

ANÁLISE MODAL EXPERIMENTAL E PELO MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS EM AERONAVES DE COMPETIÇÃO SAE BRASIL DE AERODESIGN

André de Jesus Loreto de Carvalho, andreloreto.engmec@outlook.com¹
Flavio Nunes Pereira, flaviomecn@yahoo.com²

¹ Universidade Estadual do Maranhão, Av. Lourenço Vieira da Silva N° 1000, CEP 65055-310, Bairro Jardim São Cristovão, São Luis - MA.

Resumo. Neste trabalho realizou-se análise modal em uma asa de uma aeronave de aerodesign. Dessa forma, foi desenvolvido um modelo real de uma asa a fim de realizar ensaios de vibrações práticos baseados na norma FAR-23 a fim de identificar as frequências naturais da asa quando exposta a excitações externas e comparando com a análise modal realizada pelo Método dos Elementos Finitos. O protótipo de asa foi fabricado com base no regulamento exposto pela SAE Brasil de Aerodesign, competição esta que acontece anualmente na cidade de São José dos Campos, onde estudantes de todo Brasil se encontram para competir através de resoluções de problemas vividos pela indústria aeronáutica. Utilizou-se o ANSYS para a realização da análise por elementos finitos, atribuindo as propriedades mecânicas dos materiais compostos pelo protótipo e as condições de contorno. Foram encontradas as frequências naturais e seus respectivos modos de vibrar correspondentes as condições de contorno impostas. Foi observado um nível alto de amplitude por volta de 28 Hz caracterizando o primeiro modo de vibrar da asa quando esta foi exposta a excitação do motor em conjunto com inversor de frequência.

Palavras chave: Vibrações. Análise Modal. Método dos Elementos Finitos.

Abstract. This work, a modal analysis was performed on a wing of an aerodesign aircraft. In this way, a real model of a wing was developed in order to carry out tests of practical experiments based on the FAR-23 standard in order to identify the natural frequencies of the wing when exposed to external excitations and comparing with the modal analysis carried out by the Method of the Finite elements. The wing prototype was manufactured based on the regulations set out by SAE Brasil de Aerodesign, a competition that officially takes place in the city of São José dos Campos, where students from all over Brazil meet to compete through experiences lived in the aeronautical industry. ANSYS was used to carry out the finite element analysis, assigning the mechanical properties of the materials composed by the prototype and the boundary conditions. The natural frequencies and their respective vibration modes corresponding to the imposed boundary conditions were found. A high level of amplitude around 28 Hz was observed, characterizing the first mode of wing vibration when the front of the engine was exposed in conjunction with the frequency inverter.

Keywords: Vibration, Modal Analysis, Finites Element Method

1. INTRODUÇÃO

Segundo (Azevedo, 2003) o Método dos Elementos Finitos (MEF) tem como objetivo o cálculo dos estados de tensão e de deformação de um sólido sujeito a ações do meio externo. O método surge através da necessidade de projetar estruturas com geometria complexa, resultando na necessidade dos projetistas terem uma ferramenta de cálculo mais precisa e que acarrete para indústria uma solução confiável e econômica. Para efetuar uma correta análise em elementos finitos, o primeiro passo é saber o tipo de geometria, modelo de material utilizado, e a existência/conhecimento das cargas. O método possui um leque considerável de análises que podem gerar resultados altamente confiáveis se utilizado de forma correta, por isso a importância de conhecer sua essência e ter o devido conhecimento prévio do mesmo de forma analítica.

Em Dinâmica das Estruturas, Análise modal é amplamente utilizada na determinação de propriedades como frequências naturais (Autovalores) e modos de vibrar (Autovetores). Essa técnica se torna razoavelmente simples quando aplicada em um sistema um grau de liberdade, porém quando submetido a um sistema com vários graus de liberdade, ou seja, a um sistema oscilando em vários modos pode se tornar complexa.

Segundo (Tavares, 2009) fenômenos aeroelásticos são provenientes da interação de forças elásticas, aerodinâmicas e inerciais conforme ilustrado pela Fig. 1. O flutter é um efeito aeroelástico onde as frequências se igualam ou estão em uma faixa de frequência muito próxima, ou seja, os modos de vibrar estão acoplados e sendo excitados igualmente por cargas aerodinâmicas. Tal problema estrutural surge quando deformações estruturais que são provenientes de um corpo

flexível em movimento causam forças aerodinâmicas adicionais, produzindo novas deformações induzindo a novas forças aerodinâmicas resultando em altas deformações fazendo a estrutura que em nosso caso é caracterizada por uma asa de uma aeronave de aerodesign entrar em colapso.

Este trabalho tem como objetivo a modelagem 3D de uma asa de uma aeronave de aerodesign, a simulação através do Método dos Elementos Finitos, a realização de Análise Modal, e a fim de comparação, foi construído um modelo real da asa e submetido a um sistema de excitação composto por um motor, uma haste com eixo do motor desbalanceado para gerar vibração e para captação de dados foi instalado ao longo da asa acelerômetros e criado um código em arduíno para processamento dos dados.

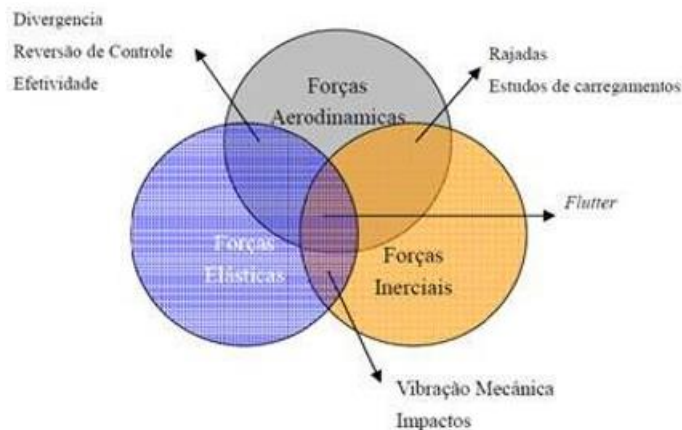


Figura 1. Diagrama dos três anéis: Forças Aerodinâmicas, Forças Elásticas e Forças Inerciais

2. METODOLOGIA

A metodologia foi dividida em duas partes, sendo a primeira a análise numérica da Asa para levantamento dos principais modos de vibrar e frequências naturais. Em seguida, foi construído um modelo real a fim de referendar os resultados numéricos encontrados.

2.1 Análise Numérica

Para a realização da análise modal, tem-se como primeiro passo a modelagem da estrutura da asa da aeronave conforme a Fig. 2.

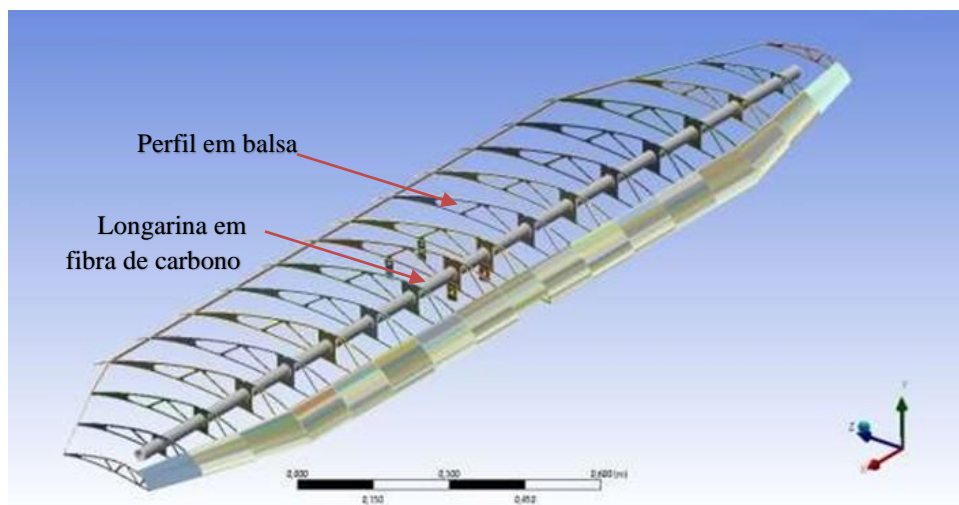


Figura 2. Asa modelada em 3D

A atribuição das propriedades dos materiais compostos no modelo, deu-se pela obtenção dos dados da chapa balsa, material este utilizado nos perfis aerodinâmicos e pela caracterização das propriedades mecânicas da fibra de carbono utilizada no perfil da raiz e da longarina.

Tabela 1. Propriedades mecânicas da fibra de carbono.

| Material | Tecido Fibra de Carbono Bidirecional/Epóxi |
|-------------------------------------|--|
| Densidade (g/cm ³) | 1,58 |
| Módulo Long. E ₁ (GPa) | 65 |
| Módulo Transv. E ₂ (GPa) | 65 |
| Coefficiente de Poisson, ν | 0,05 |
| Tensão Última (MPa) | 680 |

Tabela 2. Propriedades Mecânicas da Madeira Balsa.

| | | Direção das Fibras | Massa específica (g/cm ³) | | |
|--------------|------------------|--------------------|---------------------------------------|------|------|
| | | | 0,124 | 0,25 | 0,33 |
| COMPRESSÃO | σ_u (MPa) | paralela | 5 | 13 | 20 |
| | E(MPa) | paralela | 2300 | 5300 | 8000 |
| | | perpendicular | 75 | 175 | 260 |
| TRAÇÃO | σ_u (MPa) | paralela | 10 | 21 | 31 |
| | E(MPa) | paralela | 0,65 | 0,95 | 0,30 |
| | | perpendicular | 1930 | 4310 | 6380 |
| CISALHAMENTO | τ_u (MPa) | paralela | 1,00 | 2,50 | 3,25 |
| | G(MPa) | paralela | 96 | 200 | 250 |

Foi gerada uma malha onde apresentou 64744 nós e 57460 elementos, com predominância de elementos do tipo SOLID 185 no longarina e SHELL 181 nas demais partes compostas pela chapa balsa.

2.2 Análise Experimental

A norma FAR Part 23 Seção 23.629 sugere que para encontrar as frequências naturais de um sistema seja realizado testes de vibração a fim de expor antes do voo as superfícies de sustentação da aeronave a excitações aproximadas as de voo. Dessa forma, foi realizado o *Ground Test Vibration* GVT para a excitação da asa da aeronave. O ensaio de vibração também denominado teste modal é largamente utilizado em protótipos de aeronaves para estimativa das frequências naturais, formas modais e taxas de amortecimento em determinadas estruturas como fuselagem, asa e empenagens horizontais e verticais.

Para gerar a amplitude de movimento da asa, foi utilizado um motor VOGES com capacidade de excitação de 60 hz para excitação Fig. 3 e para ter uma excitação controlada foi utilizado um inversor de frequência CWF 100 com frequência mínima de 3 Hz e máxima de 66 Hz Fig. 4 e projetado um sistema biela manivela com excentricidade de 3 mm fixado a um conjunto de hastes fabricados em impressora 3D. Para transmissão dos movimentos foi utilizado um rolamento acoplado a uma das hastes como mostra a com o sistema de transmissão de vibração montado. A aquisição do sistema fora realizada através de um acelerômetro ADXL 135 em conjunto com Arduíno. O acelerômetro foi fixado na extremidade da asa a fim de captar a amplitude correspondente a cada faixa de frequência de estímulo aplicada a asa. Dessa forma, a frequência foi sendo variada com incremento de 2 Hz com o intuito de verificar a resposta da asa aos níveis de frequência. A fixação da asa foi realizada em pontos estratégicos tentando aproximar ao máximo da fixação do modelo numérico Fig. 5. O sinal encontrado no domínio do tempo, foi convertido em espectro através da *Fast Fourier Transform* (FFT) utilizando o software Matlab.



Figura 3. Motor Voges



Figura 4. Inversor de frequência CFW 100



Figura 5. Montagem dos acelerômetros na asa

3. RESULTADOS E DISCURSSÕES

As análises numéricas foram realizadas utilizando três condições de contorno, verificando os modos de vibrar deflexão e torção nas diferentes condições. Observou-se que há uma diferença entre as frequências naturais dos respectivos modos de vibrar em se tratando de fixação da asa. No entanto, devido a limitação de frequência do inversor, será abordada e mostrado os resultados tanto numérico como experimental somente a condição livre-fixo Fig. 7 por ter demonstrado através da análise numérica uma frequência abaixo dos 66 Hz, sendo esta a frequência limite do inversor. Foram realizadas as análises modais somente no primeiro e segundo modo de vibrar de cada condição, haja vista que os mesmos seriam os mais suscetíveis a aparecerem durante o voo da aeronave devido as baixas frequências. A Fig. 6. mostra o primeiro modo de Flexão em relação ao eixo “x” na condição de contorno livre-Fixo retornando como valor de frequência natural de 31,818 Hz.

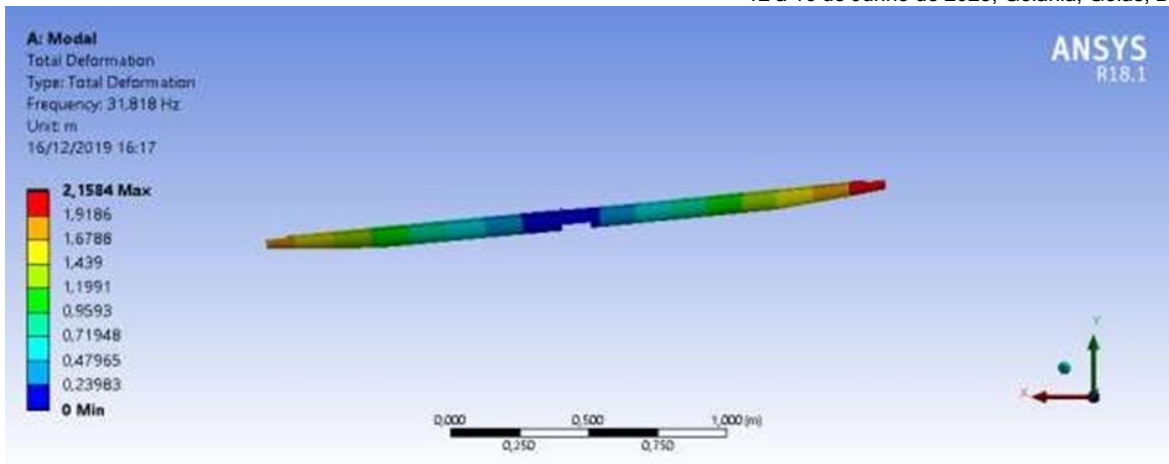


Figura 6. Primeiro modo de flexão (31,818 Hz)

A Fig. 7 apresenta o primeiro modo de vibrar torcional na vista isométrica com condição de contorno Livre – Fixo retornando 277,33 Hz de frequência natural.

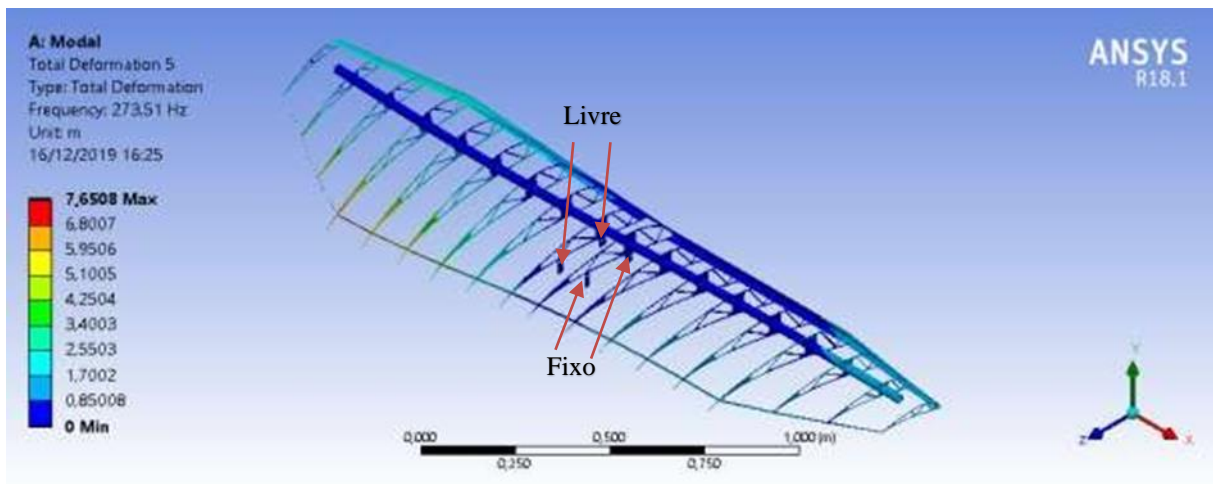


Figura 7. Primeiro modo de torção (273,51 Hz) livre – fixo da asa

A Fig. 8 demonstra o segundo modo de flexão em relação ao eixo “z” com frequência natural de 59,442 Hz.

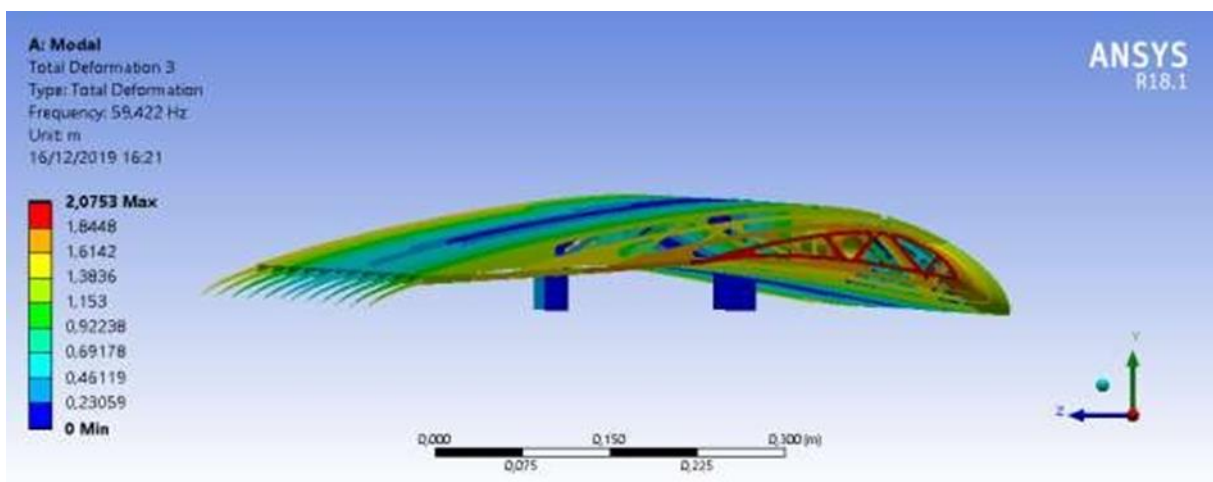


Figura 8. Segundo modo de flexão (59,442 Hz) livre – fixo da asa

A Fig. 9 apresenta o resultado da FRF na condição de contorno Livre-Fixo da asa com acelerômetro fixado no lado esquerdo da asa.

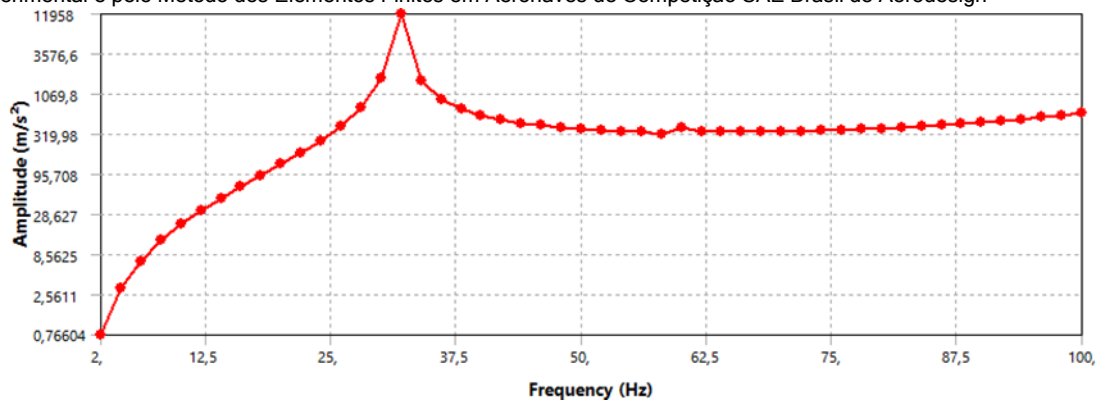


Figura 9. Função de Resposta em Frequência da asa fixa somente em um lado com Acelerômetro.

Para avaliação da análise modal experimental, utilizou-se a condição de contorno Livre-Fixo, pelo fato de apresentar a primeira frequência natural abaixo de 66 Hz sendo a referida frequência o limite máximo do sistema de excitação. A Fig. 10 apresenta os resultados experimentais encontrados na faixa de frequência avaliada que vai de 6 a 60 Hz. É apresentado um pico enfatizando o primeiro modo de vibrar.

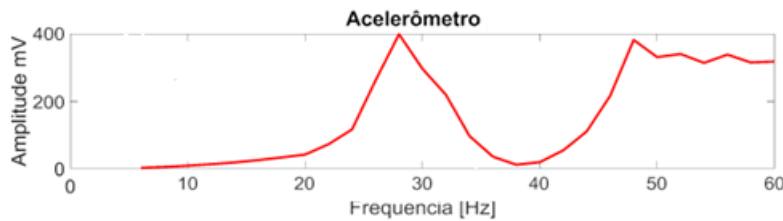


Figura 10. Função de Resposta em Frequência encontrada a partir do teste experimental com condição de contorno Livre-Fixo.

4. CONCLUSÃO

Foi observado que no momento em que a asa estava passando pela rampa de 3 Hz até a frequência máxima do inversor de 60 Hz a mesma apresentava instabilidade por volta de 28 Hz, apresentando um alto índice de vibração, caracterizando a primeira frequência natural do primeiro modo de vibrar referendando a simulação numérica que apresentou a primeira frequência natural por volta dos 31 Hz.

5. AGRADECIMENTOS

Agradeço a minha esposa Vanessa Loreto por todo apoio, carinho e dedicação a nossa família. Dedico este trabalho a minha filha que tanto amo Livia Loreto.

6. REFERÊNCIAS

Azevedo, A. F. M.; Barros, J. A. O. – O Método dos Elementos Finitos - Versão .1, Porto, 2003.

FAR (Federal Aviation Regulation – Part 23).

TAVARES, E. J. Modelo experimental para ensaios de Flutter de uma seção típica aeroelásticas. 2009. 101 f. Dissertação (Mestrado em engenharia mecânica). Escola de engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo. São Paulo.

7. RESPONSABILIDADE PELAS INFORMAÇÕES

Os autores são os únicos responsáveis pelas informações incluídas neste trabalho.