

METODOLOGIA PARA SELEÇÃO E OTIMIZAÇÃO AERODINÂMICA DE ASAS TRAPEZOIDAIS PARA AERONAVES DE PEQUENO PORTE

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: *Este estudo aborda a seleção e otimização aerodinâmica de asas trapezoidais para aeronaves de pequeno porte, empregando o software XFLR5 para maximizar a sustentação e minimizar o arrasto. A pesquisa selecionou 20 perfis do banco de dados Airfoil Tools, frequentemente usados em aeronaves de pequeno porte, e implementou uma abordagem analítica para determinar as variáveis aerodinâmicas essenciais ao projeto de aerodesign, incluindo envergadura, corda média e número de Reynolds. O XFLR5 foi crucial na condução de análises bidimensionais e tridimensionais, facilitando a geração de gráficos dos coeficientes de sustentação, arrasto, momento e eficiência, enquanto uma planilha auxiliou na organização e análise dos dados. O estudo revelou que o perfil CH10SM, aplicado em configurações de asas trapezoidais, exibiu uma performance notável, alcançando uma alta sustentação e baixo arrasto, o que contribuiu para uma eficiência aérea aprimorada. Os resultados indicam que o uso de simulações computacionais avançadas, combinadas com análises estatísticas detalhadas, pode levar a melhorias significativas no design aerodinâmico, contribuindo para a evolução da engenharia aeronáutica e o desenvolvimento de aeronaves mais eficientes e seguras.*

PALAVRAS-CHAVE: XFLR5, ASAS TRAPEZOIDAIS, AERODESIGN, OTIMIZAÇÃO AERODINÂMICA.

METHODOLOGY FOR THE SELECTION AND AERODYNAMIC OPTIMIZATION OF TRAPEZOIDAL WINGS FOR SMALL AIRCRAFT

ABSTRACT: *This study addresses the selection and aerodynamic optimization of trapezoidal wings for small aircraft, using XFLR5 software to maximize lift and minimize drag. The research selected 20 profiles from the Airfoil Tools database, frequently used on small aircraft, and implemented an analytical approach to determine the aerodynamic variables essential to aerodesign, including wingspan, mean chord and Reynolds number. XFLR5 was crucial in conducting two- and three-dimensional analyses, facilitating the generation of graphs of lift, drag, momentum and efficiency coefficients, while a spreadsheet helped organize and analyze the data. The study revealed that the CH10SM profile, applied to trapezoidal wing configurations, exhibited remarkable performance, achieving high lift and low drag, which contributed to improved aerial efficiency. The results indicate that the use of advanced computer simulations, combined with detailed statistical analysis, can lead to significant improvements in aerodynamic design, contributing to the evolution of aeronautical engineering and the development of more efficient and safer aircraft.*

KEYWORDS: XFLR5, TRAPEZOIDAL WINGS, AERODESIGN, AERODYNAMIC OPTIMIZATION.

1. INTRODUÇÃO

A Dinâmica dos Fluidos, uma área fundamental da física, se concentra no estudo dos fluidos em movimento e suas interações com forças externas. Este campo é vital para a engenharia aerodinâmica, especialmente no design de aeronaves, onde um entendimento da dinâmica dos fluidos é essencial para otimizar a performance e a segurança. Investigando tanto gases quanto líquidos, este ramo da física aplica suas teorias tanto em grandes aeronaves quanto em pequenos drones, usando duas abordagens principais: experimental, que envolve a coleta de dados em ambientes controlados como túneis de vento, e teórica, que recorre a modelagens matemáticas e simulações numéricas para decifrar as equações complexas que governam os movimentos dos fluidos (Anderson Jr, 2015).

Historicamente, a pesquisa em Dinâmica dos Fluidos dominou os estudos científicos com métodos analíticos e experimentais até a metade do século XX. Com o avanço tecnológico, a introdução dos computadores na década de 1950 permitiu a evolução para a Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD), revolucionando o campo com análises detalhadas e mais precisas, embora com alto custo computacional (Canuto et al., 2006). Esta tecnologia facilitou estudos mais aprofundados sobre o impacto de diferentes condições ambientais e operacionais em voo das aeronaves. Para mitigar essas restrições, o método dos painéis (MP) emergiu nas décadas de 1960 e 1970 como um recurso efetivo, notavelmente no setor aeronáutico. Este método facilita a análise rápida de características aerodinâmicas, incluindo as distribuições de velocidade, pressão e as forças agindo sobre corpos submersos em escoamentos fluidos. Comparativamente, apresenta vantagens em termos de custo e eficiência em relação aos métodos convencionais (Erickson, 1990; Hess, 1990).

No desenvolvimento aeronáutico, o processo abrangente de concepção, desenvolvimento, otimização e fabricação de aeronaves envolve múltiplos processos. Desde estudos aerodinâmicos iniciais até a produção final, cada etapa é projetada para garantir que as aeronaves cumpram com os mais altos padrões de segurança, eficiência aerodinâmica e ergonomia (Rodrigues, 2014). As modernas técnicas de design de aerofólios, inspiradas pelas antigas práticas de navegação dos velejadores árabes, são um exemplo de como os princípios históricos são adaptados para maximizar a sustentação e minimizar o arrasto. Tais inovações são cruciais para o desempenho eficiente de aeronaves e veículos de alta velocidade (Cunha e Mariano, 2015; Misegades, 2013).

1.1 Justificativas

Este estudo explora o desenvolvimento de uma metodologia para otimizar as características aerodinâmicas de asas trapezoidais em Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs), destacando sua

importância tanto para avanços tecnológicos quanto para aplicações práticas. Estas aeronaves são fundamentais em operações diversas, incluindo monitoramento agrícola e mapeamento topográfico, onde a eficiência aerodinâmica é crucial não apenas para a performance, mas também para a economia de energia e a redução de custos operacionais. Adicionalmente, a participação em competições como o SAE AeroDesign promove a inovação e a colaboração entre acadêmicos e profissionais da indústria aeronáutica, consolidando o vínculo entre teoria e prática. Este estudo visa elevar os padrões de design, segurança e sustentabilidade desses modelos de aeronaves, atendendo diretamente às necessidades emergentes da indústria aeroespacial.

1.2 Objetivos

O objetivo principal deste estudo é desenvolver e sistematizar uma metodologia robusta para a seleção de perfis aerodinâmicos que maximizem a sustentação e minimizem o arrasto, com foco específico em asas trapezoidais para modelos de aeronaves. Utilizando ferramentas como o software XFLR5, que emprega o Método dos Painéis para simular comportamentos aerodinâmicos, este projeto visa replicar e aperfeiçoar os resultados que seriam obtidos em condições experimentais de túneis de vento. A intenção é garantir que cada design não só atenda às necessidades operacionais de controle e estabilidade, mas também se destaque em eficiência e facilidade de construção.

Através deste estudo, espera-se que a equipe Aerodactyl da Universidade Federal de Goiás (UFG) (<https://emc.ufg.br/p/34334-aerodactyl>) não apenas se prepare para desafios futuros em competições nacionais, como a SAE Brasil, mas também contribua significativamente para o avanço da indústria aeronáutica, promovendo soluções que atendam às exigências contemporâneas de sustentabilidade e eficiência energética.

2. MATERIAIS E MÉTODOS

Na abordagem metodológica deste estudo, o software XFLR5 foi empregado para simular e examinar o escoamento de ar sobre aerofólios e asas. Essa ferramenta possibilita a análise das forças geradas pelo fluxo de ar em diversas configurações aerodinâmicas, visando determinar os perfis aerodinâmicos mais eficazes para funcionar em baixos números de Reynolds (Deperrois, 2010). Esta seção do documento explora os procedimentos e técnicas metodológicas escolhidas, dentro das funcionalidades do software, para explorar a questão investigada neste trabalho.

2.1 Parametrização inicial para análise

A definição dos parâmetros para a análise leva em consideração conceitos fundamentais de aeronáutica, as dificuldades associadas à produção de aerofólios e asas, e o transporte destes para o local de teste. Inicialmente, é essencial calcular o número de Reynolds, começando pela determinação da viscosidade cinemática do ar, ajustada às condições atmosféricas do local de voo. Para garantir a precisão desses cálculos, foi utilizada uma ferramenta de cálculo do site The Engineering ToolBox (<https://www.engineeringtoolbox.com>).

Ademais, a velocidade do fluxo de ar é um parâmetro inicial vital, sendo definida neste projeto em 17 (m/s). Esta velocidade é uma média das velocidades de voo típicas em projetos de aerodesign, que geralmente oscilam entre 15 e 20 (m/s), conforme descrito por Rosa (2006).

Na sequência, estabelecem-se as dimensões de envergadura e corda da asa para garantir uma sustentação adequada. Para uma avaliação preliminar, utilizam-se dados históricos da equipe Aerodactyl para calcular o número de Reynolds com uma corda aerodinâmica previamente empregada nos projetos anteriores da equipe. A envergadura será definida conforme as dimensões exigidas pela competição do Torneio de Acesso de 2024 (SAE, 2024). Calcula-se a área alar usando a Equação 1, onde (c_r) e (c_t) são as cordas na raiz e na ponta da asa, respectivamente. Adicionalmente, o alongamento da asa (AR), que deve ser igual ou superior a 4, é determinado pela Equação 2, sendo (b) a envergadura e (S), a área alar da asa, como indicado por Rodrigues (2014).

$$S = \frac{b \cdot (c_r + c_t)}{2} \quad (1)$$

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (2)$$

Uma vez estabelecida a corda, o número de Reynolds (Re) é calculado usando a Equação 3, baseando-se na velocidade do fluxo (V), na viscosidade cinemática (ν) e na corda média (c) já determinadas anteriormente.

$$Re = \frac{V \cdot c}{\nu} \quad (3)$$

2.2 Seleção dos perfis aerodinâmicos

Este estudo integra uma análise de 20 perfis aerodinâmicos extraídos do banco de dados do site Airfoil Tools (<http://www.airfoiltools.com/>), com o objetivo de identificar o aerofólio mais eficaz para uso em projetos de aerodesign, particularmente em condições de baixa velocidade subsônica e pequenos números de Reynolds. Estes perfis são selecionados por sua relevância e frequência de uso em configurações de voo específicas.

Para a avaliação desses perfis, será utilizada a versão 6.60 do software XFLR5, que facilita a quantificação dos coeficientes de sustentação, arrasto e momento. Além disso, o software permite analisar as relações de eficiência e as zonas de estol, baseando-se no número de Reynolds, que é determinado pelas condições de velocidade do escoamento, pela viscosidade cinemática do ar e pela corda do perfil.

As análises serão efetuadas com o auxílio de uma planilha de dados, a qual proporciona uma maneira eficiente de processar informações através de tabelas dinâmicas que refletem os coeficientes adquiridos das simulações no XFLR5. Inicialmente, serão selecionados perfis que demonstram maior eficiência aerodinâmica ($Cl/Cd \times \alpha$) e um coeficiente de sustentação otimizado ($Cl \times \alpha$), baseando-se nos gráficos providos do software. Em seguida, entre os perfis selecionados, será conduzida uma análise final que considera o arrasto de cada aerofólio ($Cd \times \alpha$) e um coeficiente de momento adequado ($Cm \times \alpha$), resultando na escolha de três perfis que exibem os melhores atributos.

2.3 Reavaliação dos parâmetros aerodinâmicos e análise em asas trapezoidais

Com a seleção dos três aerofólios, torna-se imperativo recalcular os parâmetros aerodinâmicos fundamentais de cada perfil para avançar no projeto, destacando-se a corda média como o parâmetro crucial. O coeficiente de sustentação da asa (CL), é influenciado pelos perfis aerodinâmicos escolhidos, pela configuração da asa e pelos ângulos de ataque. A equação para determinar o (CL) é expressa pela Equação 4, onde (a) representa o coeficiente angular da curva de sustentação da asa e ($\alpha_{Cl=0}$) indica o ângulo de ataque do perfil no qual a sustentação é nula.

$$CL = a \cdot (\alpha - \alpha_{Cl=0}) \quad (4)$$

O procedimento inicial para calcular o coeficiente de sustentação envolve a correção dos coeficientes angulares a e a_0 , associados às curvas ($CL \times \alpha$) e ($Cl \times \alpha$), respectivamente. A literatura técnica é rica em expressões sobre a eficiência de Oswald no design de aeronaves, com alguns autores propondo soluções empíricas baseadas em dados de túneis de vento ou modelagem virtual

e análise regressiva (Scholz, 2012). Adicionalmente, uma metodologia para estimar o fator de eficiência de Oswald para asas de baixo alongamento é detalhada por Raymer (1999) na Equação 5:

$$e = 1,78 \cdot (1 - 0,045 \cdot AR^{0,68}) - 0,68 \quad (5)$$

O cálculo do coeficiente angular da curva de sustentação da asa utiliza a teoria da linha sustentadora de Prandtl e depende do alongamento da asa, definido pela relação entre a corda e a envergadura da asa. A Equação 6 ilustra o método para calcular este coeficiente de inclinação (Cl x α) para asas finitas (Anderson Jr, 2015):

$$a = \frac{a_0}{1 + \frac{57,3 \cdot a_0}{\pi \cdot e \cdot AR}} \quad (6)$$

Para estabelecer o coeficiente angular do perfil (a_0), é essencial identificar dois pontos específicos do ângulo de ataque e os correspondentes coeficientes de sustentação como mostrado na Equação 7:

$$a_0 = \frac{\partial Cl}{\partial \alpha} = \frac{Cl_1 - Cl_2}{\alpha_{l_1} - \alpha_{l_2}} \quad (7)$$

Uma vez calculado o coeficiente angular da asa (a), é viável determinar o coeficiente de sustentação para a asa finita ao longo de diferentes ângulos de ataque, aplicando a Equação 4. Posteriormente, ao revisar a equação que quantifica a força de sustentação, conforme descrito por Rodrigues (2014), e ao levar em consideração que a força de sustentação (L) é igual à força peso ($W = m \cdot g$), ao expandir a área ($S = b \cdot \bar{c}$), obtém-se a corda média aerodinâmica por meio da Equação 8:

$$\bar{c} = \frac{m \cdot g \cdot 2}{\rho \cdot V^2 \cdot b \cdot C_L} \quad (8)$$

Assim, com todos os parâmetros necessários definidos, o estudo se concentra agora nas forças de sustentação de asas trapezoidais. Por meio do uso do software XFLR5, análises tridimensionais serão conduzidas para avaliar o desempenho aerodinâmico desses perfis sob condições de voo especificadas.

3. RESULTADOS

3.1 Cálculo dos parâmetros utilizados

Escolhida para os testes aéreos, a cidade de Goiânia, situada no estado de Goiás, apresenta uma altitude média é de 749 (m) acima do nível do mar, segundo dados da Embrapa Monitoramento por Satélite (2006). Com base na tabela de Atmosfera Padrão detalhada por Anderson Jr. (2015), a pressão atmosférica padrão, nesta altitude, é estimada em aproximadamente 0,92 (atm) e a temperatura padrão, é de 283,29 (K). A viscosidade cinemática, derivada desses valores de temperatura e pressão, é avaliada em $14,15 \times 10^{-6}$ (m²/s), como referido pelo site The Engineering Toolbox (2001).

Por meio de simulações no software XFLR5 e análise qualitativa dos dados coletados pela equipe Aerodactyl de 2019 a 2023, definiu-se as dimensões das cordas das asas em 0,53 (m) na raiz e 0,31 (m) na ponta, com uma envergadura de 2,1 (m), alinhadas com os requisitos da competição.

Essas medidas permitiram o cálculo da área alar de 0,882 (m²), conforme a Equação 1. O Alongamento (AR), calculado pela Equação 2, alcançou 5,0, superando o valor mínimo de 4,0. O número de Reynolds (Re), obtido pela Equação 3, foi de 504.593,64, sugerindo um fluxo predominantemente laminar, como caracterizado por Rodrigues (2014).

3.2 Perfis de aerofólios selecionados

Utilizando o software XFLR5 e com base nas informações coletadas na seção 3.1, foram obtidos gráficos dos coeficientes de momento, arrasto, sustentação e eficiência dos perfis listados na Tabela 1. Esses gráficos facilitaram a transmissão dos dados para uma planilha, permitindo uma análise detalhada e a subsequente seleção dos perfis aerodinâmicos mais adequados para o projeto.

TABELA 1. Dados dos perfis aerodinâmicos.

(Continua)

Perfis	$C_{l_{máx}}$	$C_{d_{min}}$	$C_l/C_{d_{máx}}$	$C_{m_{\alpha=0^\circ}}$
CH10SM	2,032	0,010	138,832	-0,279
DAE 31	1,679	0,009	144,383	-0,156
EPPLER 392	1,366	0,007	126,604	-0,097
EPPLER 423	2,046	0,012	128,144	-0,240

(Conclusão)

Perfis	$C_{l_{máx}}$	$C_{d_{min}}$	$C_l/C_{d_{máx}}$	$C_{m_{\alpha=0^\circ}}$
EPPLER 1210	1,826	0,011	98,552	-0,091
EPPLER 420	2,195	0,013	110,003	-0,233
EPPLER 422	1,906	0,011	111,373	-0,122
FX 73 CL3 152	2,133	0,012	103,556	-0,174
FX74 CL5 140	2,296	0,018	108,087	-0,239
GOE 14	1,664	0,028	103,435	-0,102
GOE 233	1,623	0,010	111,144	-0,210
GOE 394	1,360	0,023	108,065	-0,109
GOE 428	1,205	0,012	93,679	-0,100
GOE 652	1,958	0,011	98,859	-0,259
NACA M23	1,197	0,027	98,368	-0,027
NACA M9	1,447	0,012	92,149	-0,060
S1210	2,015	0,011	126,560	-0,250
S1223	2,285	0,014	100,084	-0,267
S4320	1,540	0,006	122,126	-0,094
AS7035	1,319	0,005	98,273	-0,059

Fonte: Autores (2024).

A análise destaca a relevância do coeficiente de eficiência aerodinâmica ($C_l/C_{d_{máx}}$), conforme apresentado na Tabela 1. Este coeficiente indica a capacidade do perfil de maximizar a sustentação e minimizar o arrasto, sendo fundamental para a eficiência do voo. Perfis com elevadas relações de (C_l/C_d) são vantajosos, pois demonstram predominância da sustentação sobre o arrasto em diversos ângulos de ataque, resultando em voos mais eficientes e econômicos.

É essencial avaliar o coeficiente de arrasto mínimo ($C_{d_{min}}$) de cada perfil, que quantifica a eficácia do perfil em produzir arrasto. Reduzir o arrasto é crucial no design de aeronaves para melhorar a performance aerodinâmica. Além disso, o coeficiente de momento em ângulo de ataque nulo ($C_{m_{\alpha=0^\circ}}$) também é analisado. Este coeficiente, embora tenha uma influência indireta na sustentação, é vital para avaliar a estabilidade e controle das aeronaves, impactando diretamente no comportamento aerodinâmico durante o voo.

A Tabela 2 apresenta os parâmetros dos aerofólios selecionados, enquanto a Figura 1 ilustra esses parâmetros de forma gráfica. Os perfis são identificados por cores distintas: CH10SM em preto, EPPLER 423 em vermelho e S1210 em azul. O gráfico superior esquerdo representa a eficiência

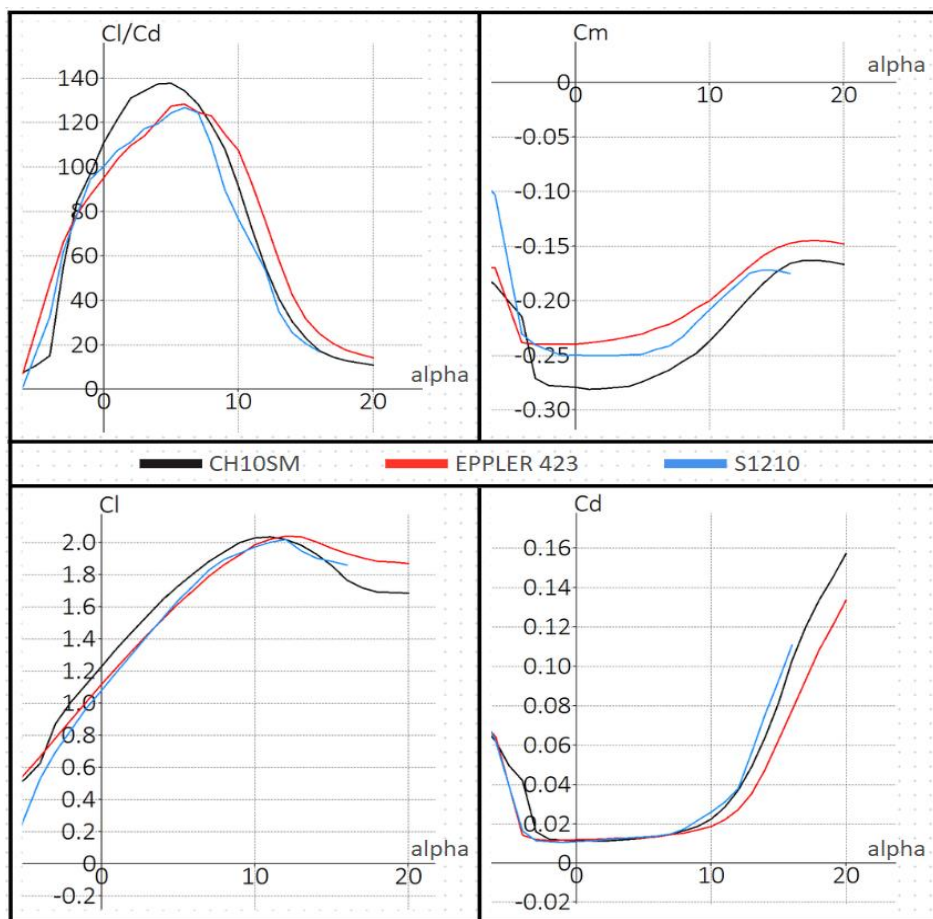
aerodinâmica, e o gráfico à direita detalha os coeficientes de momento. Abaixo, os gráficos à esquerda e à direita exibem, respectivamente, os coeficientes de sustentação e arrasto.

TABELA 2. Perfis aerodinâmicos selecionados.

Perfis	$Cl_{máx}$	Cd_{min}	$Cl/Cd_{máx}$	$Cm_{\alpha=0^\circ}$
CH10SM	2,032	0,010	138,832	-0,279
S1210	2,015	0,011	126,560	-0,250
EPPLER 423	2,046	0,012	128,144	-0,240

Fonte: Autores (2024).

FIGURA 1. Gráficos de eficiência, momento, sustentação e arrasto da análise bidimensional.



Fonte: Autores (2024).

Nos perfis avaliados, o CH10SM destacou-se pela sua superior relação de eficiência entre sustentação e arrasto ($Cl/Cd_{máx}$), registrando também o valor mais baixo de coeficiente de arrasto mínimo (Cd_{min}) e elevados coeficientes de sustentação ($Cl_{máx}$). Em contraste, o S1210 foi reconhecido

por sua eficiente relação entre arrasto e momento, com um dos menores índices de arrasto mínimo, próximo ao do CH10SM, e um coeficiente de momento robusto. O aerofólio EPPLER 423, por sua vez, distinguiu-se por seu alto coeficiente de sustentação e o menor coeficiente de momento (C_m) em ângulo de ataque zero ($\alpha=0^\circ$), ambos sugerindo estabilidade em condições de voo estáveis. Esses resultados demonstram que os perfis foram otimizados para maximizar tanto a eficiência quanto a estabilidade aerodinâmica, atributos essenciais para aplicações em design aeronáutico onde a performance e a estabilidade são fundamentais.

3.3 Novos parâmetros avaliados

Com base nos perfis selecionados na seção 3.2, foi conduzida uma reanálise das variáveis, utilizando dados aerodinâmicos específicos para cada perfil. Os resultados desta análise estão detalhados na Tabela 3.

TABELA 3. Resultados aerodinâmicos computados.

(Continua)

Variáveis	CH10SM	EPPLER 423	S1210
b [m]	2,10	2,10	2,10
AR [m]	4,00	4,00	4,00
C_{l1} [-]	1,22	1,12	1,08
C_{l2} [-]	1,54	1,62	1,64
α_{l1} [°]	0,00	0,00	0,00
α_{l2} [°]	3,00	5,00	5,00
a_0 [1/°]	0,10	0,10	0,11
a [1/°]	0,07	0,07	0,07
e [-]	0,89	0,89	0,89
C_L [-]	1,40	1,33	0,94
α [°]	3,00	6,00	6,00
$\alpha_{cl=0}$ [°]	-17,53	-13,98	-7,17
V [m/s]	17,00	17,00	17,00
g [m/s ²]	9,81	9,81	9,81
ρ [kg/m ³]	1,14	1,14	1,14
m [kg]	20,00	20,00	20,00

Variáveis	(Conclusão)		
	CH10SM	EPPLER 423	S1210
$\bar{c}$ [m]	0,41	0,43	0,60
c_r [m]	0,50	0,53	0,72
c_t [m]	0,32	0,33	0,48

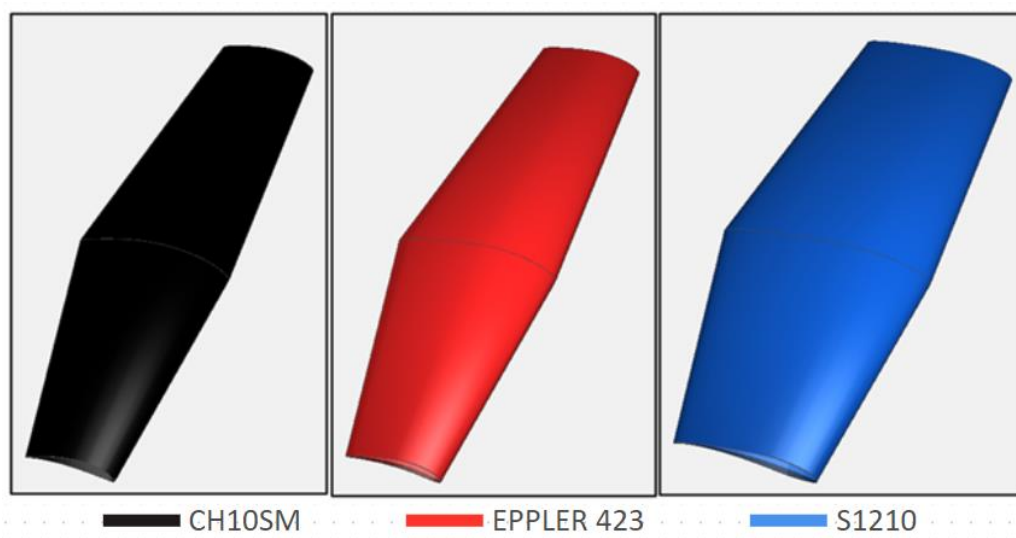
Fonte: Autores (2024).

Com essas informações atualizadas, é possível prosseguir para a última seção do projeto, que tem como objetivo determinar qual perfil apresenta as características mais vantajosas para otimizar o desempenho de voo.

3.4 Resultados em asas trapezoidais

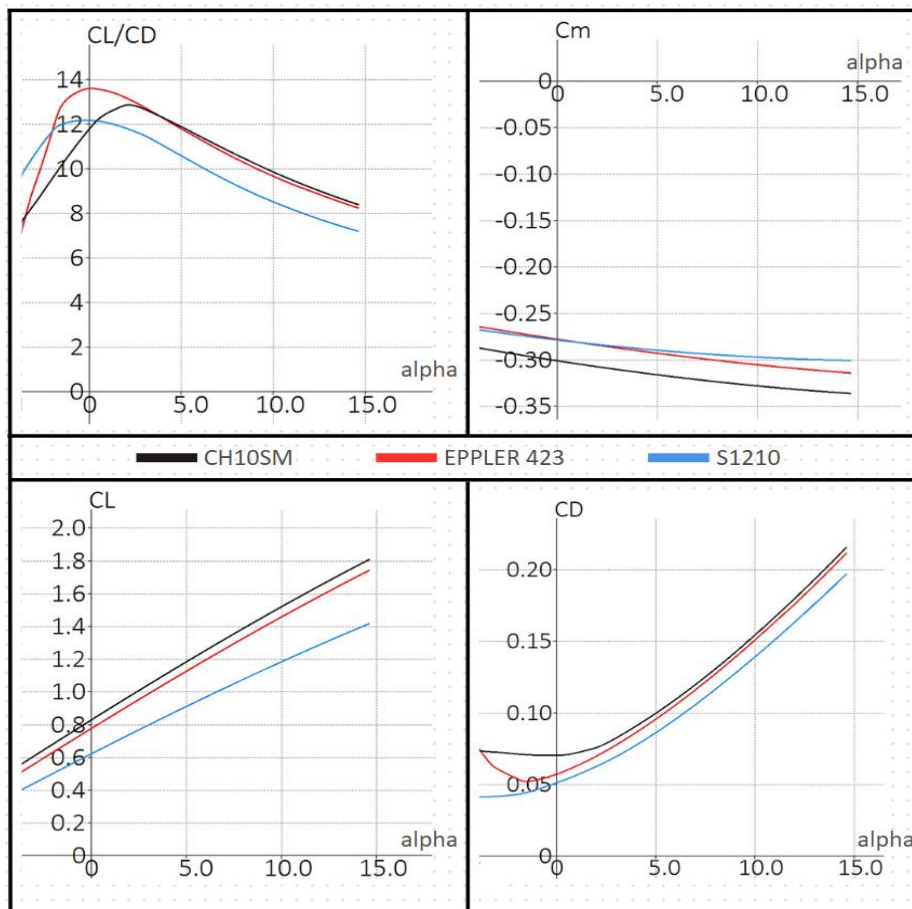
Nesta fase da pesquisa, o foco foi a modelagem de aerofólios adaptados a asas trapezoidais utilizando o software XFLR5 para realizar as análises. Este segmento da pesquisa busca identificar o perfil aerodinâmico com melhor desempenho em uma configuração de asa trapezoidal, de acordo com os parâmetros aerodinâmicos estabelecidos. As eficácias desses aerofólios, nesta configuração específica, são ilustradas nas Figuras 2 e 3. Procurou-se avaliar como esses perfis se comportam sob diferentes condições de voo para otimizar tanto a sustentação quanto o arrasto.

FIGURA 2. Geometria das asas trapezoidais para os perfis CH10SM, EPPLER 423 e S1210.



Fonte: Autores (2024).

FIGURA 3. Gráficos de eficiência, momento, sustentação e arrasto da análise tridimensional.



Fonte: Autores (2024).

Os dados analisados na Figura 3 demonstram que as asas trapezoidais, notáveis pela sua alta eficiência aerodinâmica, oferecem uma sustentação superior e um arrasto consideravelmente menor, embora enfrentem desafios na fabricação. Entre os perfis analisados, o CH10SM destacou-se por sua eficácia, especialmente pela sua performance superior na relação (Cl/Cd) ao longo de variados ângulos de ataque. Essa característica é essencial, pois demonstra uma eficiência aerodinâmica destacada, crucial para manobras críticas como decolagens e pousos. Além disso, a asa CH10SM alcançou o maior coeficiente de sustentação em uma ampla faixa de ângulos de ataque, superando a asa EPPLER 423 por uma margem estreita e evidenciando sua capacidade de oferecer excelente sustentação em momentos decisivos.

Embora a asa S1210 tenha exibido altos parâmetros aerodinâmicos e desempenhos próximos, não alcançou os resultados do CH10SM. Assim, o CH10SM não apenas melhora a manobrabilidade e eficiência de consumo de combustível da aeronave, como também aumenta a capacidade de carga útil, oferecendo uma vantagem competitiva significativa em performance aérea.

4. CONCLUSÕES

O estudo apresentou uma metodologia eficaz para a seleção e otimização de asas trapezoidais, utilizando o software XFLR5 para simular e analisar perfis aerodinâmicos em condições variadas de voo. Através deste método, o perfil aerodinâmico CH10SM apresentou resultados melhores, oferecendo alta sustentação ($C_{l_{máx}}$) e baixo arrasto ($C_{d_{min}}$) em uma ampla gama de condições operacionais, o que é vital para as manobras críticas de aeronaves de pequeno porte em ambientes desafiadores. O perfil CH10SM destacou-se não apenas pela sua eficiência em termos de sustentação em relação ao arrasto, mas também pela sua capacidade de melhorar a estabilidade e a segurança durante o voo. Como sugestão para futuras pesquisas, recomenda-se explorar a integração de múltiplos perfis aerodinâmicos em novas configurações de asas, utilizando análises de elementos finitos para avaliar a resposta estrutural sob diferentes condições de carga. Este estudo contribui substancialmente para o avanço da engenharia aeronáutica, promovendo o desenvolvimento de VANTs mais eficientes e seguros, com implicações diretas na sustentabilidade e eficiência operacional.

DECLARAÇÃO DE RESPONSABILIDADE

Os autores são os únicos responsáveis por este trabalho.

REFERÊNCIAS

ANDERSON JR., J.D. Fundamentos de Engenharia Aeronáutica: Introdução ao voo. Mc Graw Hill, Porto Alegre, 7ª edição, p. 1-35, 2015.

AIRFOIL TOOLS: “Airfoil Database Search”. Disponível em: <<http://www.airfoiltools.com/>>. Acesso em: 15 agosto 2023.

CANUTO, C., HUSSAINI, M.Y., QUARTERONI, A. E ZANG, T.A. Spectral Methods: Fundamentals in single domains. Springer, Berlin, Heidelberg, p. 1-25, 2006.

CUNHA, L. N., E MARIANO, F. P. Aplicação dos Métodos Pseudoespectral de Fourier e da Fronteira Imersa na Análise de Escoamentos sobre Aerofólios. *Anais do 11º CONPEEX: Congresso de Pesquisa, Ensino e Extensão*. Universidade Federal de Goiás, Goiânia, p.183. 2014.

DEPERROIS. A. About stability analysis using XFLR5: Presentation document. Disponível em: <http://www.xflr5.tech/docs/XFLR5_and_Stability_analysis.pdf>, 2010. Acesso em 25 março 2024.

EMBRAPA MONITORAMENTO POR SATÉLITE. Mapeamento e Estimativa da Área Urbanizada do Brasil: Urbanização de Goiânia, Disponível em: <<https://www.cnpm.embrapa.br/projetos/urbanizacao/conteudo/uf/go.html>>. Acesso em: 29 Junho 2024.

EQUIPE AERODACTYL. História. Disponível em: < <https://emc.ufg.br/p/34334-aerodactyl> >. Acesso em: 12 julho 2024.

ERICKSON, L.L. "Panel Methods – An Introduction". NASA Technical Paper. Disponível em: <<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19910009745/.pdf>>, 1990. Acesso em: 12 fevereiro 2024.

HESS J.L. “Panel Methods in Computational Fluid Dynamics”, Annual Review Fluid Mechanic, Vol. 22, p. 255-274. Disponível em: < <https://doi.org/10.1146/annurev.fl.22.010190.001351> >, 1990. Acesso em: 05 janeiro 2024.

MISEGADES, K. “Shark Skin, CFD, and EnSight help Scarlett Screamer improve aerodynamics and place 1st in 2013 Reno Air Races Edge”. EnSight. Disponível em < <https://www.ceisoftware.com> >. Acesso em: 03 de março 2024.

RODRIGUES, L.E.M.J. Fundamentos da Engenharia Aeronáutica com Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign: Aerodinâmica e desempenho. Edição do autor, Salto, 1ª edição, p. 22-68. 2014.

RAYMER, D. P. Aircraft Design: A Conceptual Approach, Education Series, California, p. 300-306. 1999.

ROSA, E. Introdução ao Projeto Aeronáutico: Uma contribuição à competição Sae Aerodesig. Universidade Federal de Santa Catarina, Florianópolis, 1ª edição, p. 124-142. 2006

SAE BRASIL: Torneio de Acesso. Disponível em: <<https://saebrasil.org.br/programas-estudantis/aero-design-sae-brasil/torneio-de-acesso/>>. São José dos Campos/SP, Acesso em: 01 de junho 2024.

SCHOLZ, M. N. D. Estimating The Oswald Factor From Basic Aircraft Geometrical Parameters, Deutscher Luft-und Raumfahrtkongress, 2012, Berlin. Anais... Hamburg, p. 1-19. 2012.

THE ENGINEERING TOOLBOX. Air - Dynamic and Kinematic Viscosity. Disponível em: <<https://www.engineeringtoolbox.com>>. Acesso em: 24 novembro 2023.

SOFTWARE XFLR5. General Description. Disponível em: <<https://www.xflr5.tech/xflr5.html>>. Acesso em: 24 novembro 2023.

AGRADECIMENTOS

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