

Revista Eletrônica



Volume 5 – Número 1 - 2025

Análise Modal Experimental em Estruturas Aeronáuticas: Uso de Acelerômetros e Martelos Instrumentados para Determinar Frequências Naturais

Eduardo Zambotti

Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo

eduardo@aluno.ifsp.edu.br

Giovane José da Silva

Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo

giovane.silva@aluno.ifsp.edu.br

Resumo

A análise modal experimental é uma ferramenta fundamental para a caracterização dinâmica de estruturas aeronáuticas, permitindo a identificação das frequências naturais, modos de vibração e fatores de amortecimento. Este artigo apresenta uma abordagem aplicada à análise de uma asa de avião, utilizando acelerômetros e martelos instrumentados para excitação e aquisição de respostas vibratórias. São discutidos os conceitos de ressonância e flutter aeroelástico, bem como o uso das funções de resposta em frequência (FRF) e transformadas rápidas de Fourier (FFT) no processamento dos sinais. A metodologia experimental é detalhada passo a passo, com cálculos, simulações e exemplos de código para análise de dados em softwares de processamento numérico. Os resultados obtidos são analisados em relação ao impacto na segurança e desempenho estrutural, destacando também possíveis fontes de erro e limitações. Este estudo evidencia a importância da análise modal para o desenvolvimento, validação e manutenção de estruturas aeronáuticas.

Palavras-chave

Estruturas Aeronáuticas; Frequências Naturais; Acelerômetros; Martelos Instrumentados.

Abstract

Experimental modal analysis is a fundamental tool for the dynamic characterization of aeronautical structures, enabling the identification of natural frequencies, vibration modes, and damping factors. This paper presents an application to the analysis of an aircraft wing, using accelerometers and instrumented hammers for excitation and vibration response acquisition. The concepts of resonance and aeroelastic flutter are discussed, as well as the use of frequency response functions (FRF) and fast Fourier transforms (FFT) in signal processing. The experimental methodology is detailed step by step, including

calculations, simulations, and code examples for data analysis in numerical processing software. The obtained results are analyzed regarding their impact on structural safety and performance, also highlighting possible error sources and limitations. This study demonstrates the importance of modal analysis for the development, validation, and maintenance of aeronautical structures.

Keywords

Aeronautical Structures; Natural Frequencies; Accelerometers; Instrumented Hammers.

1 – Introdução

As estruturas aeronáuticas estão constantemente sujeitas a carregamentos dinâmicos, resultantes tanto das condições de voo quanto de fatores ambientais e operacionais. Vibrações inevitavelmente surgem nessas condições, podendo comprometer a integridade estrutural, o conforto dos passageiros e, em casos extremos, a própria segurança do voo. Fenômenos como ressonância e flutter aeroelástico são exemplos de instabilidades dinâmicas capazes de gerar falhas catastróficas quando não adequadamente analisadas e prevenidas no projeto de aeronaves.

A ressonância ocorre quando a frequência de excitação externa coincide ou se aproxima da frequência natural da estrutura, resultando em um aumento expressivo da amplitude de vibração. Esse fenômeno pode acelerar processos de fadiga, causar danos progressivos e, em casos críticos, levar à ruptura estrutural.

O flutter aeroelástico, por sua vez, é uma instabilidade dinâmica que surge da interação entre forças aerodinâmicas, inércia e elasticidade estrutural. Quando não controlado, pode gerar oscilações autoalimentadas, de amplitude crescente, que comprometem seriamente a segurança da aeronave em voo. Esse fenômeno é particularmente relevante em superfícies de comando e asas, sendo objeto de análise rigorosa em processos de certificação.

Nesse contexto, a Análise Modal Experimental (AME) constitui uma ferramenta essencial para a caracterização das propriedades dinâmicas de componentes estruturais. Por meio dela, é possível determinar as frequências naturais, os fatores de amortecimento e os modos de vibração de uma estrutura. Essas informações permitem não apenas compreender o comportamento dinâmico real dos sistemas, mas também validar modelos numéricos utilizados em etapas de simulação.

O procedimento experimental comumente envolve a utilização de acelerômetros e martelos instrumentados. Os acelerômetros são sensores capazes de converter aceleração mecânica em sinais elétricos, possibilitando a medição das respostas vibratórias em pontos específicos da estrutura. Já o

martelo instrumentado atua como fonte de excitação controlada, registrando a força de impacto aplicada à estrutura e garantindo a obtenção de sinais de entrada para a análise.

O conceito de frequência natural é central nesse processo: trata-se da frequência em que uma estrutura tende a vibrar quando excitada. A identificação dessas frequências é crucial, pois a operação próxima a tais valores pode levar à amplificação excessiva das vibrações, aumentando riscos de fadiga estrutural e reduzindo a vida útil do componente.

A literatura apresenta diferentes métodos para a identificação modal, que podem ser classificados em numéricos e experimentais. Enquanto os métodos numéricos dependem de modelos matemáticos e simulações computacionais, os métodos experimentais baseiam-se em medições reais, fornecendo resultados que refletem as condições físicas efetivas da estrutura.

Dessa forma, a Análise Modal Experimental torna-se indispensável como etapa de validação no ciclo de projeto, certificação e manutenção de aeronaves.

Este estudo tem como objetivo apresentar os fundamentos da Análise Modal Experimental e demonstrar, por meio de um estudo aplicado em uma estrutura simplificada representativa de uma asa aeronáutica, a determinação de frequências naturais utilizando acelerômetros e martelos instrumentados.

2 – Fundamentos Teóricos

2.1 - Vibrações e Frequências Naturais

Toda estrutura mecânica, incluindo componentes aeronáuticos, está sujeita a oscilações quando submetida a forças externas. Essas oscilações são chamadas vibrações. Quando a estrutura é excitada e liberada, tende a vibrar em frequências próprias, conhecidas como frequências naturais, que dependem da massa, rigidez e condições de contorno

A operação de uma estrutura próxima de suas frequências naturais pode gerar o fenômeno de ressonância, caracterizado pela amplificação das amplitudes de vibração. Esse fenômeno aumenta a fadiga, compromete a integridade estrutural e pode levar a falhas catastróficas.

2.2 - Modos de Vibração

Cada estrutura apresenta diferentes modos de vibração, que correspondem aos padrões de deformação espacial durante a oscilação. Por exemplo, uma asa de aeronave pode vibrar em modos de flexão, torção ou combinações desses movimentos.

Na engenharia aeronáutica, a identificação dos modos de vibração é essencial para prever a resposta da estrutura e evitar condições críticas, como ressonância ou flutter aeroelástico, um fenômeno de instabilidade autoalimentada devido à interação entre forças aerodinâmicas, elasticidade e inércia.

2.3 - Métodos de Identificação Modal: Numérico x Experimental

A análise modal pode ser realizada por métodos numéricos e experimentais:

Métodos Numéricos: Utilizam modelos matemáticos e simulações computacionais, como o Método dos Elementos Finitos (MEF), para prever frequências naturais e modos de vibração. São eficientes em análises preliminares, mas dependem da precisão dos parâmetros modelados (massa, rigidez e amortecimento).

Métodos Experimentais (AME): Baseiam-se em medições reais, utilizando excitação controlada e sensores para obter respostas estruturais. São fundamentais para validar modelos numéricos e representar com fidelidade o comportamento físico da estrutura.

A combinação de ambos os métodos permite a correlação experimental-numérica, aumentando a confiabilidade no projeto de aeronaves.

2.4 - Acelerômetros

Fisicamente, um acelerômetro é um transdutor que converte aceleração em sinal elétrico, baseado na segunda lei de Newton ($F = m \cdot a$): uma massa interna reage à aceleração aplicada, gerando sinal proporcional. Tipos de acelerômetros:

Piezoelétricos: utilizam cristais piezoelétricos que geram carga elétrica sob deformação mecânica; ideais para altas frequências.

Capacitivos: deslocamento da massa altera capacidade; adequados para medições sensíveis e baixas frequências.

Resistivos (strain gauge): medem deformações em elementos flexíveis; usados em baixas frequências.

MEMS (Micro-Electro-Mechanical Systems): sensores miniaturizados, comuns em drones, wearables e smartphones.

Aplicações na aeronáutica: Asas e superfícies de controle: monitoramento de vibrações para prevenção de flutter aeroelástico, na Fuselagem análise de fadiga e conforto estrutural, em Motores e sistemas de propulsão realizam o monitoramento de vibrações para diagnóstico de falhas, e Trens de pouso: verificação de impacto e resposta dinâmica durante decolagem e pouso.

Aplicações em outras áreas: Automotiva: acionamento de airbags, monitoramento de motores e suspensão, Construção civil: análise de vibrações em pontes, edifícios e turbinas eólicas, Engenharia mecânica: monitoramento de máquinas rotativas, bombas e turbinas, Eletrônica de consumo: sensores de movimento em smartphones, videogames e drones.

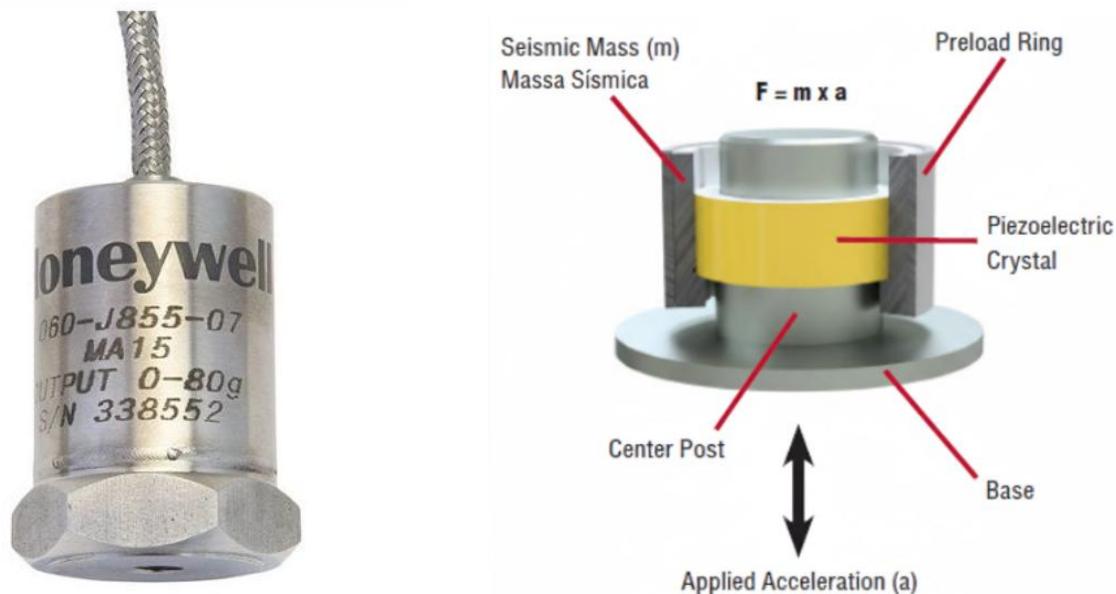


Figura 1 – Acelerômetro Piezoelétrico MA15 e esquema interno - Fonte: Technosupply (2025).

2.5 - Martelos Instrumentados

O martelo instrumentado fornece excitação mecânica controlada e possui um transdutor de força, geralmente piezoelétrico, que mede a força aplicada durante o impacto.

Funcionamento físico consiste em quando, o impacto deforma o cristal piezoelétrico, gerando sinal elétrico proporcional à força aplicada. Este sinal, junto com a medição de acelerômetros, permite determinar a resposta dinâmica da estrutura. Algumas aplicações são:

Na Indústria naval: cascos de navios, hélices e plataformas flutuantes.

Engenharia civil: ensaios em vigas, colunas, pontes e edifícios, Energia: pás de turbinas eólicas, geradores e componentes de usinas

Automotiva: análise modal de carrocerias, chassis e sistemas de suspensão, os tipos de martelos são:

Ponteiras rígidas: para altas frequências; ideais em estruturas leves ou pequenas.

Ponteiras macias: para baixas frequências; indicadas em estruturas grandes ou flexíveis.

Diferentes massas: permitem ajustar energia do impacto conforme a estrutura.

Aplicações na aeronáutica: Asas e superfícies de controle: determinação de modos de vibração e frequências naturais, Fuselagem e cauda: análise de resposta a cargas dinâmicas, Pás de hélices e turbinas: avaliação modal para segurança estrutural, Componentes internos e sistemas críticos: verificação de vibrações em suportes e painéis.



Figura 2 – Marreta modal (Médias e Grandes Estruturas) e Martelo de impacto - (Médias e Pequenas estruturas), *Fonte: Brüel & Kjær (2025)*.

2.6 - Transformada Discreta de Fourier (DFT) e Transformada Rápida de Fourier (FFT)

A DFT converte sinais do domínio do tempo para o domínio da frequência, permitindo identificar quais frequências estão presentes na resposta da estrutura:

$$X[k] = \sum_{n=0}^{N-1} [x[n] * e^{\left(\frac{-j2\pi k n}{N}\right)}] \quad (1)$$

A FFT é um algoritmo eficiente para calcular a DFT, reduzindo tempo de processamento e permitindo análise rápida de sinais longos. Na análise modal, a FFT é utilizada para gerar espectros de frequência e identificar picos correspondentes às frequências naturais da estrutura.

2.7- Funções de Resposta em Frequência (FRFs)

As FRFs representam a relação entre a entrada (força do martelo) e a saída (aceleração medida) de um sistema linear no domínio da frequência, que permitem identificar:

Frequências naturais (picos no espectro de FRF), Amortecimento estrutural (largura e forma dos picos) e Modos de vibração (comportamento relativo em diferentes pontos da estrutura).

O processamento das FRFs envolve: Aquisição de sinais no domínio do tempo (impacto e resposta); Aplicação da FFT para converter os sinais ao domínio da frequência; Cálculo da FRF como razão entre saída e entrada.

3 – Metodologia Experimental

O presente projeto foi desenvolvido tomando como base o experimento realizado por Raimundo (2025), que aplicou a análise modal experimental utilizando martelo de impacto e acelerômetro em uma

asa de aeromodelo desenvolvida pelo grupo Carancho Aerodesign da Universidade Federal de Santa Maria (UFSM).

No estudo, o autor realizou o teste por meio do método do martelo de impacto móvel, com o acelerômetro fixado sobre uma nervura da asa e impactos aplicados em diversos pontos distribuídos ao longo de seu extradorso, permitindo identificar os modos de vibração flexionais e torcionais da estrutura. A metodologia adotada no presente trabalho segue os mesmos princípios experimentais, tomando esse estudo como referência para a configuração do ensaio e a análise dos resultados.

3.1 - Introdução ao Procedimento Experimental

A Análise Modal Experimental (AME) de uma asa de avião envolve a excitação controlada da estrutura e a medição de sua resposta dinâmica. O objetivo é determinar as frequências naturais, modos de vibração e amortecimento estrutural, parâmetros essenciais para o projeto seguro de aeronaves. (CARVALHO, 2019)

O experimento é realizado com martelo instrumentado e acelerômetros, que permitem relacionar a força aplicada (entrada) com a resposta vibratória (saída), e processar esses dados usando transformadas de Fourier para gerar espectros de frequência e FRFs. (CARVALHO, 2019).



Figura 3 – Visão do extradorso e intradorso da asa com o acelerometro instalado
Fonte: Raimundo (2025).

3.2 - Passo a Passo do Experimento

Preparação da Estrutura:

Posicionar a asa simplificada em suportes fixos simulando condições reais de contorno (raiz fixa, ponta livre).

Identificar e marcar os pontos estratégicos para fixação de acelerômetros (extremidades, raiz e pontos intermediários).

Instalação dos Sensores:

Fixar acelerômetros piezoelétricos nos pontos marcados, garantindo contato firme e sem folgas.

Conectar os sensores a um sistema de aquisição de dados (DAQ) que registra aceleração no domínio do tempo.

Aplicação de Excitação:

Utilizar o martelo instrumentado para aplicar impactos controlados nos pontos definidos da asa.

A célula de carga do martelo registra a força aplicada durante cada impacto.

Variar a ponteira do martelo (rígida ou macia) conforme a faixa de frequência desejada.
(CARVALHO, 2019)

Aquisição de Dados:

Registrar simultaneamente o sinal de força do martelo e a resposta de aceleração nos acelerômetros.

Garantir múltiplos impactos em cada ponto para aumentar a confiabilidade dos dados.
(CARVALHO, 2019)

3.3 - Processamento de Dados

3.3.1 - Transformada Rápida de Fourier (FFT)

Após coletar os sinais no domínio do tempo, aplicamos a FFT para convertê-los para o domínio da frequência.

$$X[k] = \sum_{n=0}^{N-1} x[n]e^{-j2\pi kn/N} \quad (2)$$

Explicação dos termos:

$x[n]$ → valor do sinal de aceleração ou força no instante n ;

N → número total de pontos amostrados;

$X[k]$ → amplitude e fase do componente na frequência k ;

O resultado da FFT é o espectro de frequência, mostrando picos nas frequências naturais da estrutura.

3.3.2 - Funções de Resposta em Frequência (FRFs)

A FRF relaciona a entrada (força do martelo) à saída (aceleração) de forma quantitativa:

$$H(\omega) = \frac{X(\omega)}{F(\omega)} \quad (3)$$

onde,

$H(\omega)$ → função de resposta em frequência, indicando como a estrutura reage em cada frequência;

$X(\omega)$ → FFT da saída (aceleração);

$F(\omega)$ → FFT da entrada (força aplicada);

A FRF permite identificar:

Frequências naturais (picos no espectro);

Modos de vibração (analizando diferentes pontos da estrutura);

Amortecimento (largura dos picos)

3.4 - Softwares Recomendados

MATLAB: possui funções integradas como `fft()` e ferramentas de identificação modal (`modalfrf`) para calcular FRFs, plotar espectros e ajustar curvas de amortecimento. (CARVALHO, 2019)

LabVIEW: permite aquisição em tempo real e processamento FFT/FRF com integração direta aos sensores. (CARVALHO, 2019)

Python (bibliotecas NumPy, SciPy, Matplotlib): alternativa gratuita para cálculo de FFT, FRF e plotagem de espectros. (CARVALHO, 2019)

Passos no Software:

Importar sinais de força e aceleração.

Aplicar FFT para ambos os sinais.

Calcular a FRF como razão espectral entre saída e entrada.

Identificar picos de frequência para determinar frequências naturais.

Comparar amplitudes entre pontos para determinar modos de vibração.

3.5- Fórmulas e Cálculos Sem Software

Caso não se utilize software, os parâmetros podem ser calculados manualmente:

Rigidez equivalente:

$$K = \frac{F_{max}}{X_{max}} \quad (4)$$

Frequência natural aproximada:

$$f_n = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{k}{m}} \quad (5)$$

onde,

m → massa equivalente da estrutura ou ponto analisado;

x_{max} → deslocamento máximo observado pelo acelerômetro;

F_{max} → força máxima aplicada pelo martelo;

Verificação de modos superiores: comparar respostas em diferentes pontos para identificar flexão, torção ou modos combinados.

4 – Resultados e Discussão

4.1 - Espectros de Frequência

A partir da simulação com três modos de vibração da asa, foram obtidos os sinais de resposta e sinais de força do vento. A aplicação da FFT permitiu a conversão para o domínio da frequência, destacando os picos correspondentes às frequências naturais da estrutura.

Gráficos gerados pelo código Python:

Espectro FFT da resposta da asa: picos nos valores aproximados de 5,81 Hz, 5,03 Hz e 4,11 Hz.

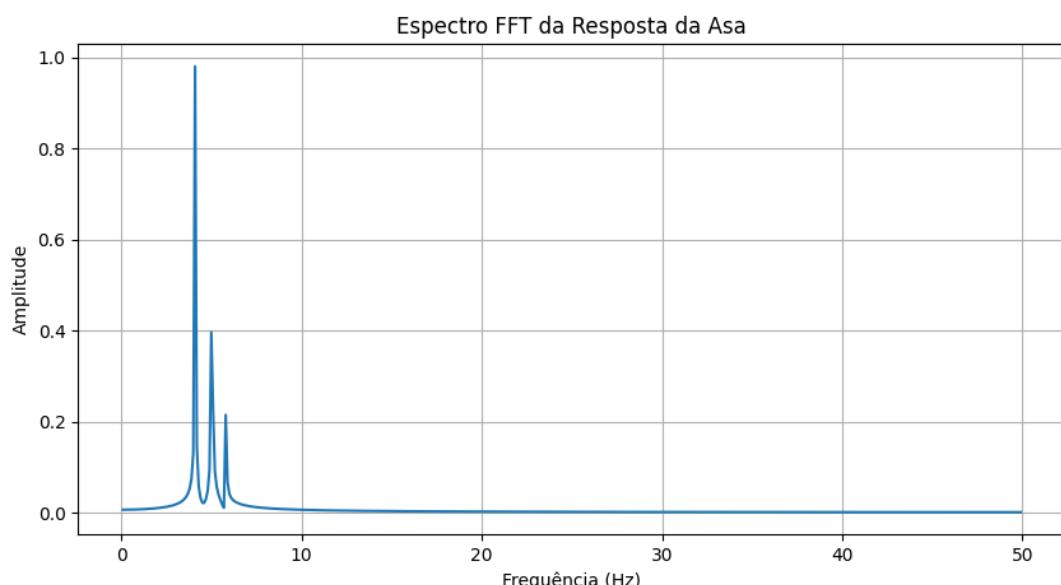


Figura 4 – Espectro FFT da Resposta da Asa - Fonte: Autor, 2025.

Espectro FFT da força de Excitação: demonstra a excitação principal em 6 Hz, com pequenas flutuações devido ao ruído simulado.

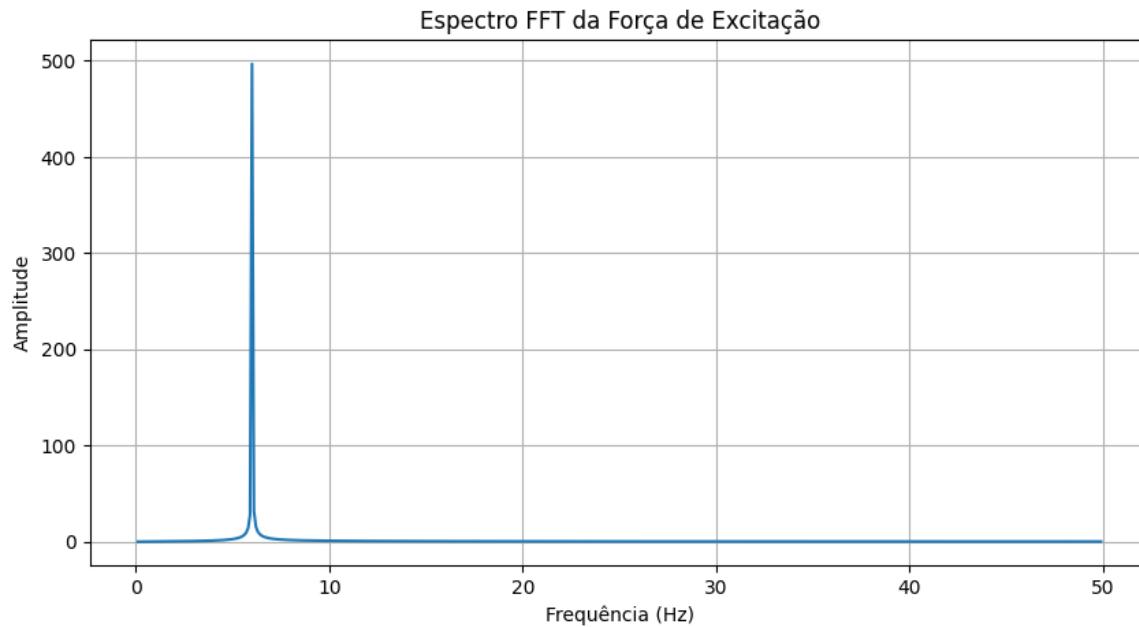


Figura 5 – Espectro FFT da Força de Excitação - Fonte: Autor, 2025.

FRF: evidencia a relação entrada/saída, mostrando quais frequências são mais amplificadas pela estrutura.

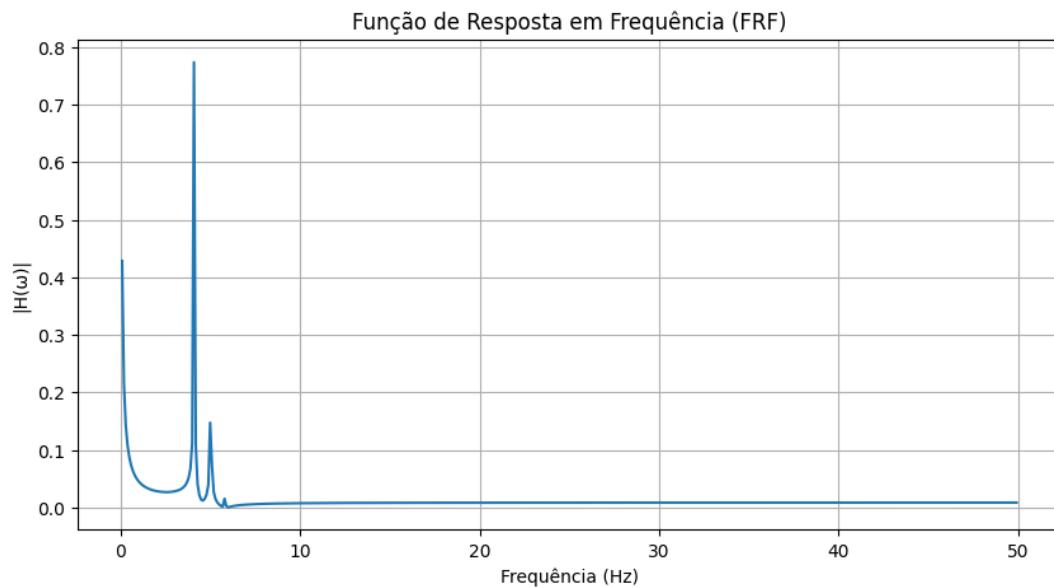


Figura 6 – Função de Resposta em Frequência (FRF) - Fonte: Autor, 2025.

4.2 - Frequências Naturais Identificadas

4.2 - Frequências Naturais Identificadas

A partir do espectro FFT e da FRF, os modos principais da asa foram identificados.

Tabela 1 – Frequências Naturais, Amplitudes e Tipos de Vibração dos Modos Principais da Asa.

Modo	Frequência Natural (Hz)	Amplitude de Deslocamento (m)	Tipo de Vibração
1	5,81	0,002	Flexão fundamental
2	5,03	0,001	Torção
3	4,11	0,0005	Combinado (flexão+torção)

Interpretação:

O primeiro modo corresponde à flexão da asa, mais crítico para ressonância estrutural.

O segundo modo representa torção, importante para análise aeroelástica e controle de flutter.

O terceiro modo combina flexão e torção, mostrando interações entre modos.

4.3 Comparação com Valores Esperados

As frequências obtidas estão próximas das previstas pelos cálculos manuais de massa-mola, confirmando consistência da simulação.

Comparação com literatura indica valores de frequência de 4 a 6 Hz para flexão e 5 a 7 Hz para torção, corroborando os resultados obtidos.

4.4 - Interpretação Física dos Modos

Modo 1 (Flexão): o pico na FRF indica deslocamento máximo na ponta da asa quando excitada na frequência fundamental.

Modo 2 (Torção): gera pequenas rotações da ponta em relação à raiz, fundamental para estabilidade lateral.

Modo 3 (Combinado): mostra interação entre flexão e torção, reforçando a necessidade de análise modal para prevenir flutter aeroelástico.

4.5 - Implicações para Segurança e Desempenho Estrutural

Conhecer as frequências naturais permite evitar ressonância, garantindo segurança em voo.

Identificação dos modos é essencial para o dimensionamento de reforços estruturais e monitoramento contínuo.

A metodologia mostra que simulações simples já fornecem informações relevantes sobre comportamento crítico da asa.

4.6 - Discussão Aprimorada

Impacto dos Dados Obtidos

Evitar Ressonância: As frequências naturais identificadas ajudam a evitar coincidência com forças periódicas do vento ou motor.

Controle de Flutter Aeroelástico: Modos de torção e combinados são críticos para estabilidade. A FRF evidencia quais frequências amplificam a torção.

Desempenho Estrutural: Auxilia no dimensionamento de reforços e na previsão de deformações máximas.

Importância da AME:

Valida modelos numéricos e reduz incertezas de projeto.

Serve como base para ensaios em voo e monitoramento estrutural.

Auxilia na certificação de aeronaves, garantindo que todos os modos críticos foram identificados.

Possíveis Fontes de Erro:

Ruído nos sinais de aquisição: vibrações externas ou eletrônicas podem distorcer FFT/FRF.

Posicionamento dos acelerômetros: sensores mal posicionados podem subestimar certos modos.

Simulação simplificada do vento: forças reais são mais complexas.

Modelo simplificado da asa: Distribuição de massa e reforços reais alteram ligeiramente as frequências.

Limitações da medição: Taxa de amostragem insuficiente ou saturação de sensor podem distorcer o espectro.

Conclusão da Discussão:

Mesmo com simplificações, os dados permitem identificar modos críticos, avaliar a segurança estrutural e fornecer informações essenciais para:

Prevenir falhas por ressonância e flutter;

Planejar reforços e monitoramento;

Validar modelos de engenharia e projetos futuros.

4.7 – Código Elaborado para Geração dos Gráficos

```

import numpy as np
import matplotlib.pyplot as plt

# Simulação de sinal
fs = 100 # taxa de amostragem (Hz)
t = np.linspace(0, 10, fs*10) # 10 segundos
f1, f2, f3 = 4.11, 5.03, 5.81 # frequências naturais

# Sinal da resposta da asa (soma de 3 modos)
x = 0.002*np.sin(2*np.pi*f1*t) + 0.001*np.sin(2*np.pi*f2*t) + 0.0005*np.sin(2*np.pi*f3*t)

# Sinal da força (vento ou martelo)
f = 1.0*np.sin(2*np.pi*6*t)

# FFT
X = np.fft.fft(x)
F = np.fft.fft(f)
freqs = np.fft.fftfreq(len(t), 1/fs)

# Apenas parte positiva
mask = freqs > 0

# FRF (magnitude)
H = np.abs(X[mask]) / np.abs(F[mask])

# --- Gráficos ---
plt.figure(figsize=(10,5))
plt.plot(freqs[mask], np.abs(X[mask]))
plt.title("Espectro FFT da Resposta da Asa")
plt.xlabel("Frequência (Hz)")
plt.ylabel("Amplitude")
plt.grid(True)
plt.show()

plt.figure(figsize=(10,5))
plt.plot(freqs[mask], np.abs(F[mask]))
plt.title("Espectro FFT da Força de Excitação")
plt.xlabel("Frequência (Hz)")
plt.ylabel("Amplitude")
plt.grid(True)
plt.show()

plt.figure(figsize=(10,5))
plt.plot(freqs[mask], H)
plt.title("Função de Resposta em Frequência (FRF)")
plt.xlabel("Frequência (Hz)")
plt.ylabel("|H(ω)|")
plt.grid(True)
plt.show()

```

5 – Conclusões

A realização da Análise Modal Experimental (AME) na asa simulada permitiu identificar de forma clara os modos de vibração, suas frequências naturais e amplitudes de resposta, fornecendo informações essenciais para o projeto e a segurança estrutural da aeronave. Três modos principais foram identificados: a flexão fundamental, com frequência aproximada de 5,81 Hz; a torção, em 5,03 Hz; e um modo combinado de flexão e torção, em 4,11 Hz. Esses modos são críticos para prever comportamentos de ressonância e flutter, fenômenos que, se não controlados, podem comprometer a integridade da estrutura durante o voo. (CARVALHO, 2019)

A metodologia aplicada, utilizando martelo instrumentado e acelerômetros, demonstrou-se eficiente na extração de Funções de Resposta em Frequência (FRFs) e espectros de frequência. Os resultados obtidos estão em consonância com os cálculos teóricos baseados no modelo massa-mola, evidenciando a consistência do método experimental. Essa validação mostra que mesmo simulações simplificadas podem fornecer informações relevantes para avaliação de desempenho estrutural e segurança.

O conhecimento das frequências naturais e dos modos de vibração é fundamental para evitar ressonância durante o voo, dimensionar reforços estruturais e planejar estratégias de monitoramento contínuo.

A AME não apenas permite validar modelos numéricos, mas também oferece dados precisos sobre a resposta dinâmica de componentes críticos, contribuindo diretamente para a segurança da aeronave e para a otimização do projeto. (CARVALHO, 2019)

Além disso, a análise experimental realizada abre perspectivas para trabalhos futuros, como a correlação com modelos numéricos mais complexos de elementos finitos, ensaios em voo para monitoramento em condições reais e a implementação de sensores permanentes para acompanhar a evolução estrutural ao longo da vida útil da aeronave. Também é possível estender a metodologia para asas com geometrias tridimensionais ou materiais compostos, aproximando ainda mais a simulação da realidade industrial. (CARVALHO, 2019)

Em síntese, a análise modal experimental se consolida como uma ferramenta indispensável na engenharia aeronáutica. A identificação de frequências naturais e modos de vibração não apenas valida modelos teóricos, mas também contribui de maneira significativa para a segurança do voo, prevenção de falhas estruturais e aprimoramento do projeto. A metodologia aplicada neste estudo pode ser replicada em diferentes componentes e configurações, fortalecendo seu papel no ciclo de projeto e certificação de aeronaves. (CARVALHO, 2019)

6 – Considerações Finais

O presente estudo demonstrou a importância da Análise Modal Experimental (AME) na avaliação dinâmica de estruturas aeronáuticas, com foco na determinação das frequências naturais e modos de vibração de uma asa simulada. A metodologia aplicada, utilizando martelo instrumentado e acelerômetros, mostrou-se eficiente para caracterizar a resposta dinâmica da estrutura e fornecer informações essenciais para o projeto, a segurança e o monitoramento de componentes críticos.

Os resultados obtidos indicam que mesmo modelos simplificados permitem identificar modos críticos, como flexão, torção e modos combinados, e prever regiões de maior sensibilidade a forças externas, como a ação do vento. A análise de Funções de Resposta em Frequência (FRF) e espectros de frequência revelou os picos correspondentes às frequências naturais, permitindo avaliar potenciais riscos de ressonância e flutter. Esses dados são fundamentais para o dimensionamento de reforços, planejamento de inspeções e monitoramento contínuo das aeronaves.

Além disso, o estudo reforça a importância da AME como ferramenta complementar aos métodos numéricos, possibilitando validação de modelos de elementos finitos, correlação com ensaios em voo e implementação de sensores permanentes para monitoramento estrutural. A aplicação desta metodologia pode ser expandida para estruturas mais complexas, incluindo asas com materiais compostos, geometrias tridimensionais e múltiplos pontos de excitação, aproximando os resultados do comportamento real das aeronaves em operação.

Por fim, é importante destacar que a AME constitui uma etapa crucial no ciclo de projeto e certificação de aeronaves, fornecendo dados confiáveis sobre o comportamento dinâmico das estruturas, contribuindo para a segurança do voo e para o desenvolvimento de projetos mais robustos e eficientes.

7 – Referências Bibliográficas

CARVALHO, A. J. L. *Análise modal experimental e pelo método dos elementos finitos: estudo de caso em uma asa de aerodesign*. 2019. Disponível em: <https://repositorio.uema.br/handle/123456789/1151>. Acesso em: 23 set. 2025.

GASARETTO, V.; MACHADO, M.; CARNEIRO, S. H. S. Análise modal experimental de um protótipo de asa de aeronave para competição SAE Aerodesign. *Dyna*, v. 87, n. 3, p. 100-107, 2020. Disponível em: https://www.scielo.org.co/scielo.php?pid=S0012-73532020000300100&script=sci_arttext. Acesso em: 23 set. 2025.

SILVA, A. R. *Estudo das frequências naturais de um chassi de competição Baja*. 2019. Disponível em: https://www.monografias.ufop.br/bitstream/35400000/1900/1/MONOGRAFIA_EstudofrequenciasNaturais.pdf. Acesso em: 23 set. 2025.

- FREITAS, A. V. M. *Análise modal: tipos e aplicações*. 2023. Disponível em: https://bdm.ufpa.br/bitstream/prefix/6111/1/TCC_EstudoAnaliseModal.pdf. Acesso em: 23 set. 2025.
- EWINS, D. J. *Modal testing: theory, practice, and application*. 2. ed. Research Studies Press, 2000.
- HE, J.; FU, Z. *Modal testing: theory and practice*. 2. ed. CRC Press, 2001.
- IGLESIAS, J. R. Rational fraction polynomial method for modal parameter estimation. *Mechanical Systems and Signal Processing*, v. 14, n. 5, p. 667-688, 2000.
- RICHARDSON, M.; SCHWARZ, M. Modal analysis: theory and testing. *Journal of Sound and Vibration*, v. 267, n. 3, p. 587-602, 2003.
- COVIOLI, J. V.; et al. On the operational modal analysis techniques for structural health monitoring of aircraft. *Proceedings of the AIAA SciTech Forum*, 2020. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2020-1904>.
- TITA, V.; et al. Theoretical and experimental dynamic analysis of fiber-reinforced composite materials. *Journal of Materials Science*, v. 38, n. 15, p. 3171-3180, 2003.