

ANÁLISE DA ESTABILIDADE ESTÁTICA DE UM AEROMODELO COM AEROFÓLIO INVERTIDO NO ESTABILIZADOR HORIZONTALSuelen Evelin Rodrigues da Silva Ramos¹ (IC), Luiz Felipe Pugliese (PQ)¹¹Universidade Federal de Itajubá**Palavras-chave:** Aerodinâmica, Estabilidade Longitudinal, Simulação empírica.**Introdução**

Um aerofólio, também chamado de perfil aerodinâmico, apresenta uma geometria projetada para criar uma diferença de pressão entre o extradorso (superfície superior) e o intradorso (superfície inferior) quando o ar escoa sobre ele. Conforme a Lei de Bernoulli, que descreve o comportamento dos fluidos, essa diferença de pressão é responsável pela geração da força de sustentação, uma vez que o ar se desloca mais rapidamente sobre o extradorso, reduzindo a pressão nessa região (Rodrigues, 2014). Assim, ao utilizar um perfil invertido (Figura 1), observa-se que, segundo a Lei de Bernoulli, o efeito sobre a sustentação será oposto ao de um perfil convencional. Como o ar passa pela face convexa agora voltada para baixo (extradorso), a sustentação tende a ser menor e, dependendo da geometria do perfil, pode até se tornar negativa. Esse comportamento influencia diretamente as análises do momento de arfagem da aeronave no contexto da estabilidade estática.



Figura 1 - Perfil Invertido Clark Y.

O presente estudo visa investigar as razões pelas quais equipes universitárias participantes da competição SAE Aerodesign optam por empregar determinado perfil aerodinâmico nos estabilizadores horizontais, mesmo quando, analisado isoladamente, seu desempenho apresenta características potencialmente controversas. A motivação para esta pesquisa vai além do interesse em compreender os fundamentos físicos associados ao comportamento do referido aerofólio, pois se observa uma carência significativa de referências técnicas, como livros e artigos científicos, que abordem especificamente sua aplicação em superfícies estabilizadoras. Essa lacuna evidencia a relevância do trabalho para ampliar o conhecimento disponível e subsidiar decisões de projeto mais embasadas no contexto da competição.

Esta pesquisa baseou-se principalmente em cálculos empíricos e em referências bibliográficas especializadas na estabilidade estática de aeronaves. Por meio dessa abordagem, os projetistas analisam componentes como os perfis usualmente empregados nos estabilizadores da aeronave, complementando o estudo com outras avaliações, como a análise do comportamento bidimensional (2D) do aerofólio, que antecede a etapa de cálculos detalhados.

Metodologia

A primeira etapa da pesquisa consistiu em um estudo teórico e prático sobre os requisitos de projeto e os cálculos empíricos aplicados às análises de estabilidade estática. Nessa fase, foi essencial compreender a contribuição de cada componente da aeronave para a estabilidade longitudinal, com destaque para o conjunto asa–empenagem.

Para a realização dos cálculos no software MATLAB, foi desenvolvido um código, contendo todas as derivadas necessárias de cada componente para gerar os resultados e gráficos referentes à análise de estabilidade estática da aeronave. O estudo teve como base o aeromodelo Omega 2024, da equipe L.O.T.S. Aerodesign da Universidade Federal de Itajubá, campus Itabira (Figura 2). O código também realiza a importação de arquivos .csv contendo os dados de sustentação e momento dos perfis do aeromodelo.

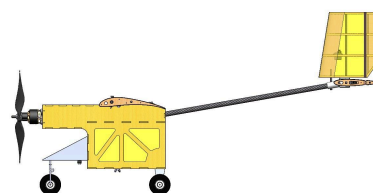


Figura 2 - Aeromodelo Omega.

Esses dados foram obtidos por meio de análises 2D e 3D realizadas no software XFLR-5, nas quais diversos perfis foram testados e selecionados de forma criteriosa.

“Do conhecimento acadêmico à transformação sustentável: inovação com validação científica”

Em seguida, as análises realizadas no MATLAB permitiram comparar e avaliar o comportamento da aeronave configurada com perfil convencional e invertido no estabilizador horizontal, evidenciando que o resultado depende diretamente do conjunto aerodinâmico todo e, sobretudo, da escolha adequada do perfil da asa.

Resultados e discussão

O momento de arfagem é o momento aerodinâmico que atua em torno do eixo transversal da aeronave, influenciando sua inclinação em resposta a perturbações. Na estabilidade estática longitudinal, a análise desse momento é fundamental para assegurar que a aeronave retorne ao estado de equilíbrio após sofrer uma perturbação, como uma rajada de vento.

A compreensão da Lei de Bernoulli é essencial para este estudo, pois o comportamento físico do perfil aerodinâmico depende diretamente da geometria do aerofólio, como ilustrado nas Figuras 3, 4 e 5. A análise bidimensional de perfis permite evidenciar essas diferenças geométricas e compreender as características fundamentais de sustentação, arrasto e momento. De acordo com Phillips (2004), Rodrigues (2014), Anderson (2016) e Abbott & Doenhoff (1959), esse tipo de análise fornece dados essenciais, como os coeficientes de sustentação, de arrasto e, sobretudo, o coeficiente de momento de arfagem (C_m) em função do ângulo de ataque (α), que exercem influência significativa na avaliação da estabilidade estática da aeronave. Esses resultados constituem a base para análises mais complexas, como a simulação da asa completa e do comportamento tridimensional da aeronave.



Figura 3 - Geometria arqueada.



Figura 4 - Geometria mais plana.



Figura 5 - Geometria simétrica.

Após análises cuidadosas, alguns perfis foram selecionados para compor as principais análises em 2D,

sendo eles: Clarck Y Invertido (Figura 1), EPLER 423 (Figura 3), Wortmann (Figura 4) e S1233 (Figura 6).



Figura 6 - Perfil S1233.

Na Figura 7, observa-se a relação entre C_m e α para dois perfis aerodinâmicos. A curva azul representa o perfil EPLER 423, enquanto a curva rosa mostra o perfil Clarck Y Invertido. No caso do perfil normal (curva azul), o C_m permanece negativo em praticamente toda a faixa de ângulo de ataque, indicando que o aerofólio tende naturalmente a girar o nariz para baixo. Isso é desejável em aeronaves convencionais, pois contribui para a estabilidade longitudinal. Já no perfil invertido (curva rosa), o C_m assume valores positivos, o que significa que ele tende a gerar um momento nariz para cima, característica desestabilizante. Esse tipo de comportamento não é adequado para aeronaves convencionais, mas é explorado em aplicações específicas, como em asas invertidas de carros de corrida (para gerar *downforce*).

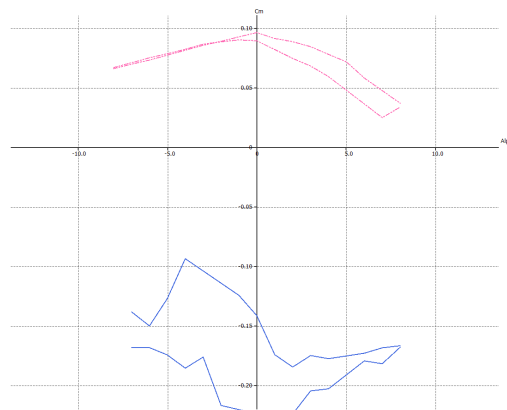


Figura 7 - Análise $C_m \times \alpha$.

Na análise do uso do perfil invertido, será mostrado que, embora apresente um comportamento considerado indesejável, ele poderá trazer benefícios ao avião quando bem dimensionado e aplicado corretamente. Conforme ilustrado por Nelson (1997), para que uma aeronave seja estaticamente estável, a curva do momento de arfagem em função do ângulo de ataque deve apresentar inclinação negativa. Isso significa que, quando a aeronave é deslocada de seu ponto de equilíbrio, o momento de arfagem deve atuar para restaurá-la à posição original. As Figuras 8, 9 e 10 exemplificam esse comportamento: enquanto a asa se

“Do conhecimento acadêmico à transformação sustentável: inovação com validação científica”

mostra instável, com inclinação positiva, a empenagem apresenta um comportamento estável. Já na análise do conjunto asa–empenagem, o resultado global da estabilidade estática permite classificar o avião como estável, instável ou neutro (Figura 10).

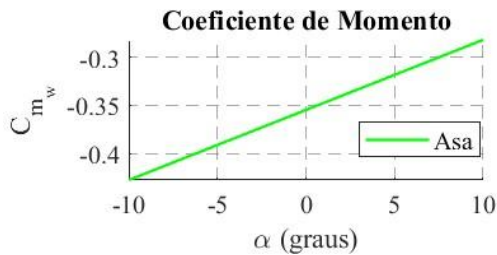


Figura 8 - Inclinação da derivada de momento da asa.

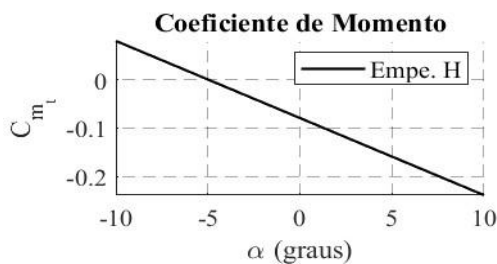


Figura 9 - Inclinação da derivada de momento da empenagem horizontal.

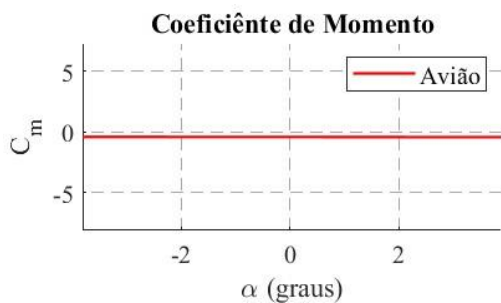


Figura 10 - Inclinação da derivada de momento do avião completo.

Para assegurar esse comportamento, Nelson (1997) apresenta condições relacionadas à derivada do coeficiente de momento (C_m) que devem ser atendidas para garantir a estabilidade estática da aeronave. Essas condições incluem:

$$C_{m_\alpha} = \frac{dC_m}{d\alpha} < 0 \tag{Eq. 1}$$

$$C_{m_0} > 0 \tag{Eq. 2}$$

$$0,5\% < ME > 15\% \tag{Eq.3}$$

$$PN < CG \tag{Eq. 4}$$

Com as metas apresentadas nas Eqs. 1 a 4 definidas, foi realizada a análise da contribuição da asa e da empenagem horizontal para avaliar sua eficácia na estabilidade longitudinal. A margem estática foi estabelecida para um valor entre 11-12%, uma vez que esse estudo leva em consideração a aeronave Omega 2024, que também possui um centro de gravidade (CG) de 35%.

Quatro pares de perfis de conjunto Asa-Empenagem foram analisados conforme apresentados nas Tabelas 1 e 2.

Tabela 1 - Pares de Asa-Empenagem analisados.

Par	ASA	EMPENAGEM
1	S1223	Wortman Fx 77-080
2	S1223	Clark Y Invertido
3	Eppler 423	Wortman Fx 77-080
4	Eppler 423	Clark Y Invertido

Tabela 2 - Resultados das análises de cada par.

Par	C_{m_α}	C_{m_0}	ME	PN
1	-0,0044	-0,4208	12%	47%
2	0,0004	-0,4630	9%	34,18%
3	-2,6e-04	-0,3596	9%	34,18%
4	-2,5e-04	-0,3679	9%	35%

Os resultados obtidos nos quatro testes, apresentados na Tabela 2, mostraram-se bastante próximos, mesmo com a utilização do perfil invertido. No entanto, o gráfico da estabilidade estática completa do avião para o Par 2 (Figura 11) confirma o que já foi discutido anteriormente, ou seja, o momento gerado pela empenagem provoca um efeito indesejável no avião, tornando-o instável. No caso específico do modelo Ômega 2024, esse comportamento o coloca fora da margem estática estabelecida.

“Do conhecimento acadêmico à transformação sustentável: inovação com validação científica”

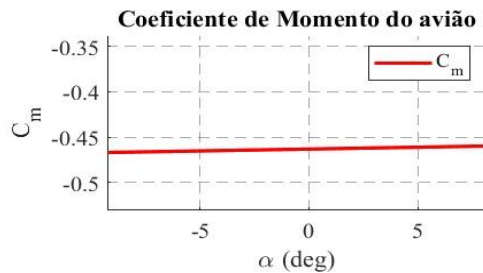


Figura 11 - Resultado S1223 × Clark Y Invertido.

Porém, uma certa instabilidade nem sempre é negativa, pois pode estar relacionada ao tipo de missão da aeronave. Aeronaves com menor estabilidade podem apresentar maior manobrabilidade, característica desejada em alguns tipos de projeto, como caças militares e aviões de demonstração (Nelson, 1997).

Sendo assim, foi analisado um novo par asa-empenagem visando atender às necessidades do projeto. Para isso, utilizou-se uma versão modificada do perfil Eppler 423 (Figura 12), tornando-o mais arqueado e, conseqüentemente, mais sustentador. Essa modificação permitiu gerar um momento negativo suficiente para compensar o efeito do uso do perfil Clark Y invertido, resultando em um equilíbrio mais adequado da estabilidade longitudinal conforme apresentado na Figura 13.



Figura 12 - Eppler 423 Modificado.

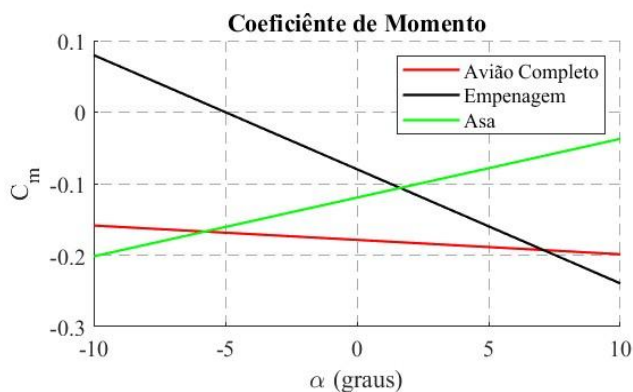


Figura 13 - Resultados Eppler 423 Modificado.

Tabela 3 - Resultados das análises do novo par.

Par	C_{m_α}	C_{m_0}	ME	PN
1	-0,0020	0.017	11%	17%

A Tabela 3 evidencia os bons resultados alcançados com o novo par asa-empenagem, atendendo aos requisitos propostos. Já a Figura 13 demonstra que o conjunto garantiu estabilidade longitudinal, mesmo diante das características controversas do perfil invertido observadas em análises 2D.

Conclusões

A física do perfil invertido, apesar de gerar momento oposto ao convencional, pode ser explorada a favor da missão, especialmente em cenários onde a manobrabilidade e a decolagem curta são essenciais. Assim, sua escolha deve ser técnica e fundamentada, e não apenas uma tendência de projeto. Este estudo contribui para melhor compreensão dessa estratégia aerodinâmica e oferece uma base para decisões mais seguras no design de aeronaves de pequeno porte.

Agradecimentos

Agradeço à Universidade Federal de Itajubá pelo suporte, à equipe L.O.T.S. Aerodesign pela colaboração e ao CNPq pelo financiamento desta pesquisa.

Referências

- ABBOTT, I. H.; DOENHOFF, A. E. *Theory of Wing Sections: Including a Summary of Airfoil Data*. New York: Dover Publications, 1959.
- ANDERSON, J. D. *Fundamentals of Aerodynamics*. 6. ed. New York: McGraw-Hill Education, 2016.
- NELSON, Robert C. *Flight stability and automatic control*. New York: McGraw-Hill, 1997.
- PHILLIPS, Warren F. *Mechanics of flight*. Hoboken: John Wiley & Sons, 2004.
- RODRIGUES, Luiz Eduardo Miranda José. *Fundamentos da engenharia aeronáutica com aplicações ao projeto SAE-Aerodesign: aerodinâmica e desempenho*. 1. ed. São Paulo: Érica, 2014.