



Campus São Mateus
UNIVERSIDADE FEDERAL DO ESPÍRITO SANTO



ANÁLISE AERODINÂMICA DE AEROFÓLIOS USANDO O XFLR5: UMA ABORDAGEM EDUCACIONAL PARA COMPETIÇÕES AERODESIGN

AERODYNAMIC ANALYSIS OF AIRFOILS USING XFLR5: AN EDUCATIONAL APPROACH FOR AERODESIGN COMPETITIONS

ANÁLISIS AERODINÁMICO DE PERFILES USANDO XFLR5: UN ENFOQUE EDUCATIVO PARA COMPETENCIAS DE AERODESIGN

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

¹²³ Universidade Federal de Goiás, Escola de Engenharia Elétrica, Mecânica e Computação
^{1*} guilhermemourav14@gmail.com ² arthurinacios15@gmail.com ³ fpmariano@ufg.br

ARTIGO INFO.

Recebido: 25.10.2024

Aprovado: 18.12.2024

Disponibilizado: 05.02.2025

PALAVRAS-CHAVE: AeroDesign; Arrasto; Simulação Aerodinâmica Educacional; Sustentação; XFLR5.

KEYWORDS: AeroDesign; Drag; Educational Aerodynamic Simulation; Lift; XFLR5.

PALABRAS CLAVE: AeroDesign; Resistencia; Simulación Aerodinámica Educativa; Sustentación; XFLR5.

*Autor Correspondente: Guimarães, G. H. M.

RESUMO

A otimização do desempenho aerodinâmico é essencial para competições como a SAE AeroDesign, e o software XFLR5, portanto, é uma ferramenta livre e gratuita, além de muito versátil, ideal para esse fim. Este artigo se propôs a mostrar como o XFLR5 pode ser usado na análise de aerofólios CH10SM e S1210, detalhando procedimentos para importar, analisar e interpretar resultados. Foram definidos parâmetros como números de Reynolds e Mach, além de faixas de ângulos de ataque. Os resultados mostraram que a eficiência aerodinâmica alcançada pelo CH10SM é 12,5% melhor do que a do S1210 em seu pico, apresentando 20% menos arrasto acima de 10°. O S1210 obteve também um bom desempenho em termos de maior estabilidade longitudinal, tendo um momento médio 15% mais negativo. Este conjunto de dados pode servir de base para otimização de projetos de AeroDesign ou mesmo em ações pedagógicas para auxiliar estudantes e profissionais a entenderem como diferentes condições de voo afetam os aviões. Assim, a conclusão do artigo mostra o XFLR5 como uma ferramenta de grande utilidade no aprendizado de conceitos aerodinâmicos, como também no desenvolvimento de projetos aeronáuticos para competições educacionais, como a SAE Brasil AeroDesign.

ABSTRACT

The optimization of aerodynamic performance is essential for competitions like SAE AeroDesign, and the XFLR5 software, being both free and highly versatile, serves as an ideal tool for this purpose. This article aims to demonstrate

how XFLR5 can be used to analyze CH10SM and S1210 airfoils, outlining procedures for importing, analyzing, and interpreting results. Parameters such as Reynolds and Mach numbers, as well as ranges of angles of attack, were defined. The results showed that the aerodynamic efficiency achieved by the CH10SM is 12.5% better than that of the S1210 at its peak, with 20% less drag above 10°. The S1210 also demonstrated strong performance in terms of greater longitudinal stability, exhibiting a mean moment that is 15% more negative. This dataset can provide a foundation for optimizing AeroDesign projects or even serve educational purposes to help students and professionals understand how different flight conditions affect aircraft. Thus, the article concludes by highlighting XFLR5 as a highly valuable tool for learning aerodynamic concepts and developing aircraft projects for educational competitions like SAE Brasil AeroDesign.

RESUMEN

Optimizar el rendimiento aerodinámico es esencial para competiciones como la SAE AeroDesign, por lo que el software XFLR5, además de ser gratuito, es una herramienta muy versátil e ideal para este propósito. Este artículo pretende mostrar cómo puede utilizarse XFLR5 para analizar los perfiles aerodinámicos CH10SM y S1210, detallando los procedimientos para importar, analizar e interpretar los resultados. Se definieron parámetros como los números de Reynolds y Mach, así como rangos de ángulo de ataque. Los resultados mostraron que la eficiencia aerodinámica alcanzada por el CH10SM es un 12,5% superior a la del S1210 en su punto máximo, con un 20% menos de resistencia por encima de los 10°. El S1210 también obtuvo buenos resultados en términos de una mayor estabilidad longitudinal, con un momento promedio un 15% más negativo. Este conjunto de datos puede servir como base para optimizar proyectos de AeroDesign o incluso para actividades educativas que ayuden a estudiantes y profesionales a comprender cómo afectan las distintas condiciones de vuelo a las aeronaves. La conclusión de este artículo destaca que el XFLR5 es una herramienta muy útil tanto para el aprendizaje de conceptos aerodinámicos como para el desarrollo de proyectos aeronáuticos en competiciones educativas como la SAE Brasil AeroDesign.

INTRODUÇÃO

Com o crescimento da indústria aeronáutica, surgiu uma necessidade maior de engenheiros especializados. Para atender a essa demanda, a SAE International introduziu competições que promovem a colaboração entre estudantes e a indústria, como a SAE AeroDesign, criada em 1986 nos Estados Unidos e que chegou ao Brasil em 1999, pela SAE Brasil (SAE Brasil, 2024). A competição SAE AeroDesign desafia estudantes de diversas universidades a projetar e construir aeromodelos em três categorias distintas: Regular, Advanced e Micro, cada uma com requisitos específicos. Desde sua introdução no Brasil, observou-se um elevado nível de qualidade técnica nos projetos, incentivando a continuidade da competição até os dias de hoje. Essa iniciativa se tornou um importante campo de treinamento prático, capacitando novos profissionais e alinhando-se às expectativas de empresas como a Embraer (Embraer, 2023). A competição oferece uma plataforma valiosa para aplicar conceitos teóricos em situações práticas, abordando aspectos fundamentais como aerodinâmica, estabilidade e controle de aeronaves.

A aerodinâmica, uma área central da engenharia aeronáutica, tornou-se um dos focos principais das competições AeroDesign. A compreensão das forças que atuam sobre um objeto em movimento no ar é essencial para otimizar o desempenho de aeronaves e garantir sua eficiência e segurança (Anderson, 2015). Ferramentas computacionais de análise aerodinâmica, como o XFLR5, têm sido amplamente utilizadas para projetar e testar perfis aerodinâmicos, permitindo que engenheiros e estudantes realizem análises detalhadas sobre o comportamento de asas e aeronaves inteiras (Rodrigues & Azevedo, 2018).

O XFLR5, derivado do *software* XFOIL, é uma ferramenta poderosa e acessível que combina métodos de análise de escoamento aerodinâmico e estabilidade longitudinal de aeronaves em regime subcrítico (Drela, 2001). Seu uso se tornou essencial em competições, como a SAE AeroDesign, onde estudantes simulam e avaliam o desempenho de suas aeronaves. O objetivo deste artigo é demonstrar o uso do XFLR5 para análises aerodinâmicas de aerofólios, voltado para estudantes de engenharia e entusiastas da aeronáutica, especialmente em competições, como a SAE AeroDesign. Além disso, o trabalho apresenta a fundamentação teórica da aerodinâmica e do XFLR5, facilitando o entendimento e aplicação prática do *software*.

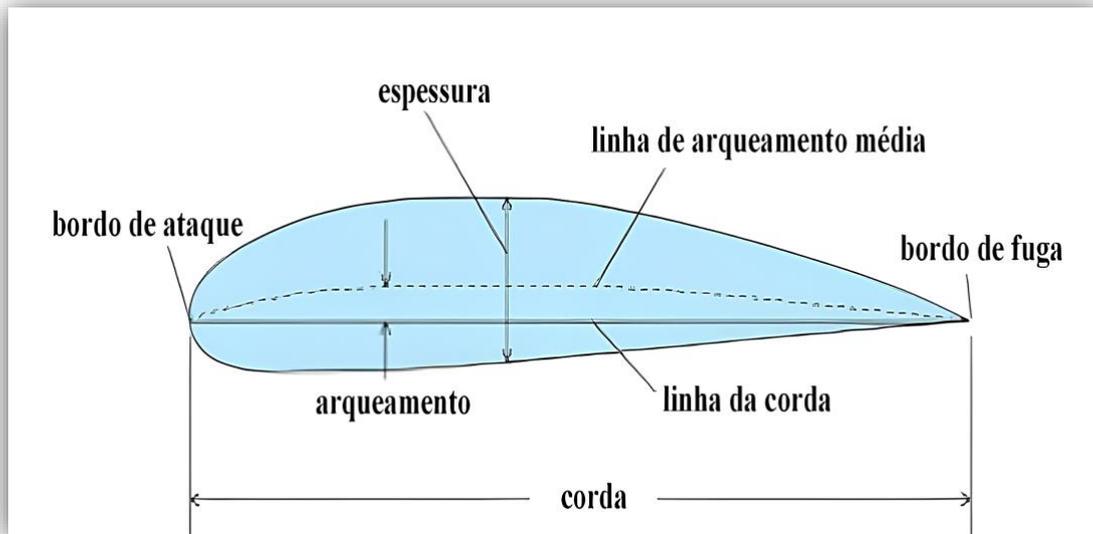
FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

CONCEITOS AERODINÂMICOS

A aerodinâmica, conforme definida pelo Cambridge Dictionary (2024), é a ciência que estuda o comportamento dos gases e sua interação com objetos sólidos em movimento, como é o caso das aeronaves. Na engenharia aeronáutica, essa ciência desempenha um papel fundamental, uma vez que todos os fenômenos que ocorrem durante o voo estão diretamente relacionados à dinâmica do fluido que circunda a aeronave (Anderson, 2015). A compreensão aprofundada dos princípios aerodinâmicos é essencial para a otimização do desempenho de aeronaves, especialmente em competições como a SAE AeroDesign, onde o design eficiente das asas pode ser o diferencial entre sucesso e falha (Alves & Ferro, 2024). Nesse contexto, um dos principais componentes a ser estudado é o aerofólio, cuja geometria influencia diretamente o comportamento aerodinâmico da aeronave.

De acordo com Anderson (2015), o aerofólio pode ser descrito como a representação bidimensional de um corte transversal de uma asa, em que a linha da corda é orientada na direção do escoamento do ar. Esse modelo bidimensional permite uma análise simplificada das forças e momentos atuantes sobre o aerofólio (Santos, Dias & Satiro, 2020). Entretanto, ao considerar asas de dimensões finitas, surgem fenômenos tridimensionais adicionais, como os vórtices de ponta de asa, que precisam ser levados em consideração para uma análise mais precisa do desempenho aerodinâmico (Figura 1).

Figura 1. Nomenclatura de um aerofólio

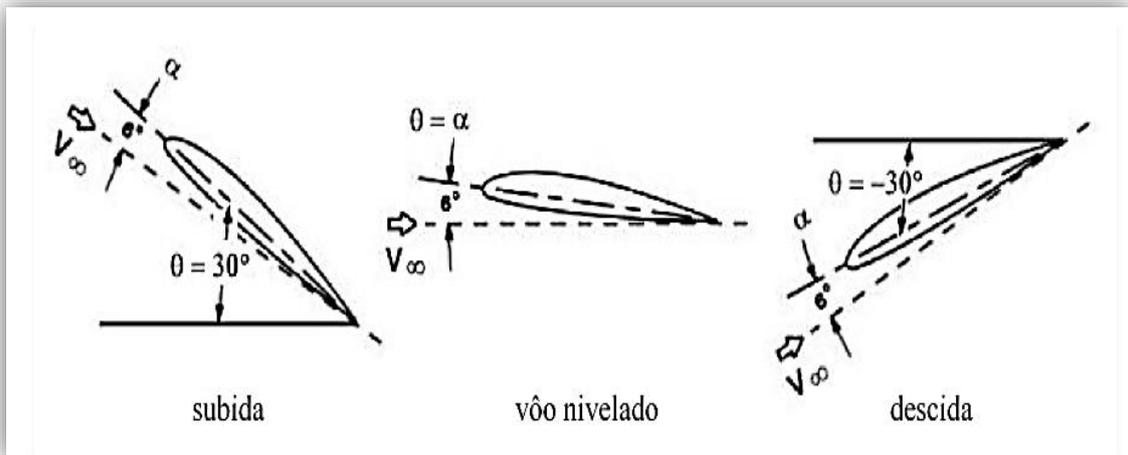


Fonte: Rodrigues (2014).

Destacam-se a linha de arqueamento médio, que representa a posição central entre as superfícies superior e inferior do aerofólio, e a linha da corda, que conecta o bordo de ataque ao bordo de fuga, servindo como referência para diversas medições. A espessura do perfil é definida pela distância máxima entre as superfícies superior e inferior, medida perpendicularmente à linha da corda, enquanto o arqueamento é caracterizado pela curvatura do perfil que é mensurada pela distância perpendicular entre a linha de arqueamento médio e a linha da corda. Esse arqueamento influencia diretamente a geração de sustentação e o comportamento aerodinâmico do aerofólio (Rodrigues, 2014).

Além da geometria do aerofólio, outras variáveis desempenham um papel crucial na análise aerodinâmica, como o ângulo de ataque (α) e o ângulo de incidência (θ). O ângulo de ataque é definido como o ângulo formado entre a linha da corda do aerofólio e a direção do vento relativo, enquanto o ângulo de incidência refere-se ao ângulo entre o perfil e o eixo longitudinal da aeronave. Ambos os ângulos são determinantes para o desempenho da asa durante o voo, especialmente durante manobras que exigem ajustes rápidos e precisos. O aumento do ângulo de ataque, por exemplo, resulta no aumento da força de sustentação até certo ponto, quando então ocorre o estol, um fenômeno em que a sustentação começa a decrescer drasticamente devido à separação do escoamento sobre o aerofólio (Moura, 2017; Rodrigues, 2014) (Figura 2).

Figura 2. Ângulo de ataque e ângulo de incidência em condições diversas de voo

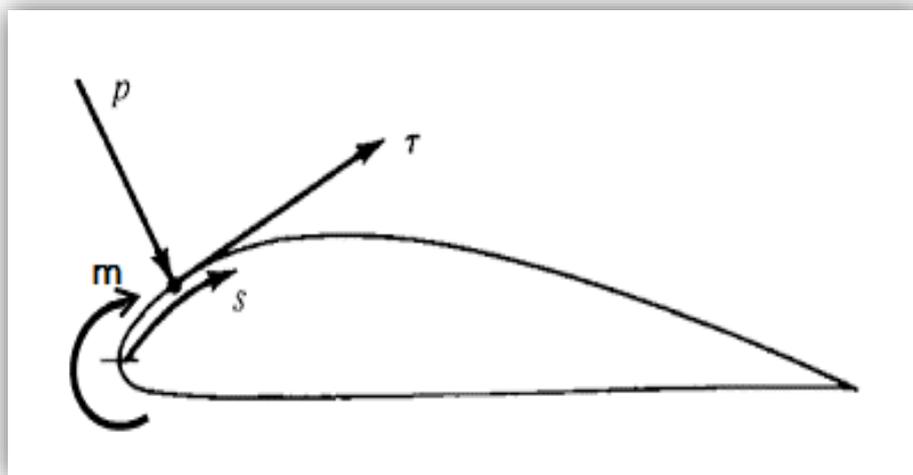


Fonte: Rodrigues (2014).

Para selecionar o perfil mais adequado para o projeto de uma asa em uma competição de AeroDesign, é essencial compreender todas as forças que atuam ao seu redor. As forças exercidas sobre o perfil resultam da interação entre o escoamento de ar e o corpo sólido em movimento (Barbosa, Ramirez & Costa, 2023). Essa interação provoca variações de pressão sobre as superfícies superior e inferior do perfil, o que possibilita o cálculo das forças de sustentação e arrasto, e o momento gerado em torno do aerofólio. Todas essas forças são determinadas pelas pressões que se formam ao redor do perfil (Costamilan, 2018).

A primeira corresponde à distribuição de pressão ao redor da superfície do corpo e a segunda corresponde à distribuição de tensão de cisalhamento ao redor da superfície do corpo. O momento de arfagem surge devido à distribuição desigual de sustentação ao longo do perfil, podendo criar uma tendência de inclinação do nariz da aeronave para cima ou para baixo, o que afeta diretamente a estabilidade longitudinal (Figura 3).

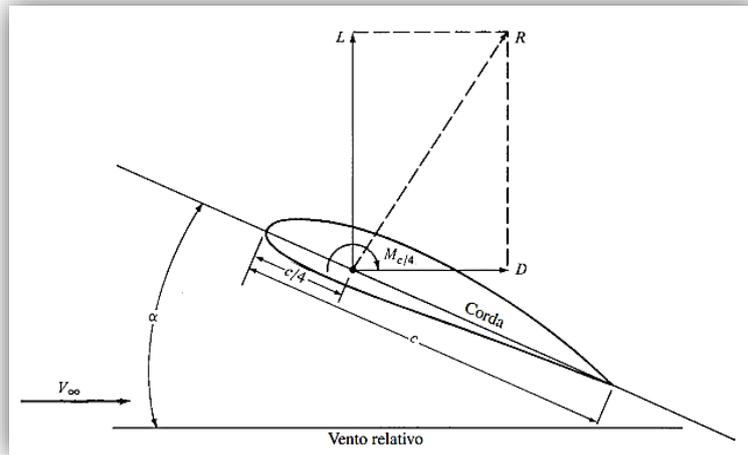
Figura 3. Componentes de forças em um ponto sobre uma superfície aerodinâmica



Fonte: Pequeno (2019).

Essas forças atuam na superfície do corpo, produzindo um momento M e uma força resultante R . A força aerodinâmica R pode ser dividida em duas componentes: uma força que atua perpendicularmente ao escoamento de velocidade V , denominada Força de Sustentação (L), e outra que age paralelamente ao escoamento, chamada Força de Arrasto (D) (Visconti, 2016) (Figura 4).

Figura 4. Definições de sustentação, arrasto e momento



Fonte: Anderson (2015).

A análise dessas forças é comumente expressa por meio de coeficientes adimensionais em um perfil aerodinâmico, como o coeficiente de sustentação (C_l), o coeficiente de arrasto (C_d) e o coeficiente de momento (C_m). Esses coeficientes eliminam a influência da envergadura sobre a sustentação, uma vez que, para uma asa de envergadura infinita (ou com envergadura muito maior que a corda), a sustentação é distribuída uniformemente ao longo de todo o comprimento da asa (Vieira, 2022). Dessa forma, esses coeficientes podem ser determinados pelas equações 1, 2 e 3.

$$C_l = \frac{2l}{\rho V^2 c}, \quad (1)$$

onde, o (C_l) é o coeficiente de sustentação do aerofólio, enquanto (l) representa a força de sustentação por unidade de envergadura que o perfil aerodinâmico é capaz de gerar. A massa específica do ar (ρ) também entra na equação, sendo importante lembrar que ela varia em função da altitude, a variável (V) refere-se à velocidade da aeronave e (c) é a corda do perfil.

$$C_d = \frac{2d}{\rho V^2 c}, \quad (2)$$

onde (C_d) é o coeficiente de arrasto e (d) a força de arrasto.

$$C_m = \frac{2m}{\rho V^2 c^2}, \quad (3)$$

e na equação 3 (C_m) representa o coeficiente de momento do aerofólio e (m) o momento ao redor do centro aerodinâmico.

Os coeficientes aerodinâmicos são fundamentais na aviação, pois permitem a comparação entre diferentes perfis ou asas de tamanhos diversos, utilizando parâmetros adimensionais como referência. Esses parâmetros são diretamente influenciados pelo tipo de escoamento ao redor do aerofólio.

No contexto das aeronaves do projeto AeroDesign, o escoamento é considerado viscoso, incompressível, características que afetam diretamente o comportamento do escoamento ao redor do aerofólio (Junior, 2017). Nesse cenário, o número de Reynolds (Re) se apresenta como uma variável crítica, influenciando significativamente o regime de escoamento. Conforme definido por White (2011), o número de Reynolds é um parâmetro adimensional que caracteriza o tipo de escoamento, sendo calculado pela razão entre as forças inerciais e as forças viscosas que atuam sobre o fluido. A Equação 4 define o número de Reynolds, levando em consideração a velocidade característica do escoamento (V), a corda média aerodinâmica (\bar{c}) e a viscosidade cinemática do fluido (ν_c).

$$Re = \frac{V\bar{c}}{\nu_c} \quad (4)$$

Em aeronaves de pequeno porte, como aquelas desenvolvidas para a competição SAE AeroDesign, o número de Reynolds costuma variar entre 3×10^5 e 5×10^5 , refletindo a escala e o tipo de voo executado. Essa faixa de valores define a escolha do perfil aerodinâmico, pois influencia diretamente a eficiência na geração de sustentação e na minimização do arrasto. Em aeronaves convencionais, o escoamento tende a se tornar turbulento para números de Reynolds da ordem de 1×10^7 , enquanto valores abaixo indicam escoamentos predominantemente laminares (Rodrigues, 2014).

Outro parâmetro relevante para a aerodinâmica é o número de Mach, que representa a razão entre a velocidade da aeronave e a velocidade do som no meio em que está voando (Halla II, 2018). O número de Mach é definido pela Equação 5:

$$Ma = \frac{V}{v_0}, \quad (5)$$

onde (Ma) é o número de Mach, (V) é a velocidade da aeronave e (v_0) é a velocidade do som no ar. Quando o número de Mach é igual a 1, a aeronave está voando à velocidade do som; valores acima de 1 indicam velocidades supersônicas.

Esses conceitos teóricos são fundamentais para a compreensão das análises aerodinâmicas de aerofólios. A correta interpretação dessas variáveis e o domínio de suas aplicações práticas são essenciais para o desenvolvimento de projetos aerodinâmicos.

FUNDAMENTOS DO XFLR5

O XFLR5 é um *software* de código aberto, desenvolvido em C++ por André Deperrois (Deperrois, 2009), utilizado para obter resultados aerodinâmicos de aerofólios, asas e aeronaves, com foco em escoamentos laminares. O XFLR5 surgiu como uma extensão do programa XFOIL, criado por Mark Drela e Harold Youngren no Massachusetts Institute of

Technology (MIT), na década de 1980, para estudos de escoamentos subsônicos ao redor de perfis aerodinâmicos (Drela, 2001). O XFOIL foi originalmente escrito em FORTRAN e mais tarde adaptado para C++ no XFLR5, ampliando suas capacidades para incluir análises tridimensionais.

Esse *software* é capaz de realizar simulações tanto de escoamentos bidimensionais e tridimensionais, baseadas no código original do XFOIL e metodologias de escoamento potencial. Dentre essas metodologias, uma das principais aplicadas para análises bidimensionais no XFLR5 é o Método dos Painéis (Panel Method), uma técnica amplamente utilizada em aerodinâmica devido à sua simplicidade e baixo custo computacional, especialmente em comparação com métodos como a Dinâmica de Fluidos Computacional (CFD) (Nelson & Kouh, 2017).

O Método dos Painéis utiliza a teoria de escoamento potencial para descrever o comportamento do escoamento ao redor de um corpo, assumindo que o escoamento é irrotacional e invíscido. Esse método é uma alternativa computacionalmente eficiente em comparação com a análise diferencial, especialmente em análises preliminares. A base desse método é a equação de Laplace (Equação 6), que resolve o escoamento potencial ao redor do perfil aerodinâmico. As condições de contorno de Dirichlet e Neumann são aplicadas para garantir que a velocidade normal à superfície seja nula e o gradiente de velocidades no interior do corpo também seja zero (Couto, 2020; Dantas, 2014).

$$\nabla^2\phi(x) = 0 \quad (6)$$

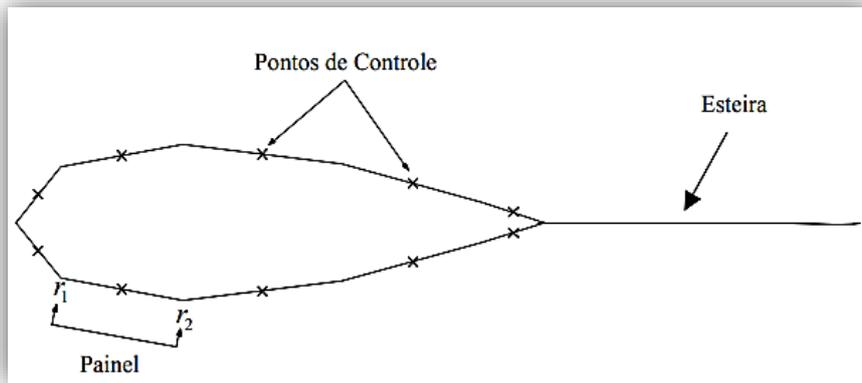
Onde (ϕ) representa a função potencial de velocidade do escoamento, e (∇^2) é o operador de Laplace, conforme apresentado na Equação 7.

$$\frac{\partial^2}{\partial x^2} \vec{i} + \frac{\partial^2}{\partial y^2} \vec{j} + \frac{\partial^2}{\partial z^2} \vec{k} \quad (7)$$

A aplicação desse método se dá pela divisão da superfície do perfil em pequenos segmentos chamados painéis, onde cada painel é definido por pontos de contorno que discretizam a geometria do aerofólio (Kurcewicz, 2017). Para cada painel, um ponto de controle é designado, onde as condições de contorno são aplicadas para calcular a velocidade do escoamento externo. A velocidade externa à superfície é determinada a partir das informações coletadas em todos os painéis, resultando na intensidade e direção do escoamento ao redor do perfil aerodinâmico (Pereira, 2005).

Na Figura 5 é ilustrada a discretização de um aerofólio utilizando o Método dos Painéis, destacando os pontos de controle onde as condições de contorno são aplicadas.

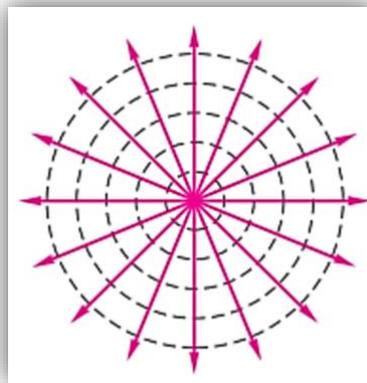
Figura 5. Discretização de um aerofólio, evidenciando os pontos de controle



Fonte: Pereira (2005).

Além disso, o Método dos Painéis permite também a análise de escoamentos ao redor de superfícies tridimensionais, fornecendo a intensidade das singularidades distribuídas ao longo do corpo. Essas singularidades, que podem ser vórtices ou fontes, são ajustadas conforme as condições de contorno no infinito, assegurando que o escoamento satisfaça às leis de conservação de massa e energia (Santiago, 2008). Na Figura 6 é demonstrado um exemplo de escoamento fundamental (Escoamento Fonte), utilizado para modelar o comportamento do escoamento em torno de obstáculos.

Figura 6. Escoamento Fonte



Fonte: White (2011).

A representação matemática do escoamento em coordenadas cartesianas pode ser obtida por meio de equações diferenciais que descrevem a relação entre as componentes do vetor velocidade e as variações infinitesimais de posição, como mostrado nas equações 10 a 17 do trabalho de Dantas (2014). Essas equações são fundamentais para garantir que as condições de contorno sejam satisfeitas em todas as direções do escoamento, permitindo a resolução completa do campo de velocidades ao redor da superfície.

Concluindo, o Método dos Painéis no XFLR5 oferece uma abordagem eficiente e acessível para análises aerodinâmicas de perfis bidimensionais. Esse método computacionalmente simples permite que engenheiros e projetistas obtenham resultados preliminares para o cálculo de forças aerodinâmicas como sustentação e arrasto, sem a complexidade e os custos elevados

associados a técnicas mais avançadas. Por sua simplicidade e precisão, o Método dos Painéis é amplamente utilizado em projetos de pequeno e médio porte, sendo uma ferramenta valiosa no processo de design aerodinâmico (Neto & Becker, 2011).

METODOLOGIA

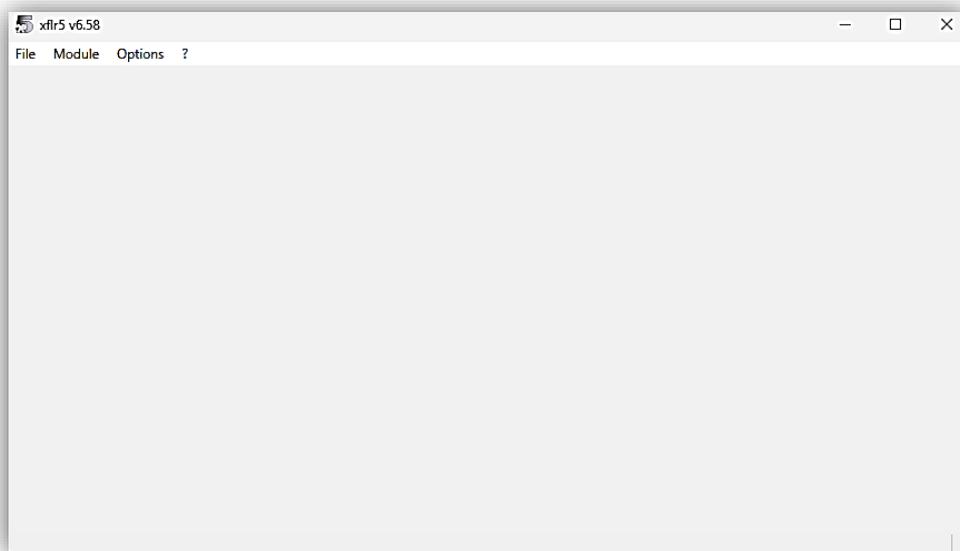
Nesta seção, será apresentado o processo de como utilizar o XFLR5 para realizar análises aerodinâmicas bidimensionais (2D) de aerofólios. A metodologia inclui desde a importação de aerofólios a partir de bases de dados externas, como o site Airfoil Tools (<http://www.airfoiltools.com/>), até a execução das simulações, explicando os comandos necessários para configurar e interpretar as análises no *software*. O objetivo é guiar o usuário, especialmente estudantes e entusiastas da área aeronáutica, para que compreendam e apliquem corretamente as funcionalidades do XFLR5.

A versão utilizada para este tutorial foi a 6.58. Eventualmente, o *software* passa por atualizações, e algumas mudanças podem ocorrer. Contudo, tais alterações não devem influenciar significativamente as etapas e procedimentos descritos aqui, permitindo que as instruções continuem aplicáveis em versões futuras do *software*.

IMPORTAÇÃO DE AEROFÓLIOS

O primeiro passo para realizar as análises no XFLR5 é a importação do perfil aerodinâmico desejado. Ao abrir o *software*, a tela inicial será exibida conforme Figura 7.

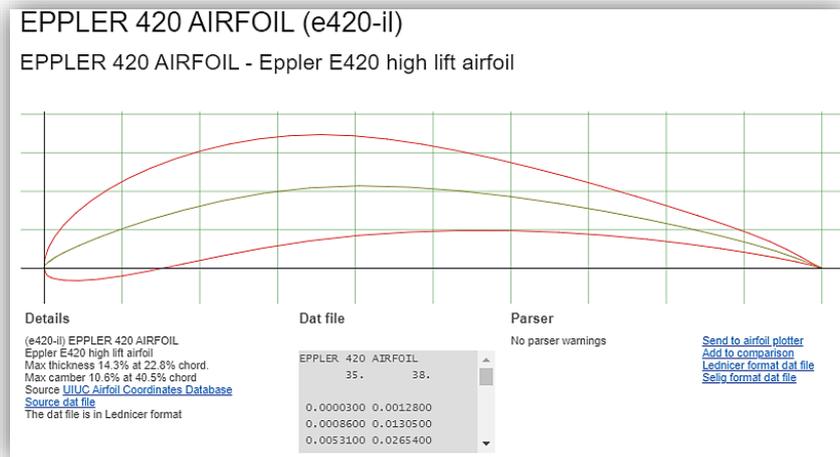
Figura 7. Tela Inicial do XFLR5



Fonte: Autores (2024).

Para importar um aerofólio, o usuário deve acessar o menu superior, clicando em "File" > "Open..." e, em seguida, selecionar o arquivo no formato (.dat), que contém as coordenadas do perfil aerodinâmico. É importante destacar que o XFLR5 só suporta arquivos no formato (Selig), portanto, se o arquivo estiver no formato (Lednicer), será necessário convertê-lo para (Selig) antes de proceder com a análise. Esses arquivos podem ser obtidos em bases de dados como o Airfoil Tools, onde é possível baixar os perfis no formato correto (Figura 8).

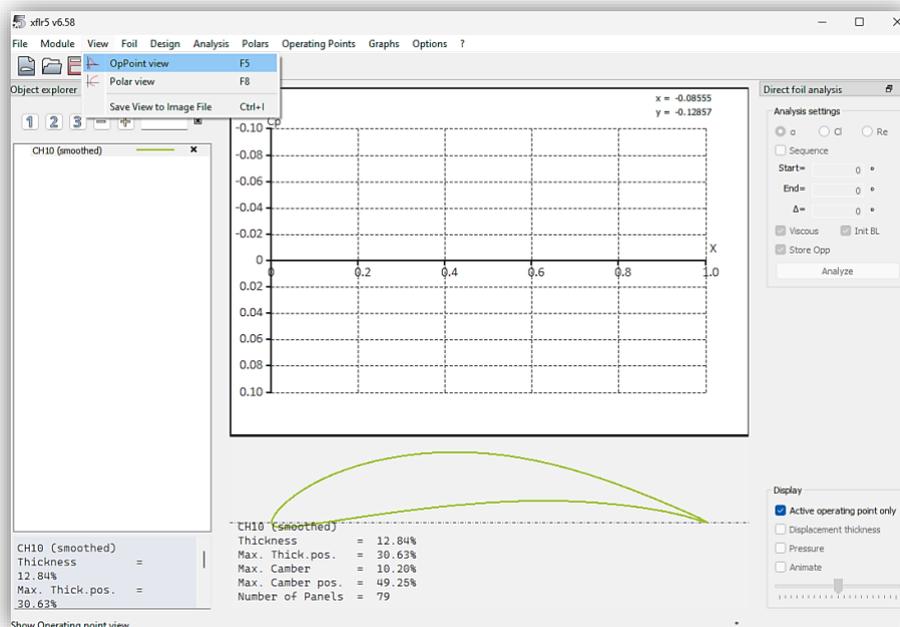
Figura 8. Interface Airfoil Tools



Fonte: Airfoil Tools (2012).

Após a abertura do perfil, um novo menu é exibido, incluindo as opções "Module", "View", "Save", "Foil", "Design", além de um campo para selecionar o perfil que será analisado na aba "Analysis". No menu "View", a visualização padrão será o "Polar View". Para melhor visualização do aerofólio, recomenda-se alterar para "OpPoint View", que exibirá o perfil de forma clara (Figura 9).

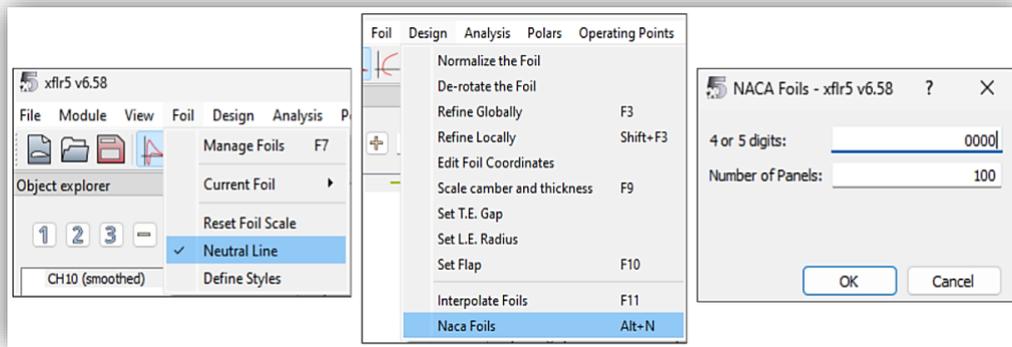
Figura 9. Visualização do Perfil através da opção "OpPoint view"



Fonte: Autores (2024).

As opções presentes nos menus "Foil" e "Design" permitem ao usuário manipular os perfis aerodinâmicos de diferentes maneiras, como a inserção de *gaps* e a interpolação entre perfis (Figura 10). No menu "Design", também é possível gerar perfis da série NACA inserindo os quatro ou cinco dígitos correspondentes ao aerofólio desejado, além de ajustar o número de painéis para aumentar a resolução. Um número de painéis entre 100 e 200 costuma fornecer uma resolução adequada para a análise.

Figura 10. Exposição dos menus "Foil" e "Design"



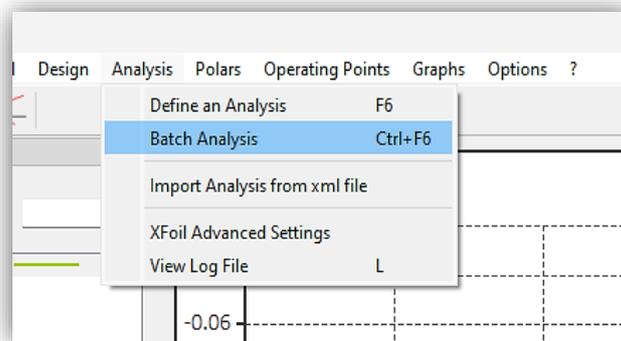
Fonte: Autores (2024).

Após a importação e manipulação dos perfis desejados, o próximo passo consiste em realizar as análises aerodinâmicas para os perfis carregados no *software*. Isso possibilita uma avaliação detalhada das suas características, como coeficiente de sustentação, arrasto e outros parâmetros importantes para o projeto de aeronaves.

ANÁLISE 2D DE AEROFÓLIOS

Após a importação dos aerofólios no XFLR5, o próximo passo consiste na realização de uma análise bidimensional (2D) dos perfis selecionados. Para iniciar essa análise, deve-se acessar o menu "Analysis" e selecionar a opção "Batch Analysis" (Figura 11). Esse procedimento abrirá uma nova janela, onde será possível inserir os parâmetros essenciais para a análise aerodinâmica.

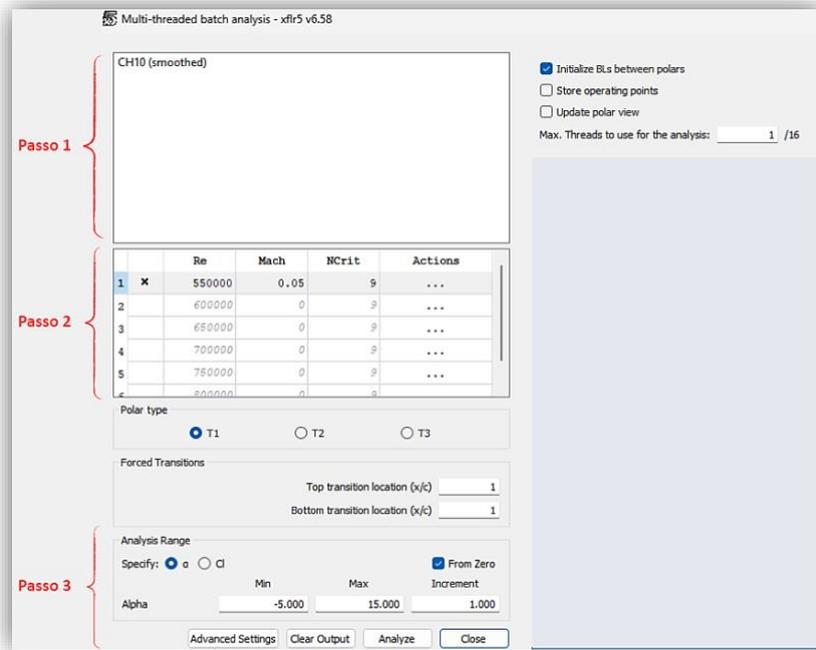
Figura 11. Seleção do Menu "Analysis" e a opção "Batch Analysis"



Fonte: Autores (2024).

Os passos 1, 2 e 3 são fundamentais para configurar a análise 2D (Figura 12). No Passo 1, o usuário deve selecionar os aerofólios que serão analisados. Já no Passo 2, é necessário fornecer os parâmetros relativos ao Número de Reynolds e ao Número de Mach, calculados previamente conforme as equações 4 e 5. Essas grandezas são cruciais para a caracterização do regime de escoamento e a velocidade do som, respectivamente. Os demais parâmetros podem ser mantidos nas configurações padrão do *software*, exceto quando houver necessidade de ajustes específicos. Por fim, no Passo 3, define-se o intervalo do ângulo de ataque (α), sendo recomendável que o valor máximo não ultrapasse 15° , uma vez que ângulos superiores tendem a provocar o fenômeno do estol (Rodrigues, 2014). Após essa etapa, o usuário deve clicar em "Analyze" para iniciar o processo de análise 2D.

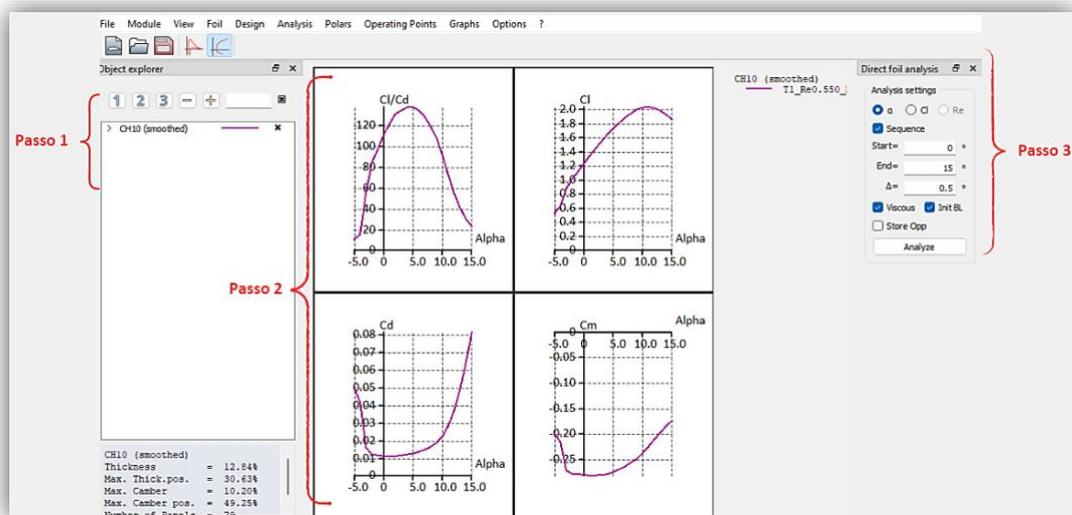
Figura 12. Parametrização para a Análise 2D no menu “Batch Analysis”



Fonte: Autores (2024).

Concluída a análise, uma nova aba será aberta, exibindo os resultados (Figura 13). No Passo 1, são listadas as informações relativas aos aerofólios selecionados para a análise, incluindo diferentes números de Reynolds, quando aplicável. No Passo 2, são apresentados gráficos com os coeficientes aerodinâmicos, nos quais o usuário pode ajustar os parâmetros dos eixos x e y de acordo com a análise desejada. Por exemplo, pode-se visualizar a eficiência aerodinâmica, representada pela relação Cl/Cd em função do ângulo de ataque, bastando clicar duas vezes em qualquer gráfico exibido. Para uma análise mais detalhada, no Passo 3 é possível configurar uma sequência de ângulos de ataque. "Start" define o ângulo de ataque inicial, "End" o ângulo final, e " Δ " permite ajustar a variação incremental dos ângulos.

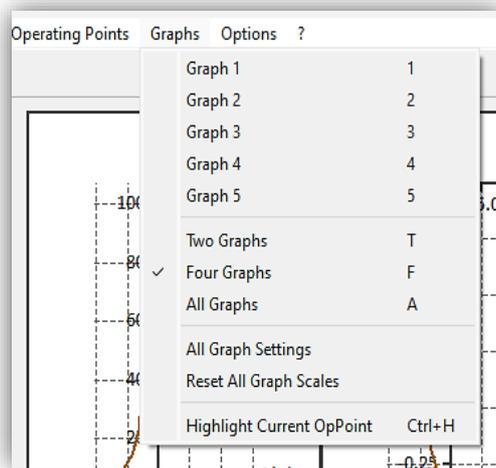
Figura 13. Análise 2D



Fonte: Autores (2024).

O XFLR5 também oferece flexibilidade na exibição dos gráficos gerados. No menu "Graphs", o usuário pode personalizar a quantidade e o *layout* dos gráficos apresentados na tela, conforme a necessidade da análise (Figura 14). Essa funcionalidade permite uma visualização mais clara e organizada dos resultados, facilitando a interpretação dos dados.

Figura 14. Menu "Graphs"



Fonte: Autores (2024).

A análise 2D no XFLR5 é uma etapa fundamental para compreender o comportamento aerodinâmico dos aerofólios em diferentes condições de voo. Ao ajustar parâmetros como o Número de Reynolds, o Número de Mach e o ângulo de ataque, o *software* oferece uma plataforma poderosa para examinar como essas variáveis afetam o desempenho aerodinâmico, auxiliando na seleção do perfil mais eficiente para aplicações em competições como a SAE AeroDesign.

APLICAÇÃO PRÁTICA DA ANÁLISE AERODINÂMICA DE AEROFÓLIOS COM O XFLR5

Nesta etapa do trabalho, será utilizada parte da metodologia descrita por Guimarães, Silveira e Pamplona (2024), com enfoque na análise bidimensional (2D) de aerofólios utilizando o *software* XFLR5. A adaptação desta metodologia tem como objetivo ensinar estudantes de engenharia e entusiastas da aeronáutica a realizar análises aerodinâmicas de maneira prática e aplicável a competições educacionais, como a SAE AeroDesign.

O processo inicia-se pela definição das condições de voo, considerando a velocidade e a viscosidade do ar, conforme a localidade de voo. Em seguida, é calculada a corda média aerodinâmica, fundamental para a determinação do número de Reynolds, o qual é obtido aplicando-se a Equação 4. Esse número é utilizado para caracterizar o regime de escoamento, aspecto essencial nas análises aerodinâmicas.

Além do cálculo do número de Reynolds, também se utiliza o número de Mach, determinado pela Equação 5, que relaciona a velocidade da aeronave com a velocidade do som. Esse parâmetro é essencial para analisar o comportamento aerodinâmico em diferentes regimes de voo.

Com o número de Reynolds e o número de Mach definidos, selecionam-se aerofólios no banco de dados Airfoil Tools. Utilizando o XFLR5, serão realizadas análises aerodinâmicas bidimensionais (2D), gerando gráficos que relacionam os coeficientes de sustentação (C_l), arrasto (C_d), momento de arfagem (C_m) e eficiência aerodinâmica (C_l/C_d) em função do ângulo de ataque (α). A análise será conduzida com base em dois aerofólios, seguindo a mesma abordagem educacional, por meio de gráficos como (C_l/C_d vs. α), (C_m vs. α), (C_l vs. α) e (C_d vs. α), fornecendo aos estudantes uma visão completa da performance aerodinâmica dos perfis.

Os resultados dessa análise serão discutidos na seção de resultados, destacando as principais características de desempenho aerodinâmico dos aerofólios avaliados. Esse processo demonstrará como o XFLR5 pode ser utilizado de forma eficaz para a análise aerodinâmica de perfis em projetos de AeroDesign.

Para mais detalhes sobre a metodologia completa, recomenda-se consultar o trabalho de Guimarães et al. (2024), que apresenta todas as etapas do processo de seleção e análise de aerofólios com maior profundidade.

RESULTADOS E DISCUSSÃO

PARAMETRIZAÇÃO AERODINÂMICA

Com base na metodologia adaptada do estudo de Guimarães et al. (2024), foi realizada a parametrização das condições de voo considerando a cidade de Goiânia, situada a uma altitude de 749 m acima do nível do mar. A determinação da viscosidade do ar foi feita utilizando dados de pressão atmosférica e temperatura, correspondentes à altitude local. De acordo com estimativas fornecidas pelo *site* The Engineering Toolbox (2001), para uma pressão atmosférica de 0,92 atm e uma temperatura de 283,29 K, obteve-se uma viscosidade de $14,15 \times 10^{-6}$ (m²/s).

A velocidade do escoamento de ar foi definida com base em estudos de referência em projetos de AeroDesign. Segundo Rosa (2006), as velocidades médias típicas para esse tipo de projeto variam entre 15 m/s e 20 m/s. Para as análises deste trabalho, optou-se por uma velocidade intermediária de 17 m/s.

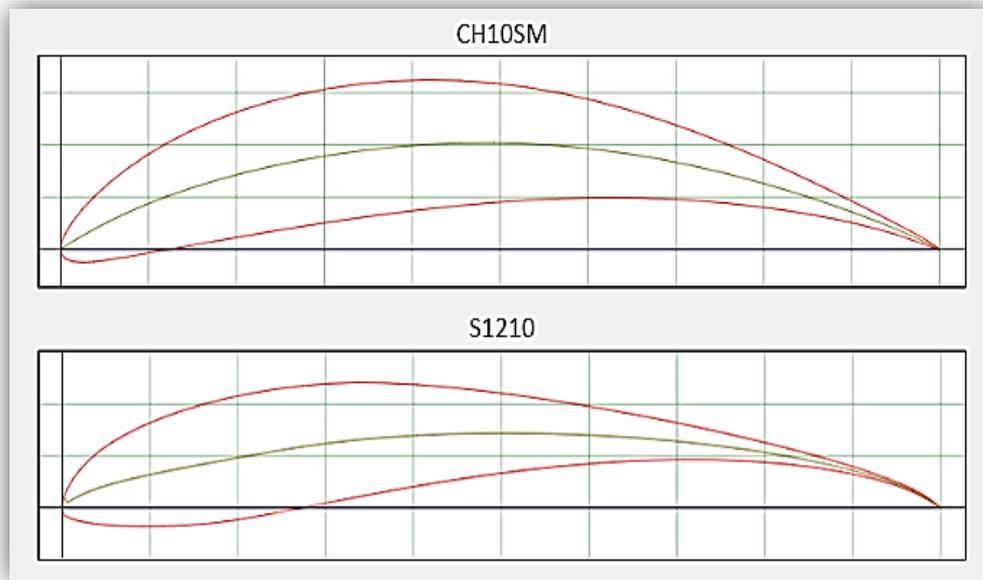
A corda média aerodinâmica, essencial para o cálculo do número de Reynolds, foi determinada considerando uma asa trapezoidal, com cordas de 0,53 m na raiz e 0,31 m na ponta, resultando em uma corda média de 0,42 m. A partir desses parâmetros, o número de Reynolds foi calculado utilizando-se a Equação 4, obtendo um valor de aproximadamente $5,04 \times 10^5$.

Por fim, o número de Mach foi calculado com base na Equação 5. Segundo Merizio e Clement (2022), a velocidade do som a 283,29 K é de aproximadamente 337,5 m/s. Dessa forma, o valor do número de Mach é 0,05.

SIMULAÇÕES 2D UTILIZANDO O XFLR5

Nessa seção será realizada a análise bidimensional aerodinâmica no XFLR5. Os aerofólios selecionados foram o CH10SM e o S1210, amplamente utilizados em competições de AeroDesign e mencionados no trabalho de Guimarães et al. (2024) (Figura 15).

Figura 15. Perfis aerodinâmicos CH10SM (acima) e S1210 (abaixo)



Fonte: Autores (2024).

Os resultados das simulações foram gerados a partir dos dados de entrada previamente parametrizados, incluindo o número de Reynolds, o número de Mach e ângulos de ataque variando de 0° a 15° . A seguir, são analisados os gráficos de sustentação (C_l), arrasto (C_d), momento de arfagem (C_m) e eficiência aerodinâmica (C_l/C_d), acompanhados de uma tabela comparativa dos principais parâmetros.

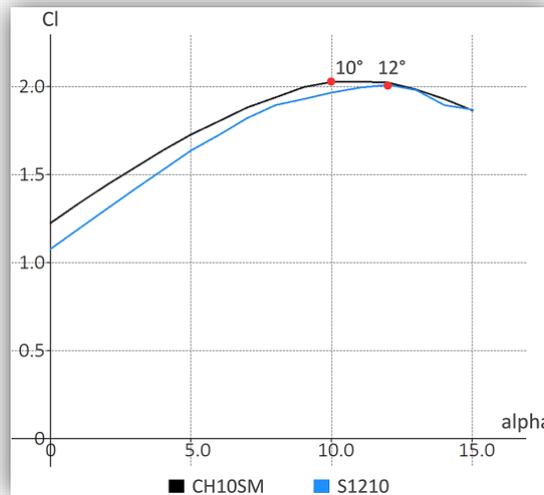
Para facilitar a compreensão dos resultados sintetizou-se os dados mais relevantes: sustentação máxima (C_{lmax}), arrasto mínimo (C_{dmin}), pico de eficiência aerodinâmica (C_l/C_d) e momento médio (C_{mmed}) (Tabela 1).

Tabela 1. Resumo comparativo dos parâmetros aerodinâmicos

| Parâmetro | CH10SM | S1210 |
|---------------------------|--------------------|--------------------|
| C_{lmax} | 2,1 (10°) | 2,0 (12°) |
| C_{dmin} (10°) | 0,022 | 0,026 |
| C_l/C_d (pico) | 135 (4°) | 120 (6°) |
| C_{mmed} | -0,26 | -0,22 |

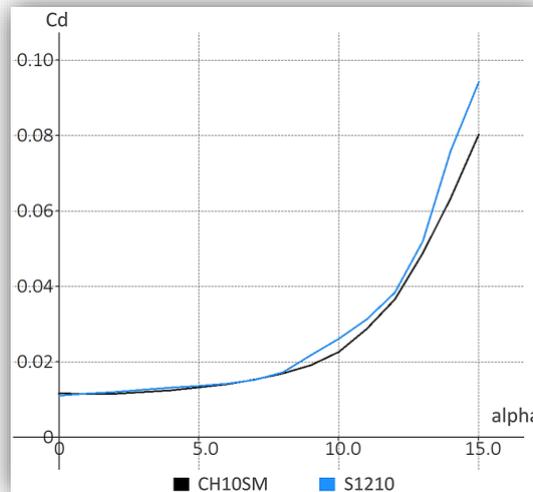
Fonte: Autores (2024).

O gráfico de sustentação (Figura 16) mostra que o aerofólio CH10SM alcança uma sustentação máxima de aproximadamente 2,1 em um ângulo de ataque de 10° , enquanto o S1210 atinge cerca de 2,0 no ângulo de ataque de 12° . Ambos os perfis apresentam o *estol* nos ângulos destacados pelos pontos vermelhos, com o CH10SM mantendo uma leve vantagem de até 5% em sustentação para ângulos abaixo de 10° . Esses resultados indicam que o CH10SM é mais adequado para baixos ângulos de ataque e condições de voo estáveis.

Figura 16. Gráfico de sustentação (C_l) x ângulo de ataque (α)

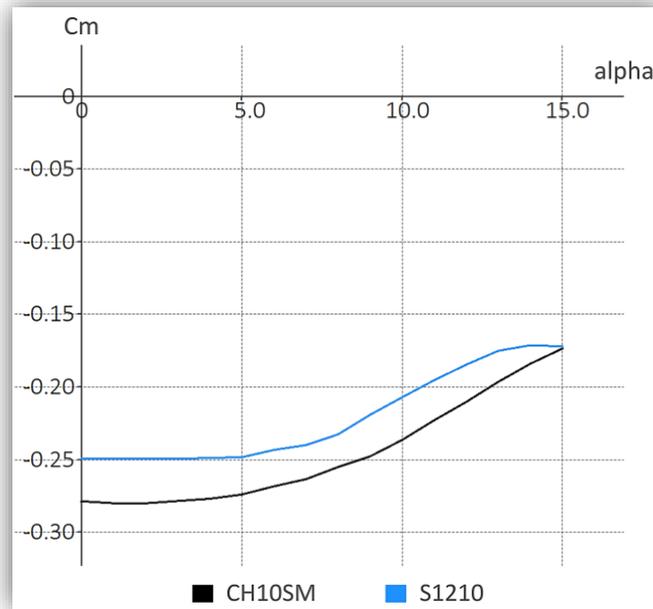
Fonte: Autores (2024).

O gráfico de arrasto (Figura 17) evidencia que ambos os aerofólios apresentam coeficientes semelhantes até 10° de ângulo de ataque, variando entre 0 e 0,03. Após esse ponto, o arrasto do S1210 aumenta mais rapidamente, atingindo aproximadamente 0,1 em 15°, enquanto o CH10SM chega a 0,08. O CH10SM demonstra uma vantagem de cerca de 20% em ângulos acima de 10°, indicando menor arrasto em condições de voo críticas.

Figura 17. Gráfico de arrasto (C_d) x ângulo de ataque (α)

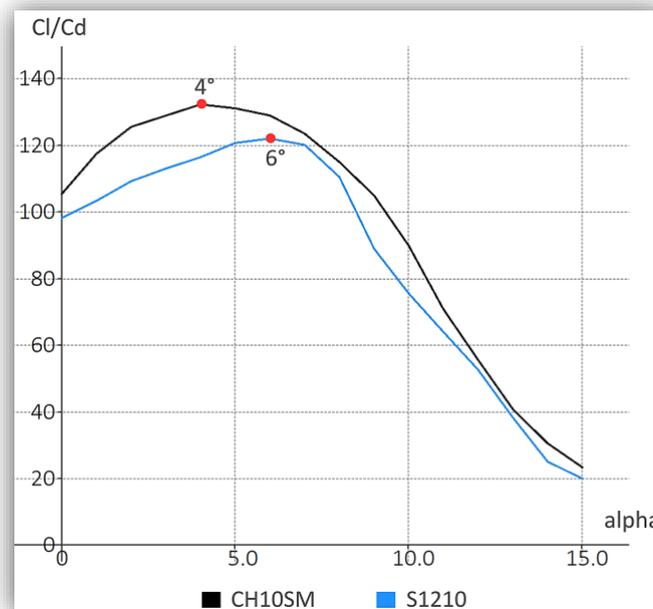
Fonte: Autores (2024).

O gráfico de momento de arfagem (Figura 18) mostra que o aerofólio S1210 apresenta valores de momento mais negativos em comparação ao CH10SM em todos os ângulos de ataque. Até 10°, o S1210 mantém um momento médio de -0,22, enquanto o CH10SM apresenta um valor médio de -0,26. Essa diferença proporcional de aproximadamente 15% indica que o S1210 proporciona maior estabilidade longitudinal, com uma tendência maior de manter o nariz da aeronave baixo. Por outro lado, o CH10SM, com um momento menos negativo, sugere maior sensibilidade a variações no ângulo de ataque, o que pode ser vantajoso em manobras rápidas.

Figura 18. Gráfico de momento de arfagem (C_m) x ângulo de ataque (α)

Fonte: Autores (2024).

Por fim, o gráfico de eficiência aerodinâmica (Figura 19) demonstra que o CH10SM apresenta eficiência significativamente maior em quase toda a faixa de ângulos de ataque em relação ao S1210. O CH10SM atinge seu pico de eficiência de aproximadamente 135 em 4°, enquanto o S1210 alcança cerca de 120 em 6°, representando uma diferença de 12,5%. Em ângulos de ataque abaixo de 8°, o CH10SM mantém uma vantagem média de 10% na relação C_l/C_d , destacando-se como a melhor escolha para condições de voo onde alta eficiência é fundamental.

Figura 19. Gráfico de eficiência aerodinâmica (C_l/C_d) x ângulo de ataque (α)

Fonte: Autores (2024).

DISCUSSÃO E INTERPRETAÇÃO DOS RESULTADOS

Os resultados destacam a eficácia do XFLR5 como uma ferramenta acessível e prática para análises aerodinâmicas, oferecendo uma compreensão clara dos principais parâmetros como sustentação, arrasto, momento e eficiência. Além das competições AeroDesign, suas funcionalidades também podem ser aproveitadas em projetos experimentais e na aplicação prática de conceitos técnicos, ajudando na escolha de perfis mais adequados para diferentes condições de voo.

Os dados gerados pelo XFLR5 têm aplicação direta no desenvolvimento de projetos e na formação técnica. Os perfis analisados, por exemplo, fornecem diretrizes para ajustes no *design* de asas, otimizando o desempenho em cenários específicos, como voos de baixa velocidade ou que demandem maior estabilidade. No ambiente educacional, o *software* também se destaca como uma ferramenta didática que permite a estudantes e profissionais observar como mudanças em parâmetros aerodinâmicos afetam o comportamento do voo. Isso torna o XFLR5 um recurso valioso em disciplinas relacionadas à mecânica dos fluidos e dinâmica de voo, complementando a teoria com simulações práticas e visualmente compreensíveis.

Apesar de sua utilidade, o XFLR5 apresenta limitações. O modelo bidimensional adotado não considera fenômenos tridimensionais complexos, como vórtices de ponta de asa e a interação fluido-estrutura, que podem ter impactos significativos no desempenho real de aeronaves. Além disso, a dependência de condições ideais no *software* pode reduzir a precisão dos resultados em cenários mais dinâmicos. Essa simplificação, embora útil para análises iniciais, reforça a necessidade de complementação com métodos que abordem a complexidade tridimensional.

Estudos futuros poderiam integrar métodos mais avançados da Dinâmica de Fluidos Computacional (CFD), para validar e expandir as análises realizadas com o XFLR5. O uso de *softwares* como o OpenFOAM, amplamente aplicado em aerodinâmica, permitiria simulações tridimensionais mais detalhadas, considerando fatores como turbulência e interação entre componentes estruturais. Isso tornaria as análises mais robustas, aumentando sua confiabilidade e contribuindo para projetos de aeronaves mais otimizados e competitivos.

CONSIDERAÇÕES FINAIS

O presente trabalho demonstrou a eficácia do XFLR5 como uma ferramenta prática, acessível e educativa para análises aerodinâmicas bidimensionais. Os resultados evidenciam que o *software* é capaz de oferecer dados detalhados sobre sustentação, arrasto, momento e eficiência aerodinâmica, parâmetros essenciais para a compreensão e desenvolvimento de projetos aeronáuticos. Em particular, a adaptação da metodologia de Guimarães et al. (2024) possibilitou a análise comparativa dos aerofólios CH10SM e S1210, evidenciando como o XFLR5 pode auxiliar na escolha de perfis que atendam a diferentes demandas de voo, como maior eficiência ou estabilidade longitudinal.

Do ponto de vista educacional, o XFLR5 destaca-se por sua *interface* intuitiva e capacidade de conectar conceitos teóricos à prática, tornando-o uma ferramenta valiosa para estudantes e profissionais da engenharia aeronáutica. Suas aplicações vão além das competições

AeroDesign, abrangendo também atividades acadêmicas e projetos experimentais, onde permite a visualização e o teste de cenários diversos, promovendo um aprendizado mais dinâmico e eficaz.

Apesar das limitações inerentes ao modelo bidimensional, este trabalho reforça a relevância do XFLR5 como ponto de partida para análises aerodinâmicas. A integração futura com métodos mais avançados de CFD, por exemplo utilizando *softwares* como o OpenFOAM, poderia ampliar ainda mais a robustez e a precisão dos estudos, contribuindo para a formação de profissionais capacitados e o desenvolvimento de aeronaves mais eficientes. Dessa forma, os resultados apresentados não apenas fortalecem o uso do XFLR5 como ferramenta educacional, mas também destacam seu impacto prático no campo da engenharia aeronáutica.

REFERÊNCIAS

- 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.
- Alves, K. A. F. & Ferro, L. M. C. (2024). Comparativo entre as características aerodinâmicas da asa e da empenagem horizontal em aeronave da competição aerodesign SAE – Brasil. I Seven International Engineering Congress, Itupeva, SP, Brasil, 16p.
- Barbosa, P. G. N. M., Ramirez, B. N., & da Costa, A. F. (2023). Projetando um novo perfil aerodinâmico para a competição sae brasil aerodesign. Revista Foco Interdisciplinary Studies, 16(4), 2-6, <https://doi.org/10.54751/revistafoco.v16n4-041>
- Caldas, M. P. C. (2019). Estudo da melhoria de performance aerodinâmica de um perfil aplicado a veículos aéreos não tripulados (Trabalho de Conclusão de Curso). Pontifícia Universidade Católica do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro, RJ, Brasil.
- Cambridge Dictionary (2024). Aerodynamics: definition. Recuperado de <https://dictionary.cambridge.org/dictionary/english/aerodynamics>
- Costamilan, E. (2018). Projeto e análise estrutural de uma longarina para aeronave aerodesign fabricada com técnica de enrolamento filamentar (Monografia). Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre, RS, Brasil.
- Couto, M. de L. (2020). Estudo comparativo entre o método vórtex lattice e análise CFD para a obtenção de carregamentos aerodinâmicos (Trabalho de Conclusão de Curso). Universidade Federal de Juiz de Fora, Juiz de Fora, MG, Brasil.
- Dantas, A. F. de M. (2014). Análise aerodinâmica de perfis de asa para veículos aéreos não tripulados usando o software XFLR5 (Monografia). Universidade Federal Rural do Semi-Árido, Angicos, RN, Brasil.
- Deperrois, A. (2009). Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers: guidelines for XFLR5. Recuperado de <https://www.xflr5.tech/xflr5.htm>
- Drela, M. (2001). XFOIL: An analysis and design system for low reynolds number airfoils. Springer, 54(1), 1-12. https://link.springer.com/chapter/10.1007/978-3-642-84010-4_1
- Embraer. (2023, outubro 24). Embraer celebra os 25 anos da competição aerodesign. Recuperado de <https://embraer.com/br/pt/noticias?slug=1207293-embraer-celebra-os-25-anos-da-competicao-aerodesign>
- Guimarães, G. H. M., Silveira, A. I. S., & Mariano, F. P. (2024). Metodologia para seleção e otimização aerodinâmica de asas trapezoidais para aeronaves de pequeno porte. Anais do Congresso Internacional de Engenharia Mecânica e Industrial, Manaus, AM, Brasil, 14p.
- Halla II, R. (2018). Análise da estabilidade estática e longitudinal dinâmica de uma aeronave usada na competição sae-aerodesign (Trabalho de Conclusão de Curso). Universidade Federal Rural do Semi-Árido, Mossoró, RN, Brasil.
- Junior, J. G. O. (2017). Estudo numérico do comportamento aerodinâmico da asa do projeto 2016 da equipe pegazuls aerodesign utilizando método dos volumes finitos, método vortex lattice e linha sustentadora de prandtl (Trabalho de Conclusão de Curso). Universidade Federal Rural do Semi-Árido – UFRS, Mossoró, RN, Brasil.
- Kurcewicz, F. C. (2017). Otimização de perfil aerodinâmico para aeronaves de competição sae aerodesign por algoritmo evolutivo (Monografia). Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre, RS, Brasil.
- Merizio, A. D. & Clement, L. (2022). Determinação da velocidade do som em aulas de física sob uma

perspectiva investigativa e com uso de tablets. Revista Insignare Scientia - RIS, 5(1), 1-24. <https://periodicos.uffs.edu.br/index.php/RIS/article/view/12477>

Moura, A. G. da S. (2017). Análise aerodinâmica do perfil naca 64a410, com emprego de diferentes métodos numéricos (Trabalho de Conclusão de Curso). Universidade Federal Rural do Semi-Árido, Mossoró, RN, Brasil.

Nelson, B. & Kouh, J. S. (2017). The aerodynamic analysis of a rotating wind turbine by viscous-coupled 3d panel method. Applied Sciences, 7(6), 1-15. <https://doi.org/10.3390/app7060551>

Neto, F.P. & Becker, G. (2011). Projeto de perfis: simples e multi-elemento. Recuperado de https://www.slideserve.com/Pat_Xavi/francisco-palazzo-neto-fpalazzonyahoo-br-gilberto-becker-gilbertobeckeryahoo-br

Pequeno, A. (2019, dezembro 27). Perfil. Site Engenharia Aeronáutica. Recuperado de <https://engenhariaaeronautica.com.br/artigos-engenharia-aeronautica/perfil/>

Pereira, L. H. G. (2005). Análise do desempenho do método dos painéis de ordem superior para o cálculo do escoamento em torno de um aerofólio (Dissertação do Programa de Pós-Graduação). Universidade Federal do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro, RJ, Brasil.

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.

Rodrigues, M. R. & de Azevedo, A. G. L. (2018). Estudo computacional em prol do desenvolvimento de um novo perfil aerodinâmico para uma aeronave rádio controlada destinada a competição Sae Brasil Aerodesign. Anais do Congresso Nacional de Engenharia Mecânica e Industrial, Brasília, DF, Brasil, 17p.

Rosa, E. (2006). Introdução ao Projeto Aeronáutico: Uma contribuição à competição Sae Aerodesig. 1a ed. Florianópolis: Universidade Federal de Santa.

SAE Brasil. (2024, fevereiro 4). 26ª Competição SAE Brasil Aerodesign 2024: classes regular, advanced e micro regulamento da competição. Recuperado de <https://saebrasil.org.br/programas-estudantis/aero-design-sae-brasil/regras-e-relatorios/>

Santiago, V. S. (2008). Modelagem numérica do escoamento ao redor de corpos aerodinâmicos utilizando o método de vórtices (Tese de doutorado). Universidade Federal do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro, RJ, Brasil.

Santos, J. S. P., Dias, J. P. A., & Satiro, A. R. G. (2020). Análise de aerofólios de alta sustentação para aplicação em aeronave cargueira não tripulada da equipe araero aerodesign. Brazilian Journal of Development, 6(10), 3-5, <https://doi.org/10.34117/bjdv6n10-331>

The engineering toolbox. (2001). Air - Dynamic and Kinematic Viscosity. Recuperado de <https://www.engineeringtoolbox.com>

Vargas, L. A. T. de. (2006). Desenvolvimento e implementação de um procedimento numérico para cálculo de conjuntos asa-empenagens de geometria complexa em regime de vôo subsônico, assimétrico e não linear (Dissertação do Programa de Pós-Graduação). Universidade Federal de Minas Gerais, Belo Horizonte, MG, Brasil. Recuperado de <http://hdl.handle.net/1843/SBPS-7B5MQT>

Vieira, J. P. L. (2022). Desenvolvimento de metodologias numéricas para análise investigativa do escoamento em parapentes (Monografia). Universidade de Brasília, Brasília, DF, Brasil.

Visconti, J. P. P. G. (2016). Estudo inicial de um veículo aéreo não tripulado do tipo tilt-rotor (Trabalho de Conclusão de Curso). Universidade Federal de Juiz de Fora, Juiz de Fora, MG, Brasil.

White, F.M. (2011). Mecânica dos fluidos. 6a ed. Porto Alegre: McGraw-Hill.