

Revista Eletrônica



Volume 5 – Número 1 - 2025

Análise de Vibrações em Asas de Aeronaves Durante Manobras de Voo: Estudo da Influência do Flutter e de Modos de Vibração

Julia Cristina de Oliveira

Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo

cristina.o@aluno.ifsp.edu.br

Layssa de Jesus Silva São Silverio

Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo

l.silverio@aluno.ifsp.edu.br

Resumo

Este artigo apresenta uma análise técnica e uma modelagem simplificada do fenômeno aeroelástico de *flutter* em asas de aeronaves de pequeno porte, com foco na interação entre os modos de vibração de flexão e torção que podem comprometer a integridade estrutural. São abordados os fundamentos teóricos da aeroelasticidade, a caracterização modal da asa (obtida por simulações no ANSYS), e a estimativa da velocidade crítica de *flutter* por meio de cálculos e simulações em MATLAB. O estudo inclui comparações entre resultados numéricos e ensaios práticos realizados pela equipe Taperá Aerodesign, evidenciando a influência da rigidez, da massa e da distribuição de sustentação no comportamento vibracional.

Palavras-chave

Aeroelasticidade; Flutter; Vibrações Mecânicas; Asas Aeronáuticas; Análise Modal.

Abstract

This article presents a technical analysis and a simplified modeling of the aeroelastic phenomenon known as flutter in small aircraft wings, focusing on the interaction between bending and torsional vibration modes that may compromise structural integrity. The theoretical foundations of aeroelasticity, the modal characterization of the wing (obtained through ANSYS simulations), and the estimation of the critical flutter speed using MATLAB calculations and simulations are discussed. The study includes comparisons between numerical results and practical tests carried out by the Taperá Aerodesign team, highlighting the influence of stiffness, mass, and lift distribution on vibrational behavior.

Keywords

Aeroelasticity; Flutter; Mechanical Vibrations; Aircraft Wings; Modal Analysis.

1 - Introdução

Na aviação, o estudo da aeroelasticidade e dos fenômenos associados, como o flutter, é indispensável para assegurar que as aeronaves atendam aos requisitos de segurança e eficiência estrutural. A análise aeroelástica permite compreender como as forças aerodinâmicas interagem com a estrutura, podendo provocar deformações estáticas ou oscilações dinâmicas. Em particular, o flutter configura-se como uma instabilidade vibratória autoexcitada, capaz de gerar oscilações divergentes que comprometem a integridade da aeronave. Esse fenômeno ocorre quando diferentes modos de vibração da asa se acoplam sob a influência do escoamento de ar, estabelecendo um regime instável que pode evoluir rapidamente para falha estrutural.

A velocidade crítica em que o flutter se manifesta, conhecida como velocidade de flutter ($V_{flutter}$), é um parâmetro central no projeto aeronáutico, uma vez que define o limite superior seguro de operação da aeronave. Abaixo dessa velocidade, eventuais vibrações são naturalmente amortecidas, enquanto acima dela o sistema passa a absorver energia do fluxo, resultando em amplitudes crescentes de oscilação. Por essa razão, a determinação da velocidade de flutter é fundamental para estabelecer margens de segurança no envelope de voo.

No contexto da competição SAE Brasil Aerodesign, o estudo desses fenômenos ganha relevância adicional. As aeronaves projetadas por equipes universitárias apresentam características peculiares: baixo peso estrutural, geometrias otimizadas para cargas elevadas e operação em diferentes condições de voo. Tais fatores tornam o comportamento aeroelástico mais complexo e exigem análises criteriosas para evitar falhas.

Este trabalho se propõe a investigar o comportamento aeroelástico de uma asa desenvolvida pela Equipe Taperá Aerodesign, buscando identificar as condições críticas para o surgimento do flutter. Para isso, serão empregados métodos experimentais e numéricos, de modo a oferecer uma compreensão abrangente dos modos de vibração envolvidos. Além de contribuir para a segurança e eficiência do projeto em competição, o estudo também reforça a importância da aeroelasticidade como campo de pesquisa aplicada, com implicações diretas no avanço do projeto e operação de aeronaves de pequeno porte.

2 - Fundamentos de Vibrações Mecânicas em Estruturas

As vibrações mecânicas em estruturas são fenômenos inevitáveis em sistemas de engenharia, especialmente em componentes sujeitos a cargas variáveis no tempo, como é o caso das asas de aeronaves. De forma geral, uma vibração mecânica pode ser definida como o movimento oscilatório de

um corpo ou sistema em torno de uma posição de equilíbrio, decorrente do balanço entre forças de inércia, elasticidade e, em alguns casos, amortecimento.

2.1 - Definição de Vibração Mecânica

A vibração mecânica ocorre quando uma estrutura sofre uma excitação, seja ela aerodinâmica, mecânica ou de outra natureza e responde com oscilações periódicas ou quase-periódicas. Esse comportamento pode ser classificado como livre, quando a estrutura vibra após ser perturbada e sem ação de forças externas contínuas, ou forçada, quando há uma excitação externa atuando constantemente no sistema.

No caso das asas de aeronaves, ambas as situações podem ocorrer: a vibração livre está relacionada a perturbações iniciais durante o voo, enquanto a vibração forçada pode estar associada ao escoamento do ar ou às turbulências atmosféricas.

2.2 - Frequências Naturais e Modos de Vibração

Todo sistema elástico possui frequências naturais, que correspondem às frequências em que ele tende a vibrar quando é submetido a uma perturbação. Cada frequência natural está associada a um modo de vibração, que descreve a forma assumida pela estrutura durante a oscilação. No caso das asas, os modos de vibração podem incluir flexão, torção ou até uma combinação entre ambos.

A determinação das frequências naturais e dos modos associados é de extrema importância, pois fornece subsídios para prever o comportamento dinâmico da asa em condições reais de voo. Se a frequência de excitação externa coincidir ou se aproximar de uma das frequências naturais da estrutura, o risco de ocorrência de ressonância aumenta significativamente.

2.3 - Ressonância em Estruturas Flexíveis

A ressonância é um fenômeno no qual a resposta vibratória de uma estrutura atinge amplitudes elevadas devido à coincidência entre a frequência de excitação externa e uma das suas frequências naturais. Em estruturas flexíveis, como as asas de aeronaves de pequeno porte, a ressonância pode se manifestar de forma intensa, representando uma ameaça à integridade do sistema.

No contexto aeronáutico, esse fenômeno é ainda mais crítico, uma vez que a interação entre vibração estrutural e aerodinâmica pode desencadear o flutter. Assim, compreender os princípios básicos da ressonância e garantir que as frequências naturais da estrutura estejam afastadas das frequências de excitação mais prováveis é uma etapa fundamental no projeto de asas.

3 - Dinâmica de Asas em Aeronaves de Pequeno Porte

As asas são elementos fundamentais no desempenho e na estabilidade de aeronaves, sendo responsáveis pela geração da maior parte da sustentação aerodinâmica. Em aeronaves de pequeno porte, como as desenvolvidas em competições acadêmicas de AeroDesign, a dinâmica estrutural das asas assume papel ainda mais relevante, uma vez que o baixo peso e as restrições de projeto tornam esses sistemas mais suscetíveis a fenômenos aeroelásticos, incluindo vibrações e flutter.

3.1 - Características Estruturais Típicas

As asas projetadas para aeronaves de pequeno porte geralmente utilizam materiais de baixo peso específico e de fácil usinagem, como madeira balsa, compensado aeronáutico, fibras de vidro e fibras de carbono. Tais materiais são frequentemente combinados em estruturas compósitas, buscando conciliar leveza, resistência e rigidez.

O uso de perfis aerodinâmicos delgados, associado a longarinas, nervuras e revestimentos finos, resulta em estruturas que, apesar de eficientes em termos de sustentação, apresentam elevada flexibilidade. Essa característica favorece a redução da massa total da aeronave, mas também aumenta a sensibilidade a cargas dinâmicas e deformações.

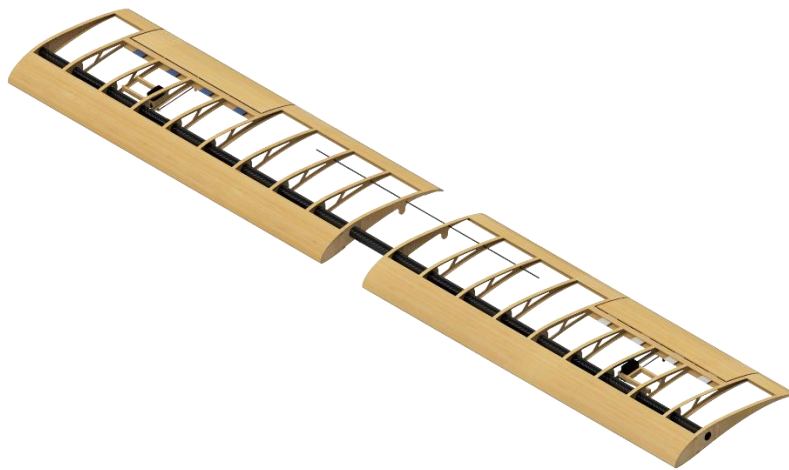


Figura 1 – Asa Taperá 2025.

3.2 - Importância da Leveza versus Rigidez

O equilíbrio entre leveza e rigidez é um dos principais desafios na concepção de asas para aeronaves AeroDesign. A redução da massa é essencial para atender às restrições de peso e maximizar a carga paga transportada pela aeronave, critério crucial nas competições. Entretanto, uma estrutura

excessivamente leve pode apresentar rigidez insuficiente, tornando-se vulnerável a deformações indesejadas, ressonâncias e instabilidades aeroelásticas.

Por outro lado, o aumento da rigidez por meio da utilização de materiais mais densos ou reforços estruturais eleva a massa total, prejudicando o desempenho em voo e a competitividade do projeto. Dessa forma, o dimensionamento de asas exige uma análise cuidadosa, na qual a otimização estrutural deve garantir que as frequências naturais fiquem afastadas das excitações aerodinâmicas mais prováveis, mitigando riscos de flutter.

3.3 - Diferenças em Relação a Asas de Aeronaves de Grande Porte

As asas de aeronaves comerciais e militares de grande porte apresentam diferenças significativas em relação às asas utilizadas em projetos de pequeno porte. Enquanto as primeiras são projetadas com base em materiais avançados (ligas metálicas de alta resistência e compósitos sofisticados) e são submetidas a extensos testes aeroelásticos em túneis de vento e análises computacionais de alta fidelidade, as asas de aeronaves AeroDesign dependem de soluções mais simples, de baixo custo e de rápido desenvolvimento.

Além disso, aeronaves de grande porte possuem sistemas de monitoramento estrutural e margens de segurança amplamente regulamentadas, enquanto nos projetos estudantis a validação ocorre por meio de ensaios experimentais em escala reduzida e análises simplificadas. Assim, embora os princípios aeroelásticos sejam os mesmos, a escala, os materiais e os recursos disponíveis impõem abordagens distintas no projeto das asas.



Figura 2 – Aeronave de grande porte.

4 - Modos de Vibração em Asas

As asas, por serem estruturas alongadas e relativamente flexíveis, estão sujeitas a diferentes modos de vibração. O conhecimento e análise desses modos são fundamentais para avaliar a integridade estrutural e o risco de ocorrência de fenômenos aeroelásticos como o flutter.

4.1 - Flexão Vertical

O modo de flexão vertical corresponde ao deslocamento da asa no sentido perpendicular ao plano da fuselagem. Esse comportamento foi identificado tanto na análise numérica, realizada no ANSYS, quanto no ensaio físico. A simulação apontou um deslocamento máximo de aproximadamente 26 mm, enquanto o ensaio prático registrou um deslocamento de 93 mm, ambos sob condições equivalentes de carregamento (Figura 1). Essa diferença é atribuída a simplificações do modelo numérico e às condições reais de montagem. Esses resultados foram obtidos especificamente para a asa, desenvolvida pela equipe Taperá Aerodesign, e servem como base para a caracterização dos modos vibracionais e avaliação do comportamento aeroelástico da estrutura.

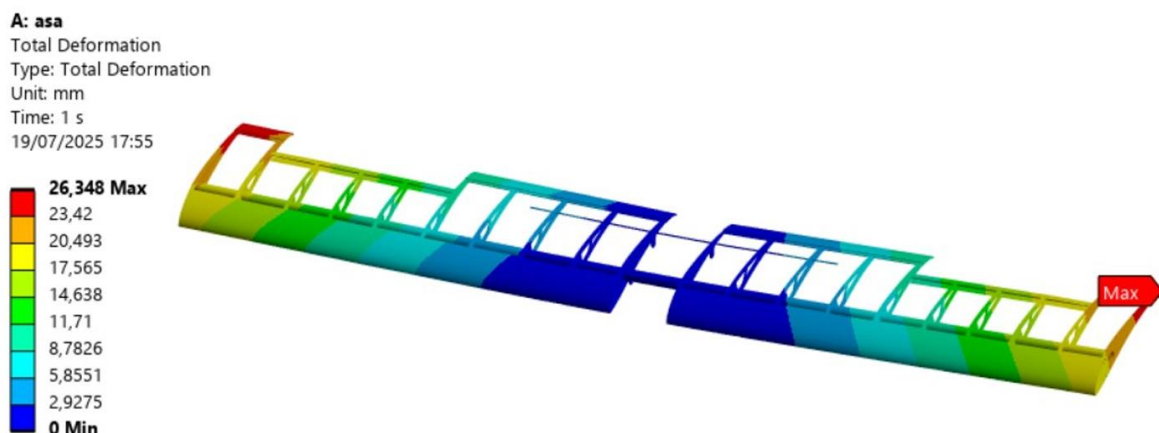


Figura 3 - Deformação (Asa Taperá 2025).

4.2 - Flexão Lateral

A flexão lateral manifesta-se como deslocamentos no plano horizontal da asa. Embora não tenha se apresentado como o modo mais crítico nos resultados obtidos, sua ocorrência pode influenciar a distribuição de cargas aerodinâmicas, especialmente em manobras ou sob efeitos de rajadas laterais.

4.3 - Modos Combinados (Flexo-Torcionais)

Na prática, os modos de vibração dificilmente ocorrem de forma isolada. O acoplamento entre flexão vertical e torção é o mais crítico, podendo levar a instabilidades aeroelásticas. A análise da

distribuição de sustentação, baseada no método de Schrenk (Figura 4), mostra como as cargas aerodinâmicas se distribuem ao longo da envergadura, reforçando a importância da avaliação combinada desses efeitos para prever corretamente o comportamento da asa.

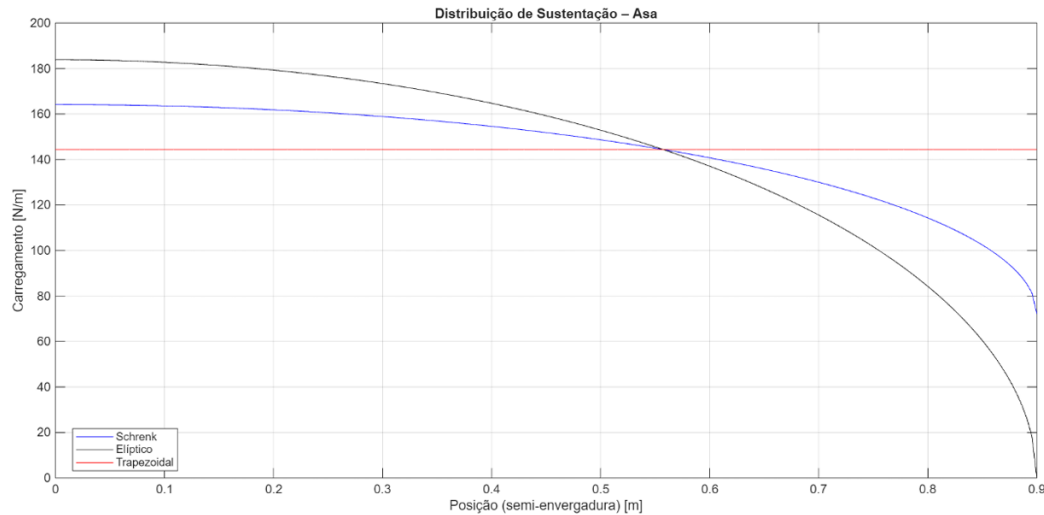


Figura 4 - Diagrama de Schrenk da Asa.

4.4 - Resultados de Análise Modal e Implicações

As simulações realizadas no ANSYS possibilitaram identificar os deslocamentos associados a cada modo de vibração da asa, evidenciando como os esforços aerodinâmicos podem induzir oscilações distintas. A flexão vertical apresentou-se como o modo predominante, seguida por componentes torcionais que se tornam relevantes no acoplamento aeroelástico.

A comparação entre o modelo numérico e os ensaios práticos mostrou que, embora haja diferenças nas amplitudes de deslocamento, o comportamento modal manteve-se consistente. Isso confirma que a asa possui elevada flexibilidade, característica comum em aeronaves do Aerodesign, e que deve ser considerada na análise de possíveis instabilidades dinâmicas.

Esses resultados são essenciais para compreender o risco de ocorrência do flutter, já que o acoplamento entre flexão e torção, mesmo em níveis iniciais, pode levar a oscilações de maior amplitude quando a aeronave se aproxima da velocidade crítica de operação.

5 - Excitação de Vibrações Durante Manobras e Voo

A análise do diagrama V–N (Figura 5) mostra que a aeronave suporta com segurança as rajadas de 3m/s e 7m/s, pois ambas se encontram dentro do envelope de voo. Na velocidade de estol (11,24m/s), o fator de carga é unitário, enquanto na velocidade de manobra o valor atinge o limite estipulado de 2,5.

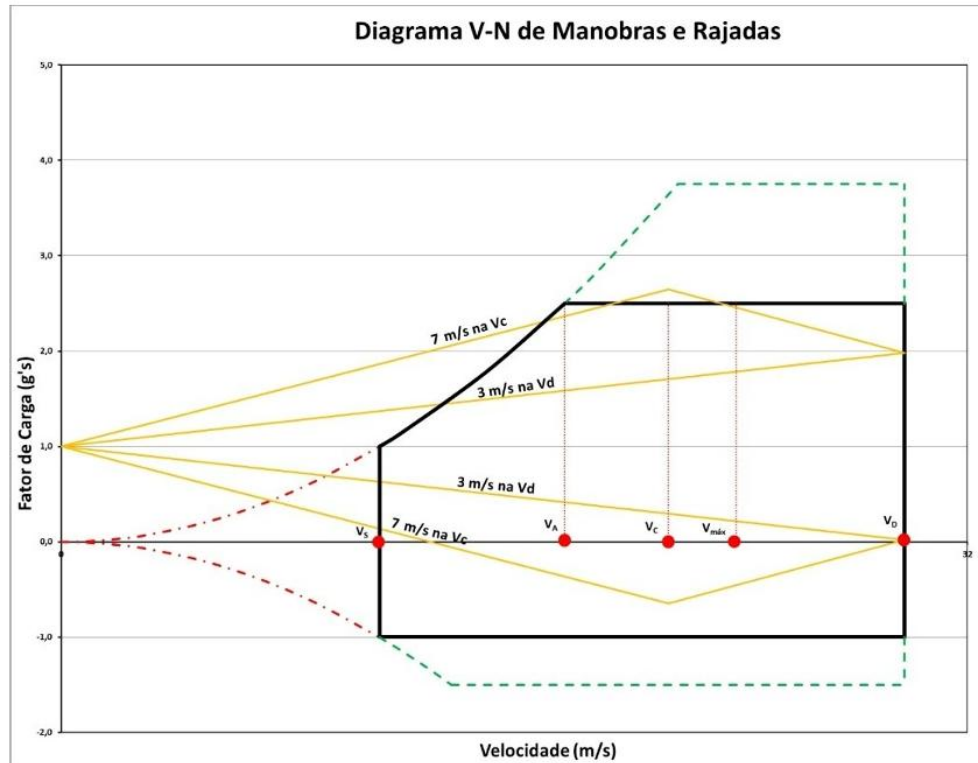


Figura 5 - Diagrama v-n de manobras e de rajadas.

Entre a velocidade de estol e a velocidade de mergulho (29,78m/s), a aeronave é capaz de operar em regime seguro, com fatores de carga positivos e negativos inferiores aos limites de projeto. Do ponto de vista dinâmico, essa faixa operacional representa a região em que a asa pode ser submetida a excitações externas, como rajadas ou turbulência, sem que ocorram falhas estruturais imediatas.

Entretanto, mesmo dentro do envelope de voo, a atuação de cargas transitórias pode excitar modos de vibração da asa, especialmente quando a frequência de excitação se aproxima da frequência natural do sistema. Essa condição reforça a importância de análises aeroelásticas, uma vez que a interação entre aerodinâmica, elasticidade estrutural e efeitos inerciais pode conduzir ao fenômeno de flutter caso as margens de segurança não sejam respeitadas.

5.1 - Cargas em Manobras

Em curvas acentuadas, subidas rápidas ou mergulhos, o fator de carga (n) aplicado sobre a estrutura aumenta significativamente. O diagrama V–N (Figura 5) representa essa relação entre a velocidade da aeronave e os fatores de carga positivos e negativos suportados pela asa. Nessas condições, a estrutura é submetida a esforços adicionais que podem alterar o comportamento dinâmico da asa, aproximando a frequência de excitação da frequência natural e aumentando o risco de ressonância.

5.2 - Efeitos de Rajadas de Vento e Turbulência

Além das manobras, as rajadas de vento são fontes importantes de excitação dinâmica. No diagrama, podem ser observados os limites estruturais impostos por rajadas de 3m/s e 7m/s, que produzem variações abruptas no fator de carga. Esse tipo de perturbação é crítico porque atua como uma entrada transitória, podendo excitar modos flexionais ou torcionais da asa e desencadear oscilações que, se não amortecidas, evoluem para instabilidades aeroelásticas.

5.3 - Interação Sustentação – Vibração

A distribuição de sustentação ao longo da envergadura não é uniforme e varia conforme a condição de voo. Essa variação pode levar a concentrações de esforços em regiões específicas da asa, intensificando deslocamentos locais e ampliando o acoplamento entre flexão e torção. Quando a energia fornecida pelo escoamento aerodinâmico supera o amortecimento estrutural, as vibrações podem crescer de forma não controlada, caracterizando o início do fenômeno de flutter.

Assim, tanto manobras agressivas quanto perturbações atmosféricas devem ser cuidadosamente analisadas no projeto da asa. O uso de ferramentas computacionais, aliado à interpretação do diagrama V–N, permite prever essas condições e estabelecer margens de segurança para evitar falhas por instabilidade dinâmica.

6 - Flutter em Asas de Aeronaves Não Tripuladas

O flutter é um fenômeno aeroelástico caracterizado pela interação instável entre as forças aerodinâmicas, a elasticidade estrutural da asa e as massas inerciais associadas. Quando ocorre, gera oscilações autoalimentadas que podem aumentar rapidamente em amplitude, resultando em falha estrutural catastrófica caso não sejam dissipadas. Diferentemente de vibrações harmônicas convencionais, o flutter não necessita de uma excitação contínua externa, pois é sustentado pela própria interação aerodinâmica e estrutural.

As condições para ocorrência do flutter estão diretamente relacionadas à velocidade crítica de voo, na qual ocorre o acoplamento entre os modos de flexão e torção da asa. A partir dessa velocidade, pequenas perturbações como rajadas ou manobras bruscas podem excitar oscilações que não se estabilizam naturalmente. Por isso, identificar essa velocidade é essencial para garantir a segurança operacional.

Nas aeronaves tripuladas de grande porte, o fenômeno é amplamente estudado e controlado por meio de análises aeroelásticas detalhadas, uso de materiais avançados e ensaios em túnel de vento. Já em aeronaves não tripuladas de pequeno porte, como as desenvolvidas em competições do SAE AeroDesign,

a escala reduzida, o baixo peso e o uso de materiais mais flexíveis (madeira balsa, fibra de vidro, compósitos artesanais) tornam o problema ainda mais desafiador. A menor rigidez estrutural aumenta a suscetibilidade a deformações elásticas significativas, ampliando o risco de acoplamento aeroelástico em velocidades relativamente baixas quando comparadas a aeronaves comerciais.



Figura 6 - Flutter na asa de um planador.

Um outro exemplo clássico que ilustra a gravidade desse tipo de instabilidade é a queda da ponte Tacoma Narrows Bridge (1940), que entrou em colapso devido a oscilações aeroelásticas autoalimentadas. Embora se trate de uma estrutura civil, o caso é amplamente citado como paralelo ao fenômeno do flutter em asas aeronáuticas, evidenciando a importância de compreender a interação entre aerodinâmica e elasticidade.



Figura 7 - Queda da ponte Tacoma Narrows Bridge.

No contexto do Aerodesign, a análise do flutter assume papel fundamental. Como as aeronaves são projetadas para maximizar a eficiência estrutural e aerodinâmica, com margens reduzidas de peso, qualquer descuido pode levar a uma configuração propensa à instabilidade aeroelástica. Dessa forma, a previsão das velocidades críticas, aliada a ensaios físicos e simulações computacionais, é essencial para garantir a integridade estrutural e o bom desempenho durante as missões propostas pela competição.

7 - Métodos de Análise e Prevenção

O estudo do flutter em aeronaves exige a aplicação de diferentes métodos analíticos e experimentais, de modo a identificar as velocidades críticas e adotar soluções de projeto que evitem a ocorrência da instabilidade. Entre os principais métodos, destacam-se:

Análise modal: Pode ser conduzida tanto experimentalmente, com a instrumentação da asa e aplicação de excitações controladas, quanto por simulação numérica via FEM (Método dos Elementos Finitos). A análise permite determinar as frequências naturais e os modos de vibração da estrutura, que são fundamentais para prever situações de ressonância ou acoplamento aeroelástico. No caso da equipe Taperá, o uso de softwares como o ANSYS possibilitou estimar deformações, tensões e modos vibracionais da asa, oferecendo dados essenciais para avaliação de segurança.

Ensaio em túnel de vento: Trata-se de uma técnica clássica na engenharia aeronáutica, que permite reproduzir condições de voo em ambiente controlado. No contexto do flutter, o túnel de vento possibilita identificar experimentalmente as velocidades em que ocorrem oscilações aeroelásticas, registrando deslocamentos e vibrações com sensores e câmeras de alta velocidade. No entanto, devido ao alto custo e à complexidade da infraestrutura, a equipe não possui acesso a esse tipo de ensaio, recorrendo assim a análises computacionais e a ensaios físicos simplificados para validar seus projetos.

Fatores de segurança: Como o flutter pode ter efeitos catastróficos, é prática comum adotar margens de segurança entre a velocidade máxima de operação da aeronave (V_{max}) e a velocidade crítica de flutter (V_f). Essas margens garantem que, mesmo em situações de turbulência ou manobras extremas, a aeronave não alcance a condição de instabilidade aeroelástica.

Técnicas de projeto para minimizar vibrações: Diversas soluções podem ser aplicadas para reduzir a suscetibilidade ao flutter, tais como:

- Aumento da rigidez torcional da asa por meio de reforços estruturais;
- Uso de materiais mais resistentes e estáveis, como compósitos de fibra de carbono;
- Otimização da distribuição de massa ao longo da asa, reduzindo a inércia rotacional;
- Adoção de perfis aerodinâmicos e configurações estruturais que diminuam o acoplamento entre flexão e torção.

Essas medidas, quando aplicadas em conjunto, permitem que aeronaves não tripuladas, mesmo de pequeno porte como as do AeroDesign, operem de forma segura dentro de seus envelopes de voo, minimizando o risco de instabilidades aeroelásticas.

8. Cálculos Analíticos e Simulações Numéricas em MATLAB

O estudo das vibrações em asas de aeronaves exige não apenas análises experimentais e simulações por elementos finitos (FEM), mas também cálculos analíticos e simulações numéricas simplificadas, que permitem validar os resultados obtidos e compreender a influência dos parâmetros estruturais e aerodinâmicos no fenômeno de flutter.

A rigidez torsional ($K\theta$) é um parâmetro fundamental para avaliar a estabilidade aeroelástica. Para uma longarina de seção tubular circular, pode-se utilizar a formulação clássica:

$$J = \frac{\pi}{32} (d_o^4 - d_i^4) \quad (1)$$

$$K\theta = \frac{G * J}{L} \quad (2)$$

onde, G é o módulo de cisalhamento do material, d_o e d_i são os diâmetros externo e interno da longarina e L é a semi-envergadura da asa.

9 - Códigos em MATLAB para Análise de Vibrações e Flutter

Além das estimativas analíticas, foram desenvolvidos códigos em MATLAB para explorar a dinâmica da asa. Como exemplo, a resposta livre amortecida de um sistema massa-mola-amortecedor foi simulada, ilustrando o comportamento oscilatório da estrutura em um modo fundamental:

9.1 - Cálculo da Frequência Natural de uma Asa como Viga Engastada-Livre

Este código estima a primeira frequência natural de flexão da asa, modelada como viga engastada-livre.

% --- Parâmetros da Asa ---

E = xxx; % módulo de elasticidade da fibra de vidro (Pa)

rho = xxx; % densidade aproximada do material (kg/m³)

L = xxx; % envergadura da asa (m)

b = xxx; % corda (m)

$t = \text{xxx};$ % espessura média da casca da asa (m)

% Área e Inércia

$A = b * t;$ % área da seção (m^2)

$I = (b * t^3) / 12;$ % momento de inércia aproximado (m^4)

$m = \rho * A;$ % massa por unidade de comprimento (kg/m)

% --- Frequência Natural ---

$\beta = 1.875;$ % coeficiente modo fundamental (engastado-livre)

$\omega_n = (\beta^2 * \sqrt{EI / (m * L^4)});$ % frequência natural (rad/s)

$f_n = \omega_n / (2 * \pi);$ % frequência em Hz

$\text{disp}(['\text{Frequência natural da asa: ', num2str}(f_n), ' \text{Hz}']);$

9.2 - Estimativa da Velocidade Crítica de Flutter

Modelo simplificado para estimar a velocidade crítica de flutter pelo acoplamento entre flexão e torção.

% --- Parâmetros da Asa ---

$m = \text{xxx};$ % massa da semi-asa (kg)

$K_t = \text{xxx};$ % rigidez torcional ($\text{N} \cdot \text{m/rad}$)

$b = \text{xxx};$ % semi-corda (m)

$\rho = \text{xxx};$ % densidade do ar (kg/m^3)

% --- Cálculo da Velocidade Crítica de Flutter ---

$V_f = \sqrt{K_t / (\rho * b^2 * m)};$

$\text{disp}(['\text{Velocidade crítica de flutter: ', num2str}(V_f), ' \text{m/s}']);$

9.3 - Resposta Livre de Vibração (Simulação Temporal)

Simulação do deslocamento de uma asa sujeita a vibração livre amortecida.

% --- Parâmetros do Sistema ---

$\omega_n = \text{xxx};$ % frequência natural (rad/s)

$\zeta = \text{xxx};$ % fator de amortecimento

```
x0 = xxx;          % deslocamento inicial (m)
v0 = xxx;          % velocidade inicial (m/s)

% --- Simulação Temporal ---
t = linspace(0, 5, 1000); % tempo (s)
wd = wn*sqrt(1 - zeta^2); % frequência amortecida
x = exp(-zeta*wn*t).*(x0*cos(wd*t) + (v0+zeta*wn*x0)/wd*sin(wd*t));

% --- Gráfico ---
figure;
plot(t, x, 'LineWidth', 1.5);
xlabel('Tempo (s)');
ylabel('Deslocamento (m)');
title('Resposta Livre Amortecida da Asa');
grid on;
```

Os cálculos numéricos foram realizados em MATLAB para estimar as frequências naturais, a velocidade crítica de flutter e a resposta temporal de vibração.

A rigidez torcional ($K\theta$) da semi-asa é um parâmetro-chave para estimativas de velocidade crítica de flutter. Em seções simples $K\theta$ pode ser estimada analiticamente por $K\theta \approx GJ/L$, onde J é a constante torsional da seção e L é a distância até a qual se considera a rotação (ex.: semi-envergadura).

No presente artigo foram considerados dois enfoques: (i) uma estimativa analítica para uma longarina tubular (valores representativos), resultando em $K\theta \approx 250 \text{ N}\cdot\text{m/rad}$; (ii) simulações numéricas em ANSYS (procedimento de aplicação de torque na ponta e medição de ângulo), cuja validação experimental permanece como etapa futura. Utilizando o modelo simplificado de flutter $V_f \approx \sqrt{K\theta/(\rho b^2 m)}$ com $b=0,165 \text{ m}$ e $m \approx 0,8 \text{ kg}$, obteve-se $V_f \approx 96,8 \text{ m/s}$, demonstrando margem ampla em relação à velocidade operacional do projeto ($\sim 30 \text{ m/s}$).

10. Conclusões

O estudo das vibrações mecânicas em asas é essencial para garantir tanto a segurança estrutural quanto o desempenho aerodinâmico de aeronaves. No contexto da aeroelasticidade, o fenômeno do flutter

representa um dos maiores desafios, pois surge do acoplamento entre flexão e torção em condições críticas de voo, podendo comprometer a integridade da aeronave em frações de segundo.

Em projetos acadêmicos como o SAE BRASIL AeroDesign, a análise de vibrações adquire importância ainda maior, uma vez que as aeronaves não tripuladas apresentam características distintas em relação a aeronaves convencionais: menor escala, peso reduzido, uso de materiais compósitos leves e grande flexibilidade estrutural. Esses fatores aumentam a suscetibilidade a oscilações e instabilidades aeroelásticas, exigindo atenção especial desde as fases iniciais de dimensionamento.

A experiência da equipe Taperá AeroDesign demonstrou a relevância de integrar análises numéricas, ensaios práticos e observações em voo para compreender o comportamento vibracional da asa. Apesar das limitações de infraestrutura, como a ausência de ensaios em túnel de vento, foi possível identificar modos de vibração e avaliar margens de segurança adequadas, assegurando que a aeronave opere dentro de seu envelope de voo.

Como perspectiva de melhoria, destaca-se o uso de simulações aeroelásticas mais avançadas, que integrem de forma mais realista as interações entre fluxo aerodinâmico e resposta estrutural. Além disso, a incorporação da análise aeroelástica já na etapa de concepção do projeto permitirá reduzir retrabalhos e aumentar a eficiência estrutural, resultando em aeronaves mais seguras e competitivas.

Assim, o presente estudo reforça a importância de se considerar as vibrações mecânicas não apenas como um problema a ser controlado, mas como um aspecto fundamental do processo de projeto de aeronaves experimentais e de competição, contribuindo diretamente para a evolução técnica dos estudantes e para o avanço do conhecimento aplicado em engenharia aeronáutica.

11. Referências Bibliográficas

SILVA, R. G. A. Análise Aeroelástica no Espaço de Estados Aplicada a Aeronaves de Asa Fixa. 1994. 194 f. Dissertação (Mestre em Engenharia Mecânica). Escola de Engenharia de São Carlos, USP. São Carlos, 1994.

Ceerdle J. Whirl Flutter of Turboprop Aircraft Structures. 1st ed. Oxford: Elsevier Science; 2015.

GARRICK, I.E and REED, W.H. Historical Development of Aircraft Flutter, AIAA 81-0491, J. Aircraft, vol.18, no.11, November 1981.

WEISSHAAR, T. A. Aeroelasticity, an introduction to fundamental problems - with an historical perspective, examples and homework problems. 2012.

DOBBRO, G. G. R. Determinação de frequências naturais de passarela de concreto:

análise modal experimental e método dos elementos finitos – Monografia - Universidade Federal de Santa Catarina, 2018.

ANDERSON, J.D.; Aircraft Performance And Design. AIAA, 1999.

RODRIGUES, L. E. MIRANDA. J. Fundamentos da Engenharia Aeronáutica Aplicações ao Projeto Aerodesign. Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo. São Paulo, SP. 2014.