

SIMULAÇÃO DE ESCOAMENTOS SOBRE AEROFÓLIOS DE ALTA SUSTENTAÇÃO UTILIZANDO SOFTWARES LIVRES

Matheus de Paula Calixtrato, matheuscalixtrato@hotmail.com¹

Andreia Aoyagui Nascimento, aanascimento@ufg.br¹

Felipe Pamplona Mariano, fpmariano@ufg.br¹

¹Universidade Federal de Goiás, Escola de Engenharia Elétrica, Mecânica e de Computação, Laboratório de Engenharia Térmica e de Fluidos, Av. Esperança, s/n, Campus Samambaia, Prédio: B5, Goiânia, GO, CEP: 74.690-900, <https://latef.emc.ufg.br/>

Resumo. O presente trabalho mostra parte dos resultados obtidos no trabalho Final de Curso do primeiro autor, sendo que o objetivo principal é obter os coeficientes de força sobre aerofólios com alto arqueamento para desenvolvimento de asas para aeronaves de competição de aerodesign. Para tanto, apresenta uma metodologia que utiliza três softwares livres: FreeCAD para desenhar o aerofólio, Salome-Meca para gerar a malha não estruturada sobre aerofólios com arqueamento elevado e o OpenFOAM para a realizar os cálculos de Dinâmica dos Fluidos Computacional e obter os coeficientes de força desejados. Compara-se os resultados obtidos no presente trabalho com os obtidos em malha estruturada e em experimentos, para dois aerofólios, NACA 4415 e EPPLER 423. As simulações apresentaram convergência e se aproximam das referências atingindo diferença da ordem de 6,75% para o aerofólio mais arqueado (EPPLER 423). Por fim, com o uso de softwares livres é possível obter resultados muito próximos de experimentos materiais, constituindo ferramentas importantes no desenvolvimento de projetos.

Palavras-chave: escoamento sobre aerofólios. OpenFOAM. Salome-Meca. NACA 4415. EPPLER 423.

Abstract. The present work shows part of the results obtained in the final work of the first author, and the main objective is to obtain the coefficients of force on airfoils with high camber for the development of aircraft wings for aerodesign competition. Then, it presents a methodology that uses three open source softwares: FreeCAD to design the airfoil, Salome-Meca to generate the unstructured mesh over airfoils with high camber and OpenFOAM to perform the calculations of Computational Fluid Dynamics and obtain the force coefficients. The results obtained in the present work are compared with those obtained in a structured mesh and in experiments, for two airfoils, NACA 4415 and EPPLER 423. The simulations presented convergence and are close to the references, reaching a difference around 6.75% for the airfoil EPPLER 423. Finally, with the use of free software it is possible to obtain results very close to material experiments, being important tools in the development of projects.

Keywords: Flow over airfoils, OpenFOAM. Salome-Meca. NACA 4415. EPPLER 423.

1. INTRODUÇÃO

A equipe de aerodesign da UFG - Aerodactyl, desenvolve projetos de aeronaves rádio controladas para participar da competição Aerodesign (SAE BRASIL, 2022). Um dos principais desafios da competição está no desenvolvimento do projeto aerodinâmico, em particular no estudo de escoamentos sobre aerofólios e asas. Os dados aerodinâmicos de aerofólios convencionais podem ser encontrados em muitas literaturas, no entanto, muitas vezes se faz necessário o desenvolvimento de aerofólios específicos para cada novo projeto. Para isso, atualmente a ferramenta mais utilizada pela equipe é o software XFLR5. Esse software é baseado na teoria de escoamentos potenciais, que apresenta algumas limitações para o cálculo do coeficiente de arrasto e sustentação. Diante disso, a equipe tem buscado novas ferramentas de Dinâmica dos Fluidos Computacional, a fim de obter dados mais precisos para escoamentos sobre aerofólios.

Como primeira alternativa, Campos e Mariano (2022) utilizou uma planilha de dados, junto com o software OpenFOAM como ferramenta para gerar malhas estruturadas e realizou simulações de escoamentos turbulentos sobre o aerofólio NACA 4415. Dessa forma, foi possível obter características do escoamento, considerando condições de contorno e modelo de turbulência mais adequados para obter dados de escoamentos sobre aerofólios de geometrias simples, ou seja, pouco arqueados. No entanto, como a equipe busca ampliar os estudos para geometrias mais complexas, faz-se necessário o desenvolvimento de um procedimento que possibilite gerar malhas para todos os tipos de aerofólios e

combinações de aerofólios tanto para análise de aeronaves biplanas quanto para análise das superfícies de controle. Para tanto, o presente trabalho, propõem o uso da Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD) e o uso de malhas não estruturadas, além disso, mantém-se o uso de softwares livres, como o FreeCAD (2022), Salome-Meca (Electricité de France, 2022) e OpenFOAM (Weller et al. 1998 e OpenFOAM, 2022).

A Dinâmica dos Fluidos Computacional consiste na aplicação de métodos numéricos, implementados em algoritmos computacionais, para resolver, de forma aproximada, as equações que modelam o comportamento fluidodinâmico. Essa abordagem permite obter soluções para diversos problemas. Assim, como nos métodos experimentais, a utilização da DFC também está sujeita a custos (custos computacionais). Além disso, se fazem necessários conhecimentos específicos e treinamento para que o pesquisador possa manipular o software usado.

É importante salientar que os métodos experimentais, analíticos e numéricos são métodos complementares, cabendo ao pesquisador adotar aqueles que forem mais adequados ao seu estudo. Para o desenvolvimento do presente trabalho foram aplicados métodos numéricos, implementados nos softwares Salome-Meca e OpenFOAM, para estudar escoamento sobre aerofólios e os resultados são comparados com trabalhos de outros autores.

O Salome-Meca é um software *Open Source* (Código aberto), gratuito, de simulação numérica (Code Aster) integrado a uma plataforma de pré-processamento e pós-processamento numérico (Salome), o que permite realizar todas as etapas de uma simulação. As simulações numéricas são baseadas no Método dos Elementos Finitos (MEF), possibilitando estudar problemas mecânicos, térmicos, acústicos, sísmicos, entre outros. Na parte de pré-processamento e pós-processamento numérico o software dispõe de ferramentas CAD (*Computer Aided Design*) e recursos com inúmeros algoritmos para geração de malhas e visualização de resultados (Electricité de France, 2022).

O OpenFOAM - *Open source Field Operation And Manipulation* (Weller et al. 1998) é também um software *Open Source*, gratuito, de simulação numérica, baseado no Método dos Volumes Finitos (MVF), orientado principalmente para aplicações na área de Mecânica dos Fluidos. Para isso, o software contém implementados diversos algoritmos de solução numérica. Esse dispõe também de ferramentas de pré-processamento e pós-processamento numérico. No entanto, as ferramentas de pré-processamento são limitadas, pois além de não apresentar muitas opções para geração de malhas, o software não conta com uma interface gráfica para o usuário. Tendo em vista as principais aplicações de cada um desses softwares, o desenvolvimento do presente trabalho é realizado a partir do software Salome-Meca, nas etapas de delimitação do domínio e geração das malhas e do software OpenFOAM, para a etapa de simulação numérica de escoamentos sobre os aerofólios NACA 4415 e EPPLER 423 (E423).

2. METODOLOGIA

Para realizar as simulações de escoamento sobre aerofólios (Eppler, 1990, Blazek, 2015, Fonseca et al., 2017) de alta sustentação são utilizados efetivamente, três softwares, o FreeCAD (2022) para desenhar o aerofólio e o domínio de cálculo, o Salome-Meca para gerar a malha no domínio desenhado e OpenFOAM (Weller et al. 1998, Jasak, 2009 e OpenFOAM, 2022), no qual estão disponíveis diversos algoritmos de solução para as equações que modelam a dinâmica dos fluidos, além de fenômenos de interação térmica e estrutural. Logo, a presente seção exhibe as equações matemáticas e os algoritmos computacionais escolhidos, dentro das opções das ferramentas computacionais, para resolver o problema proposto no presente trabalho.

2.1. Modelo físico e matemático

Aerofólio é uma geometria bidimensional obtida a partir da seção transversal de uma asa. Quando se encontra imerso e em movimento relativo com um escoamento, a velocidade do fluido é modificada em seu entorno, gerando uma força resultante. Esta força é originada pelas distribuições de pressão e de tensão de cisalhamento sobre a superfície da asa (ANDERSON, 2015). Consequentemente, o projeto do aerofólio influencia diretamente no desempenho de voo de uma aeronave, por exemplo, proporcionando diferentes: ângulos de estol, forças de sustentação, forças de arrasto, consumos de combustível, distâncias de decolagem, distâncias de pouso, etc.

O domínio de cálculo utilizado em todas as simulações do presente artigo está exposto na Fig. 1, onde a linha denominada “entrada” (semicírculo à esquerda do domínio da Fig. 1) são impostas as condições de corrente livre (U_∞), e as linhas denominadas “saída” são impostas as condições de saída do escoamento.

Também se define o número de Reynolds (Re_c) em função da corda (c) do aerofólio:

$$Re_c = \frac{|\bar{u}_\infty|c}{\nu}, \quad (1)$$

onde ν é o coeficiente de viscosidade cinemática em $[m^2/s]$. E os coeficientes de arrasto e sustentação são dados por:

$$c = \frac{2}{\rho |\bar{u}_\infty|^2 (c.1)}, \quad (2)$$

onde F pode ser F_d e F_s , que são as forças de arrasto e sustentação, respectivamente em [N], ρ é a massa específica do fluido em [m³/kg] e a área de referência é dada pela multiplicação da corda pela unidade ($c.l$), uma vez que as simulações são bidimensionais.

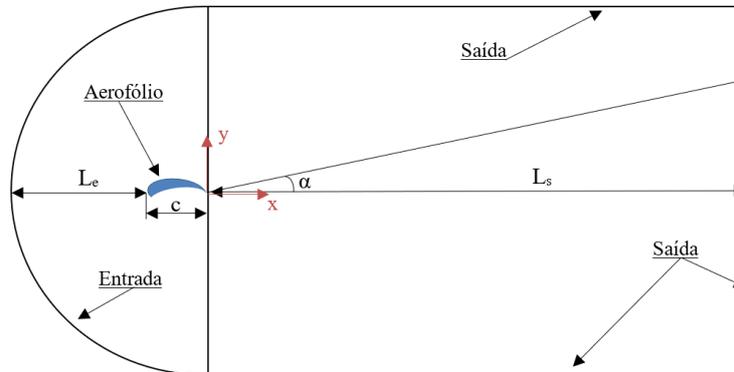


Figura 1. Domínio de cálculo utilizado no presente trabalho para estudar escoamentos sobre aerofólio.

O modelo matemático escolhido são as equações de Navier-Stokes e do balanço de massa, restritas às hipóteses para escoamentos incompressíveis, propriedades constantes. Essas equações, juntamente com as restrições sugeridas, estão disponíveis no software OpenFOAM (2022) em suas formas tridimensionais e em coordenadas cartesianas:

$$\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left[(v + v_t) \frac{\partial u}{\partial x} \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[(v + v_t) \frac{\partial u}{\partial y} \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[(v + v_t) \frac{\partial u}{\partial z} \right], \quad (4)$$

$$\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial x} \left[(v + v_t) \frac{\partial v}{\partial x} \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[(v + v_t) \frac{\partial v}{\partial y} \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[(v + v_t) \frac{\partial v}{\partial z} \right], \quad (5)$$

$$\frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial}{\partial x} \left[(v + v_t) \frac{\partial w}{\partial x} \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[(v + v_t) \frac{\partial w}{\partial y} \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[(v + v_t) \frac{\partial w}{\partial z} \right], \quad (6)$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial x} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0. \quad (7)$$

Entretanto, com o uso da condição de contorno do tipo “empty”, disponível no OpenFOAM, nas duas faces do domínio na direção z , as Eqs. 4 a 7 são simplificadas e tornam-se bidimensionais, além disso, utiliza-se a hipótese de escoamento em regime permanente:

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left[(v + v_t) \frac{\partial u}{\partial x} \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[(v + v_t) \frac{\partial u}{\partial y} \right], \quad (8)$$

$$u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial x} \left[(v + v_t) \frac{\partial v}{\partial x} \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[(v + v_t) \frac{\partial v}{\partial y} \right], \quad (9)$$

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0, \quad (10)$$

onde u e v são as componentes de velocidade nas direções x , y , respectivamente, p é a pressão e v_t é a viscosidade turbulenta dada por um modelo de turbulência, especificamente, no presente trabalho, usa-se o modelo de Spalart e Allmaras (1994):

$$v_t = \tilde{\nu} \cdot f_{v1}, \quad (11)$$

sendo que $\tilde{\nu}$ a viscosidade turbulenta modificada, dada por:

$$u \frac{\partial(\rho \tilde{\nu})}{\partial x} + v \frac{\partial(\rho \tilde{\nu})}{\partial y} = \frac{1}{\sigma_{vt}} \nabla \cdot [\nu + \tilde{\nu}] \nabla \tilde{\nu} + \frac{C_{b2}}{\sigma_{vt}} \rho |\nabla \tilde{\nu}|^2 + C_{b1} \rho \tilde{S} \tilde{\nu} - C_{w1} f_w \rho \left(\frac{\tilde{\nu}}{d} \right)^2 + S_{\tilde{\nu}}, \quad (12)$$

e:

$$f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + C_{v1}^3}. \quad (13)$$

As demais variáveis do modelo Spalart-Allmaras adotado encontram-se em OpenFOAM (2022) e Silveira-Neto (2020). Para fechar o modelo matemático são usadas as condições de contorno apresentadas na Tab.1.

Tabela 1. Condições de contorno adotadas.

	Entrada	Saída	Aerofólio
Velocidade [m/s]	$ \vec{U}_\infty = 1,0$	$\nabla u = \nabla v = 0,0$	$u=v=0,0$
Pressão [Pa]	$\nabla p = 0,0$	$p=0,0$ (manométrica)	$\nabla p = 0,0$
$\tilde{\nu}$ [m²/s]	6,67e-6	6,67e-6	0,0

O principal detalhe sobre as condições de contorno é a imposição da velocidade de corrente livre, a qual possui módulo unitário e sua decomposição nas direções x e y é dada por:

$$\vec{U}_\infty = \cos(\alpha)\hat{i} + \sin(\alpha)\hat{j} \quad (14)$$

A decomposição da velocidade de corrente livre nas direções x e y ocorre em virtude da corda sempre ficar paralela à direção horizontal, x. Com isso, para obter os resultados dos escoamentos com ângulos de ataque (α) diferentes de 0°, inclina-se a velocidade de corrente livre (U_∞) em relação ao eixo x com um ângulo igual ao valor de α no qual se deseja simular o escoamento. Esse procedimento é adotado para não ter que refazer a malha para diferentes ângulos de ataques.

2.2. Método numérico-computacional

Efetivamente, para realizar as simulações do presente artigo, que tem como foco a discretização do domínio físico utilizando malhas não-estruturadas e comparando os resultados com a discretização com malhas estruturadas, dividiu-se a etapa de pré-processamento em três passos: a primeira utilizando um software CAD (FreeCAD, 2022) desenha-se o domínio da Fig. 1, juntamente com o aerofólio desejado.

No segundo passo, são geradas malhas não-estruturadas triangulares a partir do algoritmo NETGEN, que se baseia no método frente de avanço e se encontra disponível no software Salome-Meca (Electricité de France, 2022). O método da frente de avanço adiciona elementos individuais, um por vez, a partir das fronteiras do domínio e avança para o interior, até que todo o domínio esteja discretizado, para um domínio bidimensional, geram-se os nós nas fronteiras, que são conectados por arestas, formando a frente inicial. À medida que a frente avança para o interior, linhas são continuamente adicionadas ou removidas, de forma a evitar intersecções e satisfazerem os parâmetros de controle (Blazek, 2015). A construção de uma malha de qualidade é importante para garantir a convergência da simulação e exatidão dos resultados. De modo geral, a malha precisa ser refinada nas regiões onde o escoamento apresenta intensificação dos gradientes das variáveis.

No entanto, na maioria dos casos não se conhece o comportamento do escoamento, sendo necessário executar um processo iterativo, gerando-se as malhas, a fim de descobrir as regiões adequadas para aplicação de refinamentos locais. Como as características dos escoamentos sobre os aerofólios em estudo já são previamente conhecidas, o processo para a geração das malhas foi direto, pois sabe-se que os maiores gradientes das variáveis primárias estão próximos ao aerofólio e na esteira de vórtices gerada, não sendo necessários realizar processos iterativos.

No presente trabalho, são geradas cinco malhas sobre o aerofólio NACA 4415 e uma malha para o E423, sendo que os parâmetros adotados para utilizar o algoritmo NETGEN estão apresentados na Tab. 2.

Tabela 2. Parâmetros adotados no algoritmo NETGEN para as cinco malhas utilizadas no presente trabalho.

Parâmetro	NACA 4415					E423
	Malha 1	Malha 2	Malha 3	Malha 4	Malha 5	Malha 6
Max. size	2,0	1,0	0,50	0,25	0,125	0,25
Min. size	0,020	0,010	0,0050	0,0025	0,00125	0,0025
Growth rate	0,050	0,050	0,050	0,050	0,050	0,10
Local sizes	0,020	0,010	0,0050	0,0025	0,00125	0,0025
Start length	2,0	1,0	0,50	0,25	0,125	0,0025
Start length	0,020	0,010	0,0050	0,0025	0,00125	0,0025
Volumes	11019	23646	56725	149492	454881	126871

Inicia-se o terceiro passo utilizando o software OpenFOAM, no qual o arquivo da malha gerada é importado e as hipóteses e condições de contorno descritas na seção 2.1 são impostas. O OpenFOAM utiliza o método dos volumes finitos de segunda ordem de convergência espacial, dividindo o domínio físico em múltiplos volumes discretos conectados entre si. As equações que modelam o problema (Eqs. 8 a 13) também são discretizadas e resolvidas para cada volume, garantindo que os fluxos de massa e quantidade de momento linear sejam consistentes entre as superfícies que os conectam (Mavriplis, 1997 e Maliska, 2017).

Para obter as soluções numéricas das Eqs. 8 a 13, utiliza-se o algoritmo SIMPLE, o qual está disponível no OpenFOAM para resolver problemas com escoamentos incompressíveis, em regime permanente e possibilita a introdução de modelos de turbulência, exatamente como no problema apresentado na seção 2.1. Mais detalhes a respeito do algoritmo SIMPLE podem ser encontrados em OpenFOAM (2015), Fortuna (2012) e Maliska (2017).

3. RESULTADOS

Os resultados são divididos em duas seções, a primeira diz respeito a análise de convergência de malha, na qual são realizadas simulações de escoamento sobre o aerofólio NACA 4415, em cada uma das cinco malhas apresentadas na Tab. 2. E a segunda seção são os resultados do escoamento sobre o aerofólio EPPLER 423 (Eppler, 1990), que é considerado um aerofólio de alta sustentação com elevada curvatura.

3.1. Simulações de escoamentos sobre o aerofólio NACA 4415

Para todas essas simulações utilizou-se $Re_c=7.5e(5)$, como definido na Eq. 2, e ângulo de ataque $\alpha=10^\circ$. Os perfis de pressão e componente horizontal de velocidade, são analisados em $x/c=0,05$, próximo ao bordo de fuga, observou-se que os perfis não apresentam variações significativas a partir da malha 2, conforme pode ser visto na Fig. 2.

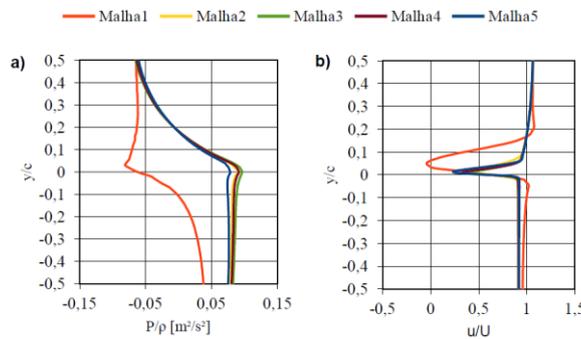


Figura 2. Perfis em y para $x/c = 0,05$: a) Pressão; b) Velocidade na direção x.

Além dos perfis e campos de pressão e velocidades, são analisados os coeficientes de forças, em relação ao refinamento da malha. Como pode ser visto na Fig. 3a, o coeficiente de arrasto (Eq. 2), converge a partir da malha 3 ($c_d = 0,0262$), sendo os valores de c_d para as malhas 4 e 5 iguais a: 0,0258 e 0,0274, respectivamente. O coeficiente de sustentação (Eq. 3) converge a partir da malha 2 ($c_l=1,42$), vide Fig. 3b, sendo os valores de c_l para as malhas 3, 4 e 5 iguais a: 1,46; 1,44 e 1,38; respectivamente.

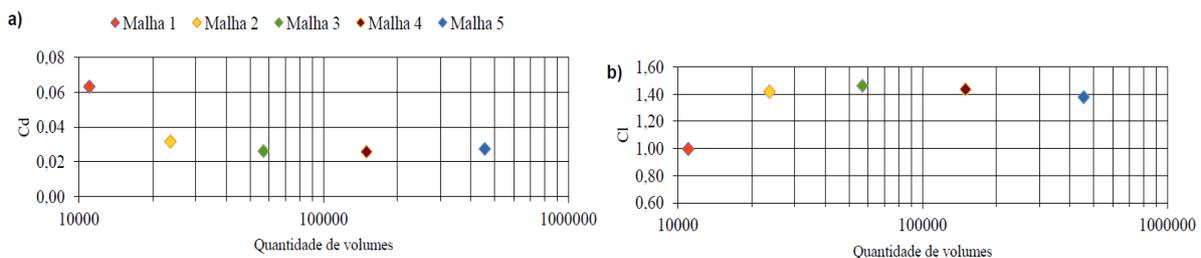


Figura 3. Coeficiente aerodinâmicos em função da malha: a) Coeficiente de arrasto; b) Coeficiente de sustentação.

Tendo em vista que as malhas 3, 4 e 5 convergem, adotou-se a malha 4 para simular o escoamento sobre o aerofólio NACA 4415 em diferentes ângulos de ataque: 0° , 2° , 4° , 6° , 8° e 10° . A Tab. 3 apresenta os coeficientes aerodinâmicos resultantes das simulações.

Tabela 3. Coeficientes aerodinâmicos para o aerofólio NACA 4415.

α [°]	c_l	c_d
0,0	0,43	0,0115
2,0	0,64	0,0130
4,0	0,85	0,0152
6,0	1,05	0,0181
8,0	1,25	0,0216
10	1,44	0,0258

A fim de validar os resultados, os coeficientes de sustentação da Tab. 2 são comparados com os apresentados no trabalho de Campos e Mariano (2022), que utilizam o próprio software OpenFOAM, porém, utilizando malha estruturada; e com o trabalho de Hoffman (1996), que são resultados experimentais obtidos em túnel de vento. Vide Fig. 4.

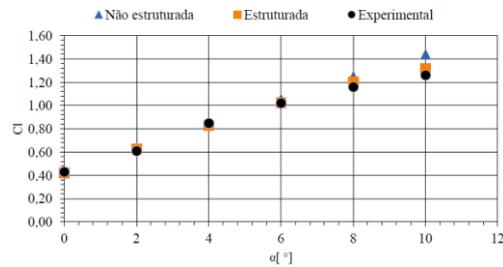


Figura 4. Coeficientes de sustentação do aerofólio NACA 4415 em função do ângulo de ataque: “Estruturada” resultados de Campos e Mariano (2022), “Experimental” resultados de Hoffman (1996) e “Não estruturada” resultados do presente trabalho.

Na Fig. 4, nota-se que os valores referentes à malha estruturada (Campos e Mariano, 2022) se aproximam mais aos do método experimental de Hoffman (1996) em comparação com os resultados da malha não-estruturada, simulações do presente trabalho, principalmente para ângulos de ataque maiores. Isso se deve a maior capacidade da malha estruturada em capturar melhor as variações nas regiões próximas a camada limite, pois, de modo geral, a malha estruturada confere uma resolução mais fina que a malha não-estruturada. Isso é verificado analisando os desvios percentuais em relação aos valores obtidos experimentalmente (Hoffman, 1996) na Tab. 4. Para a malha não-estruturada, tem-se que os desvios percentuais médio e máximo são: 5,03% e 14,24%, respectivamente. Já para a malha estruturada (Campos e Mariano, 2022), tem-se que os desvios percentuais médio e máximo são: 2,69% e 4,75%, respectivamente.

Tabela 4. Desvios percentuais dos valores de c_l do presente trabalho (malha não estruturada) em relação ao trabalho experimental de Hoffman (1996) e de com malhas estruturadas de Campos e Mariano (2022).

α [°]	Não estruturada	Estruturada
0,0	0,41%	2,03%
2,0	4,50%	3,09%
4,0	0,050%	2,13%
6,0	3,18%	0,28%
8,0	7,80%	3,86%
10	14,2%	4,75%

3.1. Simulações de escoamentos sobre o aerofólio EPPLER 423 (E423)

Os parâmetros aplicados ao gerar a malha 4, para o aerofólio NACA 4415, também são utilizados ao gerar a malha para as simulações de escoamento sobre o aerofólio E423, com exceção da taxa de expansão, conforme mostrado na Tab. 1. Sendo necessário aumentá-la para que a malha se adequasse à geometria do E423. Então, simula-se os escoamentos sobre o aerofólio E423 para os seguintes ângulos de ataque: -4° , 0° , 4° , 8° , 10° e 12° com $Re_c=4.75e(5)$.

Na Fig. 5 são ilustrados os campos de pressão e magnitude da velocidade para o ângulo de ataque de 12° . De uma forma geral, percebe-se que a pressão é maior no intradorso do aerofólio em relação ao extradorso. É devido a esse comportamento que surge a força de sustentação e que possibilita uma aeronave voar.

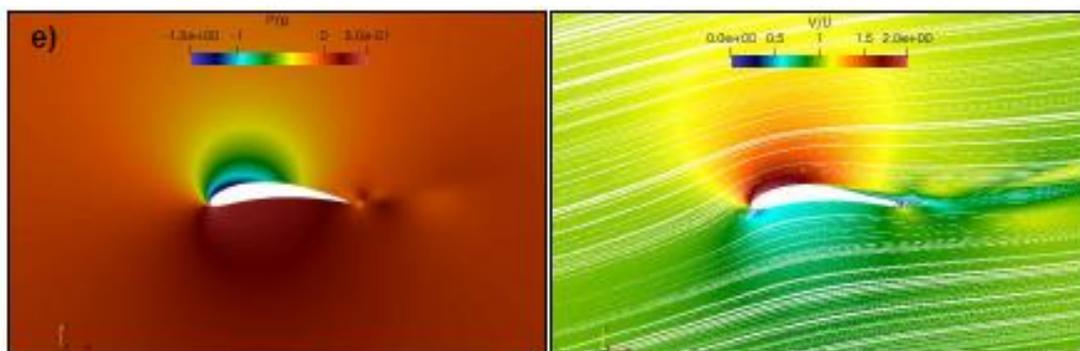


Figura 5. Campos de pressão e velocidades sobre o aerofólio E423 para ângulo de ataque 12° .

É possível notar também o surgimento de recirculações no extradorso do aerofólio, próximo ao bordo de fuga para o ângulo de 12° (Fig. 5). Esse fenômeno ocorre devido a intensificação do gradiente adverso de pressão que implica na separação do fluxo a jusante do aerofólio e na formação de uma esteira de vórtices. Com isso, acredita-se que o aerofólio está próximo do ângulo de estol, conforme foi constatado por Fonseca *et al.* (2017).

A fim de validar os resultados, plotou-se, em um mesmo gráfico (Fig. 6), os coeficientes de sustentação obtidos no presente trabalho, os coeficientes de sustentação obtidos via método dos painéis, através do software XFRL5, e os coeficientes de sustentação experimentais, obtidos em túnel de vento, por Selig e Guglielmo (1997).

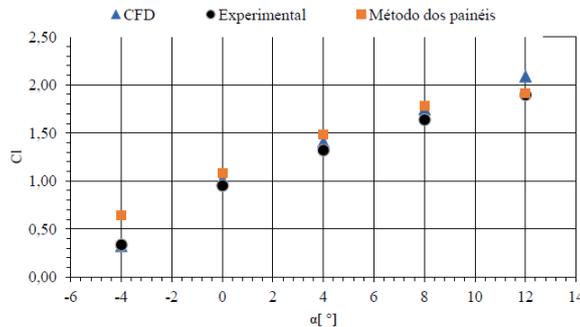


Figura 6. Coeficientes de sustentação do aerofólio E423 em função do ângulo de ataque.

Destaca-se os valores elevados de c_l para o E423 frente ao NACA 4415 (Tab. 3), o que caracteriza como um aerofólio de alta sustentação, por esse motivo, comumente usados em competições de Aerodesign. Na Fig. 6, nota-se que os valores obtidos numericamente via OpenFOAM se aproximam mais aos do método experimental (Selig e Guglielmo, 1997) em comparação aos obtidos pelo método dos painéis, principalmente para ângulos de ataque menores. Isso ocorre pois para ângulos menores o fluxo fica colado sobre o aerofólio, conseqüentemente os efeitos da viscosidade do fluido são mais significativos. Como no método dos painéis o escoamento é considerado invíscido a sua aplicação funciona melhor para ângulos de ataque mais elevados.

Calculando-se os desvios em relação aos resultados experimentais (Selig e Guglielmo, 1997), tem-se que os desvios percentuais médio e máximo, adotando-se o OpenFOAM, são iguais a: 6,75% e 10,08%, respectivamente. Já para o método dos painéis, tem-se que os desvios percentuais médio e máximo são iguais a: 25,35% e 90,91%, respectivamente. A Tab. 5 mostra os desvios avaliados para todos os ângulos de ataque simulados.

Tabela 5. Desvios percentuais dos valores de c_l em relação ao trabalho de Selig e Guglielmo (1997), utilizando o método dos painéis e a metodologia do presente trabalho.

α [°]	Método dos painéis	Presente trabalho
-4,0	90,91%	3,67%
0,0	13,65%	6,96%
4,0	12,25%	6,55%
8,0	8,99%	6,49%
12	0,94%	10,08%

4. CONCLUSÕES

O presente trabalho permitiu aprimorar os conhecimentos e técnicas para a utilização dos softwares de simulação numérica: Salome-Meca e OpenFOAM. Tais softwares se mostraram válidos para o estudo de escoamentos sobre aerofólios.

Malhas mais refinadas possibilitaram identificar uma faixa maior de valores nas variáveis, tais como pressão e velocidade. Isso ocorre pois quanto mais refinada for a malha menores serão os seus volumes, de forma que as pequenas variações das propriedades ao longo do domínio podem ser calculadas com maior precisão. Para atingir a convergência da malha não-estruturada são gerados menos volumes frente a malha estruturada. Em seu estudo, Campos e Mariano (2022) gerou aproximadamente 75000 volumes para a malha em que a convergência foi atingida. Já para a malha não-estruturada deste estudo, foram gerados 56725 volumes, cerca de 24% a menos. Isso se deve principalmente à flexibilidade da malha não-estruturada em discretizar diferentes geometrias e como consequência torna a simulação menos onerosa em termos de tempo computacional e uso de memória.

Para as simulações usando o aerofólio E423, os valores obtidos numericamente usando o OpenFOAM se aproximam mais aos do método experimental, em comparação aos obtidos pelo método dos painéis, principalmente para ângulos de

ataque menores. Isso ocorre pois para ângulos menores os efeitos da viscosidade do fluido são mais significativos e no método dos painéis o escoamento é considerado invíscido.

Apesar de não apresentar tantos recursos, para a modelagem 3D, o software Salome-Meca é gratuito e se mostra uma ferramenta bastante útil para geração de malhas. Espera-se, com o presente trabalho, ter contribuído na área de Dinâmica dos Fluidos Computacional, permitindo que a equipe de aerodesign da UFG, Aerodactyl avance em projetos de aeronaves.

Sugere-se, para trabalhos futuros, a aplicação de outros tipos de malhas, como por exemplo: malhas não-estruturada quadriláteras e malhas híbridas, sendo essa última aplicada visando mesclar as vantagens das malhas estruturadas e não-estruturada. Se faz necessário também o desenvolvimento de um procedimento para a simulação de corpos tridimensionais como a asa e a própria aeronave, de forma a estudar fenômenos que não são previstos em simulações bidimensionais, tal como o efeito de ponta de asa.

5. AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem à FURNAS Centrais Elétricas e ao Programa de Pesquisa e Desenvolvimento Tecnológico (P&D) da ANEEL pelo suporte financeiro.

6. REFERÊNCIAS

- Anderson Jr, J. 2015. “*Fundamentos de Engenharia Aeronáutica: Introdução ao voo*”. McGraw Hill, Nova York, 7ª edição.
- Blazek, J. 2015. “*Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications*”. Elsevier, Oxford, 3ª edição.
- Campos, P.A.C. e Mariano, F.P., 2022. “Simulação de escoamentos turbulentos em aerofólios utilizando o software OpenFOAM”. In Anais do XXVIII Congresso Nacional de Estudantes de Engenharia Mecânica – CREEM2023. Santa Maria, Brazil.
- Electricité de France. 2022. “Finite element CodeAster, Analysis of Structures and Thermomechanics for Studies and Research”. 30 Jan. 2023. Open source on <www.code-aster.org>.
- Eppler, R. 1990. “*Airfoil Design and Data*”. Springer-Verlag, New York.
- Fonseca, W.D.P., Sousa Filho, L.M. e Nascimento, S.F. 2017. “Estudo numérico do escoamento e das características aerodinâmicas em aerofólios com flap”. Anais do Congresso Técnico Científico da Engenharia e da Agronomia - CONTECC'2017, Belém.
- Fortuna, A.O., 2012. “*Técnicas Computacionais para Dinâmica dos Fluidos: Conceitos Básicos e Aplicações*”. Editora da Universidade de São Paulo, São Paulo, 2ª edição.
- FreeCAD, 2022. “FreeCAD documentation”. 30 Jan. 2023 <www.freecadweb.org>.
- Hoffman, M.J., Ramsay, R.R. e Gregorek, G.M., 1996. “Effects of grit roughness and pitch oscillations on the NACA 4415 airfoil”. Technical report, The Ohio State University, Columbus, USA.
- Jasak, H. 2009. “OpenFOAM: Open source CFD in research and industry”. *International Journal of Naval Architecture and Ocean Engineering*, Vol. 1, p. 89-94. <<https://doi.org/10.2478/IJNAOE-2013-0011>>.
- Maliska, C.R. 2017. “*Transferência de Calor e Mecânica dos Fluidos Computacional*”. LTC, Rio de Janeiro, 2ª edição.
- Mavriplis, D.J. 1997. “Unstructured grid techniques”. *Annual Review Fluid Mechnic*, Vol. 29, p. 473-514.
- OpenFOAM, 2022. “OpenFOAM documentation”. 30 Jan. 2023 <www.openfoam.org>.
- SAE BRASIL, 2022. “AeroDesign”. 30 Jan. 2023. <<https://saebrasil.org.br/programas-estudantis/aero-design-sae-brasil/>>.
- Selig, M.S. e Guglielmo, J.J. 1997. “High lift low Reynolds number airfoil design”, *Journal of Aircraft*. Vol. 34, N. 1, p. 72-82. <<https://doi.org/10.2514/2.2137>>.
- Silveira Neto, A. 2020. *Escoamentos Turbulentos: Análise Física e Modelagem Teórica*. Editora Composer, Uberlândia, 1ª edição.
- Spalart, P.R. and Allmaras, S.R., 1994. “A one equation turbulence model for aerodynamic flows”. *La Recherche Aérospatiale*, Vol. 30, No. 1, p. 5-21.
- Weller, H. G., Tabor, G., Jasak, H. e Fureby, C. 1998. A tensorial approach to computational continuum mechanics using object-oriented techniques, *Computers in Physics*, Vol. 12, N. 6, p. 620-631. <<http://dx.doi.org/10.1063/1.168744>>.

7. RESPONSABILIDADE PELAS INFORMAÇÕES

Os autores são os únicos responsáveis pelas informações incluídas neste trabalho.