

Simulação Numérica de Escoamento Sobre Perfil Aerodinâmico *Eppler 423*

RESUMO

A engenharia tem representado um papel importante no desenvolvimento de equipamentos fluidodinâmicos. Os ventiladores industriais, *aileron*s, misturadores e turbinas são exemplos de equipamentos em constante desenvolvimento. Para o aprimoramento destes equipamentos faz-se necessário o estudo por intermédio de testes experimentais, modelos em escala ou ferramentas computacionais. No desenvolvimento e análise de perfis aerodinâmicos, o projeto pode ser executado por intermédio de ferramentas CFD (*Computational Fluid Dynamics*). O presente estudo tem como objetivo solucionar o escoamento no entorno do aerofólio *Eppler 423*, utilizando o modelo de turbulência γ - $Re\theta$ e o módulo *Fluent* do programa computacional *Ansys Student* para obtenção de informações de coeficiente de pressão, contornos de turbulência, pressão e velocidade. Os principais coeficientes aerodinâmicos foram obtidos para uma ampla faixa de ângulos de ataque. Foi constatada a formação de bolha ao observar-se a distribuição do coeficiente de pressão ao longo da corda em conjunto aos gráficos de linha de corrente.

PALAVRAS-CHAVE: Aerodinâmica; *Computational Fluid Dynamics*; Aerofólio *Eppler 423*.

Eduardo Breitenbach Camargo
beduardo.camargo@gmail.com
Faculdade Horizontina (FAHOR),
Horizontina, Rio Grande do Sul, Brasil.

Geovane Weblor
gweblor83@gmail.com
Faculdade Horizontina (FAHOR),
Horizontina, Rio Grande do Sul, Brasil.

Fabiano Cassol
fabiano.cassol@uffs.edu.br
Universidade Federal da Fronteira Sul
(UFFS), Cerro Largo, Rio Grande do Sul,
Brasil.

INTRODUÇÃO

O modelo de solução matemática por volumes finitos, empregado no CFD (*Computational Fluid Dynamics* ou Dinâmica dos Fluidos Computacional), segundo Patankar (1980), também responsável pela sua popularização, desenvolveu-se pela necessidade de análise de fenômenos envolvendo o escoamento dos fluidos, como a turbulência, e pela praticidade na utilização da capacidade computacional em processar grande volume de informações, resultando no emprego de simulações numéricas nas mais diversas áreas da engenharia. Tratando-se do uso de computadores para projetos de engenharia, o surgimento de técnicas computacionais de simulação numérica proporcionou testes e visualização de variáveis, tais como pressão, velocidade e tensões cisalhantes, de forma confiável e menos onerosa.

A utilização de simulações baseadas em CFD possibilita em um projeto de *aerodesign* (projeto de aeronaves rádio controladas) a solução das resultantes aerodinâmicas da estrutura do aeromodelo, como asa, fuselagem, profundor e trem de pouso, quando imersos no fluido (nesse caso o ar), sob condições prescritas de temperatura, altitude, velocidade relativa ao vento, ângulo de ataque e comprimento característico.

A análise de perfis aerodinâmicos utilizando ferramentas CFD pode ser encontrada em diversos trabalhos da literatura, como Junior e Costa (2016), onde foi realizada a simulação de um perfil *NACA 64A004.29*, com o objetivo de avaliar o comportamento aerodinâmico em condições de escoamento supersônico. Tratando do uso de simulações em aplicações como as de aerodelismo, de escoamento subsônico, podem ser encontrados trabalhos como de Viana (2014), onde se avalia o mesmo perfil deste trabalho, *Eppler 423*, comparando-o com o perfil *Selig S1223*.

Na avaliação de perfis aerodinâmicos, segundo Fox e McDonald (2001), o procedimento de teste, experimental ou computacional, variando o número de Reynolds permite simplificar a obtenção das forças de arrasto e de sustentação por meio de coeficientes resultados da análise dimensional, usando o Teorema dos Pi de Buckingham, o que diminui o número de simulações necessárias para a avaliação do projeto.

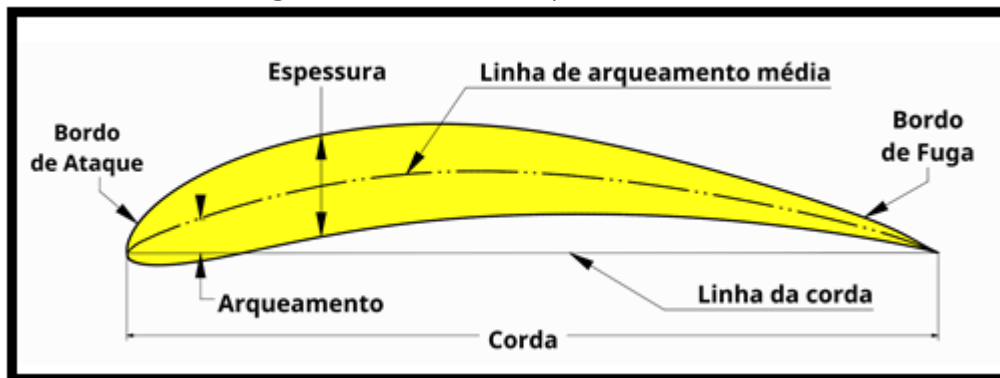
Esse trabalho tem como objetivo aplicar uma série de simulações numéricas regidas por condições de escoamento definidas pelo número de Reynolds e comuns ao envelope de voo de um aeromodelo, utilizando o programa computacional *Ansys Fluent Student* e o modelo de turbulência $\gamma - Re\theta$, obter os contornos de pressão e velocidade, além dos coeficientes de sustentação (C_L), arrasto (C_D) e pressão (C_p), resultantes necessários em análises de aerodinâmica, desempenho e estabilidade. Como forma de validar o modelo computacional proposto, foram comparados os resultados obtidos com aqueles produzidos por meio da ferramenta computacional *XFLR5*, amplamente utilizado no dimensionamento de aerodelos e perfis em baixos valores de Reynolds. Busca-se identificar, também, fenômenos de escoamento que ocorrem na superfície do aerofólio, como formação de bolha, pelo uso da distribuição do C_p ao longo da corda do perfil.

PERFIL AERODINÂMICO

Para Rodrigues (2013), perfil aerodinâmico é uma superfície projetada com a finalidade de obter uma reação aerodinâmica a partir do escoamento do fluido ao seu

redor. Os termos aerofólio ou perfil aerodinâmico são empregados como nomenclatura dessa superfície. As características principais de um aerofólio são apresentadas na **Figura 1**, onde é possível identificar o bordo de ataque, bordo de fuga e a corda, que são alguns dos parâmetros avaliados para a simulação numérica.

Figura 1- Características de perfil aerodinâmico

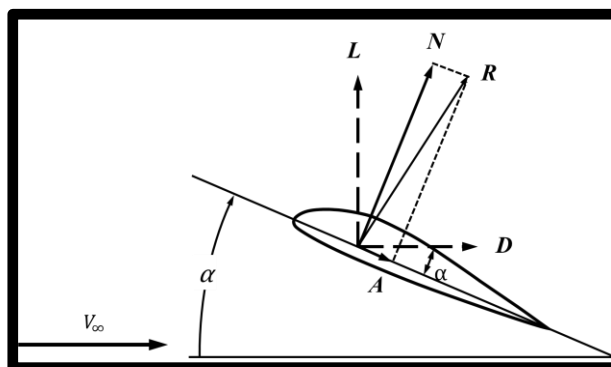


Fonte: Adaptada de Rodrigues (2013, p.28).

Para o desenvolvimento de um VANT (Veículo Aéreo Não Tripulado), conta-se com o acervo digital de aerofólios, desenvolvido pela universidade de Illinois (UIUC, 2018), que provê as principais informações de cada perfil aerodinâmico. A **Figura 1** exibe o perfil *Eppler 423*, também chamado *E423*. Esse possui boa eficiência aerodinâmica para aplicações em um projeto de *aerodesign*.

De acordo com Anderson (2015), na decomposição das forças que agem sobre o perfil aerodinâmico, as forças de sustentação *L* e arrasto *D*, decompostas de sua resultante *R*, são orientadas sempre no sentido perpendicular e paralelo ao escoamento relativo, respectivamente. Além disso, é ressaltada, também, a possibilidade de expressar na forma de uma força normal *N* e de uma força axial *A*, componentes da resultante aerodinâmica *R*, como demonstrado na **Figura 2**.

Figura 2 - Representação das forças atuantes em um perfil aerodinâmico, representadas pelos vetores *L*, *D*, *N* e *A*



Fonte: adaptada de Anderson (2015, pg.292).

Para um sistema que soluciona as forças aerodinâmicas em termos da força normal (*N*) e da força axial (*A*), podem ser expressos os vetores *L* e *D*, que por sua vez são mais comuns na aerodinâmica, fazendo-se o uso das **Equações (1)** e **(2)**, sendo que α é o ângulo de ataque. Para o vetor de sustentação *L*, calcula-se:

$$L = N \cos \alpha - A \sin \alpha \tag{1}$$

enquanto que, para o vetor de arrasto D :

$$D = N\text{sen}\alpha + A\text{cos}\alpha \quad (2)$$

As **Equações (1) e (2)** fazem uso da álgebra linear para converter os esforços normal e axial em termos mais práticos que expressam as forças de ascensão da asa e da resistência do ar, essas perpendicular e paralela ao vento relativo, respectivamente.

EQUAÇÕES GOVERNANTES

Como forma de obter a solução do escoamento no entorno do perfil aerodinâmico e, com isso, suas propriedades de arrasto e de sustentação, utiliza-se um conjunto de equações básicas da mecânica dos fluidos, aliada a uma rotina de simulação disposta pelo programa computacional *Ansys Fluent*, em sua versão *Student*, com limite para malhas de até 5×10^5 elementos no módulo de fluidodinâmica.

Escoamentos em fluidos podem variar de laminares a turbulentos. De acordo com Fortuna (2000) e Roma (2006), a geometria do corpo imerso no escoamento e a velocidade relativa ao fluido escoando nele são fundamentais para definição do regime de escoamento, bem como as propriedades do fluido.

Por meio da **Equação (3)** é possível calcular o número de Reynolds (Re), sendo que U representa a velocidade do escoamento do fluido, ρ a massa específica do ar, c a corda do perfil aerodinâmico (comprimento característico) e, por fim, a viscosidade dinâmica do ar, representada por μ .

$$Re = \frac{\rho V c}{\mu} \quad (3)$$

Brunetti (2008) menciona a relação do número de Reynolds, por sua vez proporcional a razão entre as forças de inércia e as forças viscosas do escoamento, e White (2000) descreve o comportamento de escoamento sobre placas semi-infinitas, sendo laminar para valores abaixo da faixa $Re=5 \times 10^5$ e apresentando transição para turbulento em faixas acima. Tal geometria assemelha-se ao aerofólio do estudo presente e, portanto, é considerado esse comportamento.

A conservação de massa relaciona todas as variações de massa envolvidas ao longo do escoamento do fluido. Fortuna (2000) descreve o fenômeno como “a variação temporal da quantidade de massa no elemento é igual à descarga resultante através das fronteiras do elemento”. A equação da continuidade expressa para duas dimensões, x e y , em uma situação de escoamento permanente, é dada pela **Equação (4)**:

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} = 0 \quad (4)$$

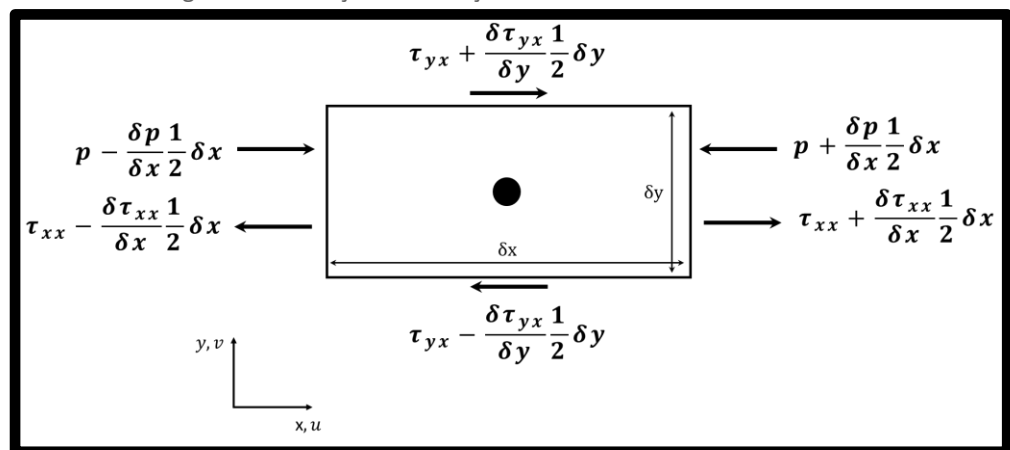
De acordo com Roma (2006), as equações de Navier-Stokes são válidas apenas para fluidos newtonianos. Seu desenvolvimento consiste na aplicação das forças de campo (força peso) e de superfície (tensões normais e tangenciais) a um elemento fluido, sendo neste caso considerados os esforços aplicados sobre um elemento de volume do sistema de coordenadas cartesiano.

Segundo Fox e McDonald (2001), através da decomposição das forças em um elemento fluido, originam-se as equações da quantidade de movimento, que são utilizadas para chegar-se às equações de Navier-Stokes.

De acordo com Fortuna (2000), considerando a segunda lei de Newton, tem-se que a aceleração multiplicada pela massa do elemento de fluido é igual à força resultante que age sobre o elemento, sendo esta força classificada como força de campo.

As forças que agem na superfície, decorrentes da pressão e das tensões viscosas de cisalhamento que incidem naquele elemento, aparecem como termos constitutivos das equações de momento. Pela **Figura 3**, é possível identificar as tensões sobre um elemento fluido bidimensional, com arestas δx e δy , tendo seus valores expandidos em séries de Taylor a partir dos respectivos valores para os campos p (pressão) e τ (cisalhamento).

Figura 3 - Ilustração de esforços em um elemento bidimensional



Fonte: adaptada de Fortuna (2000, pg.240).

Por dedução algébrica, segundo Fortuna (2000), são obtidas as equações de quantidade de movimento, onde para fluidos newtonianos estas são conhecidas como Equações de Navier-Stokes, podendo ser escritas para as coordenadas x e y , resultando assim nas **Equações (5) e (6)**, respectivamente.

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u^2)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial y} = \frac{-\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \partial F_x \quad (5)$$

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v^2)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial x} = \frac{-\partial p}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \partial F_y \quad (6)$$

A variação da energia total (E) em relação ao tempo, por unidade de volume de um elemento de fluido é composta pelos termos da energia cinética, energia potencial e energia interna. A energia cinética de translação do fluido devido ao seu movimento, por unidade de massa, é relacionada com o termo $V^2/2$, onde v é a velocidade do fluido. A energia interna é provida pela vibração natural das moléculas que o compõem. O aquecimento ou compressão por efeito de trabalho são causas da mudança de energia interna. A energia potencial gravitacional, que por unidade de massa equivale a gh , em que g é a aceleração gravitacional e h é a distância vertical relativa.

As três componentes podem reescrever a equação da energia de forma não-conservativa, como na equação (7):

$$\rho \frac{DE}{Dt} = S + W \quad (7)$$

em que o termo S contém os efeitos provenientes das fontes de calor na energia total do fluido e W é o trabalho realizado sobre o sistema. O termo S pode ser escrito na forma:

$$S = \rho \frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x} \left(k \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(k \frac{\partial T}{\partial y} \right) \quad (8)$$

O trabalho, W , realizado sobre o fluido por forças externas, incluindo variação de energia potencial, é dado pela **Equação (9)**.

$$W = - \left[\frac{\partial(Up)}{\partial x} + \frac{\partial(vp)}{\partial y} + \frac{\partial(u\tau_{xx})}{\partial x} + \frac{\partial(u\tau_{yx})}{\partial y} + \frac{\partial(v\tau_{xy})}{\partial x} + \frac{\partial(v\tau_{yy})}{\partial y} \right] + \rho F \cdot V \quad (9)$$

A primeira parte da **Equação (9)**, à direita, representa o trabalho devido às tensões viscosas e à pressão enquanto a segunda parte representa o trabalho devido às forças de campo. Fortuna (2000) fornece o resultado da multiplicação das equações de momento nas direções x e y , na forma:

$$\rho \frac{D(u^2/2)}{Dt} = -u \frac{\partial p}{\partial x} + u \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + u \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \rho u F_x \quad (10)$$

$$\rho \frac{D(v^2/2)}{Dt} = -v \frac{\partial p}{\partial y} + v \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial y} + v \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial x} + \rho v F_y \quad (11)$$

A soma das **Equações (10)** e **(11)** fornece uma equação de conservação da energia cinética de um elemento de fluido, na forma:

$$\rho \frac{D \left[\frac{1}{2} (u^2 + v^2) \right]}{Dt} = -V \cdot \nabla_p + u \left(\frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} \right) + v \left(\frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} \right) + \rho (u F_x + v F_y) \quad (12a)$$

sendo:

$$V \cdot \nabla_p = \left(u \frac{\partial p}{\partial x} + v \frac{\partial p}{\partial y} \right) \quad (12b)$$

Subtraindo a **Equação (12a)** da **Equação (9)** é possível obter a equação da energia escrita para energia interna (e), onde:

$$\rho \frac{De}{Dt} = \rho \frac{\partial Q}{\partial t} - \nabla \cdot \dot{q} - p(\nabla \cdot V) + \tau_{xx} \frac{\partial u}{\partial x} + \tau_{yx} \frac{\partial u}{\partial y} + \tau_{xy} \frac{\partial v}{\partial x} + \tau_{yy} \frac{\partial v}{\partial y} \quad (13)$$

Para se obter a equação a forma conservativa da **Equação (13)**, soma-se ao lado esquerdo a equação da continuidade, multiplicada pela energia interna, dando origem a **Equação (14)**.

$$\rho \frac{De}{Dt} + e \left[\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} \right] = \frac{\partial(\rho e)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho e u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho e v)}{\partial y} = \frac{\partial(\rho e)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho e V) \quad (14)$$

Em sua forma final, a equação da conservação de energia, apresentada na Equação (15), é apresentada por Anderson (1995) e Versteeg e Malalasekera (1995), na forma:

$$\frac{\partial(\rho e)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho e V) = \rho \frac{\partial Q}{\partial t} - \nabla \cdot \dot{q} - p(\nabla \cdot V) + \tau_{xx} \frac{\partial u}{\partial x} + \tau_{yx} \frac{\partial u}{\partial y} + \tau_{xy} \frac{\partial v}{\partial x} + \tau_{yy} \frac{\partial v}{\partial y} \quad (15)$$

MODELO DE TURBULÊNCIA $\gamma - Re\theta$

Desenvolvido e aprimorado por Menter *et al.* (2004), o modelo de turbulência $\gamma - Re\theta$ é um modelo matemático que faz o emprego de constantes calibradas experimentalmente. Este modelo tem sido validado em diversos estudos de caso, disponíveis em documentação do *Ansys Workbench* em sua versão 2018, a fim de tornar possível o emprego do mesmo em aplicações industriais envolvendo fenômenos de escoamento do tipo transição laminar-turbulento.

Por meio do guia de usuário, ANSYS® *Academic Student, release 19.0* (2018), dispõe-se as equações do modelo de Menter *et al.* (2004), habilitado para simulação por meio da interface gráfica do programa. Como o estudo de caso proposto possui a limitação de tempo e de recursos computacionais, a distinção dentre os modelos e calibração dos mesmos não será possível. Sendo assim as configurações padrões foram consideradas para as simulações e, a partir dessas, os coeficientes serão obtidos.

GERAÇÃO DA MALHA

A malha estruturada gerada possui tratamento de camada limite para poder detectar a transição do escoamento laminar-turbulento. Essa camada limite se encontra nas paredes do perfil. Para uma melhor estimativa de altura mínima de camada, foi considerada a teoria da camada limite para placas planas por White (2000). Assim, se determina a camada limite primeiramente delimitando o número de Reynolds, **Equação (3)**, que para as condições propostas apresenta valor aproximado de $7,94 \times 10^5$. Então o coeficiente de atrito para placas planas é estimado de acordo com **Equação (17)**.

$$C_f = \frac{0,026}{Re^{1/7}} = 0,0037335 \quad (17)$$

Por meio do coeficiente de atrito para placas planas é possível estimar a tensão cisalhante τ na parede do perfil (considerada semelhante à placa plana, para esse caso). As **Equações (18)** e **(19)** determinam a pressão dinâmica e a tensão cisalhante, respectivamente.

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho U_\infty^2 = \frac{1}{2} \cdot 1,18 \frac{kg}{m^3} \cdot \left(12 \frac{m}{s}\right)^2 = 84,96 Pa \quad (18)$$

$$\tau = C_f \times q_\infty = 0,317 Pa \quad (19)$$

O valor da velocidade de fricção é calculado pela **Equação (20)** e, então, é utilizado no dimensionamento da altura da primeira camada da malha no contorno do perfil.

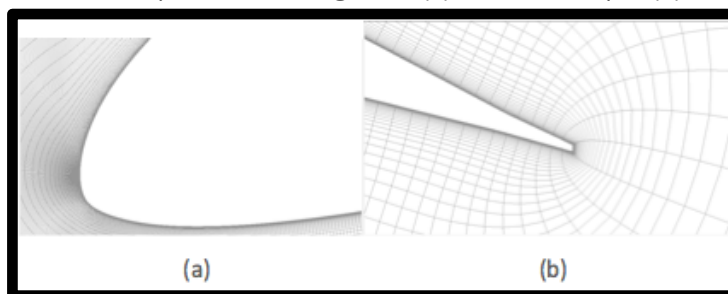
$$U_{fric} = \sqrt{\frac{\tau}{\rho}} = 0,518 \frac{m}{s} \quad (20)$$

É possível então, calcular a altura mínima Δs do refinamento de malha, com a **Equação (21)**, sendo que y^+ é o valor estipulado de acordo com o modelo matemático empregado e o tratamento de camada limite desejado, nesse caso definido por Ansys (2018) para modelo de turbulência γ -Re θ menor que 1; μ sendo a viscosidade dinâmica ou absoluta; da massa específica ρ e a velocidade de atrito anteriormente calculada na **Equação (20)**.

$$\Delta s = \frac{y^+ \cdot \mu}{U_{fric} \rho} = 2,914 \times 10^{-5} m \quad (21)$$

Definida a altura da primeira camada de malha e sendo uma malha do tipo estruturada, foi definida a razão de crescimento. Segundo Mavriplis *et al.* (2009), essa deve ser inferior a 1,25 para garantir qualidade na captura do comportamento na região da camada limite. Sendo assim, foi escolhido o valor de 1,2 que garante um bom detalhamento na região da camada limite. A mesma malha percorre um domínio circular, cujo diâmetro equivale a 25 vezes a distância da corda do perfil. O resultado é mostrado na **Figura 4**.

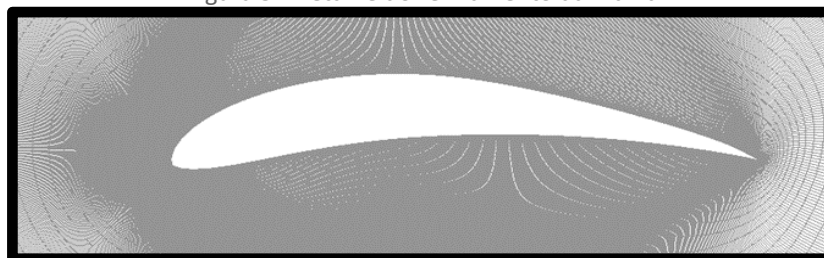
Figura 4 - Contorno de perfil em malha gerada: (a) Bordo de ataque; (b) Bordo de fuga



Fonte: Autoria própria (2018).

Tirando-se parte da aproximação é possível obter a visão do perfil (região vazia e em branco) e também o quão compacta a malha se torna em proximidades do perfil, demonstrada pela **Figura 5**. A malha gerada se distende por um raio de 12,5 vezes o comprimento do perfil, tal distância corresponde a 25 metros de diâmetro e garante a captura dos contornos de pressão até nos ângulos de ataque mais acentuados.

Figura 5 - Detalhe do refinamento da malha



Fonte: Autoria própria (2018).

Fazendo-se a inspeção no *Ansys Fluent Meshing* constatou-se um número de 124.586 elementos compondo o domínio. O mesmo estudo, usando topologia de malha triangular não-estruturada, levaria a geração de maior número de elementos para obter o mesmo nível de detalhamento.

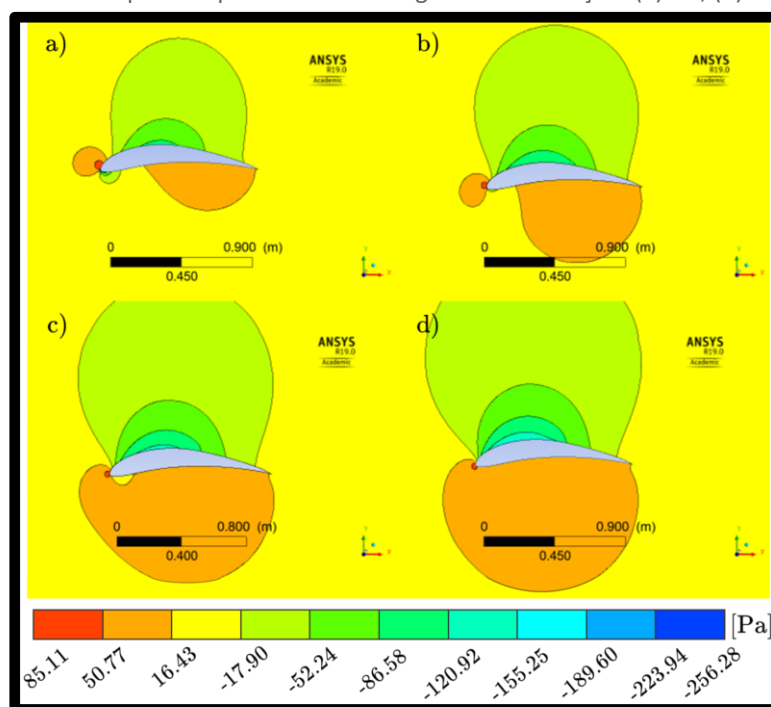
RESULTADOS

Como parâmetros iniciais, são definidas a massa específica e a viscosidade dinâmica do ar como $1,18 \text{ kg/m}^3$ e $1,7825 \times 10^{-5} \text{ Pa} \cdot \text{s}$, respectivamente, e para o modelo estudado, a distância entre o bordo de ataque e o bordo de fuga de 1 metro e velocidade do escoamento de 12 m/s . O número de Reynolds correspondente é de $7,94 \times 10^5$. Esta magnitude apresenta características de escoamento com transição laminar-turbulento, sendo necessário o uso de um modelo de turbulência, nesse caso $\gamma - Re\theta$, para redução de tempo de simulação e ainda uma satisfatória precisão. Todos os ângulos de ataque simulados foram solucionados sob critério de convergência menor ou igual a 10^{-4} .

GRÁFICOS DE CONTORNO

A partir da solução obtida é comparado, para os ângulos de ataque $[-3^\circ]$, $[0^\circ]$, $[2^\circ]$, $[4^\circ]$, o campo de pressão ao redor do perfil, sendo ilustrados na **Figura 6**. O comportamento da pressão em regiões próximas e distantes pode ser comparado com o uso da escala, onde é possível identificar nessa figura os limites detectados, com seu máximo e mínimo respectivamente de 85,11 e -259,29 Pascal para a distribuição de pressões manométricas.

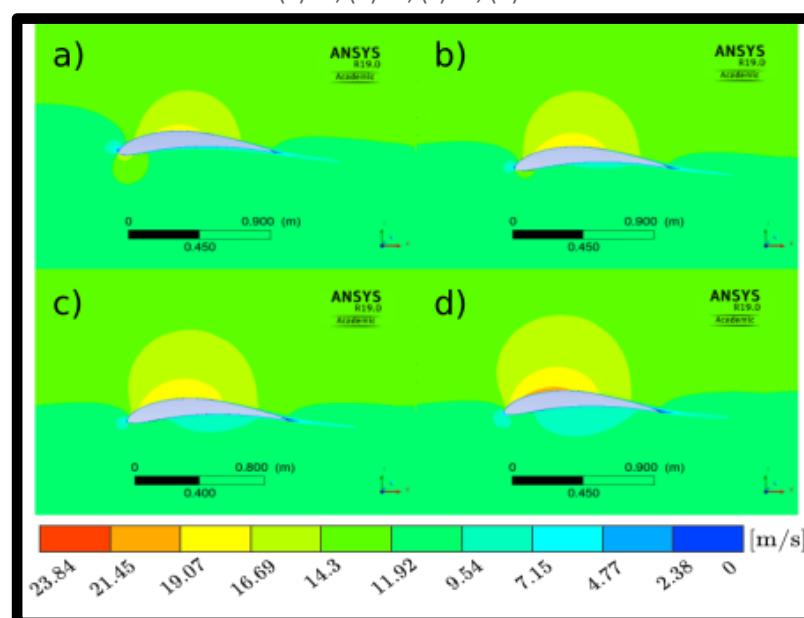
Figura 6 - Contorno de pressão para diferentes ângulos de inclinação: (a) -3° ; (b) 0° ; (c) 2° ; (d) 4°



Fonte: Autoria própria (2018).

Um fenômeno importante a se destacar foi a abrangência dos campos de pressão, onde pode-se verificar que o perfil aerodinâmico consegue alterar a pressão nas proximidades, mesmo quando em ângulo de ataque negativo. Além disso, constata-se a redução da pressão, que possui alcance maior, na parte do extradorso (região superior), conseguindo alterar ao longo de toda a curvatura superior do perfil. A **Figura 6** permite distinguir a alteração da pressão estática quando variado o ângulo de ataque. Após visualização e descrição dos gráficos de pressão, os contornos de velocidade são comparados, com a **Figura 7**, buscando uma relação inversa do comportamento com a velocidade, ou seja, onde houver maior pressão, tem-se menor velocidade e vice-versa. Como avaliado, as menores velocidades estão no intradorso (região inferior) do perfil aerodinâmico, enquanto que as maiores velocidades são encontradas no extradorso. O gradiente de velocidades, conforme mostra a **Figura 7** estabelece uma velocidade máxima entre 19,07 e 21,45m/se mínima igual a zero.

Figura 7 - Contornos de velocidades para diferentes ângulos de inclinação: (a) 3°; (b) 0°; (c) 2°; (d) 4°



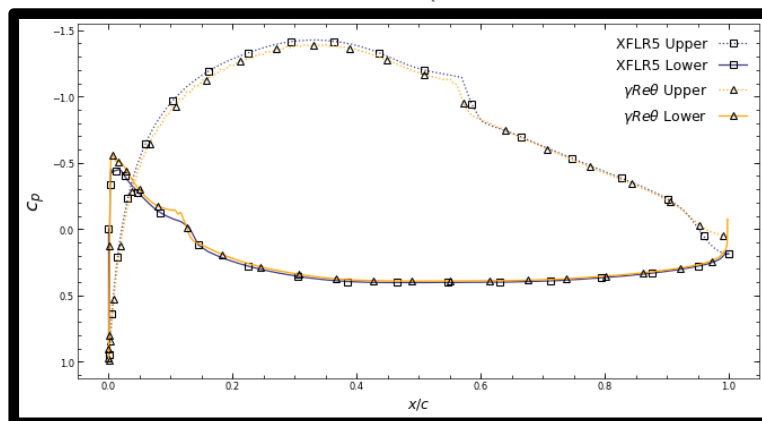
Fonte: Autoria própria (2018).

COEFICIENTE DE PRESSÃO EM ÂNGULO DE ATAQUE DE 0°

Os resultados obtidos pelo programa computacional XFLR5 e *Fluent* ($\gamma - Re\theta$) possuem satisfatória concordância, fato mostrado na **Figura 8**, uma vez que sua distribuição de C_p ao longo da corda é próxima e varia da mesma maneira ao longo da corda. Na **Figura 8**, é possível observar em $x/C = 0,15$ e $x/C = 0,55$ um decaimento brusco na relação C_p , o que indica o aparecimento do fenômeno descrito como descolamento da camada limite ou de formação de bolha. O comportamento de formação de bolhas é descrito por Carter e Davis (1984) como um fator importante na predição de estol, uma das informações mais fundamentais no projeto aerodinâmico pelo fato de sua presença alterar a pressão local, reduzindo-a e, portanto, alterando a resultante aerodinâmica além de levar à separação do fluxo do aerofólio, esse último, o principal fator para a ocorrência do estol, que acarreta na perda de sustentação abrupta do perfil aerodinâmico. Ao observar o esquema de Carter e Davis (1984), na

Figura 9, como também as curvas superior e inferior da simulação $\gamma - Re\theta$, é possível verificar esta correlação na redução da pressão, que se compreende pela elevação das curvas nos pontos em relação a corda.

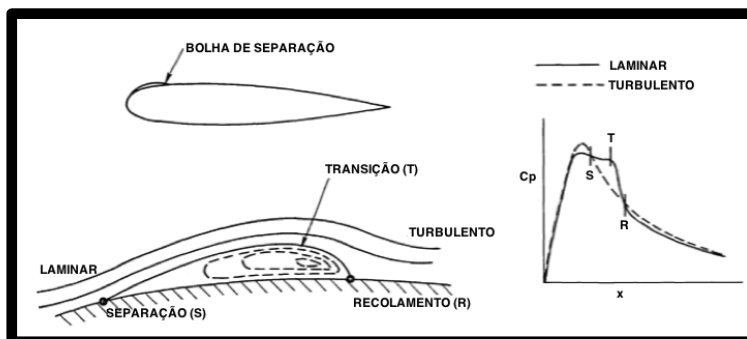
Figura 8 - Gráfico C_p x Corda 0°



Fonte: Autoria própria (2018).

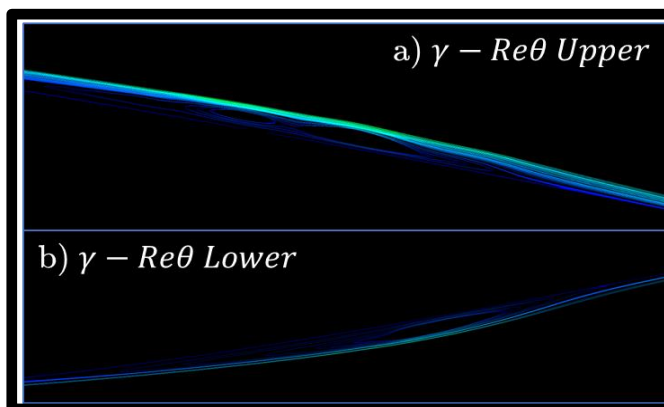
Nas simulações, essa região do perfil é observada em um gráfico de linhas de corrente (mostrado na Figura 10), onde o fenômeno mencionado torna-se visível e comporta-se como apresentado na **Figura 9**.

Figura 9 - Diagrama esquemático de bolha de separação laminar-turbulenta em aerofólio e distribuição de pressão



Fonte: Adaptada de Carter e Davis (1984, pg. 35).

Figura 10 - Gráfico de *streamlines* nos pontos de formação de bolhas: (a) Extradorso; (b) Intradorso



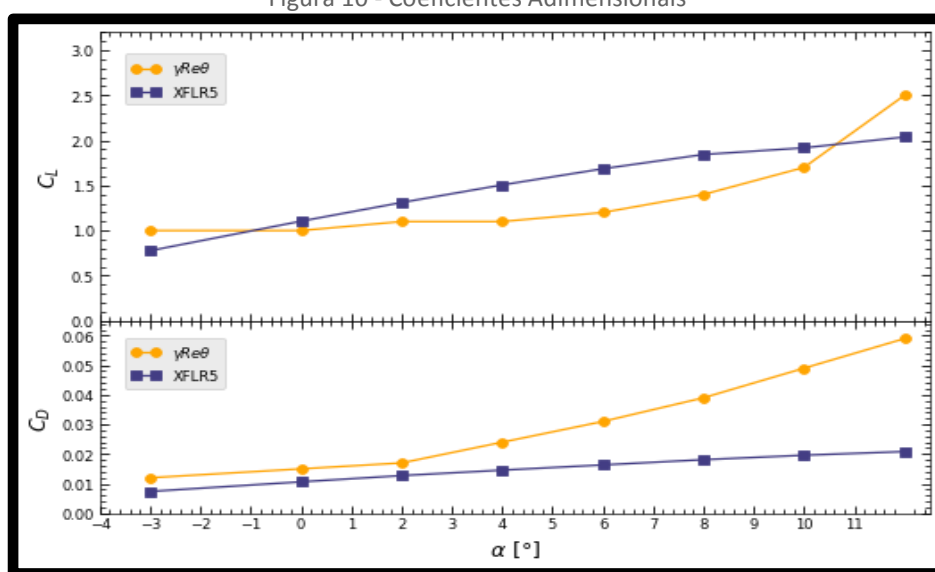
Fonte: Autoria própria (2018).

COEFICIENTES AERODINÂMICOS RESULTANTES

Por meio das **Equações (1) e (2)** e dos vetores Normal e Axial (já na forma de coeficiente aerodinâmico), os coeficientes adimensionais obtidos dessas resultantes estão ilustrados na **Figura 11**, comparando estes resultados aos obtidos por meio do programa computacional XFLR5.

Ao observar a **Figura 11** é possível notar que, apesar da distribuição de c_p ser semelhante e próxima, os coeficientes de sustentação e de arrasto se diferem. Quando avaliada a curva $dC_L/d\alpha$ nota-se que a variação da mesma não é linear para o modelo $\gamma - Re\theta$, sendo que esse é um comportamento esperado para ângulos de ataque próximos a zero. Além disso, sua maior aproximação com o obtido pelo XFLR5 ocorre no ângulo de ataque de 0° .

Figura 10 - Coeficientes Adimensionais



Fonte: Autoria própria (2018).

Pelo comparativo da curva $dC_D/d\alpha$, ambas simulações se comportam linearmente e, no caso do modelo $\gamma - Re\theta$, a curva acentua-se a partir do ângulo de ataque de 2° , enquanto o $dC_D/d\alpha$ resolvido pelo XFLR5 é constante. Pelo modelo $\gamma - Re\theta$ o arrasto é de aproximadamente o triplo nas previsões feitas para o ângulo de ataque de 12° .

Restrito a uma única configuração de malha, conforme critérios de literatura de White (2000), o presente trabalho não fornece dados o suficiente para concluir se os fenômenos de crescimento exponencial do C_D e a não linearidade da curva $dC_L/d\alpha$ são restritos ao modelo de turbulência utilizado, ou são sensíveis à malha, em diferentes ângulos de ataque e em grau de detalhamento.

Para ser encontrada a causa desse efeito é necessária a implementação de diferentes refinamentos para um mesmo ângulo de ataque e, caso necessário, diferentes critérios para geração da malha, de acordo com o ângulo de ataque a ser simulado.

CONCLUSÕES

No presente trabalho foram realizadas simulações utilizando a metodologia CFD para um perfil aerodinâmico *Eppler 423*. Dentre as simulações, são encontrados os perfis de pressão e velocidade, além de um comparativo entre os resultados obtidos utilizando o programa computacional *Fluent* e o programa computacional *XFLR5*.

Foi possível aplicar o modelo de turbulência $\gamma - Re\theta$, no *Fluent*, produzindo bons resultados, uma vez que foi possível visualizar os campos de pressão, velocidade e as relações de sua distribuição ao longo da corda, levando em consideração o fenômeno de transição laminar-turbulento do fluxo, que dá origem a formação de bolhas como constatado por Carter e Davis (1984). Além disso, devido aos coeficientes comparados terem apresentado diferença considerável entre o *Ansys Fluent* e o *XFLR5*, constatou-se a necessidade do refinamento de malha podendo ser usada topologia não estruturada, visando maior número de elementos e, assim, maior detalhamento em regiões mais afastadas das paredes do perfil.

O programa computacional *Ansys Fluent*, em sua versão *student*, constituiu grande função, por primeiramente disponibilizar o modelo de *Menter* e *Langtry*, voltado a aplicações industriais. Além do modelo disponível, através do *Fluent*, conseguiu-se solucionar um amplo escoamento com um grau de refinamento relativamente alto em sua malha por possibilitar detalhamento de até 500.000 elementos em seu módulo de fluidodinâmica, sendo $\frac{1}{4}$ do limite usado para a geração da malha desse trabalho.

Como forma de continuidade a esse trabalho pode ser empregado o uso de malha tridimensional para avaliar fuselagens, *tail booms* e trens de pouso, tais componentes possuem apenas fórmulas de aproximação para geometrias padrão. Também, com o uso do modelo de turbulência $\gamma - Re\theta$, para solução de escoamento aerodinâmico, é possível avaliar o comportamento de perfis aerodinâmicos de múltiplos corpos, compondo *flaps* e *slats*. Se a intenção for avaliar o comportamento do perfil aerodinâmico *Eppler 423* variando o regime de Reynolds, é possível aplicar uma série de simulações em determinado ângulo de ataque e fazer o uso da metodologia LLT (*Lifting Line Theory* ou Teoria da Linha de Sustentação) de Prandtl (1921) para o dimensionamento de uma asa finita e de sua correspondente distribuição de sustentação ao longo de envergadura.

Numerical Simulation of Flow Over Eppler 423 Profile

ABSTRACT

The engineering has played an important role in the development of fluid dynamics equipment. Industrial fans, ailerons, mixers and turbines are some examples at constant development. For the improvement of these equipments it is necessary study of these through experimental tests, scale models or computational resources. In the development and analysis of aerodynamic profiles, the project can be implemented through CFD (Computational Fluid Dynamics) tools. The present study has as goal solving the flow over Eppler 423 airfoil, using the turbulence model γ - $Re\theta$ and the Fluent model from Ansys Student software for obtaining information of pressure coefficient, contours of turbulence, pressure and velocity. The main aerodynamic coefficients were obtained over a wide range of angles of attack. As well was noticed the bubble formation by observing the pressure coefficient distribution all over the chord together with the streamlines plots.

KEY-WORDS: Aerodynamic; Computational Fluid Dynamics; Eppler 423.

Simulación Numérica de Flujo Sobre Perfil Aerodinámico *Eppler 423*

RESUMEN

La ingeniería ha desempeñado un papel importante en el desarrollo de equipos de dinámica de fluidos. Ventiladores industriales, alerones, mezcladores y turbinas son algunos ejemplos de equipos en constante desarrollo. La mejora de estos equipos requiere el uso de pruebas experimentales, modelos a escala o recursos de simulación computacional. En el desarrollo y análisis de perfiles aerodinámicos, el diseño puede ejecutarse a través de herramientas CFD (*Computational Fluid Dynamics*). El presente estudio tiene como objetivo resolver el flujo alrededor del perfil aerodinámico *Eppler 423*, utilizando el modelo matemático γ - $Re\theta$ y el módulo *Fluent* del *software* Ansys Student para obtener información sobre coeficientes de presión, turbulencia, presión y contornos de velocidad. Los coeficientes aerodinámicos se obtuvieron para una amplia gama de ángulos. La formación de burbujas también se observó en la distribución del coeficiente de presión a lo largo de la cuerda y mediante el uso de gráficos de líneas de flujo.

PALABRAS CLAVE: Aerodinámica; *Computational Fluid Dynamics* ; *Eppler 423*.

REFERÊNCIAS

- ANDERSON, J. D. **Computation Fluid Dynamics: the basics with applications**, v. 1, Nova York: McGraw-Hill Education, 1995.
- ANDERSON, J. D. **Fundamentos de Engenharia Aeronáutica**, v. 7, Nova York: McGraw-Hill Education, 2015.
- ANSYS® Academic Student, release 19.0. **Workbench User's Guide**, 2018.
- BRUNETTI, F. **Mecânica dos Fluidos**, v. 2, São Paulo: Pearson Prentice, 2008.
- CARTER, J.E.; DAVIS, R.L. **Analysis of Airfoil Transitional Separation Bubbles**. NASA-CR-3791 19840021785, 1984.
- FORTUNA, A.O. **Técnicas Computacionais para Dinâmica dos Fluidos**. v. 1, São Paulo: Editora da USP, 2000.
- FOX, R.W.; MCDONALD, A.T. **Introdução à Mecânica dos Fluidos**, v. 5, Rio de Janeiro: LTC – Livros Técnicos e Científicos Editora S.A., 2001.
- JUNIOR, L.J.S.; COSTA, F.P. Análise numérica de escoamento sobre perfil de asa: estudo de modelo NACA 64A004.29, **Revista Brasileira de Física Tecnológica Aplicada**, v. 3, n. 2, 2016.
- MAVRIPLIS, D. J. *et al.* **Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics**, v. 2, Wiley, 1995.
- MENTER, F.R. *et al.* **Correlation based Transition Model using Local Variables Part 1- Model Formulation**. ASME-GT2004-53452, ASME TURBO EXPO 2004, Vienna, Austria, 2004.
- PATANKAR, S.V. **Numerical Heat Transfer and Fluid Flow** – series in computational methods in mechanics and thermal sciences, v. 1, CRC Press, 1980.
- PRANDTL, L. **Applications of modern hydrodynamics to aeronautics**. Report No.: NACA 116, Göttingen University, 1921.
- RODRIGUES, L. E. M. J. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica**, v. 1, São Paulo: Cengage Learning, 2013.

ROMA, W. N. L. **Fenômenos de transportes para engenharia**, v. 2, São Carlos: RiMa, 2006.

UIUC Applied aerodynamics group. **UIUC Airfoil Coordinates Database**, Disponível em: <https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html>, Acesso em: Setembro de 2018.

VERSTEEG, H. K.; MALALASEKERA, W. **An Introduction to Computational Fluid Dynamics – The Finite Volume**, v. 1, Longman House, Harlow, Essex, Inglaterra. 1995.

VIANA, D.R. **Simulação Numérica de Perfis Aerodinâmicos de Alta Sustentação para Aplicação em um aerodesign**, Trabalho de Conclusão de Curso, Faculdade Horizontina, Horizontina. 2014.

WHITE, F. M. **Fluid Mechanics**, v. 4, McGraw-Hill, 2000.

Recebido: 30 de agosto de 2018.

Aprovado: 18 de dezembro de 2018.

DOI:

Como citar: BREITENBACH, E.C., WEBLER, G., CASSOL, F., Simulação Numérica de Escoamento sobre Perfil Aerodinâmico Eppler 423, **Revista Brasileira de Física Tecnológica Aplicada**, Ponta Grossa, v. 5, n.2, p. 20-36, dezembro. 2018.

Contato: Eduardo Breitenbach Camargo: beduardo.camargo@gmail.com

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

