

## AVALIAÇÃO DE PERFIS AERODINÂMICOS PARA AEROMODELOS UTILIZANDO DINÂMICA DOS FLUIDOS COMPUTACIONAL

Kessio Jhonys Silva, kessiojhonys@unifesspa.edu.br<sup>1</sup>

Caio Vinícios de Araújo, caio.reis@unifesspa.edu.br<sup>1</sup>

Dimitri Oliveira e Silva, dimitri.oliveira@unifesspa.edu.br<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Universidade Federal do Sul e Sudeste do Pará, Pa, CEP 68505-590, Brasil

**Resumo:** O estudo de perfis aerodinâmicos através de simulação computacional se constitui como uma ferramenta essencial na avaliação de características e comportamento aerodinâmico de aerofólios. Através do emprego de métodos computacionais é possível analisar os coeficientes de sustentação, arrasto e momento, essenciais na concepção de um projeto aerodinâmico. Nesse sentido, o presente trabalho utiliza da ferramenta de Fluido Dinâmica Computacional para análise dos Perfis Eppler 423, Sellig 1223 e FX 74-CL5-140 a fim de obter uma boa correlação entre o modelo CFD e o resultado experimental visando selecionar o aerofólio que apresente as melhores características aerodinâmicas, bem como uma boa relação entre os coeficientes de sustentação e de arrasto responsável pela determinação da eficiência aerodinâmica do aerofólio. A fim de validar a simulação foram realizadas comparações dos resultados obtidos com os disponíveis na literatura.

**Palavras-chave:** CFD, aerofólios, coeficiente de sustentação, aerodinâmica

### 1. INTRODUÇÃO

No projeto de aeromodelos para competições, um dos passos fundamentais é a seleção do perfil aerodinâmico que será utilizado na construção da asa da aeronave. Este processo de seleção tem como objetivo definir qual a melhor relação entre os coeficientes de sustentação, arrasto e momento que o perfil pode apresentar quando submetido a diferentes ângulos de ataque. Esses dados são, geralmente, obtidos experimentalmente através de ensaios em túnel de vento. Porém, o aparato experimental necessário para essa atividade nem sempre é acessível e demanda elevado investimento.

Contraopondo-se a isso, o desenvolvimento tecnológico de *hardwares* e *softwares* voltados para simulação computacional em mecânica dos fluidos, denominada como CFD (*Computational Fluid Dynamics*) tem auxiliado engenheiros e pesquisadores na obtenção de resultados com certo grau de precisão se comparados aos resultados experimentais, além de baixo custo de setup e menor tempo. A técnica é muito poderosa e abrange uma ampla gama de áreas de aplicação industrial e não industrial, tais como: aerodinâmica de aeronaves e veículos, hidrodinâmica de embarcações, turbomáquinas (Malalasekera, 1995).

Para este estudo foram selecionados, inicialmente, os perfis aerodinâmicos de elevada sustentação EPPLER 423, SELLIG 1223 e FX 74-CL5-140 (UIUC, Airfoil) Fig. 1, que foram simulados para obtenção dos coeficientes de sustentação, arrasto e momento para posteriormente serem comparados aos resultados disponíveis na literatura, visando estabelecer um modelo CFD eficiente, bem como uma metodologia de avaliação do perfil aerodinâmico para uma futura seleção.

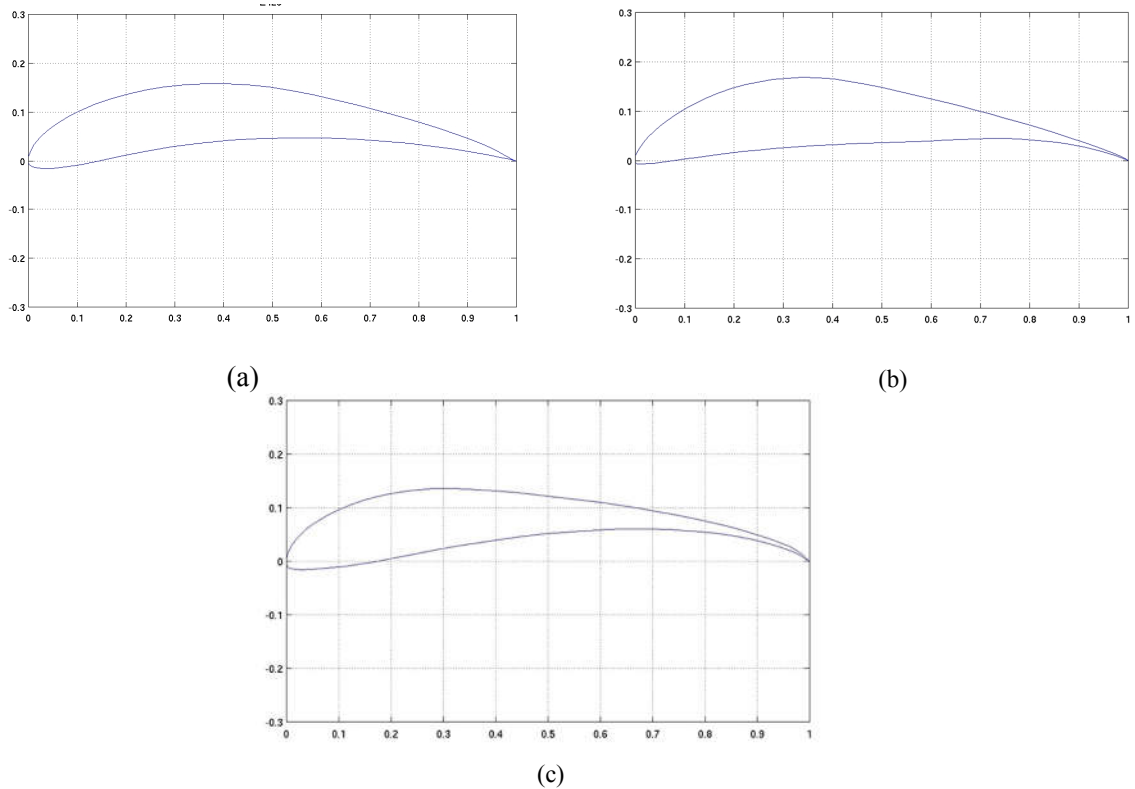


Figura 1. (a) Perfil Eppler E423; (b) Perfil Worthmann FX 74-CL5-140; (c) Perfil SELLIG S1223.

## 2. PROCEDIMENTO COMPUTACIONAL

As coordenadas dos perfis utilizados no estudo foram obtidas no site Airfoil Tools e gerados utilizando a ferramenta do Design Modeler, malha criada no Mesh, setup e simulações realizadas no FLUENT, todos inseridos na plataforma Workbench do Ansys 18.0 licença estudantil.

### 2.1. Domínio Geométrico

Para criação da geometria foram utilizados perfis parametrizados, todos de corda igual a um metro, o domínio selecionado para o estudo apresenta uma configuração em “C”, frequentemente utilizado em estudos CFD, com raio e comprimento à jusante do aerofólio igual a 12,5 metros.

### 2.2. Malha

A malha foi criada subdividindo o domínio em quatro seções, para melhorar a estruturação da mesma e facilitar um posterior refinamento. Para a primeira estimativa, foi utilizada uma malha estruturada, com aproximadamente 15000 elementos, apresentado um tamanho de face mínimo de  $1,76 \times 10^{-2}$  m e 1,76 m para máximo tamanho de face, Fig. 2. Para as estimativas subsequentes, se observou que os resultados convergiram mais eficientemente para a configuração de malha, com tamanho de face como supracitado, mas com a aplicação de apenas um refinamento de nível 3, Fig. 3.

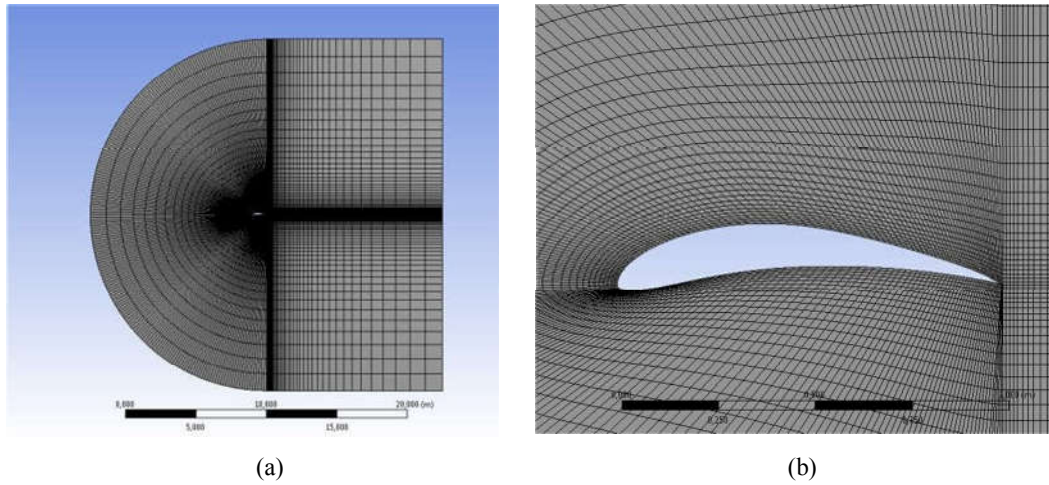


Figura 2. Malha para o Perfil E423: (a) Domínio do estudo; (b) Domínio próximo ao aerofólio.

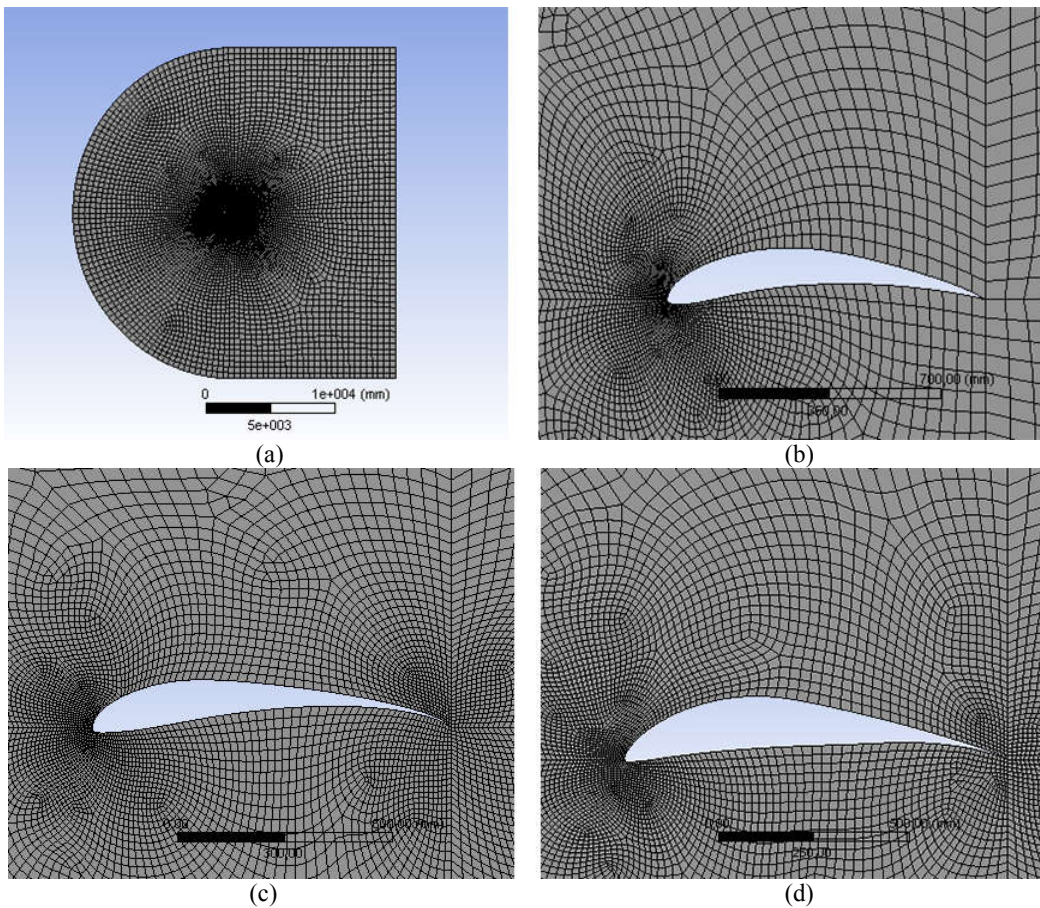


Figura 3. Malha para os três perfis: (a) Domínio do estudo; (b) Domínio próximo ao Perfil E423; (c) Domínio próximo ao Perfil Sellig 1223; (d) Domínio próximo ao Perfil FX74.

### 2.3. Condições de Contorno

As condições de contorno inseridas foram: a velocidade do vento nos eixos X e Y de acordo com o ângulo de ataque selecionado para cada aerofólio. A borda do domínio, à montante do perfil, foi denominada como “inlet”. Na saída do domínio (à jusante do perfil) a condição de “pressure outlet” foi considerada como “default”, com “gauge pressure” nula. A condição de contorno na parede do perfil foi considerada como parede fixa e sem escorregamento (“no slip”), Fig. 4. O fluido utilizado foi o ar na temperatura de 300K, densidade de 1,225 kg/m<sup>3</sup> e viscosidade 1,7894E-5 kg m-ls-1. Na Tabela 1, são apresentados os ângulos adotados para cada perfil, bem como as componentes

das velocidades. As componentes das velocidades foram calculadas a partir do número de Reynolds, obtido na literatura, para cada perfil aerodinâmico e seu respectivo ângulo de ataque. De forma a aproximar as condições para os perfis, foi selecionado o mesmo número de Reynolds (380.000) para todos os perfis.

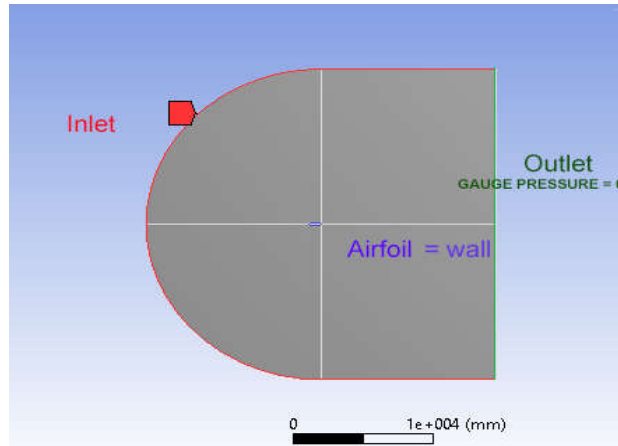


Figura 5. Condições de Contorno

Tabela 1. Ângulos e componentes das velocidades adotados para cada perfil simulado.

|               | Ângulo (°) | Velocidade no eixo x (m/s) | Velocidade no eixo y (m/s) |
|---------------|------------|----------------------------|----------------------------|
| EPPLER 423    | 0          | 5.5508                     | 0                          |
| FX 74 CL5 140 | 1.5        | 5.5489                     | 0.1453                     |
| SELLIG 1223   | 1          | 5.5499                     | 0.0969                     |

### 3. MODELOS MATEMÁTICOS

Os modelos matemáticos são utilizados na engenharia para representar matematicamente os fenômenos físicos que influenciam no comportamento do domínio de estudo. Na dinâmica dos fluidos computacional, assim como em outras áreas da mecânica dos fluidos, a turbulência é um fenômeno que está presente nos escoamentos e influencia drasticamente nos resultados, por apresentar um comportamento caótico, não é possível obter um modelo matemático global para todos os tipos de escoamento. Atualmente, os pacotes computacionais contam com uma variedade de modelos de turbulência que podem ser aplicados de acordo com o estudo a ser realizado, apresentando uma maior ou menor acuracidade para cada caso, assim como um maior ou menor custo computacional.

Este estudo foi realizado utilizando a simulação numérica de escoamentos turbulentos via equações médias de Reynolds (*RANS – Reynolds Averaged Navier-Stokes*), através dos modelos *Spalart-Allmaras* e *k-ε*.

#### 3.1. Modelo Spalart-Allmaras

O modelo de turbulência Spalart-Allmaras envolve apenas uma equação de transporte, é empregado em condições de baixo número de Reynolds, em que não há um elevado refinamento de malha. Por isso, o mesmo proporciona baixo custo computacional. O modelo foi desenvolvido, inicialmente, para aplicações aeroespaciais com fluxos limitados na parede e apresentou um bom comportamento para a camada limite sujeita a gradientes de pressão adversos (Malalasekera, 1995).

Neste modelo, a equação de transporte para  $\tilde{\nu}$  é dada por:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\tilde{\nu}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\tilde{\nu}u_i) = G_{\tilde{\nu}} + \frac{1}{\sigma\tilde{\nu}} \left[ \frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ (\mu + \rho\tilde{\nu}) \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right\} + C_{b2}\rho \left( \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right) \right] - Y_{\tilde{\nu}} + S_{\tilde{\nu}} \quad (1)$$

Onde  $G_{\tilde{\nu}}$  é a produção de viscosidade turbulenta, e  $Y_{\tilde{\nu}}$  é a destruição da viscosidade turbulenta que ocorre na região próxima da parede no qual ocorre bloqueio e amortecimento da viscosidade.  $\sigma\tilde{\nu}$  e  $C_{b2}$  são constantes e  $\nu$  é a viscosidade cinemática molecular, é um termo de origem definido pelo usuário

Para os três perfis aerodinâmicos o método de solução utilizado foi a formulação implícita, fluxo convectivo como “default” *Roe-FDS*. Na discretização espacial foram utilizados os métodos de *Least Square Cell Based* para a avaliação de gradientes, *Second Order Upwind* para escoamento e *First Order Upwind* para turbulência. Para a inicialização da solução foi utilizado o “Standard Initialization”.

### 3.2. Modelo k-ε

Esse é o modelo de turbulência mais popular baseado em duas equações, uma de transporte para a energia cinética de turbulência ( $k$ ) e outra para a taxa de dissipação ( $\varepsilon$ ) (Wilcox, 1993). Dessa forma, se comparado ao Spalart-Allmaras o  $k$ - $\varepsilon$  é mais completo. Porém o mesmo requer maior investimento em termos de recursos computacionais por possuir mais equações a serem resolvidas. Além do modelo padrão, o modelo  $k$ - $\varepsilon$  possui duas variações podendo ser apresentado, portanto, nas formas: *Standard*, *RNG* e *Realizable*. As três são essencialmente semelhantes, haja visto que se baseiam em  $k$  e  $\varepsilon$  (Fluent Theory Guid, 2009). As principais diferenças são:

- O método para o cálculo da viscosidade turbulenta
- O número de Prandtl que governa a difusão turbulenta para  $k$  e  $\varepsilon$
- Os termos de geração e destruição da equação  $\varepsilon$

#### 3.2.1. Standard k-ε

O modelo *Standard*  $k$ - $\varepsilon$  apresenta robustez, economia e uma precisão considerada razoável para uma ampla gama de fluxos turbulentos, é um modelo popular em simulações industriais na área de fluidos e transferência de calor.

As equações do modelo *Standard*  $k$ - $\varepsilon$  são dadas por:

Energia Cinética de Turbulência

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho e - Y_M + S_k \quad (2)$$

Fluxo de Dissipação

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho e) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho e u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_e} \right) \frac{\partial e}{\partial x_j} \right] + C_{1e} \frac{e}{k} (G_k + C_{3e} G_b) - C_{2e} \rho \frac{e^2}{k} + S_e \quad (3)$$

Nas equações,  $G_k$  representa a geração de energia cinética turbulenta devido à gradientes de velocidade médios.  $G_b$  representa o gradiente de velocidade devido à flutuação.  $Y_M$  representa a contribuição da dilatação flutuante na turbulência compressível para a taxa de dissipação global.  $C_{1e}$ ,  $C_{2e}$  e  $C_{3e}$  são constantes.  $\sigma_k$  e  $\sigma_e$  são números Prandtl para  $k$  e  $\varepsilon$  respectivamente.  $S_k$  e  $S_e$  são termos de origem definidos pelo usuário.

#### 3.2.2. RNG k-ε

O modelo *RNG*  $k$ - $\varepsilon$  é semelhante ao modelo *Standard*. Porém, o mesmo é resultado da derivação direta das equações de Navier-Stokes através de uma técnica matemática chamada de “grupo de normalização” (RNG).

As equações do modelo *RNG*  $k$ - $\varepsilon$  são escritas por:

Energia Cinética de Turbulência

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \alpha_k \mu_{eff} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k + G_b - \rho e - Y_M + S_k \quad (4)$$

Fluxo de Dissipação

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho e) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho e u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \alpha_e \mu_{eff} \frac{\partial e}{\partial x_j} \right) + C_{1e} \frac{e}{k} (G_k + C_{3e} G_b) - C_{2e} \rho \frac{e^2}{k} - R_e + S_e \quad (5)$$

Para o modelo *RNG* temos o uso de  $\alpha_k$  e  $\alpha_e$  que são números de Prandtl inversos efetivos para  $k$  e  $\varepsilon$ .  $\mu_{eff}$  é a viscosidade efetiva.

#### 3.2.3. Realizable k-ε

O modelo *Realizable*  $k$ - $\varepsilon$  possui duas diferenças com relação ao modelo *Standard*, contendo uma nova formulação para a turbulência viscosa e uma nova equação de transporte para o fluxo de dissipação  $\varepsilon$ .

As equações do modelo *Realizable*  $k$ - $\varepsilon$  podem ser expressas por:

## Energia Cinética de Turbulência

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho e - Y_M + S_k \quad (6)$$

## Fluxo de Dissipação

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho e) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho e u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_e} \right) \frac{\partial e}{\partial x_j} \right] + \rho C_1 S_e - \rho C_2 \frac{e^2}{k + \sqrt{ve}} + C_1 \frac{e}{k} C_3 G_b + S_e \quad (7)$$

Para os três perfis aerodinâmicos o método de solução utilizado foi a formulação implícita, fluxo convectivo como “default” Roe-FDS. Na discretização espacial foram utilizados os métodos de *Least Square Cell Based* para a avaliação de gradientes, *Second Order Upwind* para escoamento e *First Order Upwind* para turbulência, *First Order Upwind* para fluxo de dissipação. Para a inicialização da solução foi utilizado o “*Standard Initialization*”. Todos os perfis foram submetidos às três variações do modelo k-ε.

## 4. RESULTADOS E DISCUSSÃO

A partir das simulações realizadas com as definições de setup especificadas na seção 3, foram obtidos os resultados para os coeficientes de sustentação, arrasto e momento que foram comparados com os disponíveis na literatura (Tabelas 2, 3 e 4).

**Tabela 2 - Coeficientes de sustentação, arrasto e momento para o Perfil E423.**

|                  | EPPLER 423     |          |                |          |                |          |
|------------------|----------------|----------|----------------|----------|----------------|----------|
|                  | C <sub>l</sub> | Erro (%) | C <sub>d</sub> | Erro (%) | C <sub>m</sub> | Erro (%) |
| Referência*      | 1,0929         |          | 0,0137         |          | -0,2351        |          |
| Standard         | 1,225          | 12,09    | 0,015          | 9,489    | -0,274         | 16,54    |
| RNG              | 1,229          | 12,45    | 0,014          | 2,190    | -0,275         | 16,97    |
| Realizable       | 1,229          | 12,45    | 0,015          | 9,489    | -0,275         | 16,97    |
| Spalart-Allmaras | 1,21           | 10,71    | 0,016          | 16,788   | -0,272         | 15,69    |

Referência\*(Rodrigues, 2014)

**Tabela 3 - Coeficientes de sustentação, arrasto e momento para o perfil FX 74140.**

|                  | FX 74 140      |          |                |          |                |          |
|------------------|----------------|----------|----------------|----------|----------------|----------|
|                  | C <sub>l</sub> | Erro (%) | C <sub>d</sub> | Erro (%) | C <sub>m</sub> | Erro (%) |
| Referência*      | 1,356          |          | 0,013          |          | -0,253         |          |
| Standard         | 1,371          | 1,11     | 0,016          | 23,08    | -0,255         | 0,79     |
| RNG              | 1,378          | 1,11     | 0,015          | 15,38    | -0,256         | 1,19     |
| Realizable       | 1,382          | 1,92     | 0,016          | 23,08    | -0,257         | 1,58     |
| Spalart-Allmaras | 1,334          | 1,62     | 0,017          | 30,77    | -0,248         | 1,98     |

Referência\*(Rodrigues, 2014)

**Tabela 4 - Coeficientes de sustentação, arrasto e momento para os S1223.**

|             | SELLIG 1223    |          |                |          |                |          |
|-------------|----------------|----------|----------------|----------|----------------|----------|
|             | C <sub>l</sub> | Erro (%) | C <sub>d</sub> | Erro (%) | C <sub>m</sub> | Erro (%) |
| Referência* | 1,263          |          | 0,0157         |          | -0,2626        |          |
| Standard    | 1,397          | 10,61    | 0,019          | 21,02    | -0,304         | 15,77    |
| RNG         | 1,416          | 12,11    | 0,014          | 10,83    | -0,307         | 16,91    |
| Realizable  | 1,291          | 2,22     | 0,067          | 326,75   | -0,314         | 19,57    |

|                              |       |      |      |       |        |       |
|------------------------------|-------|------|------|-------|--------|-------|
| Spalart-<br>Allmaras         | 1,352 | 7,05 | 0,02 | 27,39 | -0,295 | 12,34 |
| Referência*(Rodrigues, 2014) |       |      |      |       |        |       |

Observa-se que os resultados obtidos na simulação, adotando os modelos de turbulência  $k-\epsilon$  e *Spalart-Allmaras*, convergiram para valores próximos dos resultados encontrados na literatura. Os erros relativos entre os resultados obtidos e os valores de referência, ficaram na faixa de 1 a 17% para o coeficiente de sustentação (Cl) e para o coeficiente de momento (Cm). O coeficiente de arrasto, entretanto, apresentou um erro muito elevado em alguns casos. Perceber-se que para a formulação de malha adotada, os resultados para o perfil FX74140 apresentaram resultados mais próximos, em todos os modelos de turbulência comparados. Vale ressaltar que o intuito do estudo não era realizar uma comparação entre a capacidade dos modelos de turbulência em si, apenas foi realizada esta comparação para verificar qual modelo se adaptaria melhor com as condições da simulação e, principalmente, da malha utilizada. Portanto, devido à assimetria dos perfis aerodinâmicos utilizados no desenvolvimento do estudo, verificou-se que a qualidade da malha na região próxima ao perfil exerce uma influencia significativa nos resultados, justificada pela inclinação acentuada do perfil. Assim, a malha utilizada apresentou um melhor comportamento para o perfil FX74140.

A Figura 6 apresenta os gráficos dos coeficientes de pressão para cada perfil aerodinâmico, obtidos pelos modelos matemáticos  $k-\epsilon$  Standard,  $k-\epsilon$  RNG e Spalart-Allmaras. Percebe-se que o comportamento dos gráficos são similares para todos os modelos. As curvas apresentam um resultado previsto para perfis assimétricos, com a presença de um efeito maior de pressão no intradorso, representado pela curva superior dos gráficos, e uma pressão menor no extradorso, representada pela curva inferior de cada gráfico, reproduzindo o princípio do voo de aeronaves, onde os efeitos da diferença de pressão geram o efeito de sustentação na asa, como pode ser mais bem visualizado a partir dos gráficos apresentados na figura 7.

A figura 7 apresenta os gráficos dos contornos de pressão ao longo dos perfis aerodinâmicos. Os contornos de pressão são delineados pela pressão estática na região ao redor do perfil aerodinâmico. Nos gráficos, a escala de pressão inicia na cor azul, nas regiões de menor pressão e atinge a cor vermelha indicando zonas de maior pressão.

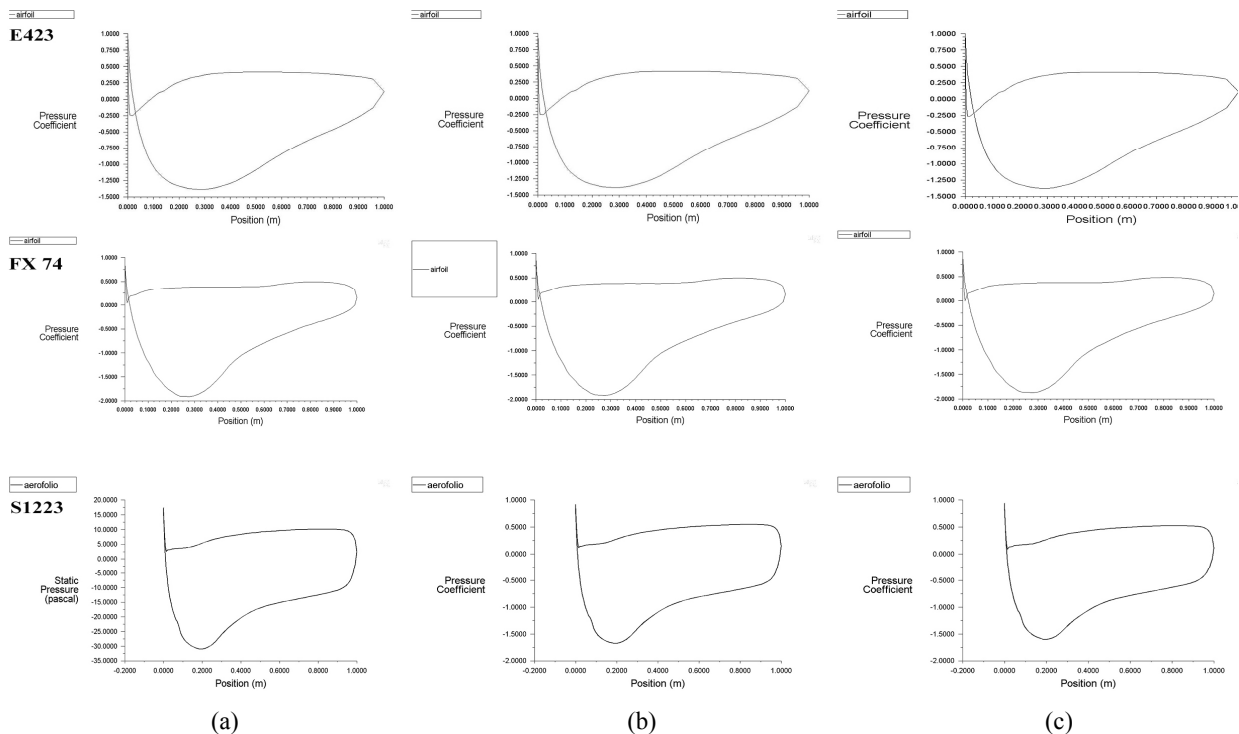


Figura 6. Gráfico de coeficiente de pressão: Modelos (a)  $k-\epsilon$  Standard; (b)  $k-\epsilon$  RNG; (c) Spalart-Allmaras;

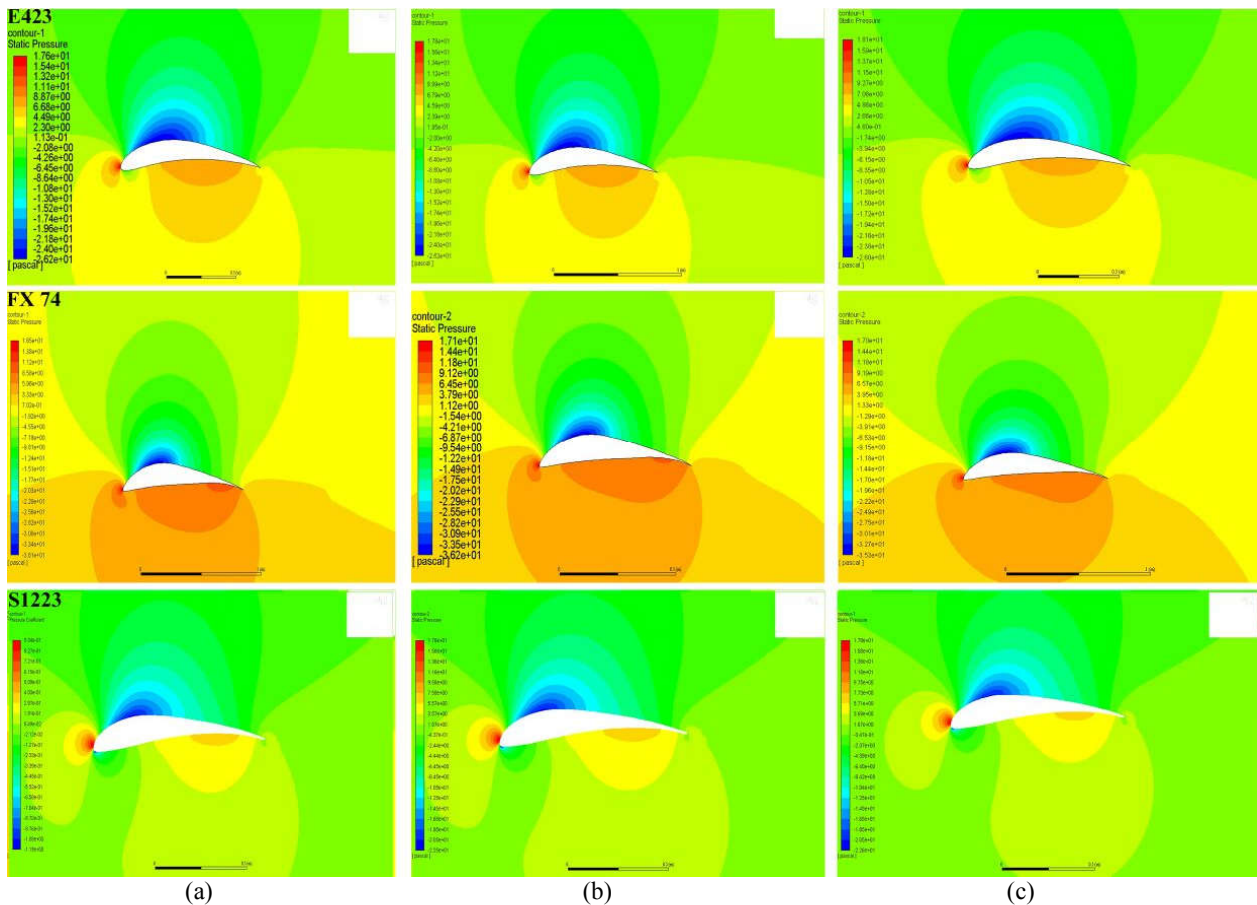


Figura 7. Gráfico de contorno para pressão estática: (a)  $k-\epsilon$  Standard; (b)  $k-\epsilon$  RNG; (c) Spallart-Allmaras;

É possível verificar o efeito de estagnação do ar na borda de ataque do perfil aerodinâmico. Dado ao fato de que a velocidade do escoamento na superfície do perfil é zero e a energia cinética é dissipada em forma de pressão (entre outras formas de energia), a pressão neste ponto tende a elevar-se, influenciando nos valores dos coeficientes de arrasto, que apresentam maior ou menor valor de acordo com a área frontal do perfil. Tal elevação de pressão pode ser observada nos gráficos da figura 6, representada pelo pico das linhas do intra e extradorso dos perfis.

O efeito do fenômeno de sustentação é então representado pela formação de uma zona de baixa pressão formada na parte superior dos perfis (figura 7) e uma região de alta pressão formada na parte inferior. Este fenômeno pode ser abreviado pelos efeitos da alteração da velocidade do escoamento ao redor do perfil. Onde, devido a assimetria, o ar comportando-se como um meio contínuo, tende a acelerar na superfície superior por ser, geralmente, mais longa que a superfície inferior, esse aumento da velocidade acarreta em uma redução de pressão, obtendo-se assim uma maior pressão no intradorso do perfil aerodinâmico.

## 5. CONCLUSÃO

No estudo realizado, os resultados das simulações apresentaram um comportamento dentro do previsto na literatura. Foram capazes de reproduzir o fenômeno de voo para os aerofólios e obtiveram valores próximos dos coeficientes de arrasto, sustentação e momento. Uma das dificuldades encontradas no estudo foi quanto a criação da malha na região próxima do perfil. Percebe-se que a malha obtida ainda não possui uma boa qualidade quanto ao refinamento e sua estruturação, principalmente na zona a frente do bordo de ataque, isso impactou negativamente nos valores obtidos para o coeficiente de arrasto. Como trabalho futuro, pretende-se melhorar a qualidade da malha de forma geral, deixando-a mais uniforme, melhorando sua estruturação. Pretende-se também obter os coeficientes aerodinâmicos de acordo com a variação do ângulo de ataque e iniciar um estudo 3D para os mesmos perfis.

## 6. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

FLUENT USER GUIDE 2006, disponível em:

<<https://www.sharcnet.ca/Software/Fluent6/html/ug/node469.htm>> Acesso em: Novembro de 2017.

MALISKA, C.R., 1995, “Transferência de Calor e Mecânica dos Fluidos Computacional: Fundamentos, Coordenadas Generalizadas”, LTC Editora, Brasil

- RODRIGUES, Luiz Eduardo Miranda José. Fundamentos da Engenharia Aeronáutica com Aplicações ao Projeto Sae - Aerodesign: Aerodinâmica e Desempenho. 2014, 1º ed. Salto.
- UIUC Airfoil Data Site, Michael Selig. Department of Aeronautical and Astronautical Engineering, University of Illinois at Urbana-Champaign, Urbana, Illinois 61801. Disponível em: <<http://amber.aae.uiuc.edu/~m-selig/ads.html>>. Acesso em: Novembro de 2017.
- Versteeg, H. K. & Malalasekera W., "An introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method", Longman Scientific Technical, England, 1995.
- WILCOX, D.C., 1994, "Turbulence Modeling for CFD", DCW industries, inc. La Cañada, California, United States.

## 7. AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem à Universidade Federal do Sul e Sudeste do Pará pela disponibilização dos recursos e ambiente de estudo e ao Laboratório de Análise, Projetos, Simulações e Engenharia – APSE, do Curso de Engenharia Mecânica, e aos seus coordenadores pelo auxílio, incentivo e disponibilização dos equipamentos.

## 8. RESPONSABILIDADE AUTURAL

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo incluído nesse trabalho.

# EVALUATION OF AERODYNAMICS PROFILES TO AIRCRAFT USING COMPUTACIONAL FLUID DYNAMICS

Késsio Jhonys Silva, [kessiojhonys@unifesspa.edu.br](mailto:kessiojhonys@unifesspa.edu.br)<sup>1</sup>  
Caio Vinícios de Araújo, [caio.reis@unifesspa.edu.br](mailto:caio.reis@unifesspa.edu.br)<sup>1</sup>  
Dimitri Oliveira e Silva, [dimitri.oliveira@unifesspa.edu.br](mailto:dimitri.oliveira@unifesspa.edu.br)<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Federal University of Southern and Southeastern Pará, Pa, Zip Code 68505-590, Brazil

**Abstract.** *The study of profiles aerodynamics through computational simulation is an essential tool in the evaluation of characteristics and aerodynamics behaviors of airfoils. By means of the computational methods is possible to analyze the lift, drag and moment coefficients, essential in the conception of the aerodynamics project. In this sense, the present work using of the Computational Fluid Dynamics tools to analyze the Eppler 423, Sellig 1223 and FX 74-CL5-140 profiles to obtain a good correlation between CFD model and the experimental results to select the airfoil that present the bests aerodynamic characteristics, just like a good relation between the lift and drag coefficients responsible for the determination aerodynamic efficiency of the airfoil. To validate the simulation were realized comparisons of the results obtained with the available in literature.*

**Keywords:** *CFD, airfoils, lift coefficient, aerodynamics*