

Determinação via MEF da configuração de equilíbrio de superfícies aerodinâmicas flexíveis utilizando o modelo da linha sustentadora e o modelo de vigas de Euler-Bernoulli

**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

Asas de alto alongamento estão presentes nas aeronaves comerciais contemporâneas por propiciar uma redução de arrasto e consequente diminuição no consumo de combustível. Essas asas apresentam elevada flexibilidade estrutural, suscetíveis a deslocamentos e giros de alta magnitude que podem levar a configurações não-seguras para a aeronave. Existe, portanto, uma necessidade de prever a configuração de equilíbrio da asa e verificar que essa atende requisitos estruturais e eficiência aerodinâmica.

Essa previsão é feita utilizando modelos aerodinâmicos e estruturais descritos em diferentes bases matemáticas, dificultando a implementação direta do problema acoplado, dada a necessidade de interpolação entre os domínios. Nesse contexto, o principal objetivo do trabalho é desenvolver uma formulação de acoplamento que utilize o Método dos Elementos Finitos para descrever tanto o modelo aerodinâmico quanto o estrutural, assim, facilitando o acoplamento aeroelástico.

Metodologia

O modelo aerodinâmico é baseado na Teoria da Linha Sustentadora [1], modificada para uma configuração de asa não-plana. A equação geral que descreve essa teoria é uma íntegro-diferencial de Fredholm do segundo tipo [2], reescrita em formulação fraca a partir da aplicação do método de Galerkin. A solução numérica desta equação é feita subdividindo o domínio do problema em elementos finitos [3] e fornece a distribuição de circulação $\Gamma(y)$ ao longo da envergadura da asa, utilizada no cálculo das forças aerodinâmicas.

O modelo estrutural considera a asa como uma viga geral [3]. O comportamento da viga em relação às flexões é modelado pela Teoria de Euler-Bernoulli, enquanto que se considera aproximações lineares para os deslocamentos axiais e para a torção. A discretização da asa é a mesma do modelo aerodinâmico e os nós do modelo estrutural possuem seis graus de liberdade, sendo três deslocamentos e três giros. A resolução do problema fornece os correspondentes campos, i.e., as distribuições de $\{u_x, u_y, u_z, \theta_x, \theta_y, \theta_z\}$.

O acoplamento entre os modelos é feito considerando a interdependência entre os graus de liberdade estruturais e aerodinâmicos. Dois efeitos de acoplamento são considerados: flexão e torção. No caso da flexão, a sustentação é considerada como uma carga distribuída na estrutura, deformando-a. A configuração estrutural deformada, por sua vez, modificará a carga aerodinâmica que fora imposta. Já para a torção, a excentricidade entre a força de sustentação e o eixo elástico de um aerofólio leva a uma giro da seção de asa. No entanto, esse giro é análogo à aplicação de uma torção geométrica no aerofólio, afetando diretamente seu coeficiente de sustentação. Em ambos os efeitos, percebe-se uma interdependência que gera problemas acoplados. Os outros graus de liberdade não mencionados aqui não são considerados no acoplamento.

A implementação dos modelos foi feita utilizando programação orientada a objetos em Python. O código aerodinâmico já havia sido desenvolvido pelo grupo de pesquisa e foi adaptado pelo autor para as necessidades deste trabalho [4]. Já o código estrutural foi prontamente desenvolvido pelo autor. Ambas as rotinas supracitadas são utilizadas como

módulos no código principal, que efetivamente executa o acoplamento aeroelástico.

Resultados

Os efeitos do acoplamento em flexão já haviam sido estudados e apresentados em edição anterior do SIICUSP. Portanto, para esse trabalho, estudou-se primariamente os efeitos de acoplamento em torção. Para tanto, considerou-se uma asa retangular de envergadura $b = 12\text{ m}$, corda $c = 1\text{ m}$, coeficiente de sustentação bidimensional $Cl_\alpha = 2\pi$ e coeficiente de momento $Cm_{ac} = 0$ para cada seção, e sem imposição de torções geométricas ou aerodinâmicas. Aplica-se ainda uma excentricidade $d = 0.25\text{ m}$ entre o eixo elástico e o centro aerodinâmico de cada aerofólio. Para entender a influência da torção na geração de cargas aerodinâmicas, as seções de asa foram consideradas com distintas rigidezes torcionais GJ no intervalo $[24 \cdot 10^3, 24 \cdot 10^5]\text{ Nm}^2$ em sete valores discretizados. A asa está sob ângulo de ataque $\alpha = 5^\circ$, num escoamento de velocidade $U_\infty = 30\text{ m/s}$ e densidade $\rho = 1,225\text{ kg/m}^3$.

O problema foi resolvido utilizando 100 elementos finitos numa malha uniforme e as distribuições de circulação ao longo da envergadura podem ser vistas na Fig. 1. Nota-se que uma diminuição na rigidez torcional da asa promove um deslocamento do ponto de maior circulação para regiões próximas à ponta da asa, onde os giros estruturais são maiores.

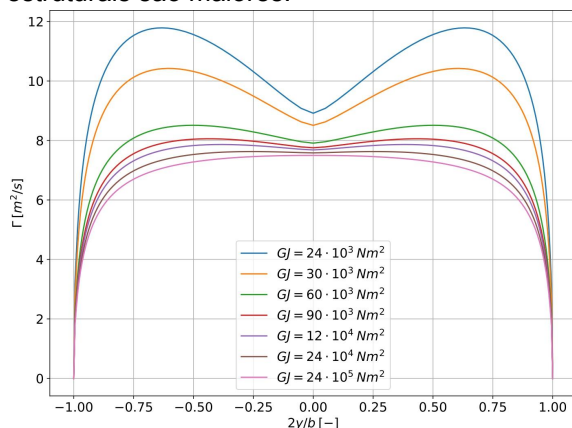


Figura 1: Distribuições de circulação ao longo da envergadura para diferentes rigidezes torcionais.

Também estudou-se como os parâmetros d e Cm_{ac} afetam a torção da asa

plotando-se o giro na ponta da asa $\theta_y(b/2)$ por variações na rigidez torcional GJ . Nesse caso, considerou-se duas condições distintas: na primeira, d é variado entre $[0, 1; 0, 5]\text{ m}$ e Cm_{ac} é considerado nulo; na segunda, Cm_{ac} varia entre $[0, 05; 0, 25]$ e anula-se a excentricidade. As duas variações consideram cinco valores discretizados e os outros parâmetros do estudo anterior foram mantidos. Observando as Figs. 2(a) e 2(b), percebe-se que tanto um aumento em d e Cm_{ac} quanto uma diminuição na rigidez torcional acarreta maiores giros na estrutura.

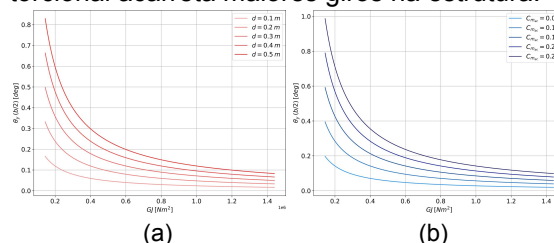


Figura 2: Estudo sobre a influência dos parâmetros d e Cm_{ac} nos giro de ponta de asa.

Conclusões

O trabalho apresentado compreende a elaboração de uma formulação aeroelástica cujo acoplamento é intrinsecamente direto, dado que ambos os modelos utilizam a mesma discretização e abordagem baseada no Método dos Elementos Finitos. Acoplou-se os modelos em relação à flexão e à torção e, em ambos os casos, pôde-se verificar a interdependência entre os graus de liberdade aerodinâmicos e estruturais. Trabalhos futuros envolvem a descrição do problema estrutural considerando uma modelagem geométrica não-linear, que permitirá obter a configuração deformada da asa para deslocamentos de alta magnitude.

Referências Bibliográficas

- [1] Anderson Jr, J.D., 2010. Fundamentals of aerodynamics. Tata McGraw-Hill Education;
- [2] Mandal, B. and Chakrabarti, A., 2016. Applied Singular Integral Equations. CRC Press
- [3] Hughes. The Finite Element Method: Linear Static and Dynamic Finite Element Analysis. Dover Civil and Mechanical Engineering. Dover Publications, Mineola, NY, 2000.
- [4] 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.