

DESENVOLVIMENTO DE UMA FERRAMENTA COMPUTACIONAL PARA TRIMAGEM LONGITUDINAL EM VOO DE CRUZEIRO DE AERONAVES.

José Augusto de Souza Costa¹, Daut Jesus Nogueira Peixoto Couras²

Resumo: A estabilidade longitudinal é um dos aspectos fundamentais para garantir o desempenho, a segurança e o controle de uma aeronave durante o voo. Dentre os parâmetros que asseguram essa estabilidade, destaca-se a condição de trimagem, especialmente em regimes como o voo de cruzeiro. A partir do estudo dos fundamentos teóricos de estabilidade e do momento de arfagem, foi implementado um algoritmo capaz de identificar, para diferentes pesos e velocidades, as combinações de ângulo de ataque e deflexão do profundor que atendem às condições de equilíbrio $C_m = 0$ e $N_z = 1$. A metodologia inicialmente utilizou uma abordagem numérica de busca exaustiva, que foi posteriormente otimizada com o auxílio de inteligência artificial, o que resultou na redução significativa do tempo de processamento. O código final permite a entrada de diversas configurações de voo e gera, automaticamente, gráficos representando o comportamento da aeronave. Os resultados obtidos indicam que a ferramenta é eficaz, prática e pode ser aplicada em contextos acadêmicos e competitivos, como na SAE Brasil AeroDesign, oferecendo ganho de tempo, precisão e facilidade de análise para o dimensionamento de aeronaves.

Palavras-chave: Trimagem longitudinal; Estabilidade de voo; Aeronaves; Simulação computacional; Python.

1. INTRODUÇÃO

Em competições acadêmicas de engenharia, como a SAE Brasil de AeroDesign, a precisão e agilidade nos cálculos são essenciais para o bom desempenho das equipes e o cumprimento do cronograma. Nesse contexto, no qual o tempo é um fator crucial, faz-se necessária a busca por diversas formas de automatização, como automatizar os cálculos matemáticos. Diversos trabalhos acadêmicos, como os de [1,2], evidenciam a importância da criação de ferramentas computacionais capazes de simular a estabilidade e a dinâmica de voo, contribuindo para acelerar as etapas do projeto e reduzindo o número de falhas humanas. Estudos recentes reforçam esse cenário, como o de [3], que propõe um algoritmo genérico de trimagem e simulação para otimização do projeto de aeronaves de asa fixa, e o trabalho [4], que demonstra aplicações práticas desses algoritmos em ambientes acadêmicos e industriais. A indústria aeronáutica também se beneficia diretamente da trimagem correta de uma aeronave, pois uma aeronave bem trimada exige menor esforço de controle por parte do piloto, melhora a eficiência do voo, reduz o consumo de combustível e aumenta a segurança operacional [5].

Trimagem é o ajuste das superfícies de comando de uma aeronave (como o profundor) para que ela possa voar em equilíbrio, sem a necessidade de aplicação contínua de comandos por parte do piloto. Quando a aeronave está trimada, o momento de arfagem é nulo e a sustentação é igual ao peso, garantindo voo estável e nivelado. A importância da trimagem longitudinal vai além do conforto do piloto por não se fazerem necessárias correções constantes na aeronave. Em um cenário competitivo como o SAE AeroDesign, uma aeronave corretamente trimada é mais eficiente, pois minimiza o arrasto gerado por deflexões excessivas das superfícies de controle. Isso se traduz diretamente em um menor consumo de energia, resultando em uma maior velocidade média ao longo de toda a missão de voo, sendo fatores decisivos para o sucesso nas missões. Além disso, a previsibilidade do comportamento da aeronave, garantida por uma análise de trimagem precisa, aumenta a segurança operacional durante os voos de avaliação. A automação desse cálculo, portanto, não é apenas uma otimização de tempo, mas um passo fundamental para alcançar um projeto mais competitivo e seguro.

As equações que descrevem esse equilíbrio foram estabelecidas na literatura técnica, podendo ser citados [6,7]. Além disso, a importância de ferramentas modernas para o cálculo de trimagem e estabilidade é demonstrada por [8], que exploram algoritmos computacionais para análise de estabilidade e trimagem em aeronaves. Tradicionalmente, esses cálculos são realizados manualmente ou por meio de planilhas, métodos funcionais, mas que demandam tempo e atenção podendo ser suscetíveis a erros.

Nesse cenário, a linguagem Python demonstra ser uma ferramenta adequada para essa aplicação, destacando-se por sua versatilidade e pela capacidade de manipular dados de forma eficiente, o que permite automatizar processos com mais precisão e agilidade. Trabalhos como o de [8], publicado no *IEEE Aerospace Conference*, mostram como a integração de linguagens de programação e algoritmos pode aprimorar o desenvolvimento de

projetos aeronáuticos, inclusive com foco na simulação de voo e validação de estabilidade.

Este trabalho tem como objetivo desenvolver um algoritmo em Python, para calcular as condições de trimagem de uma aeronave, com foco na otimização do processo e na diminuição do tempo necessário para isso, levando em conta variações de peso e velocidade. Para alcançar esse objetivo, foi realizado um estudo dos fundamentos teóricos sobre estabilidade e trimagem longitudinal em aeronaves. Em seguida, pretende-se identificar os coeficientes aerodinâmicos mais relevantes para o cálculo do momento de arfagem. A partir disso, foi implementado um algoritmo em Python capaz de automatizar esses cálculos, permitindo a entrada de diferentes configurações de voo, como variações de peso e velocidade. Por fim, o programa foi capaz de gerar gráficos que representem o comportamento do ângulo de ataque e da deflexão do profundor, facilitando a análise dos resultados.

2. DESENVOLVIMENTO

2.1. Conceitos Básicos de Estabilidade

Antes de iniciar qualquer estudo sobre estabilidade, é essencial lembrar os eixos de coordenadas de uma aeronave e os movimentos de rotação que ocorrem em torno de cada um deles, ilustrados na Figura 1. Compreender essa base é fundamental, pois define os graus de liberdade do avião e contribui para uma melhor interpretação das análises apresentadas ao longo deste trabalho.

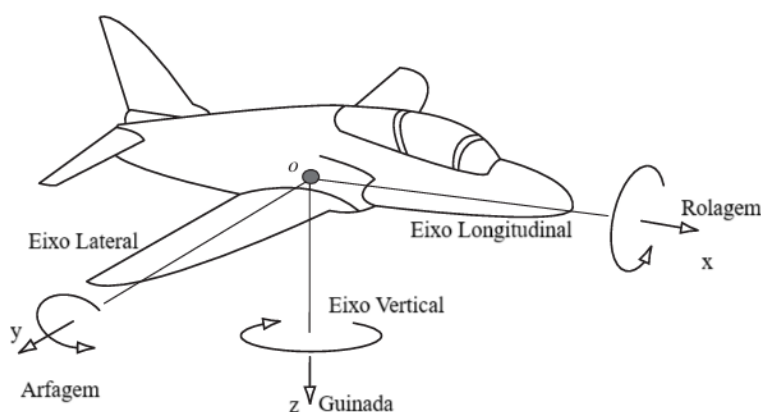


Figura 1. Eixos de coordenadas de uma aeronave. (Adaptado de [5])

A estabilidade estática refere-se à capacidade de um corpo retornar espontaneamente à sua posição de equilíbrio após sofrer uma perturbação. Em outras palavras, se houver forças e momentos que atuem no sentido de restaurar a configuração inicial após um desvio, o sistema pode ser considerado estaticamente estável [9].

Ainda de acordo com [9], o grau de estabilidade de uma aeronave pode variar de acordo com a finalidade para a qual ela foi projetada. Aeronaves com alta estabilidade tendem a oferecer maior resistência a perturbações, mas também demoram mais para responder aos comandos do piloto. Por outro lado, aeronaves menos estáveis reagem mais rapidamente, tanto a comandos quanto a distúrbios externos. Em geral, maior estabilidade é desejável em aviões cargueiros, que priorizam segurança e suavidade no voo, enquanto uma menor estabilidade é característica de caças supersônicos, que precisam ser altamente manobráveis e responsivos devido à natureza de suas missões.

Estabilidade pode ser entendida como a tendência natural de um sistema retornar à sua condição de equilíbrio após sofrer uma perturbação. No caso das aeronaves, garantir a estabilidade é essencial não apenas para manter o controle do voo, mas também para assegurar conforto ao piloto e segurança durante a operação [10]. De forma geral, a estabilidade pode ser classificada em dois tipos: estática e dinâmica. Neste trabalho, o foco será voltado apenas para os conceitos fundamentais da estabilidade estática.

2.2. Coeficiente de Momento de Arfagem (C_m)

Segundo [5] o objetivo da trimagem é trazer as forças e momentos que atuam sobre a aeronave para um estado de equilíbrio, forças essas ilustradas na Figura 2. Assim, o momento de arfagem é ajustado até atingir o equilíbrio (zero), e as forças atuantes se igualam, com a sustentação compensando o peso da aeronave. Quando essas condições são atendidas, a aeronave permanece em voo reto e nivelado, mantendo sua trajetória até que um novo comando seja aplicado pelo piloto ou ocorra alguma influência externa, como a ação de estruturas turbulentas.

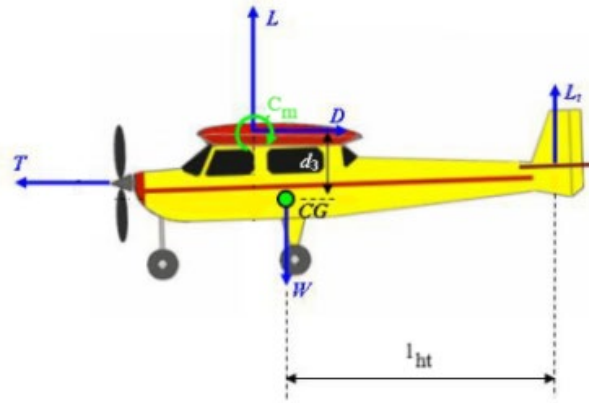


Figura 2. – Forças e momentos atuantes em uma aeronave durante o voo. (Adaptado de [9])

O (C_m) representa o momento aerodinâmico gerado em torno do eixo lateral (movimento de arfagem), representado na Figura 2, de uma aeronave, geralmente tomado em relação ao centro aerodinâmico da asa ou ao centro de gravidade. Esse coeficiente é uma medida adimensional que indica a tendência da aeronave em inclinar o nariz para cima (cabrar) ou para baixo (picar).

A equação geral do momento de arfagem, segundo [6], pode ser expressa como:

$$C_m = C_{m0} + C_{m\alpha} * \alpha + C_{m\delta_e} * \delta_e \quad (1)$$

Onde:

C_{m0} : é o coeficiente de momento de arfagem para ângulo de ataque nulo (com incidência e profundor nulos);

$C_{m\alpha}$: é o coeficiente angular da curva de momento de arfagem versus α ;

α : é o ângulo de ataque;

$C_{m\delta_e}$: é o coeficiente angular da curva de momento de arfagem versus deflexão do profundor;

δ_e : é o ângulo de deflexão do profundor.

O $C_{m\delta_e}$ pode ser expresso pela Equação 2:

$$C_{m\delta_e} = -V_H * \eta * C_{Lat} * \tau \quad (2)$$

Segundo [6], a deflexão apropriada do profundor tem relação direta com o cálculo (C_m). Para que o momento resultante seja nulo, $C_m = 0$, sendo necessário ajustar adequadamente a deflexão da superfície de comando. Isso assegura a ausência de aceleração angular em torno do eixo de arfagem, mantendo a atitude da aeronave constante.

2.3. Fator de Carga (N_z)

O fator de carga normal, representado por N_z , é definido como a razão entre a força de sustentação (L) gerada pela asa e o peso (W) da aeronave, mostrada na Equação 3:

$$N_z = \frac{L}{W} \quad (3)$$

Onde L é representado pela Equação 4:

$$L = \frac{1}{2} * \rho * V^2 * S * C_L \quad (4)$$

O coeficiente de sustentação (C_L) é determinado pela Equação 5:

$$C_L = C_{L0} + C_{L\alpha} * \alpha + C_{L\delta} * \delta_e \quad (5)$$

Essa é uma premissa fundamental nas análises de trimagem longitudinal, pois estabelece que a aeronave não está sofrendo aceleração vertical e está voando com velocidade e atitude constantes. Segundo [5], para que a aeronave permaneça em voo simétrico e nivelado, todas as forças e momentos devem se anular, ou seja, $N_z = 1$ e $C_m = 0$, respectivamente.

2.4. Variação do Peso

Visando a competição SAE Brasil AeroDesign, em que, segundo [11], as aeronaves de classes regulares precisam atingir uma determinada eficiência estrutural, como demonstrado na Figura 3, para poder ter acesso às próximas baterias.

Classe da Competição		Bateria da Competição						
		1	2	3	4	5	6	7 em diante
Regular	EE [-]	-	-	-	1.5	2.0	2.5	3.0
	Nº min. de Equipes	-	-	-	25	20	15	15
	Colocação	-	-	-	10	10	10	10
Advanced	CP [kg]	0	0	0	0	0	0	0
	Nº min. de Equipes	-	-	-	-	-	-	-
	Colocação	-	-	-	-	-	-	-
Micro	EE [-]	-	-	-	-	0.8	1.2	1.5
	Nº min. de Equipes	-	-	-	10	9	8	7
	Colocação	-	-	-	5	5	5	5

Figura 3. Estrutura de baterias na competição SAE Brasil AeroDesign 2025. (Autoria de [11])

Na aeronave testada para validação do código, que é da classe regular, tendo o valor de peso vazio (PV) igual a 2 kg. Com base na Figura 3, que mostra os valores de eficiência estrutural necessários para as equipes participarem das próximas etapas da competição, e visando o PV da aeronave teste, foi necessário o acréscimo de 1 kg de carga para validar todas as trimagens do avião, buscando alcançar todas as fases da competição, até chegar ao valor de MTOW (*Maximum Take-Off Weight* – peso máximo de decolagem) da aeronave em questão. Esses valores de peso utilizados estão demonstrados na Tabela 1.

Tabela 1. Valores de peso utilizados no cálculo de trimagem. (Autoria própria)

Peso(kg)	Peso(N)
2,00	19,62
3,00	29,43
4,00	39,24
5,00	49,05
6,00	58,86
7,00	68,67
8,00	78,48
9,14	89,66

Foi usado o valor do peso vazio da aeronave no cálculo para atingir toda a faixa de pesos possíveis e ter a maior quantidade de informações de trimagem da aeronave, essa escolha se justifica pela influência significativa do peso, conforme demonstrado na Equação 3. No ultimo peso selecionado pela proximidade do MTOW da aeronave, optou-se por utilizá-lo.

2.5. Variação da Velocidade

Além dos efeitos aerodinâmicos convencionais, é fundamental considerar as influências da propulsão na estabilidade longitudinal da aeronave. De acordo com [5], os efeitos da potência exercem impacto significativo na condição de trimagem. A esteira gerada por hélices cria uma região de alto fluxo energético que modifica as condições aerodinâmicas sobre a asa e, principalmente, sobre o estabilizador. O aumento da velocidade do escoamento e a consequente redução do ângulo de *downwash* elevam a eficácia do estabilizador horizontal, intensificando o momento de arfagem para baixo e, portanto, a estabilidade longitudinal estática, conforme descrito por [5]. Tais efeitos variam conforme as condições de voo, podendo ser observado na Figura 4, podendo ocasionar não linearidades no gráfico de trimagem. Pois o profundor se torna mais eficaz, ou seja, uma deflexão menor é necessária para gerar o mesmo momento de correção. A análise da Equação 4 é fundamental, pois um modelo que não considera os efeitos da propulsão poderia superestimar a deflexão necessária para a trimagem, levando a um dimensionamento incorreto da superfície de controle.



Figura 4. Efeitos típicos de fluxo induzido no momento de arfagem. (Adaptado de [5])

A escolha das velocidades utilizadas no cálculo de trimagem baseou-se nas características do motor Scorpion A 3017 560 kV. A partir dessa análise, determinou-se a velocidade de *stall*, a de cruzeiro e a máxima atingida por esse motor, como descreve a Tabela 2.

Tabela 2. Valores de velocidade utilizados no cálculo de trimagem. (Autoria própria)

Velocidade(m/s)
11,70(V_{stall})
19,92(V_{cru})
22,13(V_{max})

Essas velocidades foram adotadas considerando a variação da tensão da bateria ao longo do voo. Como a tensão tende a diminuir com o tempo de uso, torna-se necessário garantir que a aeronave se mantenha trimada em toda a faixa operacional, mesmo sob condições de potência reduzida.

2.6. Construção do Código

Para a realização do código, optou-se por um método que visa determinar as condições de equilíbrio longitudinal de uma aeronave de asa fixa, comumente conhecidas como condições de trimagem, para um voo reto e nivelado. A análise foi realizada por meio de uma simulação numérica desenvolvida em Python, cujo propósito é identificar a combinação precisa de (α) e (δe) que simultaneamente anula o momento de arfagem e iguala a força de sustentação ao peso da aeronave, considerando-se diferentes cenários de velocidade e peso da aeronave.

Para esta análise, foi implementado um modelo aerodinâmico linear que representa as forças e momentos atuantes na aeronave. Este modelo é fundamentado em um conjunto de coeficientes de estabilidade e controle obtidos em análises prévias, como os coeficientes da asa (C_{L0w} , C_{Law}), da empenagem horizontal (C_{L0t} , C_{Lat}), e os parâmetros globais de estabilidade (C_{m0} , C_{ma}).

O mecanismo utilizado para encontrar as condições de equilíbrio consiste em uma simulação numérica baseada em um método de busca por repetição. O algoritmo explora sistematicamente um espaço de busca discretizado, definido por um intervalo de valores para $\alpha \in [-10, 10]^\circ$, e para o $\delta e \in [-10, 10]^\circ$. Para cada par $(\alpha, \delta e)$ dentro deste espaço, o código calcula os valores de C_m e N_z e verifica se as condições de equilíbrio são satisfeitas dentro de uma tolerância numérica previamente definida. Esses valores de tolerância, por exemplo: $|C_m| < 1 \cdot 10^{-4}$ e $|N_z - 1| \leq 9 \cdot 10^{-4}$, foram estipulados nesta implementação inicial, mas podem ser ajustados de acordo com as restrições e exigências específicas de cada projeto ou aplicação. Os pares que atendem a ambos os critérios são armazenados como uma solução de trimagem válida. Contudo, observou-se que a execução do código demandou um tempo, às vezes, superior a 10 minutos para a obtenção dos valores desejados.

2.7. Refinamento do Código

Diante dessa limitação de desempenho, utilizou-se a ferramenta de inteligência artificial Gemini (versão pro) como apoio na análise e otimização do código. A IA foi empregada com o objetivo de identificar gargalos computacionais e propor melhorias que resultassem na redução do tempo de processamento, mantendo a precisão dos resultados. O processo de otimização teve início ao submeter o algoritmo original de busca exaustiva (Código 1) à ferramenta de inteligência artificial, acompanhado da definição do problema: encontrar os valores de $(\alpha, \delta e)$ que satisfizessem simultaneamente as condições de equilíbrio ($C_m = 0, N_z = 1$). A IA rapidamente identificou que o principal gargalo estava na estratégia de repetição utilizada, que realizava milhões de cálculos desnecessários.

Como alternativa, foi sugerida a reformulação do problema, ao invés de buscar exaustivamente combinações

possíveis, as condições de equilíbrio poderiam ser tratadas como um sistema de duas equações lineares com duas incógnitas. Com isso, o (Código 2), que passou a resolver o sistema de forma direta, utilizando a biblioteca NumPy do Python para obter a solução de maneira algébrica.

Essa mudança, de uma busca por repetição de cálculo para um método analítico e computacional, representou o ponto de virada no desempenho da ferramenta. O tempo de processamento, que antes ultrapassava 10 minutos, foi reduzido para frações de segundo, tornando o código muito mais eficiente e prático para aplicações reais.

Foi feita uma análise comparativa entre os códigos, conforme apresentado na Tabela 3.

Tabela 3. Análise comparativa de metodologia para cálculo de trimagem. (Autoria própria)		
Características	Código 1	Código 2 (Atualizado)
Método de Solução	Testa milhões de combinações de alfa e delta e seleciona aquelas que satisfazem as condições de trimagem dentro de uma pequena tolerância.	Resolve um sistema de equações lineares ($Ax=B$) usando uma solução exata e direta.
Eficiência Computacional	O código realiza 36 milhões de verificações ($6000*6000$) para cada combinação de peso e velocidade, sendo muito lento e computacionalmente caro.	A solução é calculada de forma quase instantânea para cada caso, pois é um cálculo matemático direto.
Saída	O resultado é uma lista de valores impressa no terminal, sem nenhuma visualização gráfica.	O objetivo final é usar matplotlib para plotar as curvas de trimagem, facilitando a análise de engenharia.

Com o auxílio da inteligência artificial, foi implementado ao código a geração automática de dois gráficos: ângulo de ataque em função da velocidade e deflexão do profundor em função da velocidade. Esses gráficos foram elaborados com o objetivo de proporcionar uma melhor compreensão da problemática abordada na presente pesquisa.

2.8. Resultados

Após reunir todos os dados de entrada necessários e a construção e refinamento do código, os resultados alcançados podem ser visualizados na Figura 5, que mostra o ângulo de ataque pela velocidade, e na Figura 6, que mostra a deflexão do profundor do avião pela velocidade.

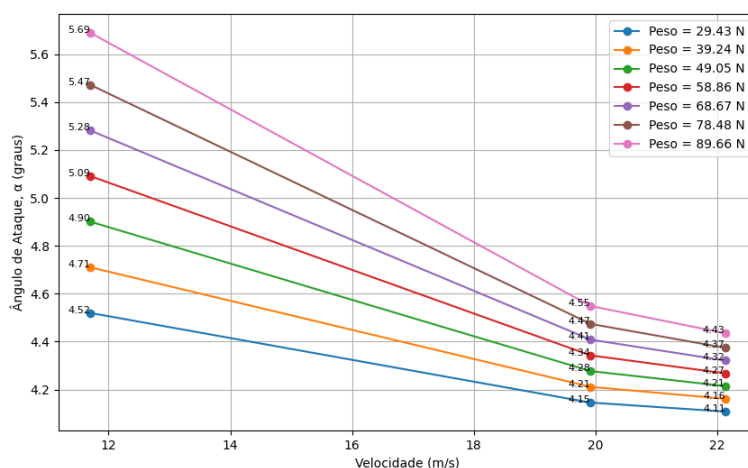


Figura 5. Ângulo de ataque de trimagem Vs velocidade. (Autoria própria)

Ao analisar a Figura 5, percebe-se uma tendência clara: para um mesmo peso, o ângulo de ataque necessário para a trimagem (α) diminui à medida que a velocidade aumenta. Esse comportamento é fisicamente esperado, já que a força de sustentação depende tanto do coeficiente de sustentação (C_L), que está relacionado ao ângulo de ataque, quanto do quadrado da velocidade (V^2). Assim, para manter o equilíbrio da aeronave, ou seja, garantir que a sustentação continue igual ao peso ($N_z = 1$), é natural que, com o aumento da velocidade, o ângulo de ataque necessário seja menor. Além disso, observa-se que, para uma mesma velocidade, aeronaves mais pesadas requerem ângulos de ataque maiores, o que também faz sentido, pois é necessário um (C_L) maior para sustentar o peso

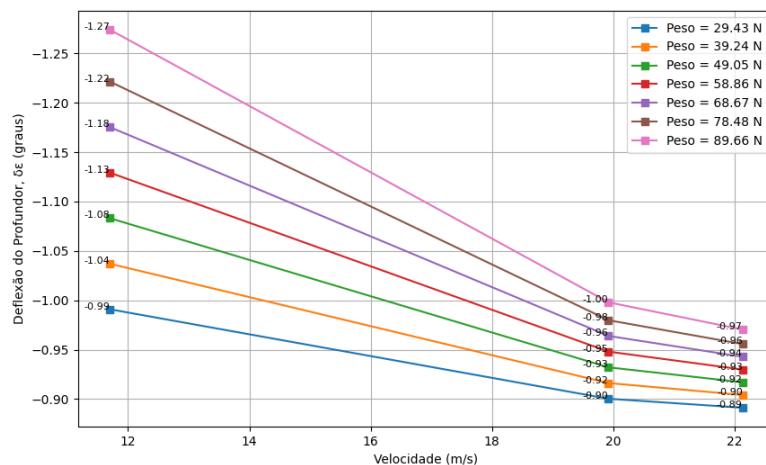


Figura 6. Deflexão do profundor de trimagem Vs velocidade. (Autoria própria)

A Figura 6 complementa essa interpretação ao mostrar o comportamento da deflexão do profundor (δe). Nota-se que, com o aumento da velocidade, essa deflexão se torna menos negativa, ou seja, se aproxima de zero. Em velocidades mais baixas, é comum que o profundor esteja defletido para cima (valores negativos) para gerar um momento de arfagem que eleve o nariz da aeronave, permitindo ângulos de ataque maiores. À medida que a velocidade aumenta e o ângulo de ataque necessário diminui, essa ação corretiva também se torna menos necessária, o que justifica a redução na deflexão do profundor.

A coerência entre os dois gráficos reforça a consistência do modelo aerodinâmico utilizado e demonstra que o algoritmo está calculando corretamente os parâmetros de equilíbrio da aeronave em diferentes condições de voo.

3. CONCLUSÃO

O objetivo geral estabelecido na introdução foi plenamente alcançado, com o desenvolvimento de um código em Python capaz de calcular automaticamente a condição de trimagem longitudinal de uma aeronave em voo de cruzeiro. A ferramenta implementada demonstrou grande eficiência, reduzindo significativamente o tempo de processamento, que antes podia ultrapassar dez minutos, para resultados obtidos em poucos segundos. Essa otimização foi possível graças à reformulação do algoritmo, que passou a tratar as condições de equilíbrio como um sistema de equações lineares, solucionado de forma direta. O algoritmo mostrou-se flexível e robusto, sendo capaz de considerar diferentes combinações de peso e velocidade, o que evidencia sua aplicabilidade em diversas fases do voo. Além disso, a ferramenta é capaz de gerar, de forma automática, dois gráficos representativos dos resultados obtidos, os quais facilitam a visualização e interpretação dos dados da aeronave em análise.

Devem ser consideradas possibilidades de aprimoramento futuras, como, por exemplo, a expansão do código para um modelo tridimensional, por meio da inclusão de análises lateral e direcional, o que proporcionaria uma trimagem mais completa da aeronave. Além disso, destaca-se a importância da validação dos resultados obtidos, seja por meio de ensaios em voo real, seja com o uso de túnel de vento, a fim de verificar a precisão dos dados e realizar ajustes, se necessário.

4. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] HALLA, M. Desenvolvimento de um simulador de voo para pequenas aeronaves de projeto acadêmico. Porto Alegre: Universidade Federal do Rio Grande do Sul, 2018. 73 f. Trabalho de Conclusão de Curso (Engenharia Mecânica). Disponível em: <https://lume.ufrgs.br/handle/10183/206390>. Acesso em: 18 jun. 2025.
- [2] PARIZOTT, M. C. S. Simulação computacional da estabilidade longitudinal em aeronaves. Pau dos Ferros: Universidade Federal Rural do Semi-Árido, 2019. 92 f. Trabalho de Conclusão de Curso (Engenharia Mecânica). Disponível em: <https://repositorio.ufersa.edu.br/server/api/core/bitstreams/ff0b9000-6634-4ce0-b781-853819b24836/content>. Acesso em: 18 jun. 2025.
- [3] KURTULUS, D. F. Generic trim analysis and simulation algorithm creation for design and optimization of the fixed wing aircraft. ResearchGate, 2021. Disponível em: <https://www.researchgate.net/publication/354451387>. Acesso em: 18 jun. 2025.

-
- [4] TÜMER, T.; KURTULUŞ, D.; GÜLERYÜZ, H. Aircraft trimming impact on flight performance and fuel consumption. *Journal of Aerospace Science and Technology*, Turquia, v. 17, n. 1, p. 40–52, 2023. Disponível em: <https://jast.hho.msu.edu.tr/index.php/JAST/article/view/381/301>. Acesso em: 18 jun. 2025.
- [5] COOK, M. V. *Flight Dynamics Principles: A Linear Systems Approach to Aircraft Stability and Control*. 2. ed. Oxford: Butterworth-Heinemann, 2007. ISBN 978-0-7506-6927-6.
- [6] NELSON, R. C. *Flight Stability and Automatic Control*. 2. ed. New York: McGraw-Hill, 1998. ISBN 978-0-07-046273-1.
- [7] TÜMER, T.; KURTULUŞ, D.; GÜLERYÜZ, H. Impact of aircraft trimming on flight performance and fuel consumption. *Measurement*, v. 213, 112777, 2023. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S02632224123009260>. Acesso em: 29 jun. 2025.
- [8] ESLAMI, A.; KIANI, M.; NAJAFI, A. A simulation environment for flight dynamics and control using Python. In: *IEEE Aerospace Conference*, 2008. DOI: 10.1109/AERO.2008.4526500. Disponível em: <https://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=4624770>. Acesso em: 29 jun. 2025.
- [9] MIRANDA, R. M. A. *Estabilidade e Controle de Aeronaves*. São José dos Campos: Instituto Tecnológico de Aeronáutica – ITA, 2008. Disponível em: <https://www.abul.org.br/biblioteca/129.pdf>. Acesso em: 15 jul. 2025.
- [10] SADRAEY, Mohammad H. *Aircraft Design: A Systems Engineering Approach*. Chichester: John Wiley & Sons, 2013.
- [11] SAE BRASIL. *Regulamento SAE BRASIL AeroDesign 2025 – Revisão 00*. São Paulo: SAE BRASIL, 2025. Disponível em: https://arquivos.saebrasil.org.br/2025/AeroDesign/Regulamento_SAE_BRASIL_AeroDesign_2025_Rev00.pdf. Acesso em: 20 jul. 2025.