

## MODELAGEM COMPUTACIONAL E ANÁLISE MODAL DA ASA DE UM VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO COM PROBLEMA DE FLUTTER

**Fernando Silva Diaz, fernandodiazfds@gmail.com, Mattias da Silva Castro, mattiasdasilva@gmail.com, Rafael Becker Meier, rafael\_meier1@hotmail.com; Prof. Dr. Eng. Marco A. Pinheiro, marco.pinheiro@eac.ufsm.br.**  
Universidade Federal de Santa Maria.

**RESUMO:** A modelagem computacional tem sido utilizada amplamente em projetos de engenharia, devido a uma série de vantagens, como, redução de custos com prototipagem e testes, velocidade de obtenção de resultados aliado a uma boa confiabilidade dos mesmos. Porém, os modelos computacionais muitas vezes devem ser ajustados devido a alguns fatores que não são previsíveis ou nem mesmo modeláveis computacionalmente. Daí, nasce a necessidade de validação dos modelos com experiências práticas e aquisição de dados em campo. Este é o caso da asa de um veículo aéreo não tripulado, o qual é objeto de investigação do presente trabalho.

**PALAVRAS-CHAVE:** ANSYS, análise modal, aquisição de dados.

**ABSTRACT:** Computational modeling has been widely used in engineering projects, due to a series of advantages, such as reduced costs in prototyping and testing, obtaining results faster combined with good reliability thereof. But computer models often must be adjusted due to a series of factors that are not predictable or even computationally resizable, there arises the need for validation of the models with field tests. This is the case of a wing unmanned aerial vehicle, which is the object of the present work.

**KEYWORDS:** ANSYS, modal analysis, data acquisition.

### INTRODUÇÃO

Um problema de flutter em baixas velocidades em um veículo aéreo não tripulado foi a razão do presente estudo. Analisando as frequências naturais da asa e do fenômeno pode-se analisar se o fenômeno ou sua causa está relacionado com as frequências naturais ou depende majoritariamente de outros fatores.

### METODOLOGIA

Para alcançar os objetivos propostos será utilizada ferramenta computacional de simulação chamada ANSYS® bem como um ensaio analítico em laboratório para levantamento das frequências naturais, e assim com estes dados ajustar o modelo.

### Objeto de estudo

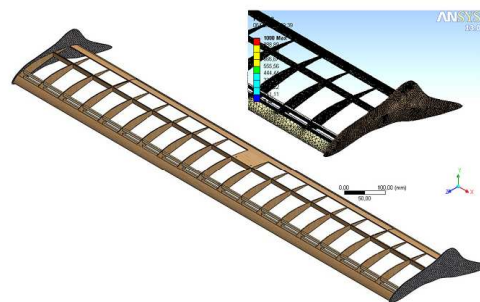
Foi escolhida a asa da aeronave não tripulada da equipe Carancho de 2004, a qual participa anualmente da competição de aerodesign promovida pela SAE Brasil, devido a relatos do piloto de ocorrência de flutter a velocidades baixas, dentro do envelope de voo.

Esta asa possui diversas características que dificultam a sua análise computacional, dentro das quais pode-se citar materiais pouco estudados e de pouca uniformidade nas suas propriedades, defeitos construtivos e a fabricação artesanal. Dentre os materiais encontra-se a madeira balsa, principal elemento estrutural utilizado. Esta apresenta grande variabilidade em suas propriedades, o que é resultado em parte, das condições do crescimento das árvores. As propriedades físicas da madeira também são influenciadas pela estrutura interna complexa, resultando em um comportamento anisotrópico, além de porosidade e

não homogeneidade (Oliveira, 2003). Existe também o material termoplástico que recobre a asa, este recebe calor no momento da construção, gerando tensões que acrescentam resistência e rigidez à estrutura.

### Simulação computacional

Pra realizar-se a simulação utilizou-se o software ANSYS® especificamente o módulo de análise Modal. O mesmo permite prever as frequências ressonantes que o copo possui (ANSYS, 2010). O modelo tridimensional constitui-se de madeira balsa com dois *endplates* de fibra de carbono nas extremidades, conforme a figura 1.



**Figura 1.** Modelo 3D

Os parâmetros de malha foram de 859499 nós e 378839 elementos tetraédricos. A partir do software foi possível visualizar os principais modos naturais com suas respectivas frequências.

### Medições experimentais de laboratório

Para obter os dados de frequência natural da asa foram utilizados quatro acelerômetros Brüel & Kjaer Type

4513-B (Measuring Range:  $\pm 4900$  ms<sup>-2</sup>  $\pm 500$ g peak, Reference Sensitivity 1.025 mV/ ms<sup>-2</sup>, Frequency Range 1 Hz to 10Khz), um calibrador Exciter Type 4294 Brüel & Kjaer (Freq.: 159,2 Hz, Level Acel.: 10 ms<sup>-2</sup>), um condicionador de sinais Brüel & Kjaer Type 3050-B-060 (6 ch. Input Module 50Khz) e o software para aquisição dos dados foi Brüel & Kjaer – Pulse LabShop Version 15.1.1.

A fixação da asa realizou-se de igual forma a realizada no avião e posteriormente ligada a uma base pesada para não comprometer os resultados.

Os acelerômetros primeiramente forma dispostos sobre a corda da asa, dois nas pontas e dois a 520 mm dos anteriores em direção ao centro. Foram realizados vários ensaios do tipo puxar e soltar para determinar as frequências mais significativas. Diante dos resultados foram descartadas da análise as frequências acima de 3000Hz. Logo, realizaram-se uma série de medições puxando e soltando as duas pontas da asa ao mesmo tempo. Após esta bateria de testes, os acelerômetros foram posicionados nas pontas da asa, colocando-se dois sobre a longarina primária e dois sobre a longarina secundária, para assim analisar melhor os módulos torcionais e repetiram-se as excitações. Os dados obtidos foram filtrados obtendo-se dois gráficos um de aceleração por tempo e outro de aceleração por frequência.

## RESULTADOS

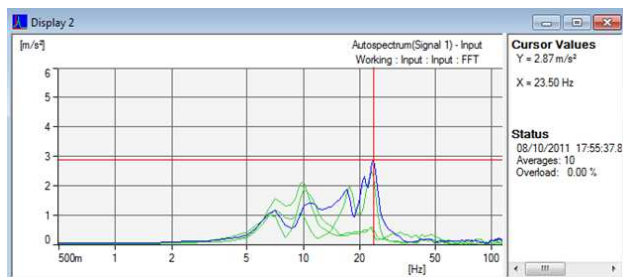
A partir da simulação computacional foi possível prever o comportamento dos módulos ressonantes da asa, estes são apresentados a seguir na Tabela 1.

**Tabela 1.** Módulos de vibração

| Modulo | Frequência (Hz) |
|--------|-----------------|
| 1      | 8,8             |
| 2      | 26,1            |
| 3      | 28,6            |
| 4      | 37,2            |
| 5      | 46,6            |
| 6      | 56,6            |

O primeiro módulo (8,8 Hz) é de flexão e o segundo (26,1 Hz) de torção. Os demais se caracterizam por formas menos usuais de deformação.

Por outro lado os resultados do teste em laboratório podem ser vistos na figura 2.



## Figura 2. Dados adquiridos nos acelerômetros

Na Figura 2, pode-se observar os dois primeiros modos de vibração da asa, o primeiro de 10 Hz e o segundo de 23,5 Hz. Estudos de Theodorsen (1940) determinam que o fenômeno de flutter na asa ocorre com a combinação de dois modos de vibração: o de flexão e o de torção. Tavares (2009) realizou testes de túnel de vento para várias velocidades medindo frequência de oscilação e amplitudes em função do tempo. Este constatou que à medida que a velocidade do vento aumenta, o pico da frequência de torção se torna menos evidente devido ao efeito aerodinâmico e a partir da velocidade crítica os modos de torção e flexão se acoplam, fazendo com que a estrutura vibre de forma auto excitada na sua frequência natural.

## CONCLUSÃO

Analisando os dados, nota-se que as frequências naturais obtidas por simulação computacional são confiáveis, com uma margem de erro reduzida (entre 10% e 14%) em relação aos ensaios práticos, apesar das propriedades da madeira serem variáveis conforme a construção e qualidade do material. Porém, os resultados não permitem concluir se a causa do problema do flutter está relacionado com a frequência natural da asa. Segundo (LAKIN, 1997) o fenômeno depende majoritariamente da rigidez das superfícies de comando e do balanço estático e dinâmico de massa das mesmas. Mesmo assim, dados coletados em voo permitem preferir que o fenômeno ocorre numa frequência próxima das frequências naturais de flexão e torção da asa.

## AGRADECIMENTOS

À EAC (graduação em Engenharia Acústica) da UFSM, pelo auxílio com a coleta de dados experimentais.

## REFERÊNCIAS

- ANSYS, 2010, “Manual do usuário”. 10/Maio/2011, <<http://www.ansys.com/support/Documentation>>
- Lakin, G. et al. 1997, “Flutter and Aeroelastic Stability”, FAA.
- Oliveira, F., 2003, “Avaliação de propriedades mecânicas de madeira por meio de ultra-som”, PANNDT, Rio de Janeiro, Brasil.
- Tavares. J. E., 2009, “Modelo experimental para ensaios de flutter de uma seção típica aeroelástica”, Dissertação de Mestrado, Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Paulo, Brasil.
- Theodorsen. T. et al., 1940, “Mechanism of flutter”, NACA Report No. 685.

## DECLARAÇÃO DE RESPONSABILIDADE

Os autores são os únicos responsáveis pelo material impresso contido neste artigo.