

Estudo de fenômenos aeroelásticos estáticos por uma abordagem monolítica baseada no método dos elementos finitos

Murilo Caetano da Silva, Felipe Fernandes Liorbano,
Ricardo Afonso Angélico

Escola de Engenharia de São Carlos/Universidade de São Paulo

m.caetano@usp.br

Objetivos

Aeronaves comerciais modernas usam asas de alto alongamento, principalmente pela notável vantagem na redução do arrasto induzido e consequente diminuição do consumo de combustível. No entanto, tais asas exibem elevada flexibilidade estrutural, tornando-as propensas a deslocamentos e giros de grande magnitude que podem levar a configurações instáveis de aeronave. Portanto, previsões precisas sobre suas configurações de equilíbrio e segurança contra efeitos aeroelásticos são cruciais, além de garantir desempenho aerodinâmico adequado.

O cálculo desta previsão envolve a utilização de modelos aerodinâmicos e estruturais formulados em distintas bases matemáticas. Esta característica torna difícil a implementação direta do problema acoplado, pois são necessárias interpolações entre os domínios. Portanto, um modelo monolítico baseado em MEF foi desenvolvido para facilitar esse acoplamento. Resultados relativos aos efeitos do acoplamento flexural e torcional já foram apresentados em edições anteriores do SIICUSP. Este trabalho objetiva evidenciar a utilização do modelo desenvolvido no estudo de dois fenômenos aeroelásticos estáticos: divergência de asa e reversão de comando.

Metodologia

O modelo aeroelástico desenvolvido possui dois componentes principais: (i) módulo aerodinâmico baseado na Teoria da Linha Sustentadora [1], cuja solução numérica fornece o cálculo das forças aerodinâmicas utilizando a distribuição da circulação $\Gamma(y)$ ao

longo da envergadura [2], e (ii) módulo estrutural baseado em uma viga geral 6GDL ($ux, uy, uz, \theta x, \theta y, \theta z$) [3] modelada com o modelo de vigas de Euler-Bernoulli para comportamentos de flexão e aproximações lineares para torção e deslocamentos axiais, cuja solução fornece a distribuição de giros e deslocamentos. Ambos os problemas usam a técnica dos Elementos Finitos [3] para a discretização usando a mesma malha, a fim de eliminar a necessidade de interpolação de forças/deslocamentos. O acoplamento é dado considerando a interdependência entre os GDLs estruturais e aerodinâmicos diretamente na formulação do problema, atestando o caráter monolítico da formulação, e as condições de contorno são definidas por multiplicadores de Lagrange. Os modelos foram implementados em Python usando programação orientada a objetos.

Os fenômenos aeroelásticos estudados neste projeto são aplicados a asas finitas e são estritamente torcionais. Sob esta hipótese, segundo Hodges [4], a identificação da pressão dinâmica de divergência q_{div} é feita traçando os valores recíprocos de torção θy e pressão dinâmica q , i.e., um gráfico $1/\theta y$ vs. $1/q$ linear, e identificando o ponto em que a curva obtida cruza o eixo x , já que isso representaria uma torção infinita ($\theta y \rightarrow \infty \therefore 1/\theta y \rightarrow 0$). A velocidade de divergência U_{div} é então obtida usando a definição de pressão dinâmica.

Quanto à velocidade de reversão (rev.) de comando U_{rev} , Hodges [4] traz sua identificação como o ponto em que M_x se anula. Em termos práticos, a distribuição de torção devido à deflexão do flap faz com que a

circulação total da asa seja zero, resultando em um momento fletor nulo na raiz. Aumentos adicionais em β diminuiriam a sustentação, um efeito contrário ao resultado esperado.

Resultados

A metodologia supracitada para o cálculo da velocidade de divergência é aplicada para uma asa retangular de envergadura $b = 12\text{m}$, corda $c = 1\text{m}$, inclinação do coeficiente de sustentação 2D $Cl\alpha = 2\pi$ e coeficiente de momento no centro aerodinâmico $CmAC = 0$ para cada seção de asa. Não há inserção de torções geométricas ou aerodinâmicas. Considera-se uma excentricidade entre o eixo elástico e o centro aerodinâmico de $d = 0.25\text{m}$, e cada seção possui rigidez torcional $GJ = 50 \cdot 10^3 \text{ Nm}^2$.

A simulação foi realizada considerando um ângulo de ataque $\alpha = 5^\circ$ e densidade $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$ utilizando 200 elementos finitos com uma distribuição refinada perto da ponta da asa. A velocidade do escoamento foi variada entre $U_\infty = [10, 200] \text{ m/s}$ em 50 pontos igualmente espaçados. A fig. 1 identifica o ponto de divergência de acordo com a metodologia como $1/q_{div} = 333.0 \cdot 10^{-6} \text{ Pa}^{-1}$ que resulta em $U_{div} = 70.02 \text{ m/s}$.

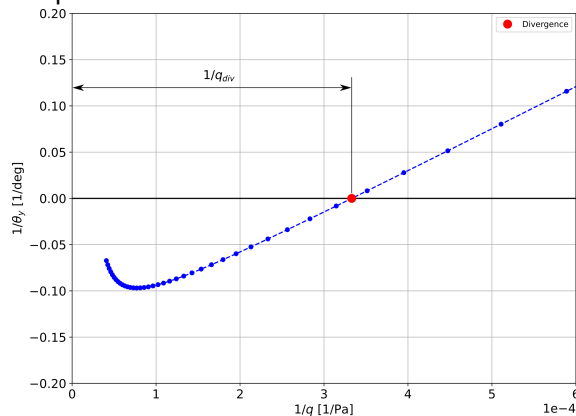


Figura 1: Determinação da velocidade U_{div} .

Uma asa modificada do estudo da divergência é usada para o cálculo da velocidade de reversão de comando. Essa asa considera um aileron que se estende do meio da envergadura à ponta da asa com

coeficientes de controle $Cl\beta = 0.8$ e $Cm\beta = -0.5$. As seções de asa que contêm o flap têm coeficiente de momento aerodinâmico $CmAC = \beta \cdot Cm\beta$, ângulo de sustentação nula $\alpha_{L=0} = -Cl\beta/2\pi$ e deflexão de flap $\beta = 1$.

A fig. 2 traz o ponto calculado de reversão de comando como $U_{rev} = 37.58 \text{ m/s}$.

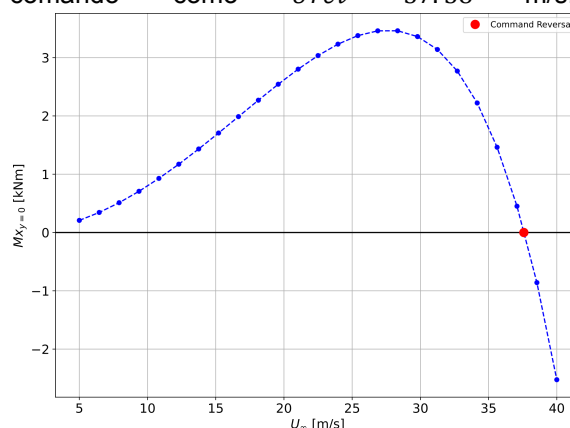


Figura 2: Determinação da velocidade U_{rev} .

Conclusões

Este projeto apresentou a aplicação de um modelo monolítico baseado em MEF para estudar problemas aeroelásticos estáticos. Sua natureza monolítica facilita o acoplamento, eliminando a necessidade de interpolações, e sua versatilidade é comprovada por cálculos de parâmetros essenciais de projeto: velocidades de rev de comando e divergência. Esforços futuros serão direcionados para uma descrição dinâmica do modelo para cálculo de flutter.

Referências Bibliográficas

- [1] Houghton, E.L., Carpenter, P.W., Collicott, S., Valentine, D.: *Aerodynamics for Engineering Students*. Butterworth-Heinemann, 2003.
- [2] Liorbano, F. F., Pelegrineli, L. A., Proença, S. P., & Angélico, R. A. (2022). Solution of a Nonplanar Lifting-Line Model Using the Finite Element Method. *Journal of Aircraft*, 1-11.
- [3] Hughes, T. J. R. *The Finite Element Method: Linear Static and Dynamic Finite Element Analysis*. Dover Civil and Mechanical Engineering. Dover Publications, Mineola, NY, 2000.
- [4] Hodges, D. *Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity*. Cambridge University Press, New York, 2011.