

PROJETO DO ESTABILIZADOR HORIZONTAL PARA AERONAVES DE PEQUENO PORTE UTILIZANDO SOFTWARES LIVRES

Guilherme Henrique Moura Guimarães ⁽¹⁾ (guilhermemourav14@gmail.com), Arthur Inácio Santos Silveira ⁽¹⁾ (arthurinacios15@gmail.com), Felipe Pamplona Mariano ⁽¹⁾ (fpmariano@ufg.br)

⁽¹⁾ Universidade Federal de Goiás (UFG); Laboratório de Engenharia Térmica e de Fluidos (LATEF), Escola de Engenharia Elétrica, Mecânica e de Computação (EMC)

RESUMO: *No presente estudo, investigou-se a interação de escoamentos sobre múltiplos aerofólios utilizando Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD). Os aerofólios CH10SM para a asa e NACA 0012 para a cauda foram analisados visando dimensionar o estabilizador horizontal de aeronaves de pequeno porte, especificamente VANTs. O procedimento envolveu simulações de escoamentos no OpenFOAM utilizando malhas não estruturadas geradas no Salomé-Meca. O estudo foi dividido em duas fases principais: simulações em várias configurações de conjunto asa cauda e a avaliação da estabilidade longitudinal estática destas configurações. Três arranjos foram investigados, variando as distâncias vertical e horizontal entre os aerofólios, para analisar a contribuição dos momentos em relação a um centro de gravidade arbitrário. As simulações foram conduzidas para ângulos de ataque de 4° e 6°, resultando em curvas de coeficientes de momento obtidas por regressões lineares. Os resultados permitiram identificar uma configuração estável do estabilizador, proporcionando avanços no entendimento dos padrões de escoamento ao redor de superfícies estabilizadoras em projetos aeronáuticos, destacando a utilidade de softwares de código aberto em CFD para tais análises.*

PALAVRAS-CHAVE: CONJUNTO ASA CAUDA, OPENFOAM, ESTABILIZADOR HORIZONTAL, DINÂMICA DOS FLUIDOS COMPUTACIONAL, ESTABILIDADE LONGITUDINAL ESTÁTICA.

PROJECT OF THE HORIZONTAL STABILIZER FOR SMALL AIRCRAFT USING OPEN-SOURCE SOFTWARE

ABSTRACT: *In the present study, the interaction of flows over multiple airfoils using Computational Fluid Dynamics (CFD) was investigated. The CH10SM airfoil for the wing and NACA 0012 for the tail were analyzed to size the horizontal stabilizer of small aircraft, specifically UAVs (Unmanned Aerial Vehicles). The procedure involved flow simulations in OpenFOAM using unstructured meshes generated in Salomé-Meca. The study was divided into two main phases: simulations in various wing-tail configurations and the evaluation of the longitudinal static stability of these configurations. Three arrangements were investigated, varying the vertical and horizontal distances between the airfoils, to analyze the moment contributions relative to an arbitrary center of gravity. Simulations were conducted for angles of attack of 4° and 6°, resulting in moment coefficient curves obtained through linear regressions. The results allowed identifying a stable configuration of the stabilizer, contributing to advancing the understanding of flow patterns around stabilizing surfaces in aeronautical designs, highlighting the usefulness of open-source CFD software for such analyses.*

KEYWORDS: WING-TAIL ASSEMBLY, OPENFOAM, HORIZONTAL STABILIZER, COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS, STATIC LONGITUDINAL STABILITY.

1. INTRODUÇÃO

A Dinâmica dos Fluidos Computacional, do inglês, Computational Fluid Dynamics (CFD), é um campo de estudo que utiliza métodos computacionais para resolver equações fundamentais que descrevem o comportamento dos fluidos. Essas equações, que incluem conservação de massa, momento e energia, são discretizadas e resolvidas numericamente para modelar o fluxo ao redor de geometrias complexas, como aeronaves, veículos terrestres e estruturas navais. Desde seu surgimento nos anos 1960, a CFD evoluiu significativamente, impulsionada pelo avanço contínuo das capacidades computacionais, possibilitando simulações cada vez mais precisas e complexas.

Inicialmente, métodos numéricos simplificados foram empregados para resolver equações de fluxo em geometrias simples. Com o progresso computacional, surgiram softwares como o OpenFOAM (2024), reconhecido por sua flexibilidade na simulação de escoamentos complexos em diferentes tipos de geometrias bidimensionais e tridimensionais. Esta evolução transformou a CFD em uma ferramenta essencial para a análise e otimização de projetos aerodinâmicos modernos.

Um exemplo prático dessa aplicação é a competição SAE Brasil AeroDesign (<https://saebrasil.org.br/programas-estudantis/aero-design-saebrasil/>), onde equipes como a Aerodactyl UFG AeroDesign (<https://emc.ufg.br/p/34334-aerodactyl>) enfrentam o desafio de projetar aeronaves radio controladas que atendam a exigentes requisitos de desempenho. Atualmente, softwares como o XFLR5 são utilizados para simulações preliminares, porém sua precisão é limitada. Enquanto o XFLR5 se baseia na teoria de escoamentos potenciais, a resolução das equações de Navier-Stokes por métodos numéricos oferece uma abordagem mais detalhada, fornecendo informações precisas sobre as forças aerodinâmicas que afetam a aeronave.

Campos e Mariano (2022) utilizaram planilhas de dados e o software OpenFOAM (2024) para gerar malhas estruturadas e simular escoamentos turbulentos sobre o aerofólio NACA 4415. Esta abordagem permitiu analisar o escoamento, considerando condições de contorno e modelos de turbulência adequados para geometrias simples de aerofólios. Posteriormente, Calixtrato e Mariano (2023) expandiram essa pesquisa ao adotar malhas não estruturadas para analisar aerofólios de alta sustentação como o NACA 4415 e Eppler 423, complementando a metodologia anterior. A flexibilidade das malhas não estruturadas facilitou a análise de geometrias mais complexas e diversas seções de aerofólios.

Este estudo expande a pesquisa iniciada por Campos e Mariano (2022), focando na avaliação da estabilidade longitudinal de aeronaves por meio da simulação de escoamentos sobre múltiplos aerofólios. Essa abordagem permite uma análise abrangente do comportamento aerodinâmico, considerando a interação entre diferentes componentes e seu impacto no desempenho global da aeronave.

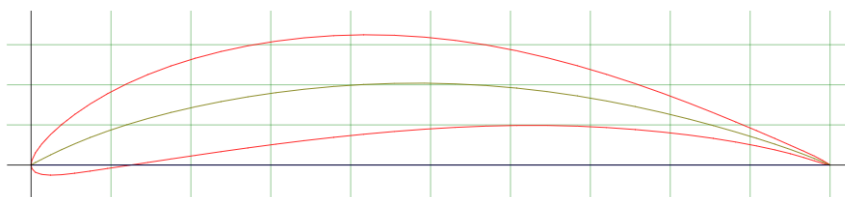
Para este fim, foram adotadas as seguintes ferramentas de código aberto: FreeCAD (2024) para geração de geometrias bidimensionais e tridimensionais, Salomé-Meca (Electricité de France, 2024) para criação de malhas não estruturadas, e OpenFOAM (2024) para simulações de escoamentos sobre os aerofólios. A escolha desses softwares deve-se à sua acessibilidade econômica, por serem gratuitos, e à sua capacidade de fornecer resultados confiáveis.

A estabilidade e o controle de aeronaves são fundamentais na engenharia aeronáutica, garantindo que a aeronave mantenha a trajetória de voo desejada e responda eficientemente às ações do piloto e às perturbações externas. Consoante Rodrigues (2014), para que uma aeronave apresente estabilidade longitudinal estática, é essencial a presença de um momento restaurador, que possui a função de retornar a aeronave à sua posição de equilíbrio após qualquer tipo de perturbação. Essa estabilidade é crucial no projeto aeronáutico, minimizando o esforço do piloto para manter o controle e garantindo um voo estável e seguro. Incorporar princípios de estabilidade estática longitudinal no design contribui significativamente para a segurança operacional e o desempenho geral da aeronave. A pesquisa visa investigar o impacto das distâncias horizontal (L_t) e vertical (Z_t) na estabilidade do conjunto asa cauda, buscando otimizar a localização do estabilizador horizontal através de simulações CFD. O objetivo é garantir que a aeronave atenda aos rigorosos critérios de estabilidade, proporcionando uma base sólida para o desenvolvimento de aeronaves eficientes e seguras para competição.

2. METODOLOGIA

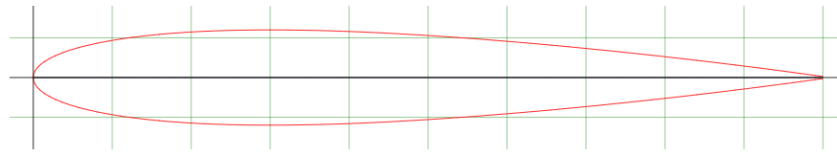
O presente estudo investiga os escoamentos sobre o conjunto asa cauda, utilizando a CFD para analisar diferentes configurações geométricas e angulares. Foram empregadas malhas criadas no Salomé-Meca e as geometrias dos aerofólios foram modeladas no FreeCAD (2024), onde o aerofólio da asa é o CH10SM e o da cauda é o NACA 0012. Nas Figuras 1 e 2, estão representadas as geometrias de cada aerofólio.

FIGURA 1. Aerofólio CH10SM.



Fonte: Airfoil Tools (2024).

FIGURA 2. Aerofólio NACA 0012.



Fonte: Airfoil Tools (2024).

Três configurações do conjunto asa cauda foram estudadas, variando as distâncias vertical e horizontal entre os aerofólios, para avaliar a contribuição dos momentos em relação a um centro de gravidade arbitrário. As simulações foram realizadas para ângulos de ataque de 4° e 6°, e a estabilidade longitudinal estática foi avaliada pelo somatório dos coeficientes de momento de cada aerofólio para os ângulos simulados, resultando em curvas obtidas por meio de equações de reta. A metodologia adotada baseou-se no método dos volumes finitos de segunda ordem, com o método SIMPLE de acoplamento pressão-velocidade, garantindo uma discretização precisa do domínio físico através de malhas não estruturadas, permitindo uma análise detalhada e precisa do comportamento aerodinâmico das configurações estudadas.

2.1 Formulação teórica

2.1.1 Introdução aos aerofólios e forças aerodinâmicas

Os aerofólios representam componentes cruciais em aplicações aeronáuticas e automotivas devido à sua capacidade de otimizar o fluxo de ar ao redor dessas estruturas. Projetados com geometrias específicas, influenciam diretamente as características aerodinâmicas de sustentação, arrasto e momento. Um dos principais parâmetros geométricos é a corda (c), definida como a linha que conecta os bordos de ataque e de fuga do aerofólio (Anderson Jr, 2015). A forma do perfil aerodinâmico, que define a seção transversal do aerofólio com suas curvaturas ao longo da corda, é crucial, não apenas para a eficiência aerodinâmica, mas também para a estabilidade e o desempenho da aeronave em diferentes regimes de voo.

O ângulo de ataque (α) desempenha papel determinante no comportamento aerodinâmico do aerofólio, sendo o ângulo formado entre o vento relativo e a corda (Anderson Jr, 2015). Variações no ângulo de ataque influenciam a distribuição de pressão sobre a superfície do aerofólio, afetando a geração de sustentação e o arrasto induzido durante o voo.

Três forças aerodinâmicas principais atuam sobre um aerofólio. A sustentação é uma força vertical gerada perpendicularmente ao fluxo de ar incidente, essencial para a sustentação das asas de uma aeronave. O arrasto, por sua vez, representa a resistência aerodinâmica que atua na direção

oposta ao movimento do corpo através do ar. Além disso, o momento aerodinâmico refere-se ao torque que tende a girar o objeto em torno de um eixo perpendicular ao fluxo de ar. Para o presente trabalho, a análise dos coeficientes aerodinâmicos ficou restrita ao coeficiente de momento do conjunto, visto que é crucial para determinar se uma aeronave possui estabilidade estática longitudinal.

A seguir, na Equação 1, está exposta a fórmula para o coeficiente de momento utilizada.

$$C_m = \frac{M}{\rho |U_\infty|^2 S c} \quad (1)$$

Para um aerofólio, os coeficientes aerodinâmicos são parâmetros adimensionais que descrevem seu desempenho em relação ao fluxo de ar incidente. O coeficiente de momento (C_m), é definido em termos da massa específica do ar (ρ) em kg/m^3 , módulo da velocidade do fluxo de ar relativa ao aerofólio ($|U_\infty|$) em m/s , área planiforme da superfície aerodinâmica (S) em m^2 , e corda do aerofólio (c) em metros (m), todas unidades do Sistema Internacional (SI). O momento (M), representado em Newton-metros (Nm), é analisado geralmente em aerofólios subsônicos 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 Jr, 2015).

2.1.2 Número de Reynolds

O número de Reynolds é um parâmetro adimensional fundamental na análise de escoamentos fluidodinâmicos, sendo definido como a razão entre as forças inerciais e viscosas que atuam sobre um fluido em movimento (Fox, McDonald e Pritchard, 2014). Essa grandeza é amplamente utilizada em diversas áreas da engenharia, física e ciências aplicadas para caracterizar o comportamento dos fluidos em diferentes condições.

Em geral, o número de Reynolds é aplicado para determinar a transição entre escoamentos laminar e turbulento, prever a resistência ao movimento de fluidos em tubos e canais e calcular a perda de carga em dutos. No contexto específico de aerofólios, o número de Reynolds influencia diretamente na eficiência aerodinâmica do perfil, afetando a sustentação, o arrasto e o momento aerodinâmico. Na Equação 2, define-se essa variável em função da corda do aerofólio.

$$\text{Re}_c = \frac{\rho |U_\infty| c}{\mu} \quad (2)$$

Onde “ μ ”, diz respeito a viscosidade dinâmica do ar em kg/(ms).

2.1.3 Estabilidade longitudinal estática

A estabilidade estática é um conceito fundamental no projeto de aeronaves, descrevendo a capacidade de um sistema de retornar a um estado de equilíbrio após sofrer uma perturbação. Nesse contexto, a estabilidade longitudinal estática refere-se à habilidade da aeronave de manter ou retornar a um ângulo de ataque equilibrado após sofrer uma rajada de vento que a induza a um movimento de arfagem, independente do sentido de rotação.

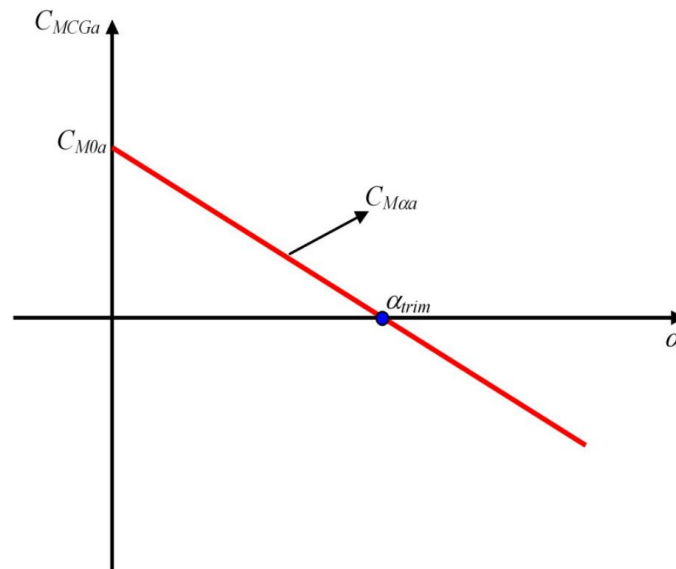
Conforme destacado por Anderson Jr (2015), existem dois critérios essenciais que uma aeronave deve atender para assegurar a estabilidade longitudinal. Esses critérios, que são apresentados nas equações 3 e 4, são diretamente influenciados pela geometria dos aerofólios e pelas forças e momentos aerodinâmicos que atuam em relação ao centro de gravidade da aeronave.

$$\frac{\partial C_{m,CG}}{\partial \alpha} < 0 \quad (3)$$

$$C_{m,CG_0} > 0 \quad (4)$$

O primeiro critério refere-se à derivada do momento de arfagem em relação ao ângulo de ataque ($\partial C_{m,CG}/\partial \alpha$), que deve ser negativa. Isso indica que, em resposta a uma perturbação longitudinal que causa um aumento no ângulo de ataque, o momento de arfagem resultante tende a restaurar o ângulo de arfagem original da aeronave, promovendo sua estabilidade longitudinal. Além disso, o coeficiente de momento ao redor do centro de gravidade (C_{m,CG_0}) deve ser positivo. Isso implica que o ângulo de arfagem original da aeronave, também conhecido como ângulo de trimagem (α_{trim}), deve ser necessariamente positivo para garantir que o avião possua qualidades estáveis durante o voo. Na Figura 3, é apresentada a curva característica de momento em função do ângulo de ataque de uma aeronave estável longitudinalmente.

FIGURA 3. Análise da estabilidade longitudinal estática de uma aeronave completa.



Fonte: Rodrigues (2014).

É importante destacar que, embora as análises até o momento estejam considerando a aeronave como um todo, a estabilidade longitudinal é determinada pela combinação das contribuições dos corpos aerodinâmicos da asa, cauda e fuselagem. Este estudo foca especificamente na análise das contribuições da asa e da cauda, limitando-se à análise dos momentos aerodinâmicos em relação ao centro de gravidade de seus respectivos aerofólios, dada a abordagem bidimensional adotada. Estes elementos são cruciais devido ao seu impacto significativo na estabilidade longitudinal da aeronave.

2.1.4 Modelo matemático

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 densidade do fluido são negligenciáveis, e para condições onde as propriedades do fluido são constantes.

As equações 5, 6 e 7 estão implementadas no software OpenFOAM (2024) e representam as equações de continuidade e de quantidade de movimento em formato cartesiano para um fluido

newtoniano. Essas equações consideram também escoamento incompressível, turbulento, bidimensional e em regime permanente:

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

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left[\nu \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[\nu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \right] \quad (6)$$

$$u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial x} \left[\nu \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[\nu \left(\frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial y} \right) \right] \quad (7)$$

A viscosidade cinemática variável (ν) é expressa como a soma da viscosidade molecular (ν_∞) e da viscosidade turbulenta (ν_t), conforme descrito na Equação 8:

$$\nu = \nu_\infty + \nu_t \quad (8)$$

Para determinar a viscosidade turbulenta, foi adotado o modelo de turbulência de Spalart-Allmaras, que utiliza uma equação diferencial baseada em princípios empíricos e análises dimensionais, dependente da viscosidade molecular (SPALART e ALLMARAS, 1994).

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

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).

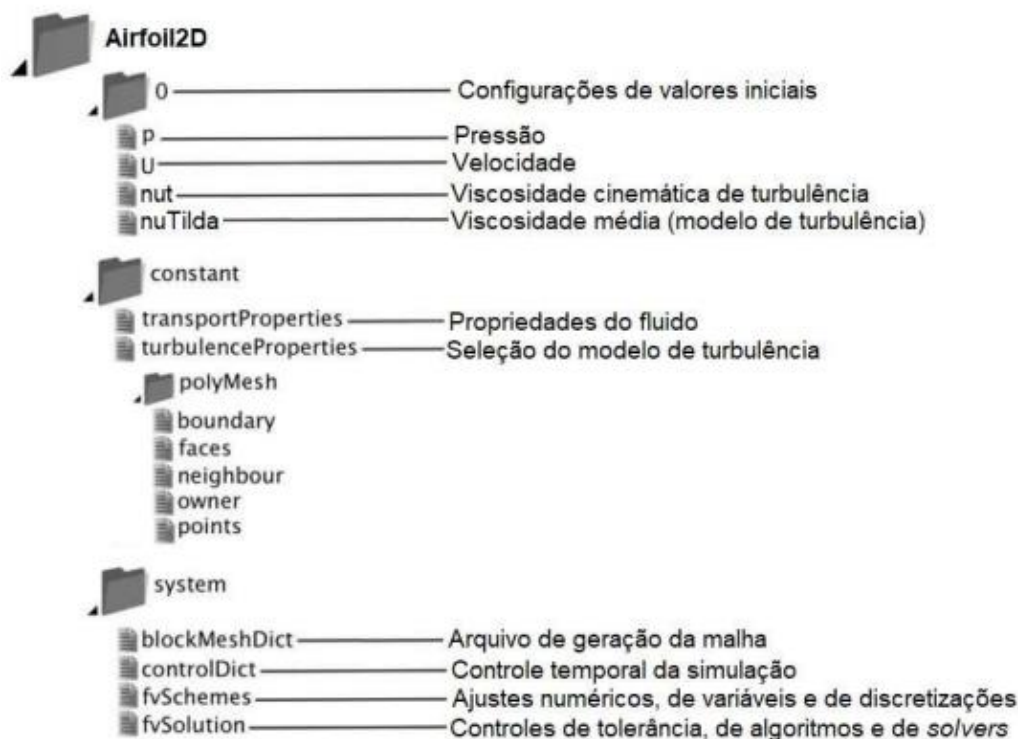
3. Procedimentos computacionais

3.1 Manipulação de arquivos no OpenFOAM

O OpenFOAM (2024), software de dinâmica dos fluidos computacional de código aberto, emprega uma biblioteca em C++ que permite personalizações extensivas pelos usuários. No contexto

do projeto atual, os arquivos do caso "Airfoil2D" (Figura 4) foram adaptados a partir do diretório "0", com a renomeação das fronteiras nos arquivos "nut", "nuTilda", "p" e "U" conforme especificado no Salomé-Meca® (airfoil_w, airfoil_t, front, back, inlet e outlet).

FIGURA 4. Estrutura de diretórios e arquivos para o caso Airfoil2D.



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

No presente estudo, foi adotada uma malha otimizada, inicialmente gerada no software Salomé-Meca® no formato .unv, e posteriormente importada para o ambiente de simulação OpenFOAM (2024) utilizando o comando: *\$ideasUnvToFoam < nome do arquivo >*. No diretório "constant", o arquivo "PolyMesh" foi criado, contendo as subpastas "boundary", "faces", "owner" e "points". As fronteiras foram configuradas da seguinte forma: "airfoil_w" e "airfoil_t" foram definidas como "wall", enquanto "back" e "front" foram designadas como "empty", mantendo-se as demais inalteradas.

No arquivo "transportProperties", a viscosidade cinemática (ν) foi ajustada para $1,333 \times 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}$, resultando em um número de Reynolds de 750.000 para todas as simulações. No arquivo "ControlDict", localizado no diretório "System", o parâmetro "endtime" foi estabelecido como 5.000 para simulações em regime permanente. Os coeficientes aerodinâmicos (C_l , C_d e C_m) foram calculados utilizando a função "forces" do OpenFOAM (2024) nas fronteiras "airfoil_w" e "airfoil_t",

considerando ângulo de ataque de 4° ou 6° conforme a simulação para determinar as direções de sustentação e arrasto.

Os coeficientes de momento para a asa e a cauda, foram calculados em relação ao centro de rotação (CofR), que está localizado a 30% da corda do aerofólio CH10SM, em $x = -0,70$ m e $y = 0$, visando representar o centro de gravidade (CG) da aeronave. Conforme destacado por Rodrigues (2014), o CG entre 25% e 35% da corda da asa geralmente resulta em boas qualidades de estabilidade e controle para aeronaves convencionais participantes da competição SAE AeroDesign. Em relação às áreas planiformes das superfícies aerodinâmicas (Aref), a área da asa foi ajustada para $0,05$ m², correspondendo à envergadura da asa, enquanto a área planiforme da cauda foi ajustada para $0,025$ m², refletindo metade da corda da asa que foi estabelecida para a cauda.

3.2 Critérios para escolha da configuração ótima para o estabilizador horizontal

Após a conclusão das simulações, os coeficientes de momento das superfícies aerodinâmicas foram analisados em função dos respectivos ângulos de ataque. O procedimento inicial envolveu a soma das contribuições do estabilizador horizontal e da asa para obter a contribuição total da aeronave para cada configuração e ângulo de ataque simulado. Sabendo que foram analisados dois ângulos de ataque para cada configuração (4° e 6°), foi possível obter uma equação linear para cada configuração que traçasse uma curva conectando os dois pontos correspondentes a esses ângulos de ataque e seus respectivos coeficientes de momento. A partir das equações obtidas, determinou-se o ângulo de trimagem resultante em cada caso. A seleção da configuração ótima foi guiada pelo critério de maximizar o coeficiente de momento para o estabilizador horizontal e garantir um ângulo de trimagem positivo inferior a 5°. Esta condição é crucial, dado que em média, os aerofólios possuem um ângulo de estol em torno de 12°. Portanto, é preferível manter ângulos de trimagem mais baixos para assegurar que a aeronave permaneça dentro do seu envelope de voo.

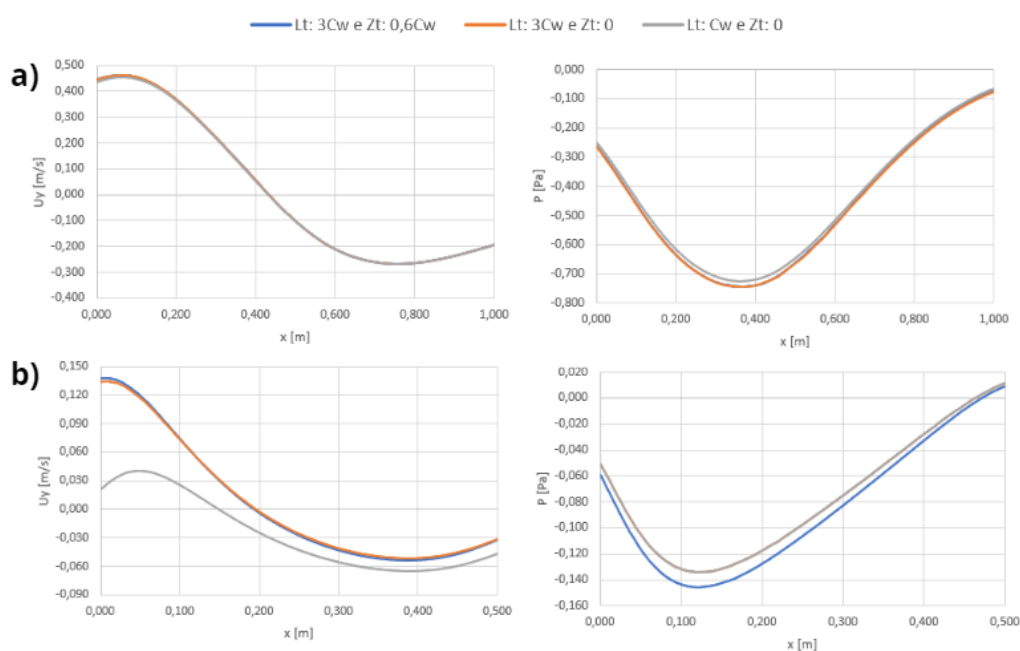
3. RESULTADOS

3.1 Perfis de velocidade e pressão

Inicialmente, o procedimento envolveu a análise detalhada de perfis em y e de velocidade em x e pressão para os aerofólios CH10SM e NACA 0012, com foco nos segmentos próximos ao extradorso dos aerofólios em diferentes configurações de asa e cauda. Para a configuração onde $L_t = 3C_w$ e $Z_t = 0,6C_w$, os perfis foram traçados em $y = 0,2$ para o CH10SM e $y = 0,7$ para a cauda. Em configurações alternativas, com $L_t = 3C_w$ e $Z_t = 0$, e $L_t = C_w$ e $Z_t = 0$, para ambos os aerofólios, os perfis foram fixados

em $y = 0,2$ para o CH10SM e $y = 0,1$ para a cauda. Na totalidade das simulações, uma vez definida a altura das retas em y , o comprimento foi estabelecido com base na corda dos aerofólios, sendo de 1,0 m para o CH10SM e 0,5 m para o NACA 0012. Este procedimento permitiu examinar as variações nos campos de velocidade e pressão ao longo desses segmentos específicos, proporcionando entendimento sobre o desempenho aerodinâmico dos aerofólios em diferentes condições de configuração aerodinâmica. Na Figura 5, são apresentados os perfis em y de velocidade e pressão.

FIGURA 5. Perfis em y de velocidade e pressão para os aerofólios a 4° e em diferentes configurações de distâncias horizontal e vertical: a) extradorso do CH10SM; b) extradorso do NACA 0012.



Fonte: Autores (2024).

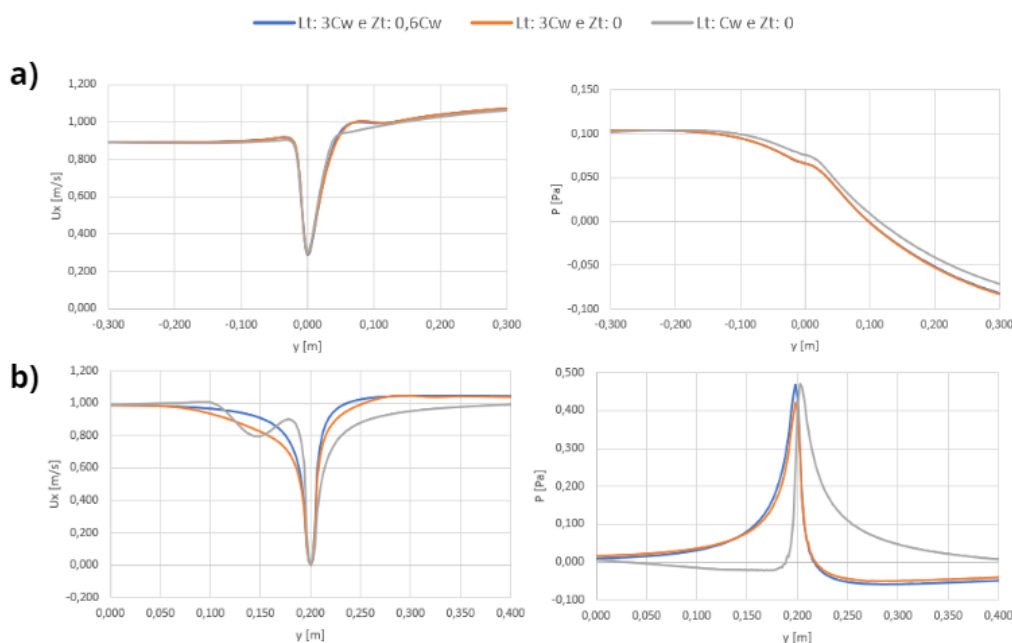
Na análise das três configurações distintas de asa e cauda, foi observado que a asa, por receber o fluxo de ar inicialmente, proporcionou um escoamento mais estável ao longo do extradorso do aerofólio CH10SM em todas as condições estudadas. Isso resultou em menores disparidades nos gráficos correspondentes ao CH10SM para cada configuração.

Por outro lado, devido à asa interceptar o fluxo de ar primeiro, a cauda experimentou uma interferência mais turbulenta da esteira viscosa da asa. Essa condição comprometeu a eficiência aerodinâmica da superfície da cauda, conforme observado nos gráficos do extradorso do NACA 0012, onde foram identificadas discrepâncias mais significativas. Estas discrepâncias aumentaram à medida que o estabilizador horizontal foi posicionado mais próximo e na mesma altura da asa.

A maior diferença de valores foi particularmente evidente no gráfico do perfil de velocidade em x do extradorso do NACA 0012, indicando a sensibilidade dessa configuração à interferência da esteira viscosa da asa.

Posteriormente, o procedimento envolveu a análise detalhada de perfis em x de velocidade e pressão para os aerofólios, com foco nos segmentos próximos ao bordo de fuga da asa e bordo de ataque da cauda. Para as três configurações, os perfis foram traçados em $x = 0,05$ para o CH10SM. Nas configurações onde $L_t = 3C_w$ e $Z_t = 0,6C_w$, e $L_t = 3C_w$ e $Z_t = 0$, os perfis para a cauda foram traçados em $x = 2,5$. Para a configuração onde $L_t = C_w$ e $Z_t = 0$, os perfis para a cauda foram traçados em $x = 0,5$. Em todas as simulações, uma vez definida a posição das coordenadas em x, a extensão foi estabelecida sendo de 0,4 m. Na Figura 6, são apresentados os perfis em x de velocidade e pressão.

FIGURA 6. Perfis em x de velocidade e pressão para os aerofólios a 4° e em diferentes configurações de distâncias horizontal e vertical: a) bordo de fuga do CH10SM; b) bordo de ataque do NACA 0012.



Fonte: Autores (2024).

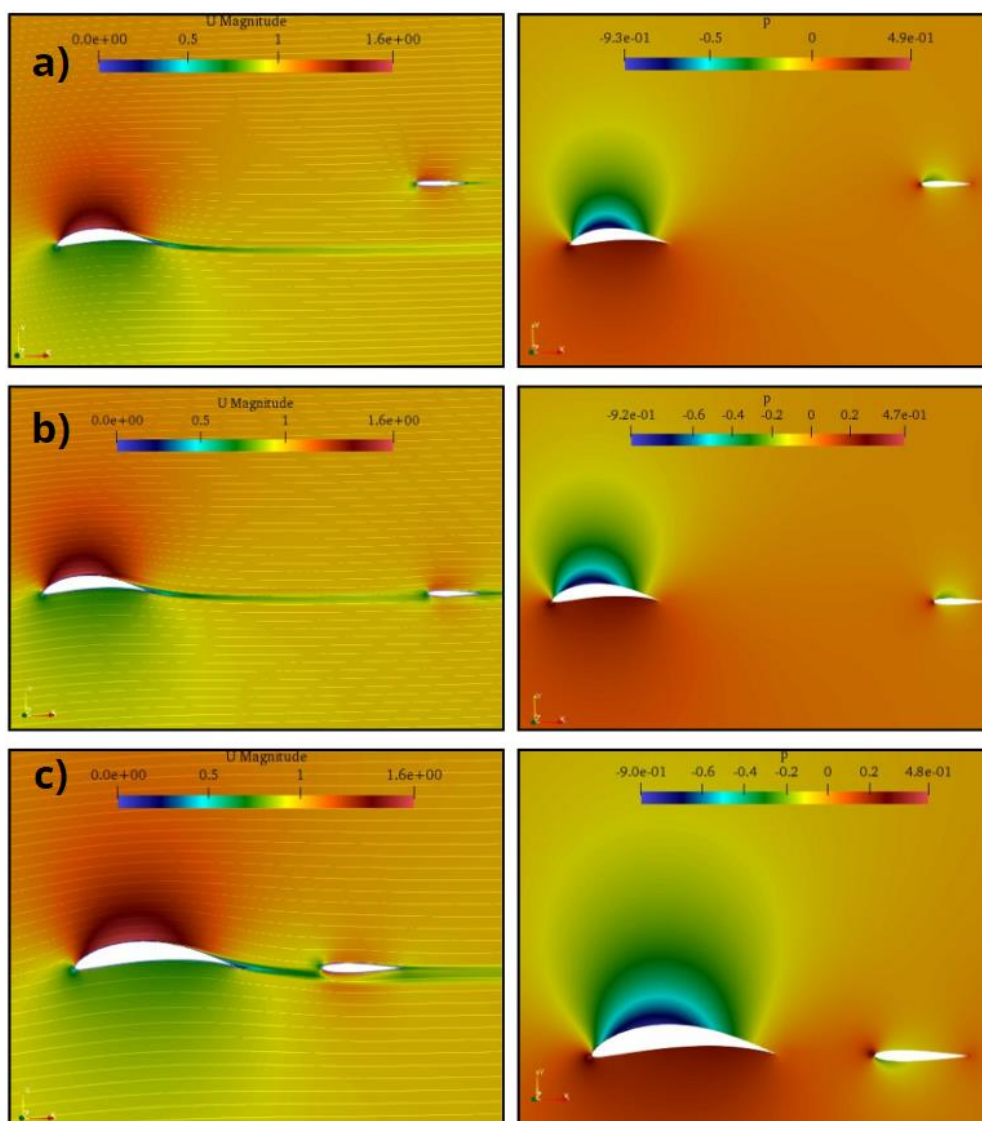
A análise dos gráficos da Figura 6 revela que as considerações realizadas para o aerofólio CH10SM se mantiveram as mesmas devido ao contato inicial do escoamento com essa superfície. Em contraste, o NACA 0012 apresentou interferência mais turbulenta devido ao contato com a esteira viscosa da asa, especialmente próximo ao bordo de ataque, onde as discrepâncias foram mais pronunciadas. A análise próxima ao bordo de ataque da cauda revelou maior oscilação nos perfis de

velocidade e pressão, destacando a sensibilidade dessa região à influência da esteira viscosa da asa em diferentes configurações do estabilizador horizontal.

3.2 Campos de velocidade e pressão

Na Figura 7, são apresentados os campos de magnitude da velocidade e pressão para o par de aerofólios CH10SM e NACA 0012 em diferentes configurações de asa cauda.

FIGURA 7. Campos de magnitude da velocidade e pressão para os aerofólios em um ângulo de ataque de 4° e em diferentes configurações de distâncias: a) L_t : $3C_w$ e Z_t : $0,6C_w$; b) L_t : $3C_w$ e Z_t : 0; c) L_t : C_w e Z_t : 0.



Fonte: Autores (2024).

Nas análises dos campos de pressão e magnitude de velocidade próximos ao aerofólio CH10SM, observou-se uma estabilidade consistente entre diferentes configurações, atribuída à asa sendo a primeira superfície aerodinâmica encontrada pelo fluxo de ar.

No contexto dos campos de velocidades, em todas as configurações estudadas, os valores máximos e mínimos da magnitude de velocidade variaram de 0 a 1,6 metros por segundo, mantendo-se constantes. Na configuração A, o aerofólio NACA 0012 não interfere na esteira viscosa da asa, permitindo que o estabilizador horizontal mantenha sua eficiência aerodinâmica. Na configuração B, a esteira viscosa da asa afeta a cauda, porém com menor interferência devido à maior distância entre asa e cauda. Já na configuração C, a proximidade entre os aerofólios resulta em maior interferência da esteira viscosa da asa no estabilizador horizontal.

As regiões de maior velocidade, destacadas pelo tom avermelhado no mapa de cores, localizam-se próximas ao extradorso do aerofólio CH10SM em todas as configurações. Próximo ao bordo de ataque, identifica-se um ponto de estagnação caracterizado pela região azul, onde o fluxo de ar é reduzido a zero, resultando em alta pressão. O arqueamento dos aerofólios exerce uma influência significativa nas velocidades obtidas nas simulações: o CH10SM, com maior arqueamento, promove velocidades superiores no extradorso, enquanto o NACA 0012, de perfil simétrico, apresenta uma distribuição de velocidades mais uniforme ao redor do ponto de estagnação em comparação ao aerofólio CH10SM.

Em termos de campos de pressão, o aerofólio CH10SM exibe uma área de baixa pressão no extradorso, representada pelos tons de azul e verde, característica típica de aerofólios assimétricos projetados para gerar uma maior diferença de pressão entre intradorso e extradorso, potencializando a sustentação aerodinâmica. Em contrapartida, o aerofólio NACA 0012 mostra uma distribuição de pressão com uma zona de baixa pressão menos pronunciada ao redor do bordo de ataque, resultando em uma menor diferença de pressão e, consequentemente, menor capacidade de gerar sustentação quando comparado ao CH10SM.

3.3 Estabilidade longitudinal para diferentes configurações

Nesta seção, serão apresentados os valores obtidos da simulação para diferentes condições de distâncias vertical e horizontal da cauda. Nas Tabelas 2 e 3, expõe-se as variações aplicadas assim como os valores obtidos para os coeficientes de momento da asa e do estabilizador em relação ao centro de gravidade adotado.

TABELA 2. Coeficientes de momento em relação ao centro de gravidade para os aerofólios em um ângulo de ataque de 4°.

Configurações		C_m	
L_t	Z_t	CH10SM, $\alpha: 4^\circ$	NACA 0012, $\alpha: 4^\circ$
1	0	-0,186	0,225
3	0	-0,188	-1,077
3	0,6	-0,188	-1,066

Fonte: Autores (2024)

TABELA 3. Coeficientes de momento em relação ao centro de gravidade para os aerofólios em um ângulo de ataque de 6°.

Configurações		C_m	
L_t	Z_t	CH10SM, $\alpha: 6^\circ$	NACA 0012, $\alpha: 6^\circ$
1	0	-0,174	-0,242
3	0	-0,176	-1,964
3	0,6	-0,179	-2,260

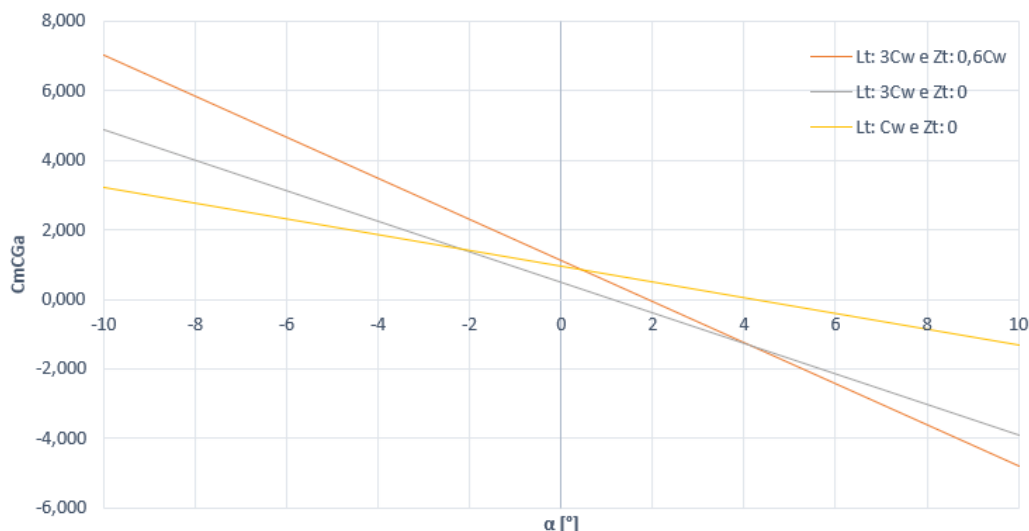
Fonte: Autores (2024)

A análise detalhada dos resultados que será feita na próxima seção permite a avaliação das curvas de momento e a determinação dos ângulos de trimagem para cada configuração. Esses resultados fornecem uma compreensão abrangente do comportamento aerodinâmico do estabilizador horizontal sob as diversas condições estudadas.

3.3 Análise das curvas de coeficiente de momento do conjunto asa cauda e ângulo de trimagem

Nesta seção, serão analisadas as curvas do coeficiente de momento do conjunto em função do ângulo de ataque, assim como o ângulo de trimagem encontrado. De posse das equações, as curvas são plotadas na Figura 8 para um intervalo de -10° a 10° para as superfícies aerodinâmicas.

FIGURA 8. Coeficiente de momento da aeronave em torno do centro de gravidade para diferentes combinações de asa cauda.



Fonte: Autores (2024).

Essa abordagem permitiu a visualização completa do comportamento do coeficiente de momento ao longo de um amplo intervalo de ângulos de ataque, facilitando a identificação do ângulo de trimagem para cada configuração estudada. Na Tabela 4, está apresentado o ângulo de trimagem obtido para cada configuração.

TABELA 4. Ângulos de trimagem para diferentes conjuntos asa cauda.

Configurações		Ângulo de trimagem, α_{trim} [°]
L_t	Z_t	
1	0	4,17
3	0	1,11
3	0,6	1,88

Fonte: Autores (2024)

Os critérios de estabilidade longitudinal estática foram satisfeitos para todas as configurações analisadas. A soma das contribuições do estabilizador horizontal e da asa resultou em curvas do coeficiente de momento que indicam um comportamento estável ao longo dos ângulos de ataque avaliados. Isso demonstra que todas as configurações estudadas apresentam uma resposta adequada em termos de estabilidade longitudinal estática, confirmando a eficácia das variações nas distâncias vertical e horizontal do estabilizador, bem como dos ângulos de ataque testados.

4. CONCLUSÕES

Este estudo empregou técnicas avançadas de Dinâmica dos Fluidos Computacional para otimizar o projeto de aeronaves no contexto do Aerodesign. Utilizando ferramentas como FreeCAD (2024), Salomé-Meca (Eletricit  de France, 2024) e OpenFOAM (2024), foram simulados escoamentos sobre a asa e a cauda, permitindo uma análise precisa do comportamento aerodinâmico.

O estudo concentrou-se especialmente na estabilidade estática e longitudinal da aeronave, otimizando as distâncias horizontal e vertical da cauda. Os parâmetros ideais identificados foram $L_t = 3C_w$ e $Z_t = 0,6C_w$, que proporcionaram um coeficiente de momento para o estabilizador horizontal máximo dentre as opções disponíveis ($C_{mCGt, \alpha=6^\circ} = -2,260$). Verificou-se que,   medida que a distância do estabilizador horizontal em relação   asa aumentava, a magnitude do coeficiente de momento também crescia, devido ao aumento do braço de alavanca. Adicionalmente, quanto maior a altura do estabilizador horizontal em relação   asa, menor é a influência dos efeitos do escoamento da esteira viscosa da asa na cauda, resultando em uma melhoria na eficiência do estabilizador. A equação do coeficiente de momento resultante do conjunto asa cauda   $y = -0,5926x + 1,117$, em que o coeficiente angular é negativo e o linear é positivo, atendendo, dessa forma, os critérios necessários para a estabilidade longitudinal estática da aeronave.

Em relação ao ângulo de trimagem, os resultados revelam que todas as configurações analisadas apresentaram ângulos satisfatórios, mantendo-se abaixo de 5° , conforme especificado. Especificamente, para a configuração que maximiza o coeficiente de momento, o ângulo de trimagem correspondente   de $1,88^\circ$, mantendo-se dentro da faixa esperada.

DECLARAÇÃO DE RESPONSABILIDADE

Os autores são os únicos responsáveis por este trabalho.

REFERÊNCIAS

- AERODACTYL, 2024. Disponível em: <<https://emc.ufg.br/p/34334-aerodactyl>>. Acesso em: 13 julho 2024.
- AIRFOIL TOOLS, 2024. Disponível em: <<http://www.airfoiltools.com>>. Acesso em: 13 julho 2024.
- ANDERSON JR, J. Fundamentos de Engenharia Aeronáutica: Introdução ao voo. 7  ed. Nova Iorque (EUA): Editora Mc Graw Hill, 2015.
- CAMPOS, P. A. C. Simulação de Escoamentos Turbulentos em Aerofólios Utilizando o OpenFOAM . Dissertação em Engenharia Mecânica - Universidade de Goiás, 55 p., 2021.

CAMPOS, P. A. C. e MARIANO, F. P. Simulação de escoamentos turbulentos em aerofólios utilizando o software OpenFOAM. *Anais do XXVIII Congresso Nacional de Estudantes de Engenharia Mecânica – CREEM2022*. Santa Maria, Brazil, 2022.

CALIXTRATO, M. P. e MARIANO, F. P. Simulação de escoamentos sobre aerofólios de alta sustentação utilizando softwares livres. *Anais do XXIX Congresso Nacional de Estudantes de Engenharia Mecânica – CREEM2023*. Goiânia, Brazil, 2023.

ELETRICITÉ DE FRANCE. Finite element CodeAster, Analysis of Structures and Thermomechanics for studies and Research, 2024. Disponível em: <www.code-aster.org>. Acesso em: 13 julho 2024.

FREECAD. FreeCAD documentation, 2024. Disponível em: <www.FreeCADweb.org>. Acesso em: 13 julho 2024.

FOX R. W, MCDONALD A. T. e PRITCHARD P. J. Introdução à Mecânica dos Fluidos. 8ª ed. LTC Editora, 2014.

HADDADI, Bahram et al. Tutorial One: Basic Case Setup. 4ª ed. [s.l.]. 2024. Disponível em: <<https://www.cfd.at/sites/default/files/tutorialsV4/1-ExampleOne.pdf>>. Acesso em: 13 julho 2024.

OPENFOAM. OpenFOAM documentation, 2024. Disponível em: <www.openfoam.org>. Acesso em: 13 julho 2024.

RODRIGUES, L. E. M. J. Fundamentos da engenharia aeronáutica, aerodinâmica e desempenho. [s.l.]: Salto/SP - Edição do Autor, 2014.

SPALART, P.R. e ALLMARAS, S.R. A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows, Recherche Aerospatiale. No. 1, 1994.

SAE BRASIL. AeroDesign, 2024. Disponível em: <<https://saebrasil.org.br/programas-estudantis/aero-design-sae-brasil/>>. Acesso em: 13 julho 2024.

AGRADECIMENTOS

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