

SIMULAÇÕES COMPUTACIONAIS DE ESCOAMENTOS SOBRE MÚLTIPLOS AEROFÓLIOS UTILIZANDO SOFTWARES LIVRES

Arthur Inácio Santos Silveira¹, Guilherme Henrique Moura Guimarães¹, Felipe Pamplona Mariano¹

¹Laboratório de Engenharia Térmica e de Fluidos (LATEF), Escola de Engenharia Elétrica, Mecânica e de Computação (EMC), Universidade Federal de Goiás, Goiânia, Brasil (arthurinacios15@gmail.com)

Resumo: Este estudo de Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD) investigou os aerofólios CH10 e NACA 0012, utilizando os softwares livres FreeCAD, SalomeMeca e OpenFOAM. O objetivo foi analisar a convergência das malhas e determinar os coeficientes aerodinâmicos de sustentação (C_l), arrasto (C_d) e momento (C_m). A pesquisa explora a relevância desses softwares no cenário aeronáutico, especialmente no contexto do aerodesign, proporcionando dados precisos para o desenvolvimento de aviões para competição.

Palavras-chave: Dinâmica dos Fluidos Computacional; Conjunto asa cauda; OpenFOAM; SalomeMECA; FreeCAD.

INTRODUÇÃO

O cenário do Aerodesign tem ganhado destaque no meio acadêmico e na indústria aeronáutica, impulsionado por competições desafiadoras (SAE BRASIL, 2024), onde equipes como a AeroDactyl da Universidade Federal de Goiás (UFG) buscam excelência. Para enfrentar os desafios de projetar aeronaves que atendam a critérios rigorosos de desempenho, carga útil e autonomia, ferramentas avançadas são essenciais. O software XFLR5, amplamente utilizado para análises aerodinâmicas, tem suas limitações em escoamentos complexos sobre aerofólios, levando equipes como a AeroDactyl a buscar alternativas mais precisas.

Uma dessas alternativas é a Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD), que permite simular o comportamento dos fluidos ao redor das aeronaves em movimento. Enquanto o XFLR5 baseia-se na teoria de escoamentos potenciais, as equações de Navier-Stokes e da continuidade resolvidas através de métodos numéricos oferecem uma abordagem mais detalhada, fornecendo informações precisas sobre as forças aerodinâmicas que afetam a aeronave. Estudos recentes, como o de Calixtrato e Mariano (2023), têm adotado malhas não estruturadas para explorar geometrias complexas, como aerofólios de alta sustentação, oferecendo uma abordagem complementar e flexível.

Este trabalho expande essa pesquisa, utilizando malhas não estruturadas para simular escoamentos sobre a asa e a cauda da aeronave, permitindo uma análise abrangente do comportamento aerodinâmico e da interação entre diferentes componentes.

Ferramentas de código aberto como FreeCAD (2024), SalomeMeca (Elettricit  de France, 2024) e OpenFOAM (OpenFOAM, 2024) são empregadas para modelagem 3D, geração de malhas e simulação de dinâmica de fluidos, respectivamente. Essa combinação permite avaliar o desempenho aerodinâmico e otimizar projetos de forma acessível e econ mica, oferecendo às equipes de Aerodesign uma plataforma poderosa para desenvolver aeronaves competitivas com custos reduzidos e resultados precisos.

METODOLOGIA

Os aerofólios selecionados para a simulação foram o CH10 e o NACA 0012, devido ao interesse da equipe em estudar a viabilidade de suas geometrias. Nas Figuras 1 e 2, são representadas as seções de cada aerofólio.

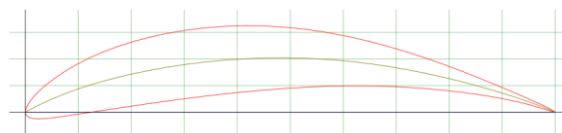


Figura 1. CH10, Airfoil Tools (2024).

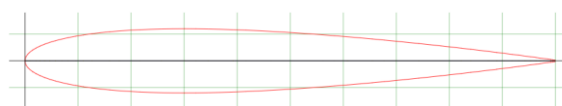


Figura 2. NACA 0012, Airfoil Tools (2024).

Esta metodologia integra o uso dos softwares FreeCAD, SalomeMeca e OpenFOAM para simulação aerodinâmica. No FreeCAD (2024),

modela-se as seções transversais dos aerofólios, sendo o da asa representado pelo perfil CH10 e o da cauda pelo perfil NACA 0012. Em sequência, o SalomeMeca é empregado para gerar a malha, uma etapa crucial para garantir resultados de qualidade em geometrias complexas. Com a malha gerada, foram realizadas simulações de escoamentos sobre o conjunto asa cauda para um ângulo de ataque de 4°. Por fim, o OpenFOAM (OpenFOAM, 2024) realiza a simulação numérica do escoamento, fornecendo dados sobre forças aerodinâmicas e comportamento do fluxo. As próximas seções detalharão modelos físico e matemático e o procedimento numérico utilizado para geração e análise dos resultados.

FORMULAÇÃO TEÓRICA

A compreensão dos princípios fundamentais relacionados aos aerofólios e às forças aerodinâmicas é essencial para o desenvolvimento de uma metodologia robusta de simulação. Tendo em vista isso, os aerofólios, estruturas fundamentais resultantes da intersecção de um plano perpendicular com a asa de uma aeronave, são elementos aerodinâmicos projetados para gerar sustentação quando expostos ao fluxo de ar. Sua forma e curvatura específicas induzem variações na pressão do ar ao seu redor, resultando em uma força ascendente que é essencial para a elevação da aeronave. Esta característica torna os aerofólios elementos cruciais na engenharia aeronáutica, influenciando diretamente o desempenho e a eficiência das aeronaves. Nesse contexto, conforme destacado por Anderson (2015), a corda do aerofólio, representada pelo símbolo "c", é definida como a linha reta que conecta os bordos de ataque e de fuga. Essa medida não apenas caracteriza a geometria dos aerofólios, mas também desempenha um papel fundamental na análise e no projeto aerodinâmico das asas das aeronaves.

Além da sustentação, outras forças aerodinâmicas atuam sobre os aerofólios durante o voo. O arrasto, por exemplo, é uma força de resistência que se opõe ao movimento da aeronave, sendo influenciada principalmente pela forma e pelo perfil do aerofólio. O momento, por sua vez, é um efeito rotacional resultante da distribuição de pressão ao longo do aerofólio, afetando a estabilidade e a manobrabilidade da aeronave.

Nas equações 1, 2 e 3, respectivamente, estão expostas as fórmulas para os coeficientes de sustentação, arrasto e momento utilizadas.

$$C_l = \frac{L}{\rho |U_\infty|^2 S} \quad (1)$$

$$C_d = \frac{D}{\rho |U_\infty|^2 S} \quad (2)$$

$$C_{m,1/4} = \frac{M}{\rho |U_\infty|^2 S c} \quad (3)$$

Onde "ρ" a massa específica do ar em kg/m³, "U_∞" a

velocidade do ar da corrente livre em m/s, "c" a corda do aerofólio analisado em m e "S" a área planiforme em m da superfície aerodinâmica analisada, que pode ser a asa ou a cauda. No que diz respeito às forças na equação, "L" e "D" denotam as forças de sustentação e arrasto em N, respectivamente. Paralelo a isso, "M" representa o momento em Nm, em estudos sobre aerofólios subsônicos, é comumente adotada a análise dos momentos em torno de um ponto localizado na corda a uma distância c/4 em relação ao bordo de ataque, conhecido como ponto de um quarto da corda (Anderson, 2015).

Nesse contexto, estabelece-se também o Número de Reynolds, uma grandeza adimensional que caracteriza o regime de escoamento de um fluido ao redor de um objeto sólido. O Re é fundamental na determinação dos regimes de fluxo – laminar ou turbulento, e influencia fenômenos como transição de escoamento, perda de carga e arrasto em uma ampla gama de aplicações da Engenharia. Na equação 4, define-se essa variável em função da corda do aerofólio.

$$Re_c = \frac{\rho |U_\infty| c}{\mu} \quad (4)$$

Onde "μ", diz respeito a viscosidade dinâmica do ar em kg/(ms). Para o presente trabalho é adotado um Re_c correspondente à 750.000.

Para representar o comportamento do fluxo de ar ao redor dos aerofólios, é necessário recorrer a modelos matemáticos que descrevam de forma precisa as interações fluidodinâmicas envolvidas. Nesse contexto, optou-se pela utilização das equações de Navier-Stokes, que são equações diferenciais parciais que descrevem o comportamento dos fluidos. Este modelo matemático é particularmente adequado para simular escoamentos incompressíveis, nos quais as variações de massa específica são negligenciáveis, e para condições onde as propriedades do fluido são constantes.

As equações 5, 6, 7 e 8, representam as equações de continuidade e quantidade de movimento e estão implementadas no software OpenFOAM em suas formas tridimensionais e em coordenadas cartesianas:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0 \quad (5)$$

$$\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x} + \nu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) \quad (6)$$

$$\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial y} + \nu \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right) \quad (7)$$

$$\frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial z} + \nu \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right) \quad (8)$$

Onde "u", "v" e "w", são as componentes das velocidades em m/s na direção x, y e z, respectivamente. "P" consiste na pressão dada em Pa e "ν" é a viscosidade cinemática do fluido que para fins de análise possui um valor de 1,333x10⁻⁶ m²/s.

No âmbito do presente estudo, várias condições são estabelecidas para facilitar a resolução das equações

de Navier-Stokes em coordenadas cartesianas. Inicialmente, é imposto o requisito de escoamento incompressível, devido à velocidade considerável das simulações em curso. Adicionalmente, são consideradas propriedades constantes, assumindo-se que a viscosidade cinemática e a massa específica permaneçam invariantes ao longo de todas as simulações. Outra suposição relevante é a bidimensionalidade do escoamento, resultante da aplicação da condição de contorno "empty" nas faces "front" e "back" do domínio de simulação, posicionadas na direção z . Por fim, adota-se a hipótese de regime estacionário, caracterizada pela ausência de variação temporal significativa das variáveis de interesse em todo o domínio analisado.

Dessa maneira, dada as determinadas simplificações, obtém-se as equações de 9, 10 e 11:

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (9)$$

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \nu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right) \quad (10)$$

$$u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + \nu \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} \right) \quad (11)$$

Por fim, na Tabela 1 serão apresentadas as condições de contorno pertinentes à formulação teórica estabelecida:

Tabela 1. Condições de contorno adotadas, Calixtrato e Mariano (2023).

Parâmetros	Entradas	Saídas	Aerofólios
Velocidade [m/s]	$ U_\infty = 1,0$	$\nabla u = \nabla v = 0,0$	$u = v = 0,0$
Pressão [Pa]	$\nabla p = 0,0$	$p = 0,0$ (manométrica)	$\nabla p = 0,0$

Onde " $|U_\infty|$ ", é constituída das seguintes componentes horizontal e vertical:

$$\vec{U}_\infty = U \cdot \cos(\alpha) \hat{i} + U \cdot \sin(\alpha) \hat{j} \quad (12)$$

Dado que a velocidade da corrente livre foi estabelecida como unitária, as equações que governam tanto a magnitude quanto a direção da velocidade à qual o domínio de simulações está sujeito é exposta nas Equações 13 e 14:

$$Ux = \cos(\alpha) \quad (13)$$

$$Uy = \sin(\alpha) \quad (14)$$

PROCEDIMENTOS COMPUTACIONAIS

O presente estudo utilizou o método de volumes finitos de segunda ordem, juntamente com o método SIMPLE de acoplamento pressão-velocidade para realizar as simulações, destacando a discretização do domínio físico por meio de malhas não estruturadas. O processo foi organizado em três etapas principais de pré-processamento conforme apresentado no trabalho

de Calixtrato e Mariano (2023), o qual descreve o procedimento para a criação de uma malha que atenda às necessidades do projeto.

Inicialmente, empregou-se o software FreeCAD para desenhar os aerofólios da asa e da cauda, visando uma representação precisa das geometrias envolvidas. Isso foi feito importando as coordenadas dos respectivos aerofólios a partir do site Airfoil Tools (2024). Em seguida, utilizando o software SalomeMeca, realizou-se o desenho do domínio de simulações utilizando o ambiente "Geometry". O conjunto asa cauda foi simulado para um ângulo de ataque de 4° . Adicionalmente, dado que a corda do aerofólio CH10 é unitária, foram especificadas as seguintes medidas em relação à corda da asa: a distância " L_t ", que corresponde à distância horizontal do bordo de fuga da asa ao bordo de fuga da cauda e que corresponde a " $2,0 \text{ m}$ " ($L_t = 2C_w$), a distância " Z_t ", que corresponde à distância vertical do bordo de fuga da asa ao bordo de fuga da cauda, sendo igual a " $0,3 \text{ m}$ " ($Z_t = 0,3C_w$) e a razão de cordas entre os aerofólios, " C_t/C_w ", que possui um valor de " $0,5$ ", implicando em uma corda para o NACA 0012 igual a " $0,5 \text{ m}$ ". Na Figura 3, é possível de se observar as etapas intrínsecas a esse processo.

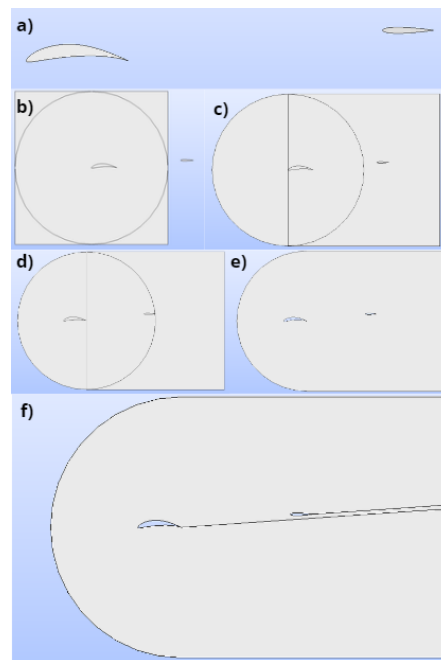


Figura 3. Etapas de criação do domínio: a) Importação e deslocamento dos aerofólios; b) Criação do disco e face retangular; c) Translação da face retangular; d) Translação dos aerofólios; e) Fusão das faces e remoção dos aerofólios; f) Criação das linhas das esteiras de vórtices à 4° e partição do domínio.

Na segunda etapa, correspondente a geração de malhas não estruturadas triangulares, a partir da seção "Mesh" foi utilizado o algoritmo NETGEN, que é fundamentado no método da frente de avanço. O

método da frente de avanço consiste na adição progressiva de elementos individuais a partir das fronteiras do domínio, avançando gradualmente em direção ao seu interior. Neste processo, são gerados nós nas fronteiras do domínio, os quais são conectados por arestas para formar a frente inicial. À medida que a frente avança, linhas são continuamente adicionadas ou removidas para evitar intersecções e satisfazer os parâmetros de controle estabelecidos. (Blazek, 2015). A geração de uma malha de qualidade e bem refinada desempenha um papel crucial no sucesso das simulações computacionais, especialmente ao usar malhas não estruturadas em métodos numéricos computacionais. Uma malha bem refinada garante uma representação precisa do domínio físico, permitindo a captura adequada dos fenômenos fluidodinâmicos em estudo. Para os aerofólios, onde os gradientes de pressão são mais pronunciados, como por exemplo o CH10, uma malha mais refinada é necessária para capturar com precisão os efeitos do escoamento ao redor das superfícies aerodinâmicas. Isso inclui áreas como a região próxima ao bordo de ataque e ao bordo de fuga, onde ocorrem transições de escoamento e separação. Da mesma forma, as esteiras, que são regiões de vorticidade e turbulência geradas ao redor do aerofólio, necessitam de uma malha refinada para representar com precisão a estrutura e a evolução desses fenômenos.

Ao todo foram geradas 5 malhas com distintos graus de refinamento, sendo a Malha 1 a menos refinada e a Malha 5 a mais refinada em quantidade de volumes do domínio. Na Tabela 2 estão apresentados os parâmetros adotados para cada tipo de malha:

Tabela 2. Parâmetros adotados no algoritmo NETGEN para cada malha.

Parâmetros	Malha 1	Malha 2	Malha 3	Malha 4	Malha 5
Max. Size	2,0	1,0	0,5	0,25	0,125
Min. Size	0,02	0,01	0,005	0,0025	0,00125
Growth Rate	0,05	0,05	0,05	0,05	0,05
Local Sizes	0,02	0,01	0,005	0,0025	0,00125
Start Length	0,02	0,01	0,005	0,0025	0,00125
End Length	2,0	1,0	0,5	0,25	0,125
Volumes	18571	29687	67322	174002	496477

Posteriormente, as simulações foram conduzidas no software OpenFOAM. Para isso, o arquivo de malha obtido no SalomeMeca foi importado, e foram aplicadas as condições de contorno e hipóteses descritas na seção de formulação teórica. O OpenFOAM emprega o método dos volumes finitos de segunda ordem de convergência espacial, dividindo o domínio físico em múltiplos volumes discretos conectados entre si. As equações do problema foram discretizadas e resolvidas para cada volume, garantindo a consistência dos fluxos de massa e

quantidade de momento linear entre as superfícies conectadas, conforme proposto por Mavriplis (1997) Maliska (2017). Por fim, o algoritmo SIMPLE foi utilizado para resolver problemas com escoamentos incompressíveis em regime permanente, permitindo ainda a introdução de modelos de turbulência.

RESULTADOS E DISCUSSÃO

Após realizar as simulações nas Malhas 1, 2, 3, 4 e 5, a análise dos coeficientes aerodinâmicos revela padrões interessantes. Para o coeficiente de sustentação (C_l), observa-se uma rápida convergência para o estabilizador horizontal, enquanto para a asa, a convergência é mais lenta. Além disso, nota-se que os valores de C_l são maiores para o aerofólio da asa em comparação com o do estabilizador horizontal. Isso ocorre porque o perfil CH10 possui um maior grau de arqueamento, sendo, portanto, mais eficaz na geração de sustentação. Quanto ao coeficiente de arrasto (C_d), ele converge a partir da segunda malha para a asa, mas apenas a partir da quarta malha para a cauda. Já o coeficiente de momento ($C_{m,1/4}$) converge rapidamente para a asa, enquanto que para a cauda, o início da convergência é observado a partir da terceira malha. Vale destacar que, por ser simétrico, o perfil NACA 0012 apresenta um coeficiente de momento em torno de $\frac{1}{4}$ da corda muito pequeno, sendo passível de desconsideração em aplicações práticas, diferentemente do que ocorre para o perfil CH10. A seguir, nas Figuras de 4 à 6, estão representadas por meio de planilhas de cálculo as curvas obtidas para os coeficientes aerodinâmicos em função da malha.

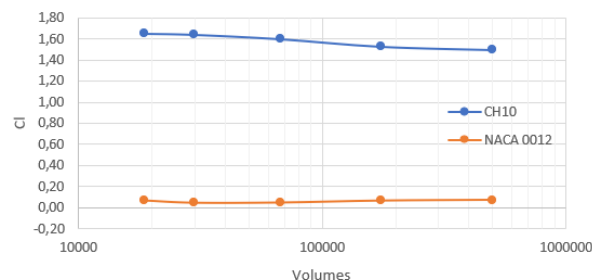


Figura 4. Coeficiente de sustentação para o conjunto asa cauda em função da malha.

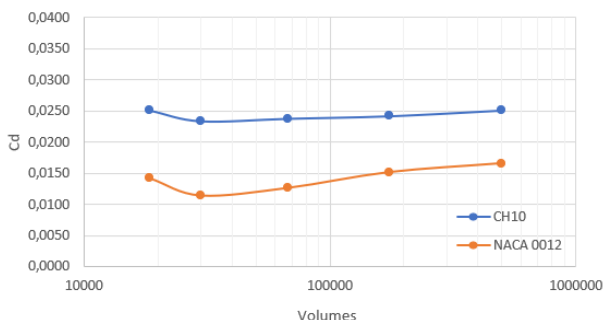


Figura 5. Coeficiente de arrasto para o conjunto asa cauda em função da malha.

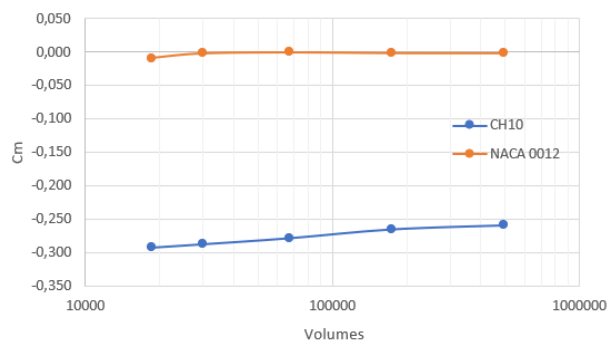


Figura 6. Coeficiente de momento para o conjunto asa cauda em função da malha.

Nas Figuras 7 e 8, são apresentados os campos de pressão e a magnitude da velocidade para o par de aerofólios CH10 e NACA 0012, que foram extraídos através da simulação da malha 5.

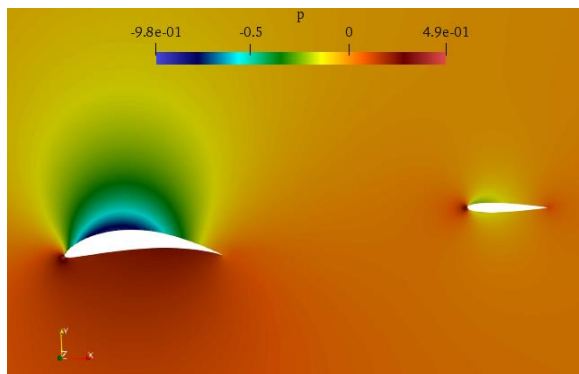


Figura 7. Campos de pressão para o conjunto asa cauda para a malha 5.

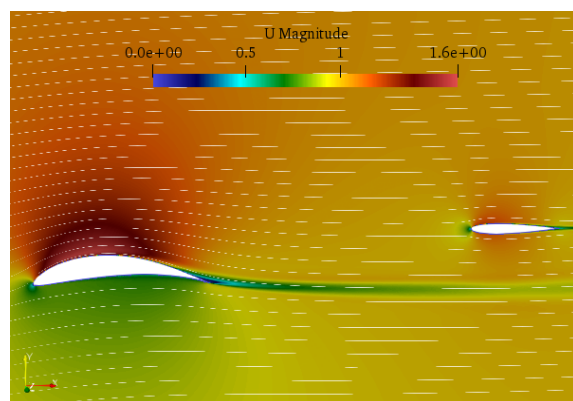


Figura 8. Campo de velocidade para o conjunto asa cauda para a malha 5.

Em relação ao campo de pressão, no que tange ao aerofólio CH10, que é assimétrico, a região de cor azul escura e verde ao redor do bordo de ataque e presente também no extradorso indica uma área de baixa pressão significativa. Este comportamento é típico em aerofólios assimétricos, que são projetados para gerar uma maior diferença de pressão entre o intradorso e o extradorso, resultando em uma maior sustentação. Paralelo a isso, o aerofólio NACA 0012, sendo

simétrico, apresenta uma distribuição de pressão diferente. Este aerofólio também mostra uma zona de baixa pressão ao redor do bordo de ataque, mas esta é menos pronunciada em comparação ao aerofólio CH10. A simetria do NACA 0012 implica que ele gera a mesma pressão em ambos os lados quando em ângulo de ataque zero, resultando em uma menor diferença de pressão entre o intradorso e o extradorso.

Além disso, em relação ao campo da magnitude de velocidades, o mapa de cores na parte superior da imagem indica a velocidade variando de 0 à 1,6 metros por segundo. As regiões de maior velocidade são encontradas no extradorso de ambos os aerofólios, indicando um fluxo acelerado. As linhas de corrente e os vetores de velocidade ao redor dos aerofólios mostram o padrão do fluxo. Próximo à borda de ataque do aerofólio CH10, o ponto de estagnação é identificado pela região azul, onde a velocidade do fluxo é reduzida a zero. Este ponto é caracterizado por uma pressão elevada, uma vez que o fluxo de ar é forçado a parar e depois se divide para fluir ao redor das superfícies superior e inferior do aerofólio. No caso do aerofólio NACA 0012, o ponto de estagnação também ocorre próximo ao bordo de ataque. Devido ao design simétrico deste aerofólio, a distribuição da velocidade ao redor do ponto de estagnação tende a ser mais uniforme comparada ao aerofólio CH10. A simetria do NACA 0012 resulta em uma divisão mais equilibrada do fluxo de ar entre as superfícies superior e inferior, contribuindo para uma distribuição de pressão mais uniforme e um comportamento de fluxo mais equilibrado.

CONCLUSÃO

As conclusões deste estudo evidenciam a eficácia da utilização de ferramentas de Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD) e softwares livres na simulação e análise do comportamento aerodinâmico de aeronaves projetadas para competições de aerodesign. O emprego do OpenFOAM, juntamente com ferramentas de modelagem e discretização de domínio como FreeCAD e SalomeMeca, demonstrou ser uma abordagem robusta e acurada para a obtenção de coeficientes aerodinâmicos e análises detalhadas dos campos de pressão e velocidade ao redor dos aerofólios.

No que diz respeito ao desempenho aerodinâmico dos aerofólios analisados, o CH10, com seu maior grau de arqueamento, demonstrou coeficientes de sustentação mais elevados em comparação ao NACA 0012. Este fato indica que aerofólios assimétricos, como o CH10, são mais eficientes na geração de sustentação. Em contraste, o NACA 0012, por sua simetria, apresentou uma distribuição de pressão mais uniforme, resultando em menor diferença de pressão entre o intradorso e o extradorso. Esta simetria implica em um comportamento do escoamento mais equilibrado ao



redor do aerofólio. Além disso, devido à sua simetria, o perfil NACA 0012 exibe um coeficiente de momento em torno de $\frac{1}{4}$ da corda, o qual é tão pequeno que pode ser desconsiderado em aplicações práticas para a cauda da aeronave, em contraste com o perfil CH10, que possui um coeficiente de momento mais substancial devido ao seu formato assimétrico.

Entre as malhas utilizadas, a quarta malha revelou-se a mais eficiente, devido ao seu tempo de simulação reduzido e à apresentação de resultados confiáveis. Embora a quinta malha também apresente bons resultados, seu maior refinamento implica em um tempo de simulação mais prolongado, tornando-a menos prática para algumas aplicações.

A aplicabilidade das malhas não estruturadas triangulares revelou-se essencial para lidar com as geometrias complexas das superfícies analisadas, proporcionando a flexibilidade necessária para alcançar resultados precisos nas simulações de escoamento sobre a asa e a cauda. Este estudo conjunto do escoamento sobre a asa e a cauda permitiu uma compreensão mais aprofundada da interação entre diferentes componentes aerodinâmicos da aeronave e seu impacto no desempenho global.

AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem à Eletrobras/FURNAS e ao Programa de Pesquisa e Desenvolvimento Tecnológico (P&D) da ANEEL pela disponibilidade da infraestrutura utilizada.

REFERÊNCIAS

- Airfoil Tools, Airfoil Database Search. 2012. Disponível em: <www.airfoiltools.com>. Acesso em: 21 de junho de 2024.
- Anderson Jr, J. Fundamentos de Engenharia Aeronáutica: Introdução ao voo. McGraw Hill, Nova York, 2015.
- Blazek, J. Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications. Elsevier, Oxford, 2015.
- Calixtrato, M.P. e Mariano, F.P. Simulação de escoamentos sobre aerofólios de alta sustentação utilizando softwares livres. In Anais do XXIX Congresso Nacional de Estudantes de Engenharia Mecânica – CREEM2023. Santa Maria, Brazil, 2023.
- Electricité de France. Finite element CodeAster, Structures and Thermomechanics Analysis for Studies and Research. 2024. Disponível em: <www.code-aster.org>. Acesso em: 21 de junho de 2024.
- FreeCAD. FreeCAD documentation. 2024. Disponível em: <www.freecadweb.org>. Acesso em: 21 de junho de 2024 .

Maliska, C.R. Transferência de Calor e Mecânica dos Flúídos Computacional. LTC, Rio de Janeiro, 2017.

Mavriplis, D.J. Unstructured grid techniques. Annual Review Fluid Mechanic, Vol. 29, p. 473-514, 1997.

OpenFOAM. OpenFOAM documentation. 2024. Disponível em: <www.openfoam.org>. Acesso em: 21 de junho de 2024.

SAE BRASIL. Aerodesign. 2024. Disponível em: <<https://saebrasil.org.br/programas-estudantis/aero-design-saebrasil/>>. Acesso em: 21 de junho de 2024.