

UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO GRANDE DO SUL
ESCOLA DE ENGENHARIA - CURSO DE ENGENHARIA MECÂNICA
TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

DESENVOLVIMENTO E CALIBRAÇÃO DE UM MODELO NUMÉRICO DE UMA ASA
DE VANT PARA APLICAÇÕES EM AEROELASTICIDADE

por

Camila Elizabeth da Silveira Zanin

Monografia apresentada ao Departamento de Engenharia Mecânica da Escola de Engenharia da Universidade Federal do Rio Grande do Sul, como parte dos requisitos para obtenção do diploma de Engenheiro Mecânico.

Porto Alegre, novembro de 2020

DADOS INTERNACIONAIS DE CATALOGAÇÃO

da Silveira Zanin, Camila Elizabeth
Desenvolvimento e Calibração de um Modelo Numérico
de uma Asa de VANT para Aplicações em Aeroelasticidade
/ Camila Elizabeth da Silveira Zanin. -- 2020.
15 f.
Orientador: Jakson Manfredini Vassoler.

Trabalho de conclusão de curso (Graduação) --
Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Escola de
Engenharia, Curso de Engenharia Mecânica, Porto
Alegre, BR-RS, 2020.

1. Aeroelasticidade. 2. Modelo Numérico. 3.
Calibração. I. Manfredini Vassoler, Jakson, orient.
II. Título.

Camila Elizabeth da Silveira Zanin

DESENVOLVIMENTO E CALIBRAÇÃO DE UM MODELO NUMÉRICO DE UMA ASA
DE VANT PARA APLICAÇÕES EM AEROELASTICIDADE

ESTA MONOGRAFIA FOI JULGADA ADEQUADA COMO PARTE DOS
REQUISITOS PARA A OBTENÇÃO DO TÍTULO DE
ENGENHEIRO MECÂNICO
APROVADA EM SUA FORMA FINAL PELA BANCA EXAMINADORA DO
CURSO DE ENGENHARIA MECÂNICA

Prof. Mário Roland Sobczyk Sobrinho
Coordenador do Curso de Engenharia Mecânica

Área de Concentração: Mecânica dos Sólidos

Orientador: Prof. Jakson Manfredini Vassoler

Comissão de Avaliação:

Prof. Jakson Manfredini Vassoler

Prof. Felipe Tempel Stumpf

Prof. Daniel Milbrath De Leon

Porto Alegre, novembro de 2020

AGRADECIMENTOS

Gostaria de dedicar este trabalho a todos que, de alguma forma, foram responsáveis por tornar este trabalho uma realidade.

Agradeço à minha família por todo apoio e amor que sempre me deram, em especial aos meus pais, Eliane e Ademar, pela educação que me permitiu chegar até aqui, e ao meu irmão, Carlos Henrique, por sempre ter sido meu exemplo.

Agradeço também ao meu companheiro e amigo, Gabriel de Carvalho, por sempre se fazer presente, apesar de toda distância física.

Não poderia deixar de agradecer aos amigos que fiz durante a graduação, em especial às minhas futuras colegas de profissão, Gabriela Oliveira e Jennifer Bringhenti, por terem tornado essa trajetória muito mais leve.

Agradeço também aos amigos que fiz durante o intercâmbio, em especial à Laura Réquia, por terem compartilhado comigo essa experiência tão enriquecedora e por sempre estarem ao meu lado desde então.

Agradeço ao Professor Jakson Manfredini Vassoler pela confiança depositada em mim e pela orientação ao longo deste trabalho.

Agradeço também aos integrantes da equipe UFRGS PAMPA AeroDesign, em especial ao aluno Gustavo Fett, por todo suporte durante a realização deste trabalho.

Da Silveira Zanin, Camila Elizabeth. **Desenvolvimento e Calibração de um Modelo Numérico de uma Asa de VANT para Aplicações em Aeroelasticidade**. 2020. 15 pgs. Monografia de Trabalho de Conclusão do Curso em Engenharia Mecânica – Curso de Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre, 2020.

RESUMO

Um dos maiores desafios da indústria aeronáutica é reduzir o impacto ambiental das aeronaves, tornando suas estruturas mais eficientes energeticamente e mecanicamente. Este objetivo se reflete no desenvolvimento de aeronaves mais leves, com um menor consumo de combustível. Inovações como estas têm produzido também estruturas alares mais flexíveis que, em voo, estão sujeitas à ação de fenômenos aeroelásticos, como o *flutter*, que podem ser catastróficos. A correta previsão deste fenômeno inicia no desenvolvimento de um modelo que represente adequadamente a estrutura do ponto de vista dinâmico. Este modelo pode ter diferentes níveis de detalhamento do ponto de vista de projeto, porém depende de calibração para ter capacidade de predição de suas características dinâmicas. Neste contexto, este trabalho apresenta o estudo e o desenvolvimento de um modelo numérico representativo de uma asa da aeronave de competição JF-02 da equipe UFRGS PAMPA AeroDesign e de um projeto experimental capaz de fornecer informações úteis para sua calibração. A fim de representar fielmente o modelo físico, o modelo numérico é calibrado utilizando dados de ensaios de flexão e vibração livre. Os resultados demonstram que, com a calibração, as propriedades de rigidez e massa da asa melhoram de forma significativa frente aos experimentos, tornando o modelo mais adequado para análises aeroelásticas.

PALAVRAS-CHAVE: ensaio de flexão, ensaio de vibrações, modelos mecânicos, aeroelasticidade, calibração.

Da Silveira Zanin, Camila Elizabeth. **Development and Calibration of a Numerical Model of a VANT Wing for Aeroelastic Applications**. 2020. 15 pgs. Mechanical Engineering End of Course Monography – Mechanical Engineering degree, The Federal University of Rio Grande do Sul, Porto Alegre, 2020.

ABSTRACT

One of the biggest challenges of the aeronautical industry is to reduce the environmental impact of aircrafts, making their structures more energetically and mechanically efficient. This objective is reflected in the development of lighter aircrafts, with lower fuel consumption. These innovations have also produced more flexible wing structures that are subjected to the action of aeroelastic phenomena in flight, such as *flutter*, which can be catastrophic. The correct prediction of this phenomenon starts with the development of a model that represents adequately the structure from a dynamic point of view. This model can have different levels of detail from the design point of view. However, it depends on calibration to be able to predict its dynamic characteristics. In this context, this work presents the study and development of a representative numerical model of a wing of the competition aircraft JF-02 from the UFRGS PAMPA AeroDesign team and of an experimental project capable of providing useful information for its calibration. In order to accurately represent the physical model, the numerical model is calibrated using data from flexion and free vibration tests. The results show that, with the calibration, the wing's rigidity and mass properties improve significantly compared to the experiments, making the model more suitable for aeroelastic analyzes.

KEYWORDS: flexion test, vibration test, mechanical models, aeroelasticity, calibration.

NOMENCLATURA

\bar{M}	Matriz de massa
\bar{C}	Matriz de amortecimento
\bar{K}	Matriz de rigidez
F	Vetor de força
x	Vetor da deformação estrutural
F_a	Forças aerodinâmicas
F_e	Forças externas
K_h	Rigidez transversal
K_T	Rigidez torcional
E	Módulo de elasticidade
ν	Coefficiente de Poisson
G	Módulo de elasticidade transversal
ρ	Densidade
m	Conjunto de parâmetros constitutivos
ω	Vetor de frequências naturais
f^F	Função objetivo de força
f^ω	Função objetivo de frequência

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	1
2	OBJETIVOS	1
3	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	2
3.1	Fundamentos de Aeroelasticidade	2
3.2	Dinâmica Estrutural	3
3.3	Modelos Equivalentes	4
3.3.1	Identificação de Parâmetros do Modelo Equivalente	5
3.4	Caracterização Modal	6
3.5	Obtenção de Dados Experimentais	7
4	METODOLOGIA	8
4.1	Ensaio Experimentais	8
4.2	Modelo Numérico	9
4.3	Problema Inverso	11
5	RESULTADOS E DISCUSSÕES	12
5.1	Ajustes do Modelo Numérico	12
5.2	Análise Modal	14
6	CONCLUSÕES	14
	REFERÊNCIAS	16

1 INTRODUÇÃO

Com o objetivo de tornar as estruturas de aeronaves mais eficientes e sua concepção menos dependente de testes experimentais custosos, estudos numéricos se tornam indispensáveis. O sucesso destas análises depende significativamente da capacidade do modelo mecânico de representar o fenômeno de interesse. Em estruturas complexas com muitos componentes e junções, como asas de veículos aéreos não tripulados (VANTS), a construção de um modelo mecânico e sua validação representa um dos principais desafios para ter segurança na utilização dos seus dados em análises aeroelásticas. No caso do fenômeno de *flutter*, um dos principais interesses é ter um modelo capaz de representar de forma acurada a rigidez da asa, frente aos principais modos de excitação de instabilidade aeroelástica, e a sua distribuição de massa.

A complexidade do modelo mecânico pode variar muito, podendo ser extremamente simplificada, como um grau de liberdade com uma mola e uma massa, ou extremamente detalhado com todos os componentes e junções. Em modelos com um nível mínimo de detalhamento da estrutura, o método numérico de Elementos Finitos (*FEM*) é uma ferramenta de projeto versátil, especialmente quando as propriedades dinâmicas precisam ser examinadas.

Contudo, devido às complexidades e às incertezas das estruturas, modelos numéricos não costumam ser fielmente representativos. Nem todos os detalhes construtivos, como junções por adesivos, parafusos, ou mesmo outros acoplamentos flexíveis, podem ser transferidos para um modelo numérico de forma acurada. As próprias dimensões dos componentes e propriedades dos materiais utilizados podem representar fatores de incerteza.

A fim de obter um modelo numérico com um comportamento estrutural mais confiável, resultados experimentais devem ser utilizados para a calibração do modelo mecânico. Considerando-se o comportamento dinâmico das estruturas, a determinação experimental do modelo modal é essencial para essa calibração, pois, embora incompleto - devido à falta de um número suficiente de modos de vibração e locais medidos - o modelo modal obtido experimentalmente representa fielmente o comportamento dinâmico da estrutura (HE; FU, 2001).

2 OBJETIVOS

Frente ao contexto apresentado, este trabalho tem como objetivo principal o estudo e o desenvolvimento de uma metodologia para obter um modelo numérico representativo de uma asa da aeronave que possa ser utilizado com mais confiança em análises de *flutter*. A asa em estudo é do protótipo de competição JF-02 da equipe UFRGS PAMPA AeroDesign.

Como objetivos secundários, pretende-se:

- Obter um modelo mecânico numérico com nível de detalhe suficiente para ser adaptado para análises de falha por sobrecarga, em *software* comercial de elementos finitos;
- Obter dados experimentais úteis para calibração do modelo, relacionados a rigidez e distribuição de massa da asa, através de uma banca experimental projetada especificamente para este fim;
- Desenvolver um algoritmo de otimização paramétrica *FEMU* para calibração de alguns parâmetros do modelo mecânico;

- Formar uma base para o desenvolvimento de modelos numéricos para a análise do comportamento aeroelástico de aeronaves em futuros projetos da equipe.

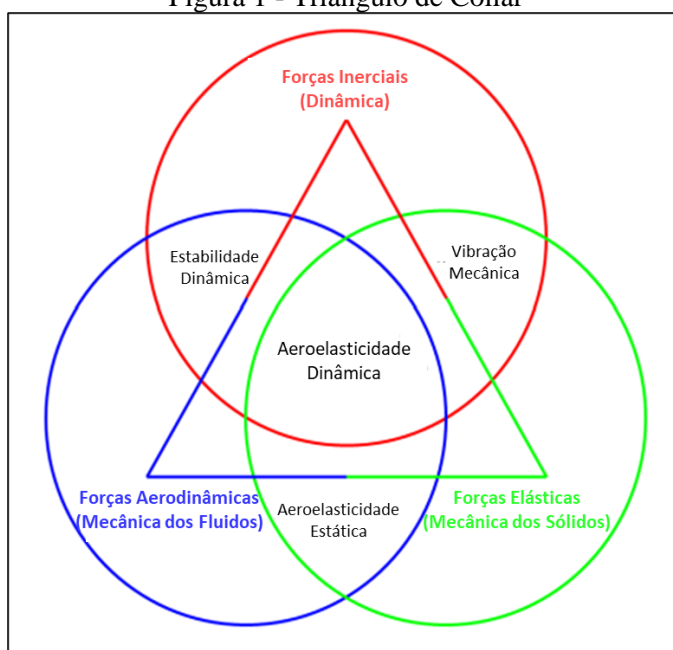
Cabe ressaltar que este estudo é uma continuação de trabalhos que foram desenvolvidos no Grupo de Mecânica Aplicada (GMAp) para serem utilizados nas análises aeroelásticas dos protótipos do projeto AeroDesign. Os primeiros trabalhos (ROLDO, 2016; VIEIRA, 2016) foram focados apenas na otimização de projetos para melhorias frente a instabilidades aeroelásticas, onde as análises aeroelásticas eram realizadas, porém, sem qualquer cuidado para que o modelo mecânico fosse realmente representativo. Este trabalho busca contribuir exclusivamente no desenvolvimento do modelo mecânico, na mesma linha de caracterização proposta por Todeschini (2019).

3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

3.1 Fundamentos de Aeroelasticidade

A aeroelasticidade estuda as interações entre as forças aerodinâmicas, elásticas e inerciais entre uma estrutura e o fluido que a rodeia (CAÑÓN, 2016). Essas interações na aeroelasticidade clássica são frequentemente representadas pelo triângulo de Collar, que pode ser complementado por um diagrama de Venn, conforme a Figura 1.

Figura 1 - Triângulo de Collar



Fonte: Adaptado de CAÑÓN, 2016

Como observado na Figura 1, a aeroelasticidade clássica pode ser dividida em duas grandes áreas: a estática, que estuda as interações entre forças aerodinâmicas e elásticas, e a dinâmica, que, além das forças aerodinâmicas e elásticas, considera também as forças inerciais. Além disso, desenvolvimentos mais recentes adicionaram nós a este triângulo, a fim de considerar a interação entre a aeroelasticidade e os sistemas de controle e os efeitos térmicos,

resultando em um hexaedro mais representativo da aeroelasticidade moderna (FRIEDMANN, 1999).

Na área da aeroelasticidade dinâmica, o fenômeno mais comum é o *flutter*, uma instabilidade aeroelástica vibratória e auto excitada, que depende de uma velocidade e altitude mínima de voo para que dois ou mais modos de vibração da estrutura estudada interajam ou se acoplem (WEISSHAAR, 2012).

3.2 Dinâmica Estrutural

A equação fundamental da dinâmica estrutural é o sistema acoplado massa-rigidez-amortecimento, conforme a equação

$$\bar{M}\ddot{x}(t) + \bar{C}\dot{x}(t) + \bar{K}x(t) = F(t) , \quad (1)$$

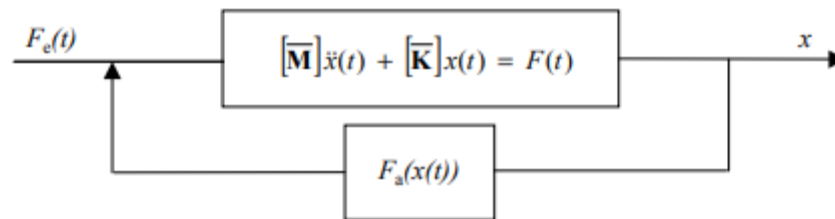
onde \bar{M} é a matriz de massa, \bar{C} é a matriz de amortecimento, \bar{K} é a matriz de rigidez, F é o vetor de força e x é o vetor da deformação estrutural.

Na aeroelasticidade, o vetor F representa as forças aerodinâmicas aplicadas na estrutura que podem ser divididas em forças aerodinâmicas induzidas pela deformação estrutural, $F_a(x)$, e forças externas, $F_e(t)$. As forças $F_e(t)$ são geralmente fornecidas, enquanto as $F_a(x)$ são calculadas (ZONA TECHNOLOGY INC., 2011). Além disso, forças que dependem do movimento, como amortecimento, tanto estruturais quanto viscosas, podem ser integradas ao vetor de força (GUENDEL, 2000). Dessa forma, a Equação 1 pode ser reescrita como

$$\bar{M}\ddot{x}(t) + \bar{K}x(t) = F_a(x) + F_e(t) . \quad (2)$$

Como $F_a(x)$ depende da deformação estrutural $x(t)$, essa relação pode ser interpretada como uma resposta aerodinâmica, ilustrada no diagrama da Figura 2.

Figura 2 - Diagrama do problema de aeroelasticidade



Fonte: ZONA TECHNOLOGY INC., 2011

A Figura 2 representa um problema de resposta dinâmica expresso por

$$\bar{M}\ddot{x}(t) + \bar{K}x(t) - F_a(x) = F_e(t) . \quad (3)$$

O lado esquerdo da Equação 3 representa um sistema dinâmico de malha fechada que pode ser auto excitado, gerando um problema de estabilidade conhecido como *flutter* e representado por

$$\bar{M}\ddot{x}(t) + \bar{K}x(t) - F_a(x) = 0 . \quad (4)$$

Devido a não linearidade do problema, a sua resolução requer o uso de um método muito custoso computacionalmente, conhecido como CFD (Computational Fluid Dynamics). No entanto, a prática industrial convencional de análise de *flutter* é reformular a Equação 4 em um conjunto de sistemas lineares e determinar o limite de *flutter* resolvendo um problema de autovalores (ZONA TECHNOLOGY INC., 2011), no qual o conjunto de autovalores representa as frequências naturais do sistema e o conjunto de autovetores representa os modos naturais de vibração do sistema.

Assim, os termos de massa \bar{M} e rigidez \bar{K} que devem ser representativos da estrutura. Estes termos frequentemente necessitam de calibração, pois divergem dos valores previstos em projetos, mesmo quando modelos numéricos baseados em CAD detalhados são utilizados, devido a variações na montagem, folgas, pré-cargas, junções, massas não previstas, entre outros.

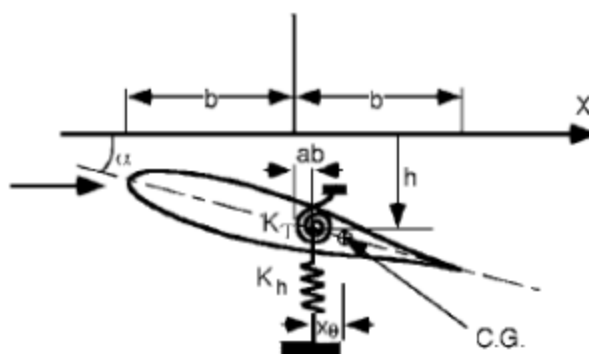
3.3 Modelos Equivalentes

Os modelos aeroelásticos devem incluir detalhes suficientes para prever o que acontece dinamicamente com a estrutura estudada em diferentes velocidades e altitudes. Assim, os modelos não precisam ser tão detalhados como um modelo de análise de tensão, podendo ser bem simplificados. Um exemplo é a representação de uma asa como uma viga simples, que pode ser apropriada para estimar as frequências naturais de uma asa, mas inadequada para estimar as tensões em uma nervura (WEISSHAAR, 2012).

A seleção do modelo depende do nível de fidelidade exigido. Modelos de elementos finitos podem ser necessários para obter uma análise precisa de *flutter*, visto que estruturas reais têm massa distribuída, o que requer um grande número de graus de liberdade para a devida distribuição da massa. Além disso, é importante lembrar que o número de graus de liberdade determina o tempo de execução do computador, uma vez que cada grau de liberdade tem uma equação de movimento associada. Assim, limitar o número de graus de liberdade do modelo enquanto se mantém a precisão faz parte dos problemas de modelagem (WEISSHAAR, 2012).

A abordagem mais simples possível para uma simplificação de uma estrutura alar, a ser analisada com relação ao seu comportamento aeroelástico, é a da seção típica (Figura 3), onde a asa é reduzida a duas rigidezes, uma representando a rigidez transversal (K_h) e outra representando a rigidez torcional (K_T), portanto, um modelo de dois graus de liberdade (h, α), com a corda e o centro elástico da asa como referência (NAM; KIM; WEISSHAAR, 2001).

Figura 3 - Seção típica de uma asa



Fonte: NAM; KIM; WEISSHAAR, 2001

Porém, de forma geral, existem diversas propostas. Vergani (2017) desenvolveu um método analítico através da equação do movimento para uma seção típica com dois graus de liberdade, torção e flexão, combinadas com o modelo aerodinâmico não estacionário de Theodorsen. Guo, et al. (2006) estudaram uma asa com maior grau de complexidade, modelando estruturalmente uma asa retangular como uma viga de seção trapezoidal. Outras abordagens foram feitas por De Leon (2011), Stanford, et al. (2014) e Roldo (2016), as quais analisaram uma asa como uma placa plana retangular sob efeito de *flutter*, com enfoque na otimização da orientação das fibras do compósito existente na placa. Vieira (2016) propôs um modelo um pouco mais próximo de uma estrutura real de asa contendo um preenchimento de isopor recoberto por uma superfície de fibra de vidro, utilizando elementos de casca para o laminado e elementos tetraédricos para o isopor. Todavia, nenhuma forma de calibração frente a dados experimentais foi empregada nesta abordagem.

Todeschini (2019) propôs um modelo numérico com as principais estruturas presentes na asa real, utilizando elementos de casca. Além disso, o modelo numérico foi ajustado com valores de ensaios experimentais de flexão e de torção, a fim de representar de forma mais fiel as características da asa. A massa do modelo foi calibrada por pesagem da asa. Todavia, não foi realizado nenhum ensaio mecânico que levasse em conta a massa da asa.

Já He e Fu (2001) defendem que a calibração do modelo numérico com dados experimentais do modelo modal é essencial para a representação fiel do comportamento dinâmico das estruturas, visto que, embora incompleto - devido à falta de um número suficiente de modos de vibração e locais medidos - o modelo modal obtido experimentalmente representa fielmente o comportamento dinâmico da estrutura.

3.3.1 Identificação de Parâmetros do Modelo Equivalente

Otimizar um problema significa encontrar o conjunto de variáveis de entrada que minimiza (ou maximiza) a sua função objetivo (CAVAZZUTI, 2013).

Em um problema de otimização, é necessário identificar primeiramente o problema a ser otimizado. Em seguida, deve-se abordar as variáveis que influenciam o problema, ou seja, deve-se buscar um conjunto de parâmetros de entrada capaz de caracterizar completamente o problema do ponto de vista do projeto. Visto que a complexidade de um problema de otimização cresce com o número de variáveis, é essencial um estudo preliminar para avaliar quais são as variáveis mais importantes a serem abordadas. Uma variável é considerada importante se suas variações afetarem significativamente a medida de desempenho do problema (CAVAZZUTI, 2013).

Uma vez que o problema e suas variáveis de entrada são definidos, uma forma de avaliar o desempenho do problema para uma dada amostra é necessária. Dessa forma, busca-se uma ligação entre as variáveis de entrada e uma medida de desempenho. Essa medida é chamada de função objetivo e o intervalo de seus valores possíveis é o espaço de solução.

Um algoritmo de otimização é um critério para gerar novas amostras a serem avaliadas em termos da função objetivo (CAVAZZUTI, 2013). Esses algoritmos podem ser classificados de acordo com vários princípios. Seguem algumas classificações:

- Otimização determinística: refere-se a algoritmos onde uma programação matemática rígida é seguida e nenhum elemento aleatório aparece. Geralmente, dependem do cálculo ou da estimativa do gradiente da função objetivo e da matriz Hessiana na vizinhança de uma amostra;

- Otimização estocástica: refere-se a algoritmos em que há presença de aleatoriedade no procedimento de busca. Um dos seus subconjuntos é a otimização evolutiva;
- Otimização local: refere-se a algoritmos de otimização que podem ficar presos em mínimos (ou máximos) locais. Este é geralmente o caso da otimização determinística, uma vez que os algoritmos baseados em gradiente procuram pontos estacionários na função objetivo, não encontrando necessariamente o mínimo (ou máximo) global da função objetivo;
- Otimização global: refere-se a algoritmos de otimização que são capazes de superar mínimos locais (ou máximos) e buscar o ótimo global. Este é geralmente o caso da otimização estocástica, uma vez que não é baseada em gradiente.

Neste trabalho, parâmetros a serem otimizados devem estar relacionadas com a rigidez à flexão e a massa. Neste caso, são candidatos naturais o módulo de elasticidade dos materiais e suas densidades. As grandezas que farão parte da função objetivo devem ser relacionadas com a resposta experimental. No caso de ensaio de flexão e modal, os candidatos naturais, que são medidos, são o histórico de força e a frequência natural do modo mais susceptível a *flutter*. Por se tratarem de diferentes grandezas, algum tipo de escalarização pode ser utilizada para construir a função objetivo.

3.4 Caracterização Modal

Análise modal é o processo de determinação das características dinâmicas inerentes de um sistema em forma de frequências naturais, fatores de amortecimento e formas modais, e o uso desses parâmetros para a formulação de um modelo matemático que descreva o comportamento dinâmico do sistema (HE; FU, 2001).

A análise modal é baseada no fato de que a resposta à vibração de um sistema dinâmico linear invariante no tempo pode ser expressa como a combinação linear de um conjunto de movimentos harmônicos simples chamados de modos naturais de vibração. Os modos naturais de vibração são inerentes a um sistema dinâmico e são determinados completamente por suas propriedades físicas (massa, rigidez, amortecimento) e suas distribuições espaciais. Cada modo é descrito em termos de seus parâmetros modais: frequência natural, o fator de amortecimento modal e o padrão de deslocamento característico, ou seja, a forma do modo.

Um modelo modal pode ser obtido por meio de uma análise teórica ou experimental. A análise modal teórica depende da descrição das propriedades físicas de um sistema, o que geralmente contém as matrizes de massa, rigidez e amortecimento do sistema. Já a análise modal experimental obtém o modelo modal a partir de dados medidos em forma de função de respostas em frequência (FRF) ou de respostas ao impulso. Uma vez que o modelo modal é obtido, uma série de aplicações podem ser feitas em problemas de vibração, como: controle de vibrações, previsão de respostas estruturais, detecção de danos estruturais e correlação entre modelos de elementos finitos e resultados experimentais.

A análise de elementos finitos, como uma abordagem de modelagem numérica, é uma ferramenta de projeto versátil, especialmente quando as propriedades dinâmicas precisam ser examinadas. Porém, devido às complexidades e às incertezas das estruturas, não é realista esperar que tal modelo numérico seja fielmente representativo. Assim, a determinação experimental do modelo modal é essencial para a calibração do modelo numérico, pois, embora incompleto - devido à falta de um número suficiente de modos de vibração e locais medidos -

o modelo modal obtido experimentalmente representa fielmente o comportamento dinâmico da estrutura (HE; FU, 2001).

3.5 Obtenção de Dados Experimentais

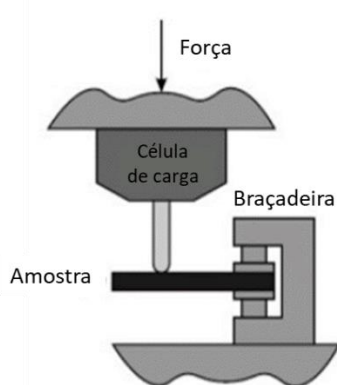
Os resultados de testes modais experimentais podem ser utilizados para determinar as frequências naturais e formas modais de uma estrutura, assim como para calibrar um modelo numérico de elementos finitos.

A Análise Modal Experimental (EMA) é um método muito adotado para identificar os parâmetros dinâmicos das estruturas e apresentar um modelo matemático ou modal. Esse método estima os parâmetros modais de estruturas com base na força de entrada artificial conhecida e nas respostas de saída registradas. A força de entrada é aplicada às estruturas utilizando *shakers* (excitação controlada) ou martelos de impacto (excitação de impacto) e as respostas de saída são geralmente medidas por acelerômetros (sensores de vibração) (GHALISHOOYAN; SHOOSHTARI, 2015). No laboratório do GMAp da UFRGS, há um *shaker* disponível para a realização de análises modais experimentais.

Como discutido anteriormente, a abordagem mais simples de uma estrutura alar a ser analisada com relação ao seu comportamento aeroelástico reduz a asa à rigidez de flexão e de torção (NAM; KIM; WEISSHAAR, 2001), dependendo das características das asas.

O teste de flexão mede a força necessária para fletir uma viga e determina a sua rigidez à flexão. Dispositivos de flexão de dois e três pontos são comumente usados, utilizando uma máquina que é operada no modo de compressão para um limite de deformação fixo ou para falha completa da viga (SHRIVASTAVA, 2018). Neste estudo, utilizou-se um dispositivo de dois pontos, conforme mostra a Figura 4:

Figura 4 - Dispositivo de ensaio de flexão de dois pontos



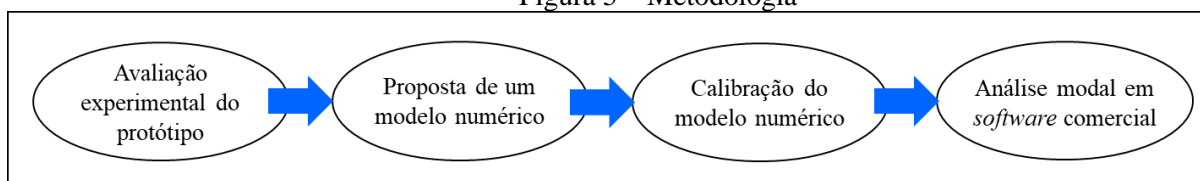
Fonte: Adaptado de SHRIVASTAVA, 2018

Já um teste de torção mede o torque necessário para torcer uma amostra e determina a sua rigidez torcional. Neste tipo de teste, bloqueia-se uma das extremidades da amostra, enquanto uma máquina é posicionada na outra extremidade e operada no modo de torção.

4 METODOLOGIA

Na metodologia do presente trabalho, desenvolveu-se um modelo numérico simplificado, construído em um *software* comercial de elementos finitos, para a realização de uma análise modal, e um projeto experimental com ensaio de flexão e ensaio modal para identificar a primeira frequência natural à flexão. Com o modelo desenvolvido e os dados experimentais, é então realizada uma calibração do modelo proposto com base em dois ensaios experimentais da asa. A metodologia utilizada, detalhada a seguir, é composta por quatro passos, conforme mostra a Figura 5:

Figura 5 – Metodologia

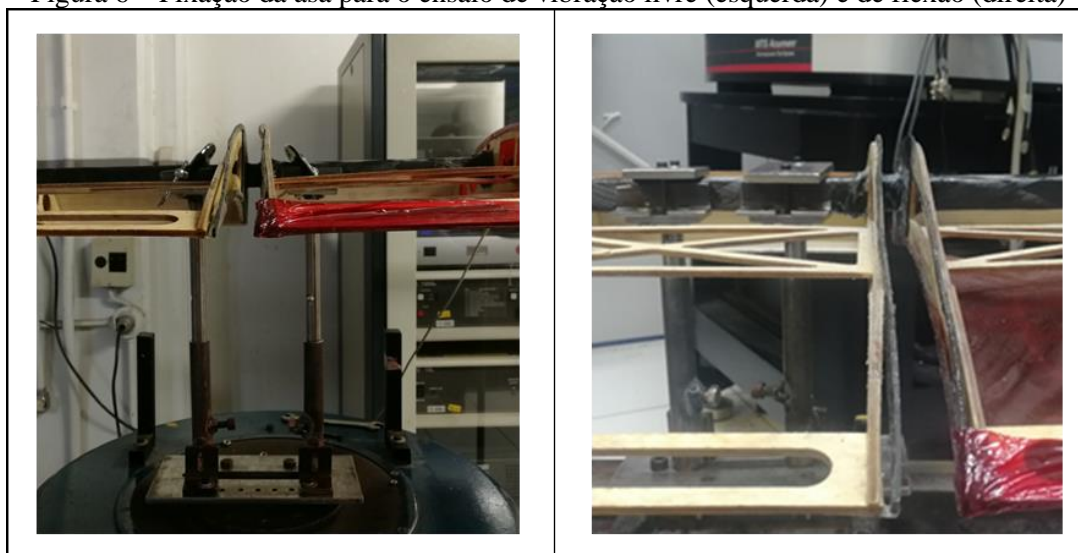


Fonte: O autor (2020)

4.1 Ensaios Experimentais

A fim de calibrar o modelo numérico, foram realizados testes de flexão e vibração livre na asa. Para a realização desses ensaios mecânicos, desenvolveu-se uma bancada de testes com o auxílio da equipe UFRGS PAMPA AeroDesign, onde a asa é posicionada e a longarina é engastada na sua raiz, reproduzindo as condições de fixação da asa em relação à fuselagem da aeronave (Figura 6).

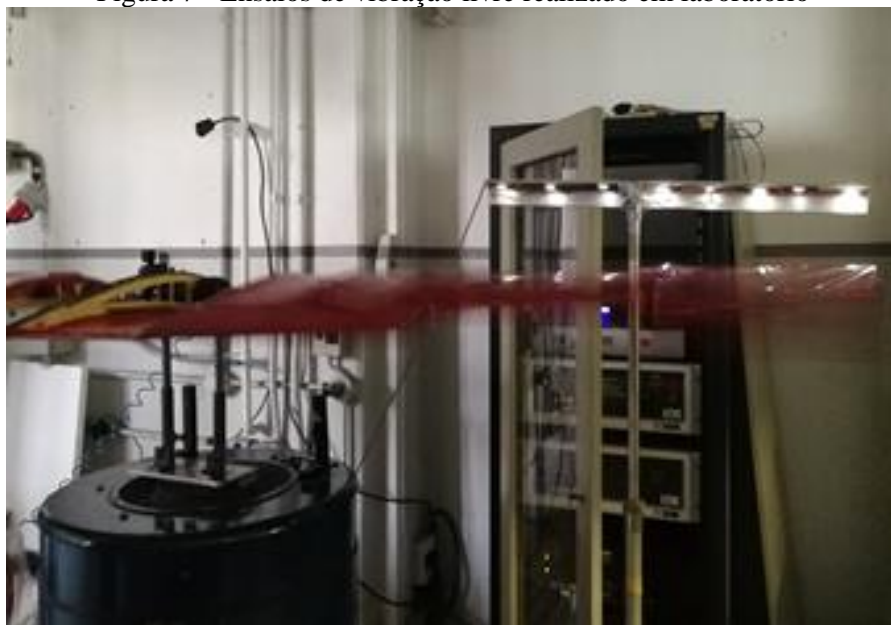
Figura 6 – Fixação da asa para o ensaio de vibração livre (esquerda) e de flexão (direita)



Fonte: O autor (2020)

O teste de vibração livre (Figura 7) foi realizado posicionando a asa no *shaker* disponível no laboratório do GMAp da UFRGS, variando as suas frequências de excitação e observando o comportamento da asa. Com o auxílio de um estroboscópio presente no mesmo laboratório, identificou-se o primeiro modo de flexão da estrutura da asa durante este ensaio.

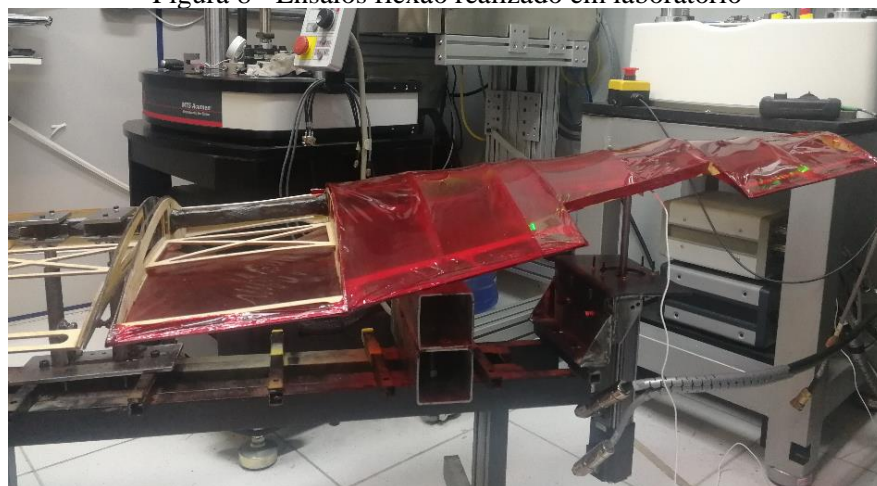
Figura 7 - Ensaio de vibração livre realizado em laboratório



Fonte: O autor (2020)

Para o ensaio de flexão (Figura 8), foi utilizada a máquina de ensaio TA ElectroForce 3200, também disponível no laboratório do GMAp, onde o atuador linear foi fixado na bancada experimental e apoiado sobre uma determinada posição da longarina. Assim, foi possível obter a curva de força-deflexão que é apresentada na seção 5.1, juntamente com os resultados do ajuste do modelo numérico.

Figura 8 - Ensaio flexão realizado em laboratório



Fonte: O autor (2020)

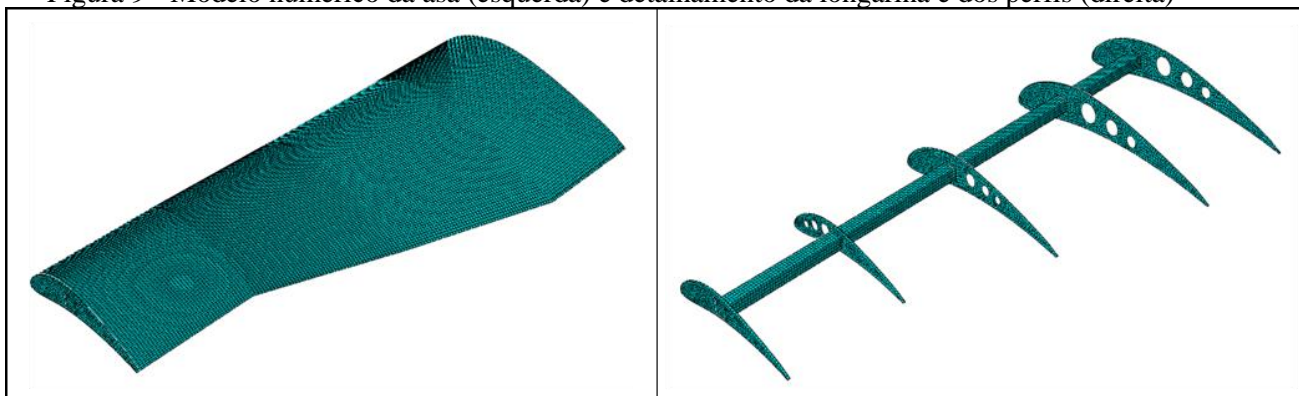
4.2 Modelo Numérico

A fim de desenvolver um modelo numérico o mais fiel possível à realidade, além da sua calibração com dados experimentais, as condições de contorno do modelo numérico foram adaptadas exatamente de forma a corresponderem às condições dos ensaios mecânicos experimentais. O modelo numérico foi desenvolvido no Abaqus®, *software* comercial de

elementos finitos, utilizando elementos de casca (S4R). Com o propósito de representar fielmente o comportamento mecânico da asa, reproduziu-se no modelo numérico as principais estruturas da asa, sendo elas: a longarina (viga que serve como principal componente estrutural da asa), os perfis de madeira balsa (que servem de esqueleto para a forma aerodinâmica da asa) e o envoltório de monokote (material termoplástico utilizado para cobrir a estrutura e dar a sua forma aerodinâmica).

O modelo geométrico da asa numérica foi baseado na aeronave JF-02, construída pela equipe UFRGS PAMPA Aerodesign em 2019. Assim, a asa numérica (Figura 9) possui 1100 mm de comprimento, perfil Eppler 423 e geometria mista, começando reta com 500 mm de corda, tornando-se trapezoidal e terminando reta com 300 mm de corda. Além disso, o modelo numérico possui 5 perfis de balsa ao longo de seu comprimento, uma longarina com seção caixão de 24 x 24 mm e um envoltório de monokote. Devido à característica da fixação da asa na fuselagem, a longarina da asa numérica foi engastada na sua raiz.

Figura 9 - Modelo numérico da asa (esquerda) e detalhamento da longarina e dos perfis (direita)



Fonte: O autor (2020)

As propriedades preliminares dos materiais foram obtidas dos dados utilizados no projeto. Os dados da fibra de carbono (Tabela 1) foram obtidos de um ensaio realizado no Laboratório de Polímeros (LAPOL) da UFRGS, que forneceu a fibra. As características mecânicas do monokote (Tabela 2) foram obtidas a partir de um ensaio de tração realizado no GMAp. A madeira balsa (Tabela 3) teve seus dados extraídos do site Matweb.

Tabela 1 - Propriedades da fibra de carbono utilizada no modelo numérico

Fibra de Carbono	E_1	E_2	ν_{12}	G_{12}
	129,8 GPa	9,11 GPa	0,31	3,16 GPa
	Espessura	Orientação 1	Orientação 2	ρ
	$3,75 \times 10^{-4}$ m	20°	-20°	1800 kg/m^3

Fonte: O autor (2020)

Tabela 2 - Propriedades do monokote utilizado no modelo numérico

Monokote	E_1	ρ	Espessura
	41,2 GPa	1700 kg/m^3	$2,7 \times 10^{-5}$ m

Fonte: O autor (2020)

Tabela 3 - Propriedades da madeira balsa utilizada no modelo numérico

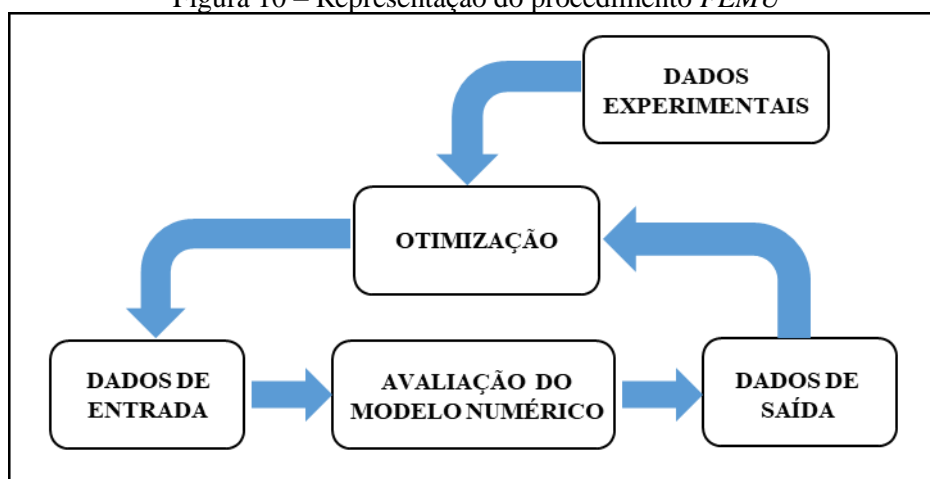
Madeira Balsa	E_1	E_2	E_3	G_{12}	G_{13}	G_{23}
	688 MPa	32,6 Mpa	32,6 MPa	7,29 MPa	1,25 MPa	7,29 MPa
	ν_{12}	ν_{13}	ν_{23}	ρ	Espessura	
	0,007	0,007	0,4797	91 kg/m ³	1x10 ⁻³ m	

Fonte: O autor (2020)

Todavia, essas propriedades servem apenas como uma base inicial para a construção do modelo numérico, visto que, com o objetivo de atingir um modelo que represente fielmente o comportamento estrutural da asa real, os parâmetros dos materiais podem ser ajustados no modelo numérico. Visto a construção da asa, a longarina é o principal componente estrutural e sua rigidez e massa devem ser predominantes na dinâmica da asa.

4.3 Problema Inverso

A fim de representar fielmente a asa, o modelo numérico foi ajustado por otimização de parâmetros, com base nos dados experimentais de vibração livre e de flexão. Para isso, utilizou-se uma metodologia que é baseado na técnica de Atualização por Método de Elementos Finitos (*FEMU*). A otimização busca minimizar a diferença entre os dados experimentais medidos e os resultados do modelo numérico do ensaio mecânico desenvolvido no *software* Abaqus[®]. Uma representação esquemática do procedimento *FEMU* implementado neste trabalho é apresentada na Figura 10.

Figura 10 – Representação do procedimento *FEMU*

Fonte: O autor (2020)

Um procedimento iterativo é realizado para determinar os parâmetros do material, minimizando a diferença entre os dados numéricos e experimentais. Assim, um conjunto de parâmetros é utilizado no modelo numérico a cada iteração do processo de otimização. Na Figura 10, os dados experimentais, obtidos a partir dos ensaios mecânicos, são inseridos na caixa de otimização. A caixa de otimização representa o processo que minimiza a diferença entre os dados numéricos (dados de saída) e os dados experimentais, onde o conjunto de parâmetros constitutivos (m) é definido a cada iteração. A caixa de avaliação do modelo numérico resolve o modelo de elementos finitos, fornecendo um vetor de forças de reação

(F^{num}) e um de frequências naturais (ω^{num}) como dados de saída. A função objetivo de força (f^F) é definida por (BRESOLIN; VASSOLER, 2020)

$$f^F(m) = \sum_{i=1}^n \left(\frac{(F_i^{exp} - F_i^{num}(m))^2}{\sqrt{\sum_{k=1}^n (F_k^{exp})^2}} \right), \quad (5)$$

onde n é o número de intervalos de avaliações. Por tratarem de diferentes grandezas, as funções objetivo são ponderadas por um valor constante, representado pela soma dos quadrados dos valores obtidos experimentalmente. Dessa forma, definiu-se a função objetivo de frequência (ω^f) por

$$f^\omega(m) = \frac{(\omega^{exp} - \omega^{num}(m))^2}{\omega^{exp}}. \quad (6)$$

As funções objetivo podem ser avaliadas separadamente, a fim de estudar cada resposta mecânica individualmente, ou somadas, formando uma única função objetivo escalarizada. Neste trabalho, para evitar mínimos locais, primeiro foi realizada uma busca para cada objetivo, e com bons valores iniciais, realizou-se a busca de parâmetros com ambas as funções simultaneamente.

Um algoritmo de Busca Direta (*Direct Search* ou *Pattern Search*), disponível na biblioteca do *software* MATLAB[®], foi utilizado para determinar os valores dos parâmetros constitutivos. Os métodos de Busca Direta buscam um conjunto de pontos em torno do ponto atual, procurando um em que o valor da função objetivo seja inferior ao valor no ponto atual, sem calcular ou aproximar os valores das derivadas.

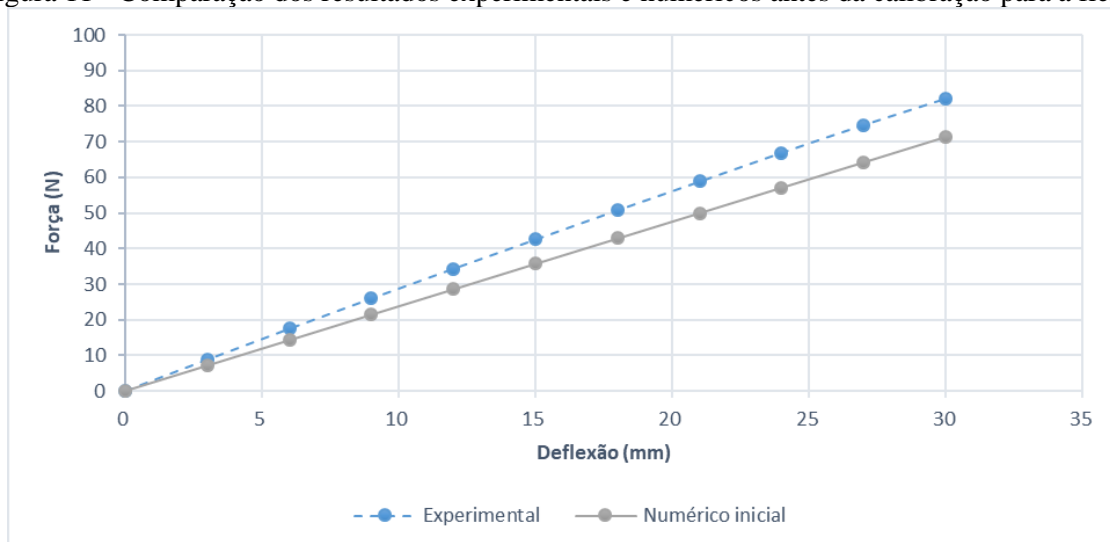
Assim, um estudo preliminar foi realizado a fim de avaliar quais eram os parâmetros constitutivos mais importantes a serem abordadas neste ajuste. Observou-se que variações do módulo de elasticidade (E_I) da fibra de carbono, material que constitui a longarina (componente da asa de maior importância estrutural), afetavam significativamente a rigidez à flexão da asa. Além disso, observou-se que variações da densidade da fibra de carbono afetavam de forma importante os modos de vibração da asa e, por outro lado, não afetavam a rigidez à flexão. Assim, as propriedades escolhidas para o ajuste do modelo numérico foram o módulo de elasticidade (E_I) e a densidade da fibra de carbono.

5 RESULTADOS E DISCUSSÕES

5.1 Ajustes do Modelo Numérico

Utilizando os dados das Tabelas 1-3 (com $E_I = 129,8$ GPa e $\rho = 1800$ kg/m³), ou seja, sem realizar nenhuma calibração, a frequência obtida numericamente para o primeiro modo de flexão foi de 21,85 Hz, enquanto o valor encontrado experimentalmente foi 17,3 Hz, resultando em um erro relativo de 20,8%. A diferença da resposta experimental e numérica, para a flexão, é mostrada na Figura 11, onde possui um erro RMSE de 7,23.

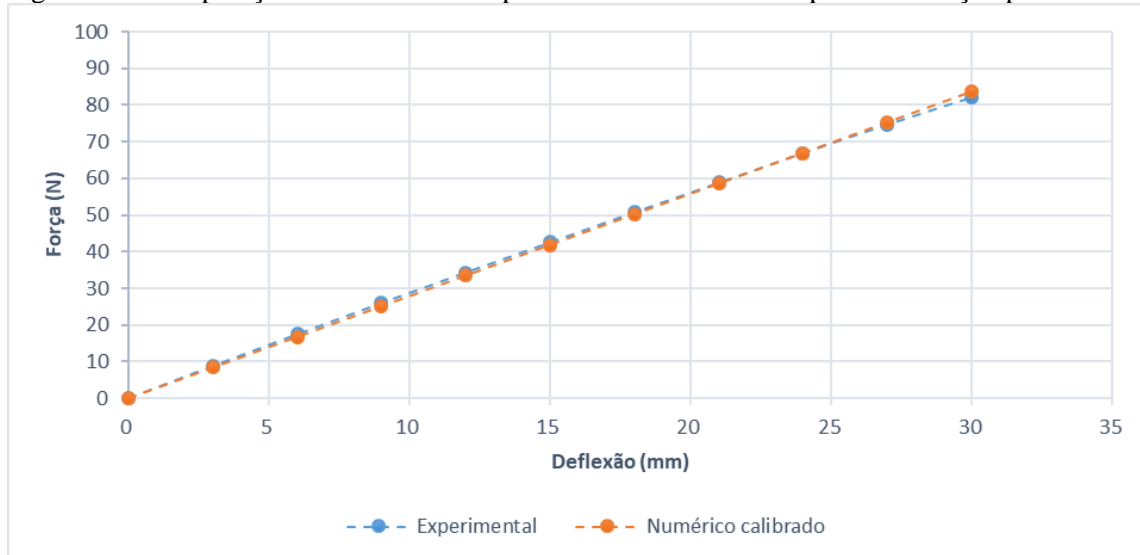
Figura 11 - Comparação dos resultados experimentais e numéricos antes da calibração para a flexão



Fonte: O autor (2020)

Com a calibração dos dois parâmetros, o valor inicial da função objetivo passou de 4,71 para 0,036. Para isso, o valor da densidade da fibra de carbono foi ajustado de 1800 kg/m^3 para 3330 kg/m^3 , enquanto o valor do módulo de elasticidade passou de $129,8 \text{ GPa}$ a $204,4 \text{ GPa}$. Com esses ajustes, a frequência obtida numericamente para o primeiro modo de flexão passou para $17,3 \text{ Hz}$, coincidindo com o valor encontrado experimentalmente. A diferença da resposta experimental e numérica é mostrada na Figura 12, onde o erro RMSE reduziu para 0,73.

Figura 12 - Comparação dos resultados experimentais e numéricos após a calibração para a flexão



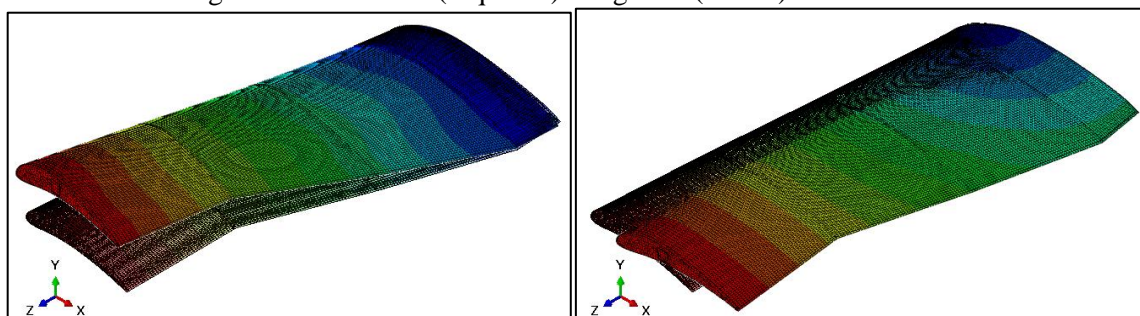
Fonte: O autor (2020)

A calibração do modelo, em relação aos parâmetros iniciais, levou a mudanças significativas em seus valores, que levam a crer que haja grandes distorções entre o projeto e a construção. Estes podem ser de possíveis reforços não previstos em projeto, mas realizados na construção, bem como dimensões e quantidade de material. Deve-se lembrar que todas as dimensões usadas nesta análise, inclusive de espessuras, e propriedades de materiais, foram as de projeto. O fato de haver aumento significativo de rigidez e, principalmente de massa, pode indicar que foi utilizado muito mais material que o previsto.

5.2 Análise Modal

O ajuste de um modelo equivalente em rigidez à flexão e massa para asa permitiu a realização de uma análise modal mais confiável, sendo esta uma importante etapa de uma análise aeroelástica.

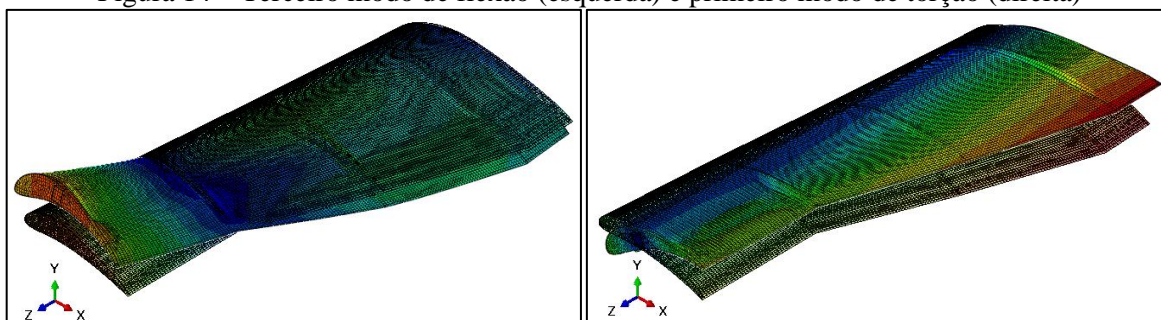
Figura 13 – Primeiro (esquerda) e segundo (direita) modo de flexão



Fonte: O autor (2020)

A análise modal realizada no *software* Abaqus® a partir do modelo ajustado foi capaz de encontrar 3 modos de flexão importantes para a análise da estrutura da asa. Os modos encontrados representam respectivamente o primeiro modo de flexão, a 17,30 Hz, o segundo modo de flexão, a 35,45 Hz, e o terceiro modo de flexão, a 109,70 Hz. O segundo e terceiro modos são apenas indicativos, uma vez que não foram calibrados. Os padrões de deslocamento característico dos modos, ou seja, as suas formas, são representados, respectivamente, nas Figuras 13 e 14. Além dos modos de flexão apresentados, a análise modal realizada foi capaz de encontrar também o primeiro modo de torção a 454,72 Hz (Figura 14). Todavia, devido ao valor alto da sua frequência, este modo não é interessante para uma análise aeroelástica. Além disso, como a rigidez à torção da asa não foi calibrada, não se pode afirmar que a frequência correspondente a este modo esteja correta.

Figura 14 – Terceiro modo de flexão (esquerda) e primeiro modo de torção (direita)



Fonte: O autor (2020)

6 CONCLUSÕES

Um modelo numérico representativo de uma asa da aeronave de competição JF-02 foi desenvolvido utilizando o método numérico de Elementos Finitos. A fim de obter um comportamento estrutural confiável para o modelo, resultados de ensaios experimentais de vibração livre e de flexão foram utilizados para a sua calibração. Apesar do detalhamento do

modelo, o que permite uma distribuição de massa mais realista, e do uso de dados confiáveis para os materiais, encontrou-se uma grande diferença entre os resultados numéricos e experimentais. O módulo de elasticidade da fibra de carbono aumentou 57,5% do seu valor inicial, enquanto a densidade do mesmo material aumentou 85%, levando a um aumento da rigidez de flexão e uma diminuição da frequência natural. Tal resultado demonstra a importância de calibração de modelos numéricos com dados de projeto, que podem levar a resultados muito diferentes daqueles previstos em projeto.

Considerando-se o comportamento dinâmico da estrutura, a determinação experimental do modelo modal foi essencial para essa calibração. Assim, com o presente trabalho, foi possível realizar uma análise modal confiável da asa estudada, sendo esta uma etapa importante da análise aeroelástica da aeronave. Para trabalhos futuros é proposto que, além dos ajustes da asa realizados com base nos ensaios experimentais de vibração livre e de flexão, a rigidez à torção da asa seja calibrada também com base em um ensaio experimental de torção. Além disso, pode-se realizar o estudo de outros modelos simplificados de asa.

REFERÊNCIAS

- BRESOLIN, F. L.; VASSOLER, J. M. A numerical study of the constitutive characterization of thermoplastic materials submitted to finite strain. **International Journal of Solids and Structures**, v. 206, p. 456-471, 2020.
- CAÑÓN, D. **Aeroelastic investigation of a circumferentially varying tip gap in an axial compressor rotor**. 2016.
- CAVAZZUTI, M. **Optimization Methods: From Theory to Design Scientific and Technological Aspects in Mechanics**. 2013.
- DE LEON, D. M. **Otimização Estrutural de Placas Compostas Laminadas Sujeitas a Efeitos Aeroelásticos**. 2011.
- FRIEDMANN, P. P. Renaissance of aeroelasticity and its future. **Journal of Aircraft**, v. 36, 1999.
- GHALISHOOYAN, M.; SHOOSHTARI, A. **Operational modal analysis techniques and their theoretical and practical aspects: A comprehensive review and introduction**. 2015.
- GUENDEL, R. E. **Unsteady Aerodynamics for Aeroelastic Applications Using the Impulse Response Method**. 2000.
- GUO, S.; CHENG, W.; CUI, D. **Aeroelastic Tailoring of Composite Wing Structures by Laminate Layup Optimization**. 2006.
- HE, J.; FU, Z.-F. **Modal Analysis**. 2001.
- ZONA TECHNOLOGY INC. **ZAERO Theoretical Manual**. 8.5 ed. 2011.
- Matweb Material Property Data.** Disponível em: <<http://www.matweb.com/search/datasheet.aspx?matguid=368427cdadb34b10a66b55c264d49c23&ckck=1>>. Acesso em: 20 de abr. de 2019.
- NAM, C.; KIM, Y.; WEISSHAAR, T. A. **Computational Aids in aeroservoelastic analysis using MATLAB**. 2001.
- ROLDÓ, G. **Um estudo sobre otimização aeroelástica usando compósitos laminados de rigidez variável na maximização da velocidade de flutter**. 2016.
- SABAMEHR, A. **Experimental Modal Analysis VS. Operational Modal Analysis**. Disponível em: <<https://www.sensequake.com/blog-ema-vs-oma>>. Acesso em: 20 set. 2020.
- SHRIVASTAVA, A. **Introduction to Plastics Engineering**. 2018.

STANFORD, B. K.; JUTTE, C. V.; WU, K. C. Aeroelastic benefits of tow steering for composite plates. **Composite Structures**, 2014.

TODESCHINI, A. P. **Análise aeroelástica da estrutura alar de um VANT**. 2019.

VERGANI, R. D. **Análise conceitual, numérica e experimental do fenômeno da aeroelasticidade utilizando modelo de asa rígida**. 2017.

VIEIRA, G. A. **Metodologia de escolha da orientação de compósitos laminados para maximizar a velocidade de flutter em uma asa**. 2016.

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