



ANÁLISE COMPUTACIONAL DA INFLUÊNCIA DO ESCOAMENTO SOBRE A ASA NO ESTABILIZADOR HORIZONTAL

COMPUTATIONAL ANALYSIS OF THE INFLUENCE OF WING FLOW ON THE HORIZONTAL STABILIZER

ANÁLISIS COMPUTACIONAL DE LA INFLUENCIA DEL FLUJO SOBRE EL ALA EN EL ESTABILIZADOR HORIZONTAL

Arthur Inácio Santos Silveira ^{1*}, Guilherme Henrique Moura Guimarães ², & Felipe Pamplona Mariano ³

^{1,2,3} Universidade Federal de Goiás, Escola de Engenharia Elétrica, Mecânica e de Computação (EMC)

^{1*} arthurinacios15@gmail.com ² guilhermemourarv14@gmail.com ³ fpmariano@ufg.br

ARTIGO INFO.

Recebido: 25.10.2024

Aprovado: 10.02.2025

Disponibilizado: 11.03.2025

PALAVRAS-CHAVE: CFD; Estabilizador horizontal; Softwares livres; Interação asa cauda; SAE AeroDesign.

KEYWORDS: CFD; Horizontal Stabilizer; Open-Source Software; Wing-Tail Interaction; SAE AeroDesign.

PALABRAS CLAVE: CFD; Estabilizador horizontal; Software libre; Interacción ala-cola; SAE AeroDesign.

*Autor Correspondente: Silveira, A. I. S.

RESUMO

No contexto do projeto de aeronaves, especialmente em competições como a SAE AeroDesign, as simulações CFD são fundamentais para prever o comportamento do escoamento em torno de superfícies aerodinâmicas, contribuindo para o aprimoramento da eficiência das aeronaves. Este estudo analisou a posição relativa entre a asa e o estabilizador horizontal de uma aeronave em três configurações de conjunto asa cauda, avaliando os impactos do deslocamento vertical e horizontal da cauda nos coeficientes de sustentação, arrasto e momento. A metodologia empregada utilizou quatro softwares livres: FreeCAD para a modelagem geométrica dos aerofólios CH10SM e NACA 0012, Salome-Meca® para a geração de malhas não estruturadas, OpenFOAM® para simulações e ParaView para o pós-processamento. A análise dos campos de vorticidade revelou, qualitativamente, a configuração que minimiza a interferência do escoamento da asa sobre a cauda, e a avaliação dos coeficientes aerodinâmicos confirmou, quantitativamente, que a configuração posicionada fora da esteira de vórtices apresentou os melhores resultados. A abordagem com malhas não estruturadas e softwares livres se mostrou eficaz e acessível para simulações aerodinâmicas, com impacto direto no desenvolvimento de aeronaves.

ABSTRACT

In the context of aircraft design, especially in competitions like SAE AeroDesign, CFD simulations are essential to predict the flow behavior around aerodynamic surfaces, contributing to the improvement of aircraft efficiency. This

study analyzed the relative position between the wing and horizontal stabilizer of an aircraft in three wing-tail configurations, evaluating the impacts of the vertical and horizontal displacement of the tail on lift, drag, and moment coefficients. The methodology employed used four open-source software tools: FreeCAD for the geometric modeling of the CH10SM and NACA 0012 airfoils, Salome-Meca® for generating unstructured meshes, OpenFOAM® for simulations, and ParaView for post-processing. The analysis of the vorticity fields qualitatively revealed the configuration that minimizes the interference of the wing flow on the tail, and the evaluation of the aerodynamic coefficients quantitatively confirmed that the configuration positioned outside the vortex wake produced the best results. The approach using unstructured meshes and open-source software proved to be effective and accessible for aerodynamic simulations, with a direct impact on aircraft development.

RESUMEN

En el contexto del diseño de aeronaves, especialmente en competiciones como SAE AeroDesign, las simulaciones CFD son fundamentales para predecir el comportamiento del flujo alrededor de superficies aerodinámicas, contribuyendo a la mejora de la eficiencia de las aeronaves. Este estudio analizó la posición relativa entre el ala y el estabilizador horizontal de una aeronave en tres configuraciones de conjunto ala-cauda, evaluando los impactos del desplazamiento vertical y horizontal de la cauda en los coeficientes de sustentación, arrastre y momento. La metodología empleada utilizó cuatro programas libres: FreeCAD para la modelación geométrica de los aerofólios CH10SM y NACA 0012, Salome-Meca® para la generación de mallas no estructuradas, OpenFOAM® para las simulaciones y ParaView para el postprocesamiento. El análisis de los campos de vorticidad reveló cualitativamente la configuración que minimiza la interferencia del flujo del ala sobre la cauda, y la evaluación de los coeficientes aerodinámicos confirmó cuantitativamente que la configuración ubicada fuera de la estela de vórtices presentó los mejores resultados. El enfoque con mallas no estructuradas y software libre demostró ser eficaz y accesible para simulaciones aerodinámicas, con un impacto directo en el desarrollo de aeronaves.

INTRODUÇÃO

A SAE International é uma organização global que congrega mais de 128 mil profissionais e especialistas dos setores aeroespacial, automotivo e de veículos comerciais, com o objetivo de promover o desenvolvimento de tecnologias para a mobilidade, incentivando a colaboração e a organização de competições estudantis (SAE International, 2024). Entre suas iniciativas, encontram-se competições como a Fórmula SAE, o Baja SAE e a SAE AeroDesign, que proporcionam aos estudantes a chance de aplicar conhecimentos teóricos em projetos práticos, focando na construção e otimização de veículos e aeronaves.

No Brasil, a competição SAE BRASIL AeroDesign é reconhecida como uma das mais desafiadoras na área da construção de aeronaves de pequeno porte, oferecendo um cenário ideal para a aplicação prática e competitiva de conceitos de Engenharia Aeronáutica (SAE BRASIL, 2024). Os participantes enfrentam desafios técnicos e logísticos, como a otimização de peso, a seleção de materiais e a aplicação de princípios aerodinâmicos, visando alcançar elevados padrões de desempenho e segurança.

Neste contexto, a equipe Aerodactyl, vinculada à Escola de Engenharia Elétrica, Mecânica e de Computação da Universidade Federal de Goiás (UFG), busca aplicar na prática os conhecimentos teóricos adquiridos em sala de aula (Aerodactyl, 2024). Durante o desenvolvimento de aeronaves para a competição, a equipe se especializa em áreas técnicas essenciais como Aerodinâmica, Controle e Estabilidade, Cargas, Aeroelasticidade, Desempenho, Estruturas e Projeto Elétrico, garantindo que a aeronave atenda aos padrões de segurança e eficiência da competição.

Neste trabalho, a análise contempla as áreas de Aerodinâmica e Controle e Estabilidade, buscando avanços significativos na análise de escoamentos incidentes em superfícies estabilizadoras. Como afirmado por Nelson (1989), a aeronave deve ser projetada para realizar manobras de equilíbrio e recuperar a estabilidade após perturbações, garantindo a segurança e a eficácia das operações de voo. Para que essa estabilidade seja mantida, é crucial que os sistemas de controle da aeronave, especialmente o estabilizador horizontal, desempenhem sua função de forma eficiente, possibilitando que a aeronave responda rapidamente aos comandos do piloto e se recupere de variações no ambiente de voo. A interação entre o escoamento de ar e o estabilizador é determinante para a eficiência do controle aerodinâmico, influenciando diretamente a *performance* e a estabilidade longitudinal da aeronave. Maximizar as propriedades aerodinâmicas da empenagem é, portanto, fundamental para otimizar o desempenho do estabilizador e melhorar a estabilidade e o controle da aeronave durante o voo.

O presente estudo tem como objetivo investigar a influência da posição do estabilizador horizontal no desempenho aerodinâmico da aeronave. A análise foca no impacto do deslocamento do estabilizador, tanto na direção vertical quanto na horizontal em relação à asa, sobre as propriedades aerodinâmicas de cada superfície do conjunto asa cauda. A configuração utiliza o aerofólio CH10SM para a asa principal e o NACA 0012 para o estabilizador horizontal, selecionados não apenas por suas características aerodinâmicas

favoráveis, mas também pelo interesse da equipe em utilizá-los em competições SAE AeroDesign. Em particular, o objetivo é compreender como a interação entre o estabilizador e a esteira viscosa gerada pela asa pode influenciar a eficiência aerodinâmica da cauda, resultando em possíveis melhorias ou perdas, dependendo da configuração adotada, nos coeficientes de sustentação (C_l), arrasto (C_d) e coeficiente de momento, estimado em relação ao centro de gravidade (CG) do conjunto asa cauda (C_{mCGw} , para a asa, e C_{mCGt} , para a cauda).

Para atingir esse objetivo, o estudo utiliza ferramentas avançadas de Dinâmica dos Fluidos Computacional, do inglês, Computational Fluid Dynamics (CFD), fundamentais para atender às demandas do projeto. Entre elas, destaca-se o OpenFOAM®, desenvolvido pela OpenCFD Ltd. em 2004, que se consolidou como uma ferramenta robusta e flexível para simulações de escoamentos complexos (OpenCFD Ltd., 2024). Na etapa de pré-processamento, o FreeCAD (FreeCAD, 2024) é empregado para a modelagem geométrica dos componentes do conjunto asa cauda, facilitando a criação de geometrias tridimensionais necessárias para as simulações. O Salome-Meca® (Electricité de France, 2024) complementa essa etapa, sendo utilizado para a definição do domínio de simulação, geração de malhas e refinamento de regiões de interesse, como as regiões das esteiras viscosas, assegurando maior precisão nos resultados.

Na etapa de pós-processamento, o ParaView (ParaView, 2024) desempenha um papel crucial, ao integrar-se de forma eficaz com os dados gerados pelo OpenFOAM®. Este *software* de código aberto possibilita a visualização detalhada dos resultados, incluindo campos de pressão, velocidade e vorticidade, permitindo uma análise aprofundada das condições de escoamento e dos fenômenos aerodinâmicos associados às diferentes configurações do conjunto asa cauda. Assim, a utilização integrada dessas ferramentas permite avaliar com precisão as condições de escoamento, contribuindo para o aprimoramento contínuo do ciclo de desenvolvimento das aeronaves da equipe Aerodactyl.

METODOLOGIA

MODELO MATEMÁTICO

Em relação à modelagem matemática do escoamento, adotou-se a equação de continuidade e as equações de Navier-Stokes simplificadas (Equações 1, 2 e 3), que constituem a base para a análise de escoamentos de fluidos (White, 2007; Fox, McDonald, & Pritchard, 2014). Essas equações foram adaptadas para representar um escoamento bidimensional, incompressível, turbulento e em regime permanente, características que visam simplificar a formulação do problema e reduzir o custo computacional, sem comprometer a acurácia na previsão dos fenômenos associados a escoamentos sobre superfícies aerodinâmicas.

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (1)$$

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left[\nu \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[\nu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \right] \quad (2)$$

$$u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial x} \left[\nu \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[\nu \left(\frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial y} \right) \right] \quad (3)$$

onde “ u ” e “ v ” são as componentes da velocidade nas direções x e y em m/s , respectivamente, “ P ” é a pressão em Pa , e “ ρ ” é a massa específica, dada em kg/m^3 .

A viscosidade efetiva (ν) (Equação 4), presente nas equações de Navier-Stokes, é definida como a soma da viscosidade molecular (ν_∞) com a viscosidade turbulenta (ν_t), sendo esta última determinada a partir do modelo de turbulência de Spalart-Allmaras.

$$\nu = \nu_\infty + \nu_t \quad (4)$$

Esse modelo foi selecionado devido a sua eficácia em fornecer estimativas precisas da viscosidade turbulenta em escoamentos sobre superfícies aerodinâmicas, como asas, onde os efeitos da turbulência são fundamentais na definição do comportamento do escoamento. A equação diferencial que compõe o modelo considera tanto a viscosidade molecular quanto os efeitos de transporte resultantes da turbulência, permitindo, assim, uma caracterização mais realista dos fenômenos presentes (Spalart & Allmaras, 1994).

A aplicação do modelo de Spalart-Allmaras, que adota uma abordagem fundamentada em princípios empíricos e análises dimensionais para descrever a turbulência, introduz uma equação adicional para a viscosidade turbulenta (Spalart & Allmaras, 1994). Esse procedimento incorpora os efeitos da turbulência diretamente nas equações de Navier-Stokes, proporcionando uma representação adequada desses fenômenos turbulentos, sem que se perca precisão nos resultados. Além disso, tal abordagem assegura a viabilidade computacional das simulações, sendo apropriada para escoamentos em regime permanente, nos quais as características da camada limite afetam de forma significativa os coeficientes aerodinâmicos das superfícies analisadas.

As condições de contorno foram selecionadas para garantir a correta representação do escoamento em torno dos aerofólios, assegurando que o comportamento dinâmico do fluido seja coerente com os fenômenos físicos esperados. A Tabela 1 expõe em detalhe os parâmetros específicos de pressão e velocidade empregados em cada região do domínio, permitindo a replicação dos resultados.

Tabela 1. Condições de contorno adotadas

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)	$\nabla p = 0,0$

Fonte: Calixtrato e Mariano (2023).

MODELO NUMÉRICO

Os métodos numéricos são fundamentais para representar fenômenos físicos contínuos por meio de entidades discretas. No caso do OpenFOAM®, o método dos volumes finitos é utilizado, dividindo o domínio físico em volumes discretos conectados entre si, com a discretização das equações 1, 2, 3 e 4 que modelam o problema para cada volume. Esse processo garante a consistência nos fluxos de massa e momento linear entre as superfícies de conexão (Mavriplis, 1997; Maliska, 2017). A solução das equações do escoamento é feita com o algoritmo SIMPLE, adequado para problemas de escoamento incompressível e regime

permanente, combinado com o modelo de turbulência de Spalart-Allmaras, disponíveis no OpenFOAM®.

A geração de malhas não estruturadas, essencial para garantir a convergência da simulação, foi realizada sem processos iterativos, devido ao conhecimento prévio das características do escoamento. As malhas foram geradas a partir do algoritmo NETGEN, disponibilizado no *software* Salome-Meca®, que adota o método frente de avanço (Blazek, 2005). Esse método gera malhas não estruturadas através da adição progressiva de elementos, começando pelas fronteiras e avançando para o interior do domínio.

Em uma malha bidimensional, os nós nas fronteiras são conectados por arestas, formando a frente inicial, e à medida que a frente avança, novos elementos triangulares são adicionados, respeitando os parâmetros de controle para evitar intersecções.

Dentre as características das malhas, as estruturadas possuem elementos ordenados, com uma conectividade regular entre os vizinhos, facilitando a numeração e representação. Já as malhas não estruturadas, como as utilizadas no presente estudo, possuem conectividade irregular, o que dificulta a identificação direta dos elementos, mas oferece maior flexibilidade na representação de domínios complexos. O método frente de avanço resulta em malhas de alta qualidade, especialmente em regiões do campo de cisalhamento onde a triangulação suave é desejável.

Esse processo detalhado de geração de malhas e a escolha dos métodos de discretização são fundamentais para a acurácia dos resultados obtidos em simulações de escoamento, como as realizadas no OpenFOAM® para o estudo de escoamentos sobre aerofólios.

GERENCIAMENTO DE ARQUIVOS NO FREECAD E SALOME-MECA

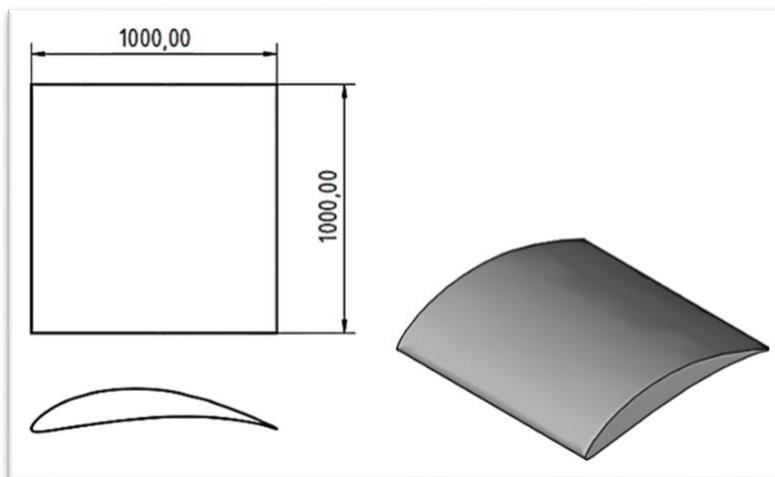
O pré-processamento foi estruturado em três etapas principais. A primeira etapa envolveu o uso do *software* FreeCAD para a modelagem geométrica dos aerofólios selecionados, representativos da asa e da cauda. As geometrias dos aerofólios foram geradas por meio da importação das coordenadas correspondentes, obtidas a partir dos dados disponibilizados pelo *site* Airfoil Tools (2012). Um dos parâmetros geométricos fundamentais na definição dos aerofólios é a corda (c), a qual é definida como a linha que conecta os bordos de ataque e de fuga do aerofólio (Anderson Jr, 2015). Para este estudo, as cordas dos aerofólios CH10SM e NACA 0012 foram adotadas de maneira arbitrária e com dimensões de 1000 mm e 500 mm, respectivamente. Os conjuntos de pontos x e y , relativos a cada aerofólio, foram armazenados em arquivos separados no formato DAT.

Posteriormente, ativou-se o ambiente “*PartDesign*” do FreeCAD, ferramenta destinada à criação e manipulação de formas sólidas, permitindo a construção de geometrias tridimensionais a partir de perfis bidimensionais. No módulo “*Macro*”, que oferece a possibilidade de automatizar tarefas repetitivas ou complexas por meio de *scripts*, utilizou-se a funcionalidade “Gerenciador de Extensões” para adicionar recursos complementares ao *software*. Entre as opções disponíveis, selecionou-se o macro “*Airfoil Import & Scale*”, que viabilizou a importação e a interpolação das coordenadas contidas nos arquivos DAT

previamente gerados, além de possibilitar a definição da corda desejada para cada aerofólio. Ao final desse processo, foram gerados os perfis bidimensionais correspondentes aos aerofólios CH10SM e NACA 0012.

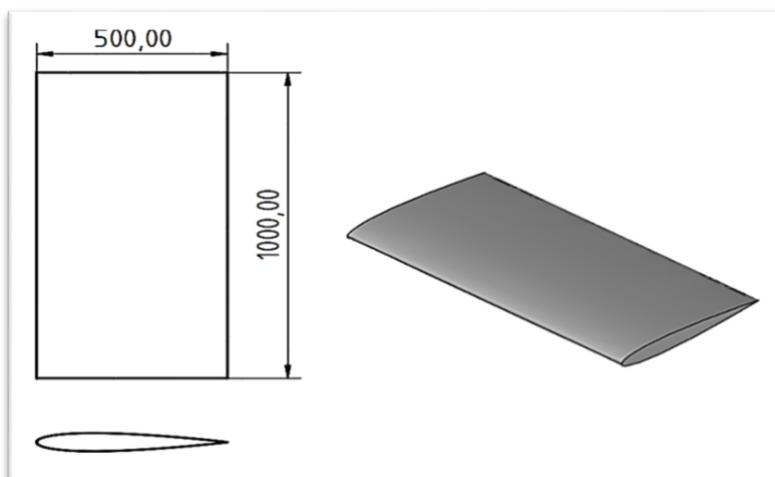
Após a importação dos pontos, utilizou-se o comando “Criar Peça” a partir dos perfis criados, esse comando organiza e agrupa os diferentes objetos e operações usados em um projeto, ajudando na construção de geometrias complexas e mantendo a hierarquia dos elementos. Além disso, o comando “Extrusão” também foi aplicado para estender os perfis bidimensionais a uma espessura de 1.000 mm, criando assim as geometrias tridimensionais necessárias para as simulações subsequentes (Figuras 1 e 2). Essa abordagem justifica-se pelo fato de que o OpenFOAM® opera exclusivamente em domínios tridimensionais, mesmo ao realizar simulações destinadas à representação de fenômenos bidimensionais. Essa limitação decorre da ausência de suporte nativo para domínios puramente bidimensionais, sendo necessário simular um escoamento 2D por meio da aplicação de restrições específicas às dimensões irrelevantes ao problema analisado. Por fim, os arquivos foram salvos em formato *step* e exportados para o Salome-Meca®.

Figura 1. Propriedades geométricas em milímetros do modelo gerado para o aerofólio CH10SM



Fonte: Autores (2024).

Figura 2. Propriedades geométricas em milímetros do modelo gerado para o aerofólio NACA 0012

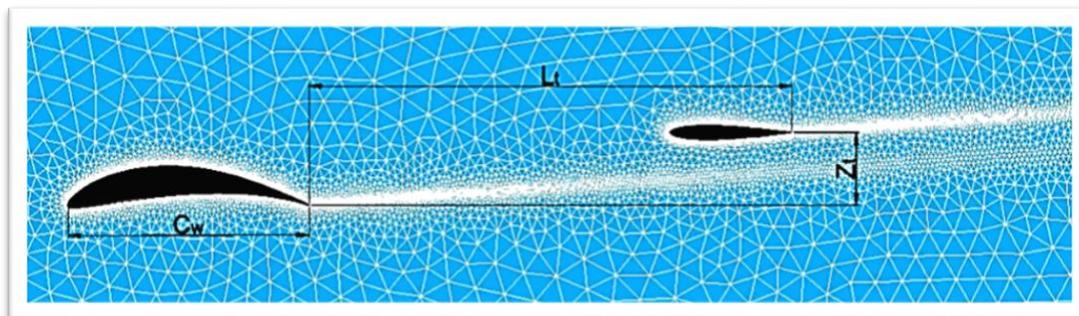


Fonte: Autores (2024).

O domínio de simulação foi construído no Salome-Meca®, utilizando o ambiente “Geometry”. O primeiro passo consistiu em importar os arquivos *step* obtidos na seção anterior. Após isso, a partir das opções “*Create a disk*” e “*Create a rectangular face*”, foram gerados um círculo de raio 20 m e uma face quadrada de lado 40 m sobre os aerofólios, com ambas as figuras centradas na origem do plano cartesiano. Com a ferramenta “*Translation*”, foi aplicado na face retangular uma translação de 20 m no sentido positivo do eixo x. Similarmente, com o intuito de coincidir o bordo de fuga da asa com a origem do sistema de coordenadas, o mesmo comando foi aplicado para as geometrias de aerofólios importadas, no entanto, dessa vez um deslocamento de 1 m foi provocado no sentido negativo do eixo x. Feito isso, com o auxílio da opção “*Fuse*”, a face quadrada transladada e o círculo inicialmente criado foram fundidos, para que posteriormente com o comando “*Cut*”, as seções dos aerofólios que foram deslocados pudessem ser removidas a partir da figura composta criada com o comando “*Fuse*”.

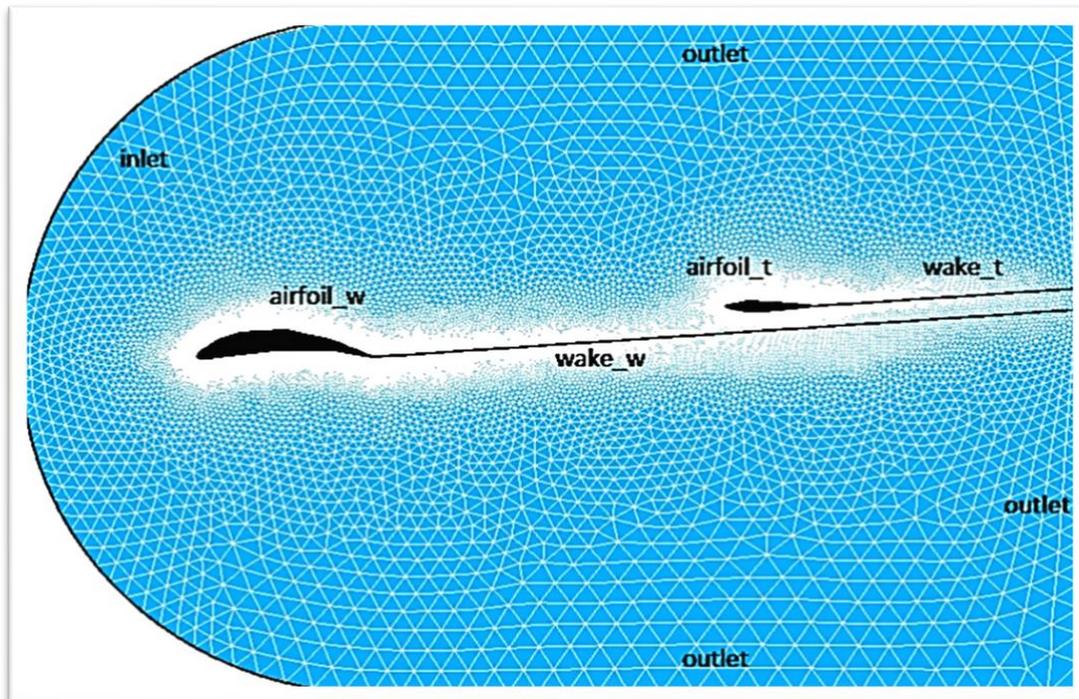
Com o intuito de garantir uma análise confiável a respeito do comportamento do ar ao se desenvolver nas esteiras viscosas da asa e da cauda, propôs-se refinamentos locais. Assim, com o comando “*Create a line*”, duas retas foram criadas partindo do bordo de fuga de cada aerofólio e se estendendo até o fim do domínio. Vale ressaltar que a angulação dessa reta varia conforme o ângulo de ataque escolhido para realizar as simulações. Após isso, com o auxílio da ferramenta “*Partition*”, foi realizada uma partição do domínio entre essas linhas e a figura resultante do processo “*Cut*”, resultando em tipo de partição “*face*”. Inicialmente, visando avaliar a convergência da malha, o conjunto asa cauda foi simulado a ângulo de ataque de quatro graus. Além disso, a distância horizontal entre os bordos de fuga da asa e da cauda foi estabelecida em 2 m ($L_t = 2C_w$), enquanto a distância vertical foi definida em 0,3 m ($Z_t = 0,3C_w$), visto que “ C_w ”, corresponde à corda do aerofólio da asa (Figura 3). Ainda no ambiente “*Geometry*”, o último processo corresponde à definição das fronteiras do domínio gerado. Tendo em vista isso, a partir do comando “*Create a group*”, foram definidas utilizando o estilo “*Line*” as partes do domínio referentes a “*inlet*”, “*outlet*”, “*airfoil*” e “*wake*”, e com o estilo “*Face*” somente a fronteira “*back*”, que compreende toda a extensão do domínio gerado (Figura 4).

Figura 3. Vista da malha ótima com as distâncias horizontal “ L_t ”, vertical “ Z_t ” e corda da asa “ C_w ” propostas para análise



Fonte: Autores (2024).

Figura 4. Domínio de cálculo completo para estudar escoamentos sobre o conjunto asa cauda



Fonte: Autores (2024).

Na segunda etapa, com o ambiente “*Mesh*” habilitado, a geração de malhas não estruturadas foi realizada utilizando o algoritmo *NETGEN*, com a hipótese “*NETGEN 1D-2D*”, que se destaca pela sua eficiência na criação de malhas para modelos geométricos, especialmente em simulações de dinâmica de fluidos e análises estruturais. Esse algoritmo é uma ferramenta utilizada para a geração de malhas em 1D, 2D e 3D, permitindo a divisão de superfícies em elementos triangulares e sólidos em elementos tetraédricos, com possibilidade de malhas quad-dominantes (Salome Platform Documentation, 2024). O *NETGEN* é um gerador automático de malhas capaz de produzir malhas de alta qualidade, com foco em volumes de geometria complexa, como os modelos CH10SM e NACA 0012, empregados neste estudo. Para o refinamento local nas regiões das esteiras da asa e da cauda, utilizou-se o algoritmo *Wire Discretization* com a hipótese “*Start and End Length*”, na qual define um comprimento especificado para o primeiro e o último segmento. Esse método divide as linhas contínuas das esteiras em segmentos finitos, permitindo uma análise mais detalhada dessas regiões.

O próximo passo corresponde a tridimensionalização dessa malha previamente gerada pelos algoritmos, visto que posteriormente será importada para o *software* OpenFOAM®, que trabalha apenas com equações tridimensionais. Para isso, utilizando a função “*Extrude*” a malha foi extrudada em 50 mm na direção *Z*. Esse valor foi estimado visando manter as razões de aspecto dos volumes razoáveis. Uma vez feita a extrusão, as fronteiras definidas anteriormente no processo de delimitação do domínio foram modificadas, na qual as linhas se tornaram faces, que se tornaram volumes. Além disso, novas fronteiras características da malha também foram concebidas e todas elas foram agrupadas, automaticamente, em: bordas (*Edge Groups*), faces (*Face Groups*) e volumes (*Volume groups*). Para se trabalhar no OpenFOAM® não é necessário utilizar todas as fronteiras criadas, logo, deve-se excluir as

fronteiras referentes às bordas e aos volumes, e empregar somente o uso das fronteiras delimitadas como faces, e, também, excluindo dessas apenas àquelas oriundas dos contornos denominados “wake”. As fronteiras remanescentes foram renomeadas da mesma forma que seus respectivos grupos de origem: “inlet”, “outlet”, “airfoil_w”, “airfoil_t”, “back” e “front”. Com o intuito de garantir a confiabilidade dos resultados, foram geradas cinco malhas com diferentes níveis de refinamento. Para mais detalhes acerca dos refinamentos utilizados durante a avaliação da convergência das malhas, recomenda-se a consulta do trabalho de Silveira, Guimarães e Mariano (2024).

Na terceira etapa, as simulações foram realizadas no *software* OpenFOAM®, com as malhas importadas e as condições de contorno apropriadas aplicadas. Dentre as cinco malhas geradas, foi selecionada aquela que apresentou o menor tempo de simulação e assegurou a convergência dos resultados (Tabela 2).

Tabela 2. Parâmetros de geração da malha ideal que foi utilizada nas simulações subsequentes

Parâmetros	Malha ideal
Max. Size	0,25
Min. Size	0,0025
Growth Rate	0,05
Local Sizes	0,0025
Start Length	0,0025
End Length	0,25
Volumes	174002

Fonte: Autores (2024).

A fim de validar a utilização da malha não estruturada adotada no presente estudo, foram realizadas simulações adicionais considerando o aerofólio NACA 0012, correspondente à cauda, de forma isolada. A geração dos novos domínios de simulação seguiu as etapas descritas no pré-processamento, contudo, com o aerofólio apresentando uma corda de 1.000 mm e sendo analisado para ângulos de ataque de 0°, 2°, 4°, 6°, 8° e 10°. Os resultados obtidos foram comparados com os de Ladson (1988), cujos experimentos em túnel de vento forneceram coeficientes aerodinâmicos para o aerofólio NACA 0012. Os ensaios experimentais de Ladson (1988) foram conduzidos para ângulos de ataque variando entre -4° e 18° e para números de Reynolds de 2.000.000, 3.940.000 e 5.970.000.

Após a verificação e validação da malha não estruturada empregada, as simulações subsequentes foram conduzidas com o objetivo de analisar o escoamento incidente na cauda para diferentes configurações de posicionamento. Para essas análises, os aerofólios CH10SM e NACA 0012 foram mantidos a um ângulo de ataque de seis graus, com cordas de 1.000 mm e 500 mm (Figuras 1 e 2), respectivamente, e variando-se apenas a posição relativa entre eles. Para esse fim, foram gerados três novos domínios computacionais, nos quais as distâncias “ L_t ” e “ Z_t ” (Figura 4) (Tabela 3).

Tabela 3. Distâncias entre os aerofólios nas configurações asa cauda propostas para análise

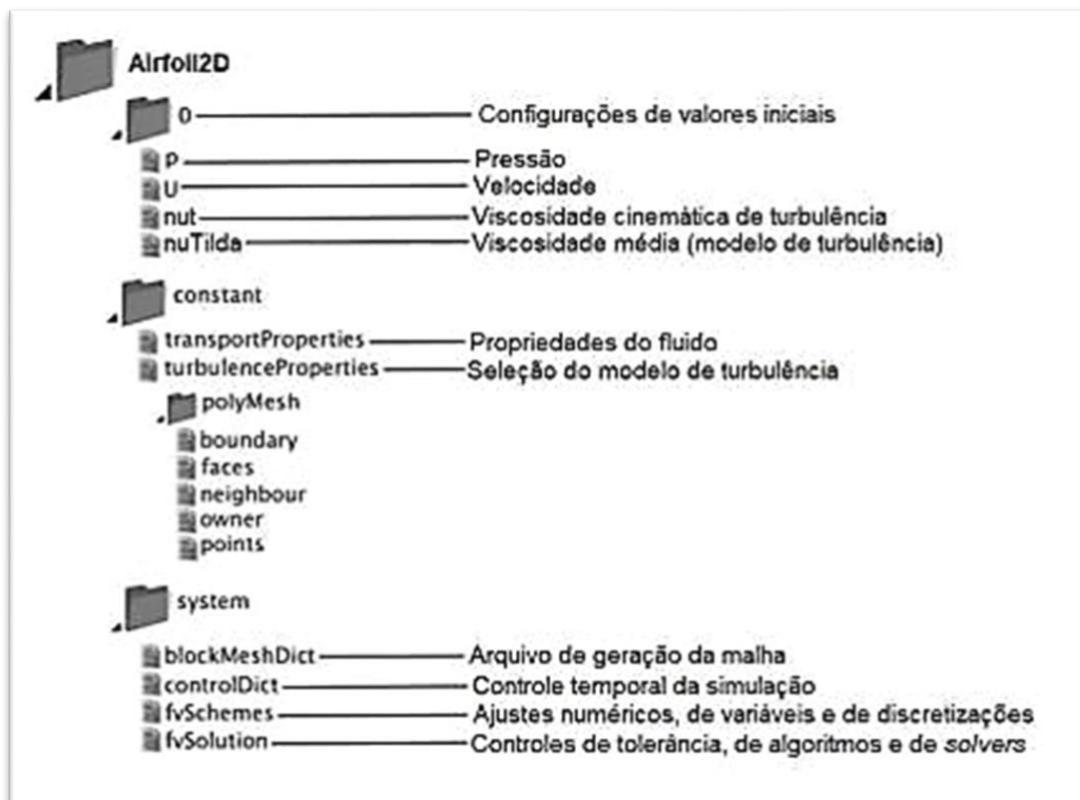
Configuração	L_t [m]	Z_t [m]
A	1	0
B	3	0
C	3	0,6

Fonte: Autores (2024).

GERENCIAMENTO DE ARQUIVOS NO OPENFOAM

O *software* OpenFOAM® foi empregado para a realização das simulações neste estudo. A metodologia adotada baseou-se no método de volumes finitos, utilizando o algoritmo SIMPLE. O solucionador SimpleFoam, adequado para escoamentos incompressíveis e turbulentos em regime permanente, foi selecionado devido à sua compatibilidade com o algoritmo SIMPLE (Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations), o qual é responsável pelo acoplamento pressão-velocidade (OpenFOAMWiki, 2024). Os arquivos do caso “Airfoil2D” (Figura 5) foram modificados, incluindo as condições de contorno descritas na Tabela 1, além da renomeação das fronteiras do domínio nos arquivos “nut”, “nuTilda”, “p” e “U” de acordo com as definições estabelecidas durante o processo de pré-processamento realizado no Salome-Meca®.

Figura 5. Estrutura de diretórios e arquivos para o caso Airfoil2D



Fonte: Haddadi et al. (2018) apud Campos (2021).

Adicionalmente, foi necessário ajustar as componentes de velocidade da corrente livre nas direções x e y , em conformidade com os ângulos de ataque a serem simulados, que variaram entre 4° e 6° , conforme o caso específico da simulação. Para realizar esse ajuste, foi utilizada a seguinte equação:

$$\vec{U} = U_\infty \cdot \cos(\alpha) \hat{i} + U_\infty \cdot \sin(\alpha) \hat{j} \quad (5)$$

onde “ U_∞ ” é a magnitude da velocidade de corrente livre, adotada como 1 m/s, e “ α ” é o ângulo de ataque, dado em graus. A partir dessa definição, as componentes de velocidade nas direções x e y foram calculadas (Equações 6 e 7).

$$u = U_{\infty} \cdot \cos(\alpha) \quad (6)$$

$$v = U_{\infty} \cdot \sin(\alpha) \quad (7)$$

A malha ideal, gerada no Salome-Meca®, foi importada para o OpenFOAM® por meio do comando: `$ideasUnvToFoam <nome do arquivo>`, responsável por converter o formato da malha gerada no Salome-Meca® para um formato compatível com o OpenFOAM®, permitindo sua utilização nas simulações.

No diretório denominado “*constant*”, o arquivo “*PolyMesh*” armazena as configurações das fronteiras do domínio de simulação. No interior desse diretório, a partir do arquivo “*boundary*”, as superfícies associadas aos aerofólios da asa e da cauda, identificadas como “*airfoil_w*” e “*airfoil_t*”, foram definidas como do tipo “*wall*”, o que indica condições de não deslizamento do escoamento em relação às fronteiras. Além disso, as fronteiras “*back*” e “*front*” foram configuradas como “*empty*”, a fim de restringir o domínio de simulação a duas dimensões. As demais fronteiras não sofreram modificações, sendo configuradas como “*patch*”, o que confere liberdade à fronteira, que pode ser especificada pelas condições iniciais empregadas na simulação. Essas definições são essenciais para a correta especificação das condições de contorno, orientando o solver do OpenFOAM® no tratamento adequado de cada superfície.

Adicionalmente, no diretório “*transportProperties*”, a viscosidade cinemática do fluido (ν_{∞}) foi ajustada conforme as etapas do trabalho, caracterizando o regime de escoamento analisado (Equação 8):

$$Re = \frac{U_{\infty} \cdot c}{\nu_{\infty}} \quad (8)$$

Para a validação da malha não estruturada, o valor adotado foi de $1,675 \times 10^{-7} \text{ m}^2/\text{s}$, correspondente a um número de Reynolds (Re) de 5.970.000. Para as demais etapas, a viscosidade cinemática foi ajustada para $1,333 \times 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}$, refletindo $Re = 750.000$.

O arquivo “*ControlDict*” foi configurado com o parâmetro “*endTime*” definido em 5.000 interações, que corresponde ao número total de interações para as simulações em regime permanente. Esse arquivo é responsável pelo controle dos parâmetros principais da simulação, como o tempo total ou número de iterações, além da frequência de salvamento dos resultados gerados.

Os coeficientes aerodinâmicos foram calculados por meio da função “*forces*”, aplicada às fronteiras “*airfoil_w*” e “*airfoil_t*”. Para o cálculo dos coeficientes de sustentação e arrasto, adotou-se como referência o ângulo de ataque definido para a simulação. No presente estudo, o ângulo de ataque foi fixado em 4° durante a avaliação da convergência das malhas e em 6° para as simulações subsequentes, nas quais as distâncias “ L_t ” e “ Z_t ” foram variadas. Para a fase de validação, as simulações ocorreram para ângulos de ataque de 0°, 2°, 4°, 6°, 8° e 10°. Dessa forma, as direções de sustentação (*liftDir*) e de arrasto (*dragDir*) foram calculadas (Equações 9 e 10).

$$\vec{l} = -\sin(\alpha)\hat{i} + \cos(\alpha)\hat{j} \quad (9)$$

$$\vec{d} = \cos(\alpha)\hat{i} + \sin(\alpha)\hat{j} \quad (10)$$

onde “ \vec{l} ” é a força de sustentação e “ \vec{d} ” é a força de arrasto, dadas em N .

A função “*forces*”, uma ferramenta integrada ao OpenFOAM®, possibilita o cálculo das forças e momentos atuantes sobre as superfícies de controle definidas, o que facilita a análise dos resultados aerodinâmicos. Os dados gerados por essa função são armazenados automaticamente no diretório “*postProcessing*”.

Os coeficientes de momento referentes à asa e à cauda foram determinados em relação ao centro de rotação (*CofR*), posicionado a 30% da corda do aerofólio da asa, em $x = -0,70$, representando um centro de gravidade definido para o conjunto asa cauda. Conforme destacado por Rodrigues (2014), o centro de gravidade posicionado entre 25% e 35% da corda da asa, geralmente, proporciona boas características de estabilidade e controle para aeronaves convencionais, especialmente aquelas participantes da competição SAE AeroDesign. Para as simulações do aerofólio NACA 0012 isolado, o coeficiente de momento foi calculado em relação ao centro aerodinâmico, localizado em $x = -0,75$, correspondendo a um quarto da corda do aerofólio. Para aerofólios subsônicos, a sustentação devido ao ângulo de ataque atua em um ponto localizado a 25% da corda partindo do bordo de ataque, o qual é denominado ponto de um quarto da corda (Sadraey, 2012).

As áreas planiformes (*Aref*) para cada perfil foram ajustadas de acordo com as características geométricas da asa e da cauda, sendo a área da asa fixada em $0,05 \text{ m}^2$ e a da cauda em $0,025 \text{ m}^2$, valores que refletem as cordas e envergaduras dos modelos desenvolvidos durante a modelagem geométrica no FreeCAD.

A simulação foi conduzida então em um domínio bidimensional, onde foram avaliadas três configurações de conjunto asa cauda. Uma vez finalizada a simulação, para calcular os efeitos de vorticidade associados ao escoamento, foi-se necessário utilizar o comando: *postProcess -func vorticity*. Embora a vorticidade possa ser observada nas direções x , y e z em uma simulação tridimensional, a abordagem adotada neste estudo se restringiu ao plano x e y , o que produz o campo de vorticidade perpendicular ao escoamento bidimensional.

Durante a análise dos dados, foi necessário também ajustar a escala de apresentação dos valores de vorticidade em Z devido à elevada magnitude da vorticidade próxima às superfícies dos aerofólios, especialmente na região do bordo de ataque. Esse ajuste foi essencial para evitar que os valores elevados obscurecessem a visualização de padrões mais sutis em outras áreas do domínio.

RESULTADOS E DISCUSSÃO

SIMULAÇÕES SOBRE O AEROFÓLIO NACA 0012

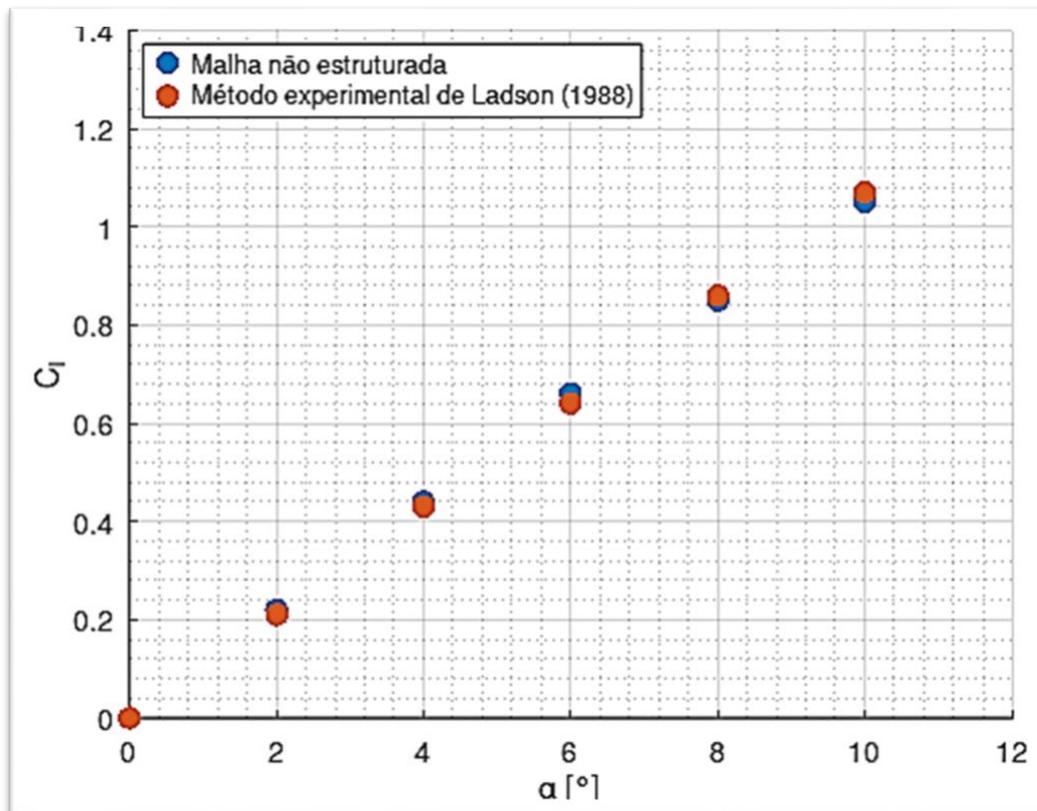
Com objetivo de validar a malha não estruturada otimizada obtida por meio do processo de convergência das malhas, realizou-se novas simulações sobre o aerofólio NACA 0012, simulando-o de forma isolada. A Tabela 4 expõe os coeficientes aerodinâmicos obtidos a partir de simulações computacionais utilizando a malha com parâmetros de geração da Tabela 2.

Tabela 4. Coeficientes aerodinâmicos para o aerofólio NACA 0012

α [°]	C_l	C_d	$C_{m1/4}$
0	0,00	0,0057	0,000
2	0,22	0,0061	-0,001
4	0,44	0,0074	0,000
6	0,66	0,0095	0,000
8	0,85	0,0131	0,003
10	1,05	0,0177	0,004

Fonte: Autores (2024).

Os dados obtidos foram comparados com valores experimentais provenientes de ensaios em túnel de vento de Ladson (1988). A Figura 6 apresenta os coeficientes de sustentação determinados no presente estudo para malhas não estruturadas, bem como os coeficientes de sustentação reportados por Ladson (1988), obtidos por meio de experimentação.

Figura 6. Coeficientes de sustentação do aerofólio NACA 0012 em função do ângulo de ataque

Fonte: Autores (2024).

A análise da Figura 6 indica que a malha otimizada proposta neste estudo apresentou convergência em relação aos valores obtidos experimentalmente. Ao examinar os desvios percentuais em comparação com os dados provenientes de ensaios em túnel de vento para o aerofólio NACA 0012 (Ladson, 1988), verificam-se desvios percentuais médio e máximo de 1,75% e 5,46%, respectivamente. A Tabela 5 apresenta a distribuição dos desvios estimados em função do ângulo de ataque.

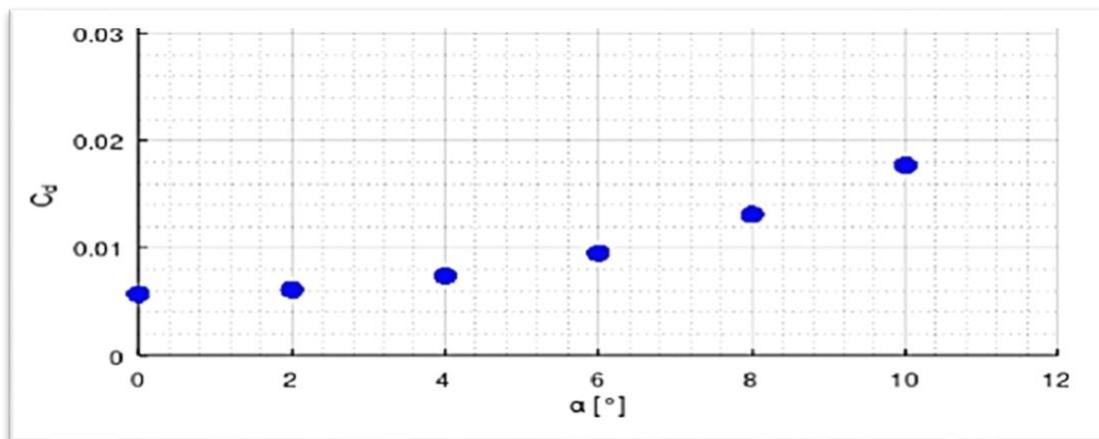
Os coeficientes C_d e $C_{m1/4}$, apresentados na Tabela 4, são plotados nas Figura 7 e 8.

Tabela 5. Desvios percentuais dos coeficientes de sustentação (C_l) obtidos nas malhas não estruturadas em relação aos dados experimentais de Ladson (1988)

α [°]	Desvio percentual
0	0,00%
2	5,46%
4	1,20%
6	2,13%
8	0,28%
10	1,43%

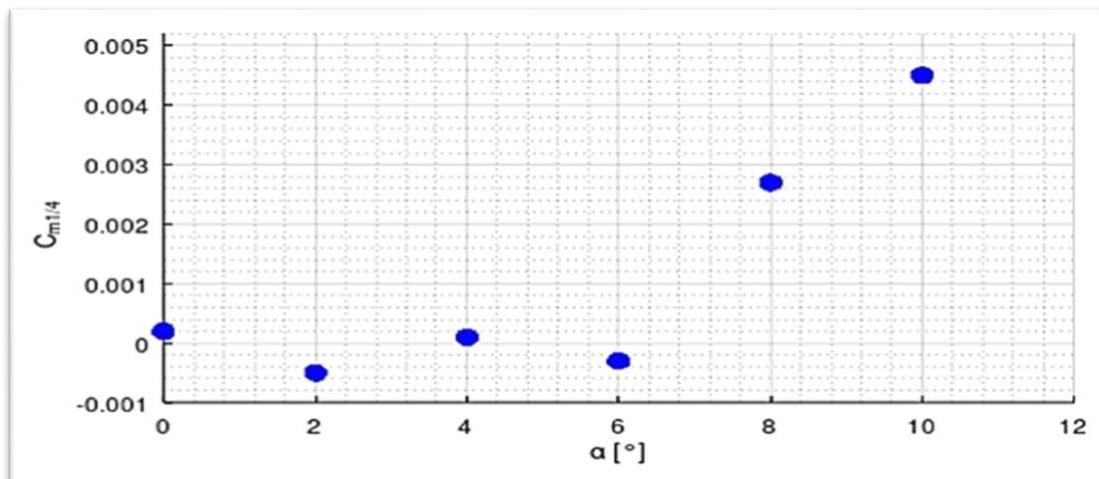
Fonte: Autores (2024).

Figura 7. Coeficientes de arrasto do aerofólio NACA 0012 em função do ângulo de ataque



Fonte: Autores (2024).

Figura 8. Coeficientes de momento do aerofólio NACA 0012 em função do ângulo de ataque

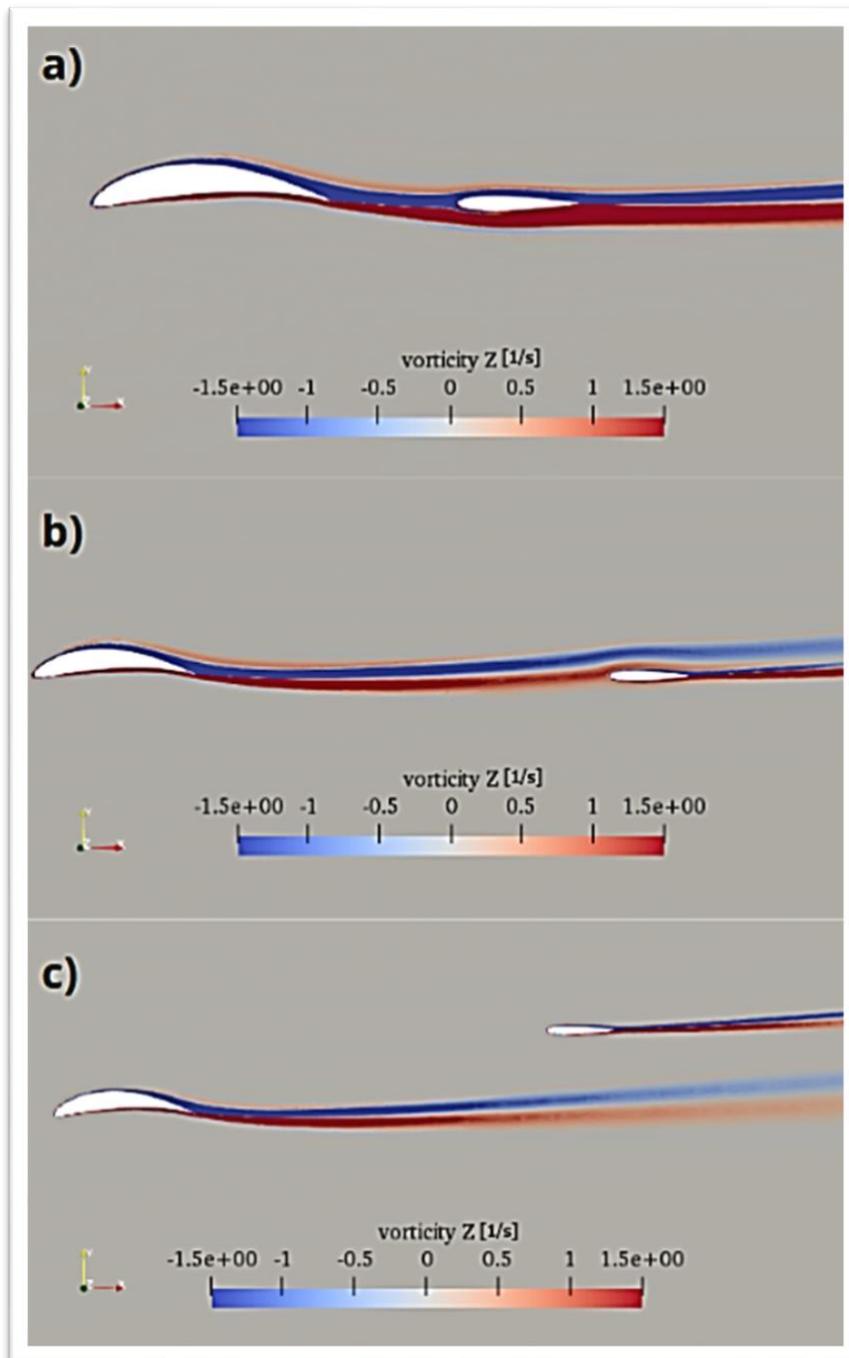


Fonte: Autores (2024).

SIMULAÇÕES SOBRE O CONJUNTO ASA CAUDA

Na Figura 9 são apresentados os campos de vorticidade na direção Z obtidos para as três configurações de conjunto asa cauda.

Figura 9. Campos de vorticidade na direção Z para os aerofólios em um ângulo de ataque de 6° e em diferentes configurações de distâncias: a) L_t : 1 m e Z_t : 0; b) L_t : 3 m e Z_t : 0; c) L_t : 3 m e Z_t : 0,6 m



Fonte: Autores (2024).

Os resultados da análise do escoamento ao redor dos aerofólios evidenciam características distintas de vorticidade. No extradorso, os valores de vorticidade são negativos, representados pela coloração azulada, indicando uma tendência de rotação do escoamento na esteira dos aerofólios em torno do eixo Z negativo. Em contrapartida, o escoamento que se desloca pelo intradorso é representado pela coloração avermelhada e tende a girar em torno do eixo Z positivo. É importante destacar que essa tendência de giro não implica uma rotação efetiva, pois o fluido apenas se deforma (cisalha). Nas áreas cinzas da simulação, a ausência de vorticidade é evidente, com valores iguais a zero, indicando um escoamento ideal.

Os maiores valores de vorticidade são encontrados nas proximidades das superfícies, especialmente na região do bordo de ataque. A reescala dos valores de vorticidade, ajustada para um intervalo de $-1,5 \text{ s}^{-1}$ a $1,5 \text{ s}^{-1}$, foi fundamental para evidenciar variações sutis em outras áreas do domínio que poderiam passar despercebidas sem essa intervenção, incluindo as regiões mais distantes das esteiras de vórtices.

Foram analisadas três configurações de conjunto asa cauda e suas influências nos campos de vorticidade. Na configuração A, representada por $L_t = 1 \text{ m}$ e $Z_t = 0$, a cauda se encontra imersa na esteira de vórtices gerada pela asa. A análise dos campos de vorticidade confirma que a cauda está exposta a um escoamento perturbado, caracterizando a pior condição de estabilidade observada entre as configurações.

Na configuração B, representada por $L_t = 3 \text{ m}$ e $Z_t = 0$, observou-se uma suavização da esteira gerada pela asa à medida que esta se aproxima do aerofólio da cauda. No entanto, a altura sendo 0 ainda expõe o estabilizador à influência da esteira de vórtices, como evidenciado por regiões de coloração vermelha.

Por fim, na configuração C, representada por $L_t = 3 \text{ m}$ e $Z_t = 0,6 \text{ m}$, a análise dos campos de vorticidade nessa configuração revela que a esteira de vórtices da asa não interfere na cauda, resultando em um escoamento mais favorável e, conseqüentemente, em uma possível maior eficiência do estabilizador horizontal.

Em relação aos coeficientes aerodinâmicos, os valores para as configurações de asa cauda observadas estão expostos na Tabela 6.

Tabela 6. Coeficientes aerodinâmicos para os conjuntos asa cauda analisados para $\alpha = 6^\circ$

Configurações			C_l		C_d		C_{mCG}	
Índice	L_t [m]	Z_t [m]	CH10SM	NACA 0012	CH10SM	NACA 0012	C_{mCGw}	C_{mCGt}
A	1	0	1,71	0,06	0,0252	0,0186	-0,174	-0,193
B	3	0	1,72	0,29	0,0253	0,0263	-0,176	-1,963
C	3	0,6	1,75	0,34	0,0250	0,0271	-0,179	-2,242

Fonte: Autores (2024).

Na análise comparativa das três configurações do conjunto asa cauda (Configurações A, B e C), os resultados indicam que os coeficientes de sustentação da asa (C_l) apresentaram variações mínimas entre as configurações. Os valores máximos foram registrados na Configuração C com $C_l = 1,75$, seguida pela Configuração B ($C_l = 1,72$) e pela Configuração A ($C_l = 1,71$). Essas pequenas variações podem ser atribuídas à posição invariável da asa em todas as configurações, resultando em uma incidência de escoamento praticamente uniforme, de modo que a capacidade da asa de gerar sustentação permaneceu consistente.

No entanto, ao avaliar o desempenho do estabilizador horizontal (cauda), observou-se uma diferença significativa nos coeficientes de sustentação entre as configurações. Na Configuração A, o coeficiente de sustentação da cauda apresentou o menor valor, $C_l = 0,06$. Essa redução drástica é explicada pela proximidade do estabilizador horizontal à região imediatamente posterior à asa, onde a esteira de vórtices gerada pela asa interfere negativamente no escoamento recebido pela cauda. A interação com essa esteira turbulenta prejudica o desempenho aerodinâmico do estabilizador, reduzindo sua capacidade de gerar sustentação.

Por outro lado, conforme a cauda se afasta da asa, é possível de se observar o crescimento de seu coeficiente de sustentação. Na configuração *B*, em que a cauda está mais distante da asa horizontalmente, registrou-se $C_l = 0,29$, enquanto na Configuração *C*, onde o estabilizador horizontal está posicionado em uma localização superior e mais afastada da asa, o coeficiente de sustentação da cauda alcançou $C_l = 0,34$, sendo esse o maior valor registrado entre as disposições de aerofólios analisadas. Esse posicionamento permite que o estabilizador interaja com um escoamento mais uniforme e menos influenciado pela esteira da asa, resultando em uma melhoria significativa na eficiência aerodinâmica da cauda. Esses resultados destacam a importância da posição relativa entre a asa e a cauda na otimização das características aerodinâmicas do conjunto.

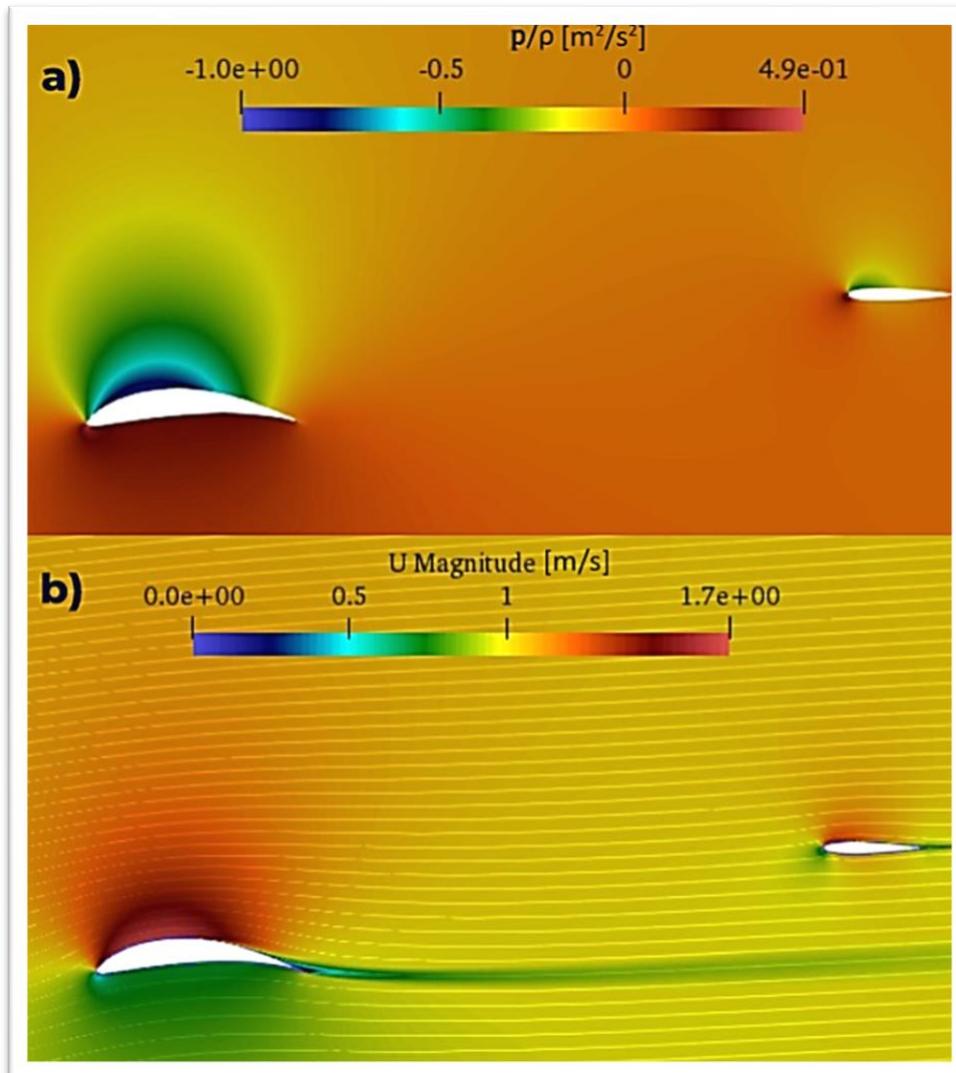
Em termos de arrasto, as diferenças foram mais pronunciadas. A configuração *C*, na qual o estabilizador está posicionado atrás e acima do nível da asa, apresentou o maior coeficiente de arrasto para a cauda ($C_d = 0,0271$). Isso ocorre porque, nesta configuração, o estabilizador horizontal está exposto diretamente ao escoamento de ar, sem a interferência da asa, resultando em uma maior resistência ao avanço devido a incidência direta do escoamento. Em contrapartida, a Configuração *A*, na qual o estabilizador está posicionado mais próximo da asa, apresentou o menor coeficiente de arrasto ($C_d = 0,0186$). Essa proximidade reduz a resistência ao avanço do estabilizador, uma vez que a asa gera uma perturbação no escoamento, criando uma zona de baixa pressão que favorece a diminuição do arrasto na cauda. Em contraste, na configuração *B*, o coeficiente de arrasto da cauda aumentou para $C_d = 0,0263$, evidenciando que, à medida que a cauda se distanciou horizontalmente, da asa, a resistência aerodinâmica se intensificou devido à maior exposição ao escoamento de ar.

Em termos de estabilidade, a configuração *C*, com o estabilizador posicionado atrás e acima da asa, demonstrou ser a mais eficaz. O coeficiente de momento da cauda ($C_{mCGt} = -2,242$) foi o mais negativo, indicando uma contribuição significativa para a estabilidade longitudinal. Nessa configuração, a distância entre o estabilizador horizontal e o centro de gravidade, além da diferença de altura em relação à asa, aumenta a alavanca efetiva, intensificando o momento de arfagem negativo. Essa maior capacidade de gerar momentos estabilizadores torna a aeronave mais estável, permitindo ajustes mais eficazes facilitando o controle do voo, especialmente em situações de perturbações externas, e manobras como aterrissagem e decolagem.

Apresentam-se os dados obtidos para os campos de pressão e a magnitude da velocidade na configuração que demonstrou o melhor desempenho aerodinâmico. A análise desses parâmetros é essencial para compreender a interação do escoamento com as superfícies aerodinâmicas, uma vez que desempenham um papel crucial na eficiência das aeronaves. Verifica-se que, dependendo do arqueamento do aerofólio, este pode apresentar campos de pressão e velocidade distintos. Essa avaliação possibilita a identificação das regiões de maior e menor pressão, assim como das áreas de maior e menor velocidade, características intrinsecamente ligadas a aerofólios simétricos e arqueados.

Na Figura 10 são apresentados os campos de pressão e magnitude da velocidade para a configuração representada por $L_t = 3,0$ m e $Z_t = 0,6$ m, identificada com as melhores características aerodinâmicas.

Figura 10. Campos de pressão (a) e magnitude da velocidade (b) para os aerofólios em um ângulo de ataque de 6°



Fonte: Autores (2024).

Na análise do campo de pressão dos aerofólios na configuração de asa cauda ótima, observa-se que o campo de pressão varia entre $-1,0 \text{ m}^2/\text{s}^2$ e $0,49 \text{ m}^2/\text{s}^2$, evidenciando diferenças significativas entre os perfis CH10SM e NACA 0012, ambos a um ângulo de ataque de 6° . O aerofólio CH10SM, arqueado, exibe uma pressão positiva no intradorso e uma pressão negativa no extradorso, resultando em uma diferença de pressão que gera uma força de sustentação significativa. Essa configuração otimiza a sustentação devido a sua geometria. Por outro lado, o aerofólio NACA 0012, que é simétrico, apresenta uma menor pressão em seu extradorso sob o mesmo ângulo de ataque. Embora a pressão negativa nessa superfície contribua para a geração de sustentação, a magnitude dessa força é inferior à do CH10SM. É importante ressaltar que o NACA 0012 ainda gera sustentação, embora em menor magnitude, devido a sua inclinação de 6° .

Portanto, é possível compreender que a geometria do perfil aerodinâmico e o ângulo de ataque influenciam diretamente as características de sustentação em cada aerofólio, evidenciando que o desempenho aerodinâmico é diretamente afetado por essas variáveis.

Na análise da Figura 10, é destacada também no campo de velocidade da configuração de asa cauda, a distribuição da magnitude da velocidade em torno dos aerofólios. Um conceito importante é o ponto de estagnação, localizado próximo ao bordo de ataque de ambos os aerofólios, onde a velocidade do escoamento é nula. A magnitude da velocidade varia de 0 a 1,7 m/s, com as maiores velocidades indicadas por tons avermelhados e as menores por tons azuis. Tanto o aerofólio CH10SM quanto o NACA 0012 apresentam regiões de maior velocidade no extradorso, refletindo a aceleração do escoamento devido à redução da pressão.

Adicionalmente, as linhas de corrente, demarcadas pela cor branca, ilustram a trajetória do escoamento ao redor dos aerofólios, destacando áreas de aceleração e desaceleração. O CH10SM, com pressão negativa no extradorso, gera velocidades mais altas em comparação ao NACA 0012.

Dessa forma, a identificação do ponto de estagnação, a análise da magnitude da velocidade e a observação das linhas de corrente são fundamentais para compreender o desempenho aerodinâmico da configuração de asa cauda, evidenciando as diferenças entre os perfis aerodinâmicos.

CONSIDERAÇÕES FINAIS

O presente estudo contribuiu para o aprimoramento das técnicas e conhecimentos sobre a utilização dos *softwares* de simulação numérica OpenFOAM® e ParaView, com foco na análise de escoamentos sobre múltiplos aerofólios inseridos em diferentes configurações de conjunto asa cauda. Essas ferramentas se mostraram adequadas e eficientes para a realização das simulações e análise dos campos de vorticidade, pressão e velocidade, assim como para os coeficientes aerodinâmicos de sustentação, arrasto e momento.

A utilização de malhas não estruturadas, mostrou-se vantajosa para a flexibilidade na discretização das geometrias complexas e no tempo de simulação. Foi possível identificar variações mais precisas nas propriedades do escoamento, especialmente nas regiões próximas ao aerofólio. Para a malha ideal utilizada neste estudo, um total de 174.002 volumes foram gerados, o que contribuiu para a obtenção de resultados com boa acurácia, mantendo um tempo de simulação eficiente.

As análises demonstraram que a configuração C, representada por $L_t = 3,0$ m e $Z_t = 0,6$ m, ao posicionar o estabilizador horizontal de forma a evitar a interferência do escoamento proveniente da asa, teve um impacto significativo na melhoria dos coeficientes aerodinâmicos, especialmente nos coeficientes de sustentação e momento. Esse posicionamento favoreceu um escoamento mais estável, evidenciando a importância de um bom *design* para a otimização das propriedades aerodinâmicas. No contexto do projeto de aeronaves, especialmente em competições como a SAE AeroDesign, a realização de simulações CFD é essencial para avaliar se o estabilizador está adequadamente posicionado em relação às esteiras de vórtices geradas pela asa, de modo a otimizar as propriedades aerodinâmicas da empenagem.

Outro ponto importante a ser destacado é o conjunto de ferramentas composto pelo FreeCAD, Salome-Meca®, OpenFOAM® e ParaView, que, por serem gratuitos, se mostram vantajosos para a realização de simulações CFD. Esse conjunto elimina custos adicionais e proporciona maior acessibilidade no desenvolvimento de projetos acadêmicos e de pesquisa, permitindo a realização de simulações avançadas sem a necessidade de investimentos em *softwares* comerciais.

Com base nos resultados obtidos, sugere-se que futuros trabalhos explorem a aplicação de malhas híbridas e quadriláteras, a fim de combinar as vantagens das malhas estruturadas e não estruturadas. Além disso, recomenda-se o desenvolvimento de simulações tridimensionais, para avaliar fenômenos que não podem ser previstos em simulações bidimensionais, como o efeito dos vórtices de ponta de asa e outros efeitos tridimensionais que impactam a estabilidade e o desempenho da aeronave.

Este trabalho, portanto, representa um avanço importante no campo da Dinâmica dos Fluidos Computacional, permitindo que a equipe Aerodactyl UFG AeroDesign continue aprimorando seus projetos de aeronaves e, ao mesmo tempo, contribua para o aprendizado contínuo na área de engenharia aeronáutica.

REFERÊNCIAS

- Aerodactyl. (2024). Equipe Aerodactyl - UFG. Recuperado de <https://emc.ufg.br/p/34334-aerodactyl>
- Airfoil Tools. (2012). Airfoil Database Search. Recuperado de <http://www.airfoiltools.com/>
- Anderson, J. D. Jr. (2015). Fundamentos de engenharia aeronáutica. 7a ed. Porto Alegre: AMGH.
- Blazek, J. (2005). Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications. 2. ed. Oxford, UK: Elsevier.
- Campos, P. A. C. (2021). Simulação de escoamentos Turbulentos em Aerofólios Utilizando o OpenFOAM®. (Dissertação em Engenharia Mecânica). Universidade Federal de Goiás, Goiânia, Goiás, Brasil, 55p.
- Calixtrato, M. P. & Mariano, F. P. (2023). Simulação de escoamentos sobre aerofólios de alta sustentação utilizando softwares livres. Anais do XXIX Congresso Nacional de Estudantes de Engenharia Mecânica – CREEM2023, Goiânia, Brasil, 8p. [doi://10.26678/ABCM.CREEM2023.CRE2023-0110](https://doi.org/10.26678/ABCM.CREEM2023.CRE2023-0110)
- Electricité de France. (2024). *Finite element CodeAster, Analysis of Structures and Thermomechanics for studies and Research*. Recuperado de <https://www.code-aster.org/>
- Fox, R. W., McDonald, A. T., & Pritchard, P. J. (2014). *Introdução à Mecânica dos Fluidos*. 8a ed. LTC Editora.
- FreeCAD. (2024). *FreeCAD documentation*. Recuperado de <https://FreeCADweb.org/>
- Haddadi, Bahram et al. (2018). *Tutorial One: Basic Case Setup*. 4a ed. Recuperado de <https://www.cfd.at/sites/default/files/tutorialsV4/1-ExampleOne.pdf>
- Ladson, C. L. (1988). *Effects of Independent Variation of Mach and Reynolds Numbers on the Low-Speed Aerodynamic Characteristics of the NACA 0012 Airfoil Section*. NASA TM 4074.
- 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 Mechanic*, 29, 473-514.
- Nelson, R. C. (1989). *Flight Stability and Automatic Control*. 1a ed. McGraw-Hill College.
- OpenCFD Ltd. (2024). *OpenFOAM - The Open Source CFD Toolbox*. Recuperado de <https://www.OpenFOAM.com/>
- OpenFOAMWiki. (2024). *SimpleFoam*. Recuperado de <https://OpenFOAMwiki.net/index.php/SimpleFoam>
- ParaView. (2024). *ParaView: About Us*. Recuperado de <https://www.paraview.org/about/>
- Rodrigues, L. E. M. J. (2014). *Fundamentos da engenharia aeronáutica com aplicações ao projeto SAE-AeroDesign: Aerodinâmica e Desempenho*. 1a ed. Salto/SP: Edição do Autor.
- Sadraey, M. H. (2012). *Aircraft Design: A Systems Engineering Approach*. 1a ed. Daniel Webster College, New Hampshire, USA: A John Wiley & Sons, Ltd., Publication.
- SAE Brasil. (2024). *Competição AeroDesign*. Recuperado de <https://saebrasil.org.br/programas-estudantis/aero-design-sae-brasil/>
- SAE International. (2024). *SAE International: About Us*. Recuperado de <https://www.sae.org/about/>
- Salome Platform Documentation. (2024). *Introduction to NETGENPLUGIN*. Recuperado de <https://docs.salome-platform.org/latest/gui/NETGENPLUGIN/>
- Silveira, A. I. S., Guimarães, G. H. M., & Mariano, F. P. (2024). Simulações computacionais de escoamentos sobre múltiplos aerofólios utilizando softwares livres. Anais do V CoBICET - Congresso Brasileiro Interdisciplinar em Ciência e Tecnologia, Brasil, 6p. Recuperado de <https://www.even3.com.br/anais/cobicet2024/875608/>
- Spalart, P. R. & Allmaras, S. R. (1994). A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows. *Recherche Aerospatiale*. No. 1.
- White, F. M. (2007). *Fluids Mechanics*. 6a ed. New York, NY, USA: The McGraw-Hill Companies.