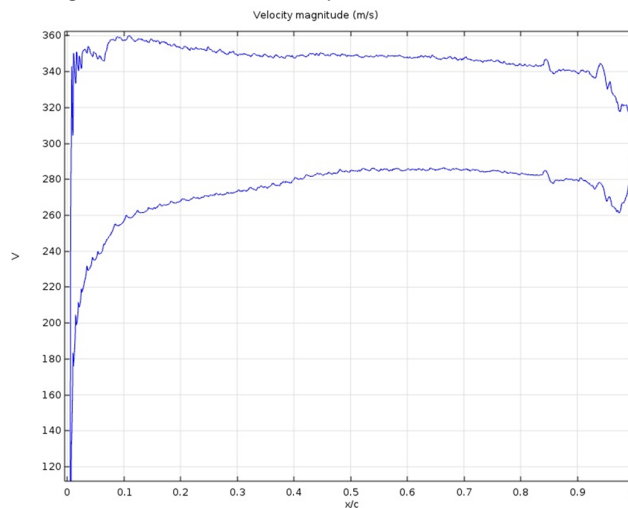
Figura 7 – Distribuição de velocidade ( $\alpha = 6^\circ$ )



Fonte: Próprios autores.

A partir da **Figura 8**, avaliou-se a variação da velocidade no extradorso e no intradorso do aerofólio.

Figura 8 – Velocidade na superfície do NACA 64A004.29



Fonte: autores

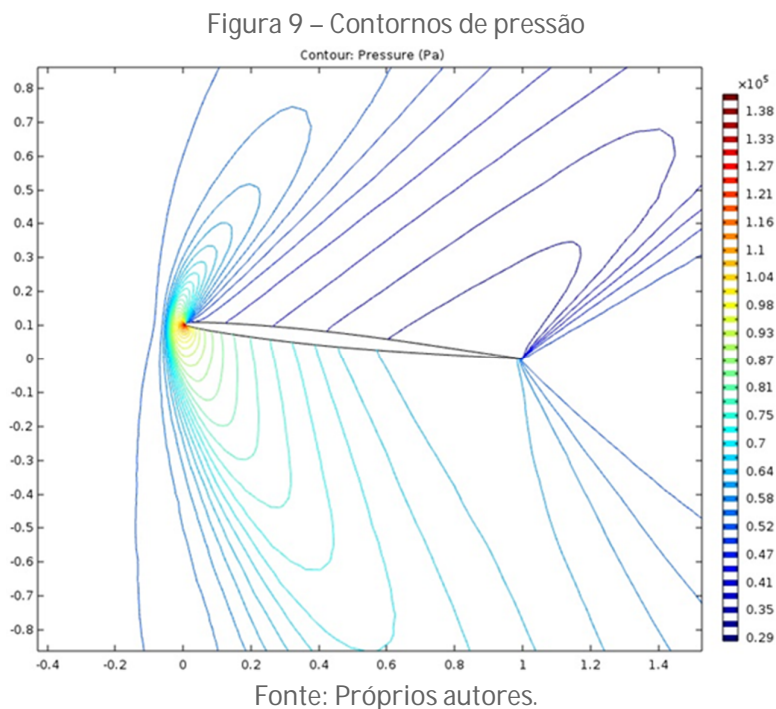
Para o extradorso (curva azul superior da Figura 8), observou-se, inicialmente, um aumento acentuado da velocidade, indo de 14,5 m/s (próximo ao bordo de ataque) a um valor numérico superior a 340 m/s ( $x/c < 0,1$ ).

Na superfície superior do perfil, houve uma manutenção de velocidade entre 340 e 360 m/s, não havendo uma variação brusca dessa variável. Porém, no bordo de fuga, a velocidade reduziu-se drasticamente para 260 m/s.

No intradorso (curva azul inferior da Figura 8), conferiu-se um aumento gradual da velocidade para  $x/c < 0.1$ . Posteriormente, se constatou oscilação da mesma entre 260 e 280 m/s para  $0 < x/c < 0.9$ .

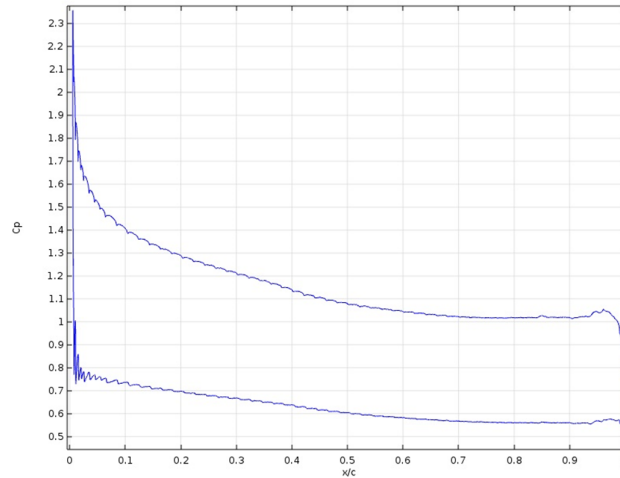
## DISTRIBUIÇÃO DE PRESSÃO

Quanto aos contornos de pressão, **Figura 9**, reparou-se maior magnitude no bordo de ataque, pois é a região de choque entre as moléculas de ar e o aerofólio.



A partir dos contornos, percebeu-se uma zona de maior pressão abaixo do intradorso e menor pressão acima do extradorso (promovendo a sustentação na seção da asa).

Figura 10 – Coeficiente de pressão na superfície do aerofólio



Fonte: autores.

Avaliando o coeficiente de pressão na superfície do perfil, **Figura 10**, constatou-se maior pressão relativa no bordo de ataque, com decréscimo pouco acentuado para as duas superfícies, extradorso (curva azul inferior) e intradorso (curva azul superior).

## CONCLUSÕES

Apresentou-se, neste artigo, a simulação de escoamento supersônico sobre aerofólio NACA 64A004.29, procurando-se investigar o comportamento do fluido ao redor de tal seção de asa. Empregou-se uma adequada malha triangular (não estruturada) no domínio com formato quadrático, com distribuição mais refinada na superfície do dispositivo. As equações governantes presentes foram as de Navier-Stokes e o modelo de turbulência  $k-\epsilon$ . Encontrou-se a distribuição de velocidade e pressão do modelo com ângulo de ataque de 6 graus. Foi possível identificar os valores numéricos que representam a área crítica dessas variáveis. No caso da distribuição de velocidade, houve velocidade máxima (440 m/s) nas proximidades do extradorso e velocidade mínima (14.5 m/s) no bordo de ataque. Constatou-se a variação de velocidade, de forma detalhada, na superfície do perfil. No que diz respeito à pressão, notou-se maior distribuição na região inferior da seção de asa e menor distribuição na região superior. Pretende-se, como trabalho futuro, investigar a transferência de calor, no mesmo regime de escoamento e sob as mesmas condições, levando em conta a lei de Sutherland para a viscosidade dinâmica. Visa-se, também, avaliar o refinamento da malha triangular, verificando de que forma a convergência do método e os resultados numéricos são afetados.

---

# Numerical analysis of flow over wing profile: study of NACA 64A004.29 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 proposes to analyze, numerically, supersonic flow over NACA 64A004.29 airfoil. Navier-Stokes and two equations turbulence model were adopted as governing equations of the problem. Adaptive triangular mesh was employed to provide consistency on the convergence during data processing. The Velocity and pressure distributions are found, on the upper surface and lower surface of the model, for angle of attack equal to 6 degrees.

**KEYWORDS:** NACA 64A004.29; Velocity distribution; Pressure distribution.

# Análisis numérico de flujo sobre perfil de ala: estudio de modelo NACA 64A004.29

## RESUMEN

Modelos de perfil aerodinámico NACA son ampliamente utilizados para el análisis de flujo y el comportamiento aerodinámico de las alas de aviones durante una condición de vuelo dada. El análisis numérico de flujo de fluido en ese dispositivo no sólo reduce los costes de proyecto, así como permite identificar los parámetros que deben ser ajustados apropiadamente a fin de optimizar las cantidades físicas asociadas con la sustentación, arrastre y estabilidad de vuelo. Este artículo tiene como objetivo analizar numéricamente el flujo supersónico sobre plano aerodinámico NACA 64A004.29. Navier-Stokes y modelo de turbulencia de dos ecuaciones fueron adoptadas como las ecuaciones gobernantes del problema. Malla triangular adaptativa fue utilizada para proporcionar consistencia en la convergencia durante el procesamiento de datos. Las distribuciones de velocidad y presión fueron encontradas, en la superficie superior y superficie inferior del modelo, para ángulo de ataque igual a 6 grados.

**PALABRAS CLAVE:** NACA 64A004.29; Distribución de velocidad; Distribución de presión.



## REFERÊNCIAS

ANDERSON JUNIOR, J. D. **Fundamentals of Aerodynamics**. 3. ed. McGraw-Hill, 2001.

COMSOL MULTIPHYSICS. Disponível em: <<https://br.comsol.com/cfd-module>>. Acesso em: 21 ago. 2016.

DE BORTOLI, A. L. Multigrid based aerodynamical simulations for the NACA 0012 airfoil. **Applied Numerical Mathematics**, v. 40, p. 337-349, 2002.

FIDKOWSKI, K. J.; DARMOFAL, D. 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.

HERBERT-ACERO, J. F. *et al.* An Extended Assessment of Fluid Flow Models for the Prediction of Two-Dimensional Steady-State Airfoil Aerodynamic. **Mathematical Problems in Engineering**, v. 2015, p. 1-31. 2015.

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

PATIL, M. G. *et al.* Analysis of Shock over NACA 66-206 at Supersonic Regime. **Advances in Aerospace Science and Applications**, v. 3, n. 2, p. 125-130, 2013.

TU, J.; YEOH, G. H.; LIU, C. **Computational Fluids Dynamics: A Practical Approach**. 2. ed. Elsevier, 2013.

**Recebido:** 19 de junho de 2016.

**Aprovado:** 14 de setembro de 2016.

**Como citar:**

SILVA JR., L.J. e COSTA, F.P. Análise numérica de escoamento sobre perfil de asa: estudo de modelo NACA 64A004.291. *Revista Brasileira de Física Tecnológica Aplicada*, Ponta Grossa, v. 3, n. 2, p. 1-18, nov./dez. 2016.

**Contato:**

Luiz Justino da Silva Junior

[e-mail: luiz.silva@ufob.edu.br](mailto:luiz.silva@ufob.edu.br)

**Direito autoral:** Este artigo está licenciado sob os termos da Licença Creative Commons-Atribuição 4.0 Internacional.

