

Determinação do carregamento transiente em uma asa combinando o modelo de linha sustentadora com a função de Wagner via uma abordagem em elementos finitos

Pablo Pereira Guelssi, Ricardo Afonso Angélico

Escola de Engenharia de São Carlos / Universidade de São Paulo

pablitopg@usp.br

Objetivos

Asas de alto alongamento permitem reduzir o arrasto induzido e melhorar o desempenho da aeronave, que, quando combinadas com materiais compósitos, geram estruturas mais leves e, em geral, mais flexíveis. A mudança de configuração da estrutura devido aos deslocamentos altera a distribuição de carregamento que atua sobre ela. Dessa forma, há a necessidade do acoplamento de modelos estruturais e aerodinâmicos para a previsão do comportamento aeroelástico.

Nesse contexto, o principal objetivo desse trabalho é desenvolver uma formulação aerodinâmica não estacionária para a asa utilizando a teoria da linha sustentadora em conjunção com a função de Wagner. As equações são solucionadas numericamente utilizando uma abordagem em elementos finitos.

Métodos e Procedimentos

Wagner desenvolveu uma função que permite relacionar a mudança do coeficiente de sustentação em um aerofólio a partir de uma entrada degrau de ângulo de ataque. Utilizando o princípio de Duhamel é possível estender essa ideia para variações arbitrárias de ângulo de ataque. Katz e Plotkin [1] explicam como o coeficiente de sustentação seccional se relaciona com a circulação e como esta impacta no *downwash* ao longo da asa.

A partir de integrações por partes e manipulações algébricas, é possível chegar numa equação que combina as duas formulações, permitindo obter a sustentação circulatória ao longo da asa. Contribuições devido à aceleração de massas de ar, denominadas impulsivas, conforme derivadas por Theodorsen [2], são somadas, chegando na formulação da linha sustentadora não estacionária.

Essa equação é ponderada por uma função peso arbitrária e integrada em seu domínio para se obter a forma fraca. O domínio é subdividido e cada subdivisão é aproximada por um polinômio, chegando na formulação em elementos finitos do problema. Aqui, a circulação no elemento é descrita usando funções lineares e quadráticas.

A equação resultante é escrita na forma de espaço de estados, e é solucionada utilizando o algoritmo de Runge-Kutta para a integração temporal. O modelo foi implementado em Python utilizando um paradigma orientado a objetos.

Resultados

Os resultados obtidos pela formulação em elementos finitos foram comparados com os obtidos por Boutet e Dimitriadis [3] (WLL), que resolveram o problema aerodinâmico utilizando série de Fourier para aproximar a circulação ao longo da envergadura. A Figura 1 mostra resultados para asas retangulares com uma velocidade igual a 25 m/s e uma entrada degrau de ângulo de ataque na forma:

$\alpha = 5(1 - e^{-10t})$. Detalhes quanto às informações de entrada podem ser vistos em Boutet e Dimitriadis [3].

A Figura 2 explicita a convergência entre elementos lineares e quadráticos na condição estacionária para uma asa retangular de razão de aspecto 6 com ângulo de ataque 5 graus em função do número de nós.

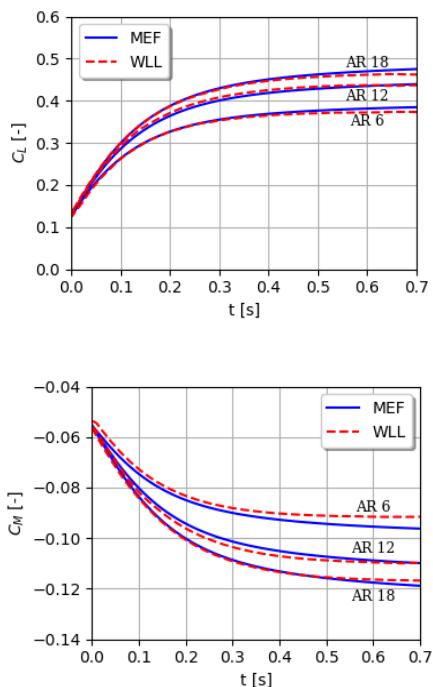


Figura 1: Variação do coeficiente de sustentação (acima) e de momento (abaixo) para uma entrada degrau de ângulo de ataque.

Os elementos quadráticos superestimam o CL enquanto o contrário ocorre para os elementos lineares. Além disso, os elementos lineares convergem para a resposta correta mais rapidamente, o que indica uma maior vantagem do ponto de vista de tempo computacional. A formulação com elementos quadráticos, apesar de mais lenta, ainda pode ser utilizada para facilitar o acoplamento com um modelo estrutural de mesma ordem. Os maiores erros na formulação com elementos quadráticos estão localizados próximos à ponta da asa. Mais investigações

são necessárias para entender esse comportamento localizado.

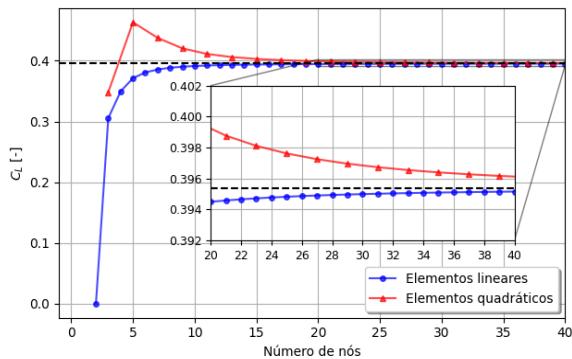


Figura 2: Convergência de CL em função do número de nós.

Conclusões

A teoria da linha sustentadora não estacionária modelada com elementos finitos consegue prever com sucesso a sustentação e o momento torsor ao longo da envergadura de asas arbitrárias, e a metodologia é validada através da comparação com o WLL. Elementos finitos lineares apresentam melhor convergência que elementos quadráticos. Outras investigações e análises devem ser conduzidas a fim de compreender os motivos desse comportamento.

Agradecimentos

Os autores gostariam de reconhecer o apoio financeiro do Programa Unificado de Bolsas da USP (Proc. 2022/3556).

Referências

- [1] Katz, J. e Plotkin, A. (2001). Low-Speed Aerodynamics. Cambridge Aerospace Series. Cambridge University Press
- [2] Theodorsen, T. (1949). General theory of aerodynamic instability and the mechanism of flutter. Technical Report NACA-TR-496, NACA.
- [3] Boutet, J. e Dimitriadis, G. (2018). Unsteady lifting line theory using the wagner function for the aerodynamic and aeroelastic modeling of 3D wings. Aerospace. Vol. 5, No. 3, p. 92.