

UNIVERSIDADE FEDERAL DE JUIZ DE FORA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA DE PRODUÇÃO E MECÂNICA
CURSO DE GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

Rafael Moreira Guedes

**VALIDAÇÃO DE MODELO NUMÉRICO COM BASE EM TESTES
ESTRUTURAIS PARA ANÁLISE AEROELÁSTICA DA ASA DE UM
VANT DE PEQUENO PORTE**

Juiz de Fora

2018

Rafael Moreira Guedes

**VALIDAÇÃO DE MODELO NUMÉRICO COM BASE EM TESTES
ESTRUTURAIS PARA ANÁLISE AEROELÁSTICA DA ASA DE UM
VANT DE PEQUENO PORTE**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado à Faculdade de Engenharia da Universidade Federal de Juiz de Fora, como requisito parcial para a obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica.

Orientador: Vitor Mainenti Leal Lopes

Juiz de Fora

2018

Rafael Moreira Guedes

**VALIDAÇÃO DE MODELO NUMÉRICO COM BASE EM TESTES
ESTRUTURAIS PARA ANÁLISE AEROELÁSTICA DA ASA DE UM
VANT DE PEQUENO PORTE**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado à Faculdade de Engenharia da Universidade Federal de Juiz de Fora, como requisito parcial para a obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica.

Aprovada em 07 de Novembro de 2018.

BANCA EXAMINADORA

MSc. Vitor Mainenti Leal Lopes - Orientador
Universidade Federal de Juiz de Fora

Professor Dr. Alexandre da Silva Scari
Universidade Federal de Juiz de Fora

Professora DSc. Patrícia Habib Hallak
Universidade Federal de Juiz de Fora

AGRADECIMENTOS

Agradeço primeiramente a meus pais, Roberto e Terezinha, por tudo o que me foi ensinado, desde a educação que me foi dada ao caráter que obtive devido a todos os ensinamentos que deles recebi. Além disso, sempre me motivaram e apoiaram o estudo, e sem isso eu não teria chegado até aqui.

Sou muito grato à todos aqueles familiares que também me apoiaram de todas as maneiras possíveis para que esse sonho de cursar o ensino superior pudesse ser realizado.

Agradeço à minha namorada Palloma, que esteve presente ao meu lado durante toda a minha graduação, sempre me ajudando e apoiando em todos os momentos, além de toda a ajuda que ela também forneceu para a realização deste trabalho.

Sou muito grato à toda a equipe Microraptor e seus membros. Esta que, através do aerodesign, me proporcionou o maior aprendizado que obtive durante a graduação e também gerou o interesse e conhecimento para a realização deste estudo, além de todos os equipamentos e materiais fornecidos para a realização dos ensaios.

A equipe também me proporcionou novas amizades, e sou grato a todos eles pela ajuda que deram para a realização deste trabalho. Tenho uma gratidão especial aos membros da área de aeroelasticidade, Gabriel, Mariana, Thomás e Maria Luiza, que contribuíram diretamente para este estudo ser realizado, sempre dispostos a ajudar. Além destes, sou grato a todos os outros amigos que contribuíram de alguma forma, são eles: Bruno, Nicolás, Ote e Antônio.

"A coisa boa que a ciência tem é que é verdade quer você acredite quer não."

Neil deGrasse Tyson

RESUMO

A pesquisa consiste na validação de um modelo numérico para análises aeroelásticas da asa de uma aeronave radiocontrolada no padrão da competição SAE Brasil Aerodesign. Esse modelo é validado com a obtenção de dados estruturais da asa, que se referem aos valores de rigidez, e calibrado dinamicamente com o auxílio de um GVT (*Ground Vibration Test*), que obtêm as frequências naturais de vibração da asa. O modelo numérico é avaliado através de um programa de elementos finitos que calcula as mesmas frequências e por fim obtém a velocidade de *flutter*, que visa verificar se o modelo atende ou não os parâmetros estruturais presentes na aeronave. Foram obtidos resultados satisfatórios para o modelo numérico proposto em comparação com o modelo analítico adotado pela equipe Microraptor.

Palavras-chave: Elementos finitos. MEF. Aeroelasticidade. Dinâmica estrutural. Aeronáutica.

ABSTRACT

The reasearch consists on the validation of a numerical model for aeroelastic analysis of a radio-controlled aircraft wing on the SAE Brazil Aerodesign competition standards. This model is validated with data collected from the wing's structure, refering to the rigidity values, and being calibrated dynamicly with a GVT (ground vibration test), obtaining the natural frequencies of the wing. The numerical model is evaluated by a finite element software that calculates the same frequencies and therefore obtains the flutter speed, which aims to verify if the model meets the structural parameters of the aircraft. Satisfactory results were obtained for the proposed numerical model in comparison to the analitical model adopted by Microraptor's team.

Key-words: Finite elements. FEM. Aeroelasticity. Structural dynamic. Aircraft.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Aeronave da equipe Microraptor para 2018.	15
Figura 2 – Viga engastada-livre.	17
Figura 3 – Eixo elástico em uma asa.	18
Figura 4 – Variação da torção do perfil.	18
Figura 5 – Demonstração da aplicação de momento torçor em uma viga engastada-livre.	19
Figura 6 – GVT realizado pela NASA em um VANT.	20
Figura 7 – Resposta em frequência de aceleração x tempo genéricos.	22
Figura 8 – Diagrama de passos simplificadores de um problema real.	23
Figura 9 – Aproximação de uma curva através de outras mais simples.	24
Figura 10 – Elemento de viga.	24
Figura 11 – Elemento quadrado genérico.	25
Figura 12 – Deslocamentos normais de um elemento plano.	27
Figura 13 – Distribuição de painéis ao longo de uma superfície.	29
Figura 14 – Lâmina de fonte e lâmina dissipadora.	29
Figura 15 – Superposição de velocidades, lâmina de fonte e lâmina dissipadora.	30
Figura 16 – Vista das lâminas de vórtice aplicadas a cada um dos painéis.	30
Figura 17 – Combinação de forças nos fenômenos aeroelásticos.	31
Figura 18 – Aerofólio bidimensional.	33
Figura 19 – Exemplo de resposta de <i>flutter</i>	35
Figura 20 – Asa posicionada para ensaio de flexão.	37
Figura 21 – Posição em que a força é aplicada.	37
Figura 22 – Medida de deslocamento.	38
Figura 23 – Ensaio de torção na asa.	39
Figura 24 – Raspberry Pi e acelerômetros.	40
Figura 25 – Acelerômetros posicionados para coleta de frequências de flexão.	40
Figura 26 – Acelerômetros posicionados para coleta de frequências de torção.	41
Figura 27 – Representação da longarina no modelo	42
Figura 28 – Representação das placas nos perfis.	43
Figura 29 – Representação da entelagem no modelo.	43
Figura 30 – Destaque para o bordo de ataque com malha refinada.	44
Figura 31 – Dados finais do modelo.	44
Figura 32 – Ponto de controle para um único painel na superfície.	47
Figura 33 – Método para uma asa finita.	47
Figura 34 – Spline linear conectando os parâmetros estruturais aos aerodinâmicos.. . . .	48
Figura 35 – Distribuição da rigidez flexional ao longo da semi asa.	50
Figura 36 – Distribuição da rigidez torcional ao longo da semi asa.	51
Figura 37 – Resposta da primeira frequência natural.	52

Figura 38 – Sinal filtrado da resposta temporal para frequências entre 13 e 15 Hz.	53
Figura 39 – Resposta para segunda frequência natural.	54
Figura 40 – Sinal filtrado da resposta temporal para frequências entre 26 e 28 Hz	55
Figura 41 – Primeiro modo de vibrar e sua frequência natural associada. A escala da figura simboliza o deslocamento associado.	56
Figura 42 – Segundo modo de vibrar e sua frequência natural associada. A escala da figura simboliza o deslocamento associado.	56
Figura 43 – Gráfico de variação da frequência pela velocidade.	57
Figura 44 – Gráfico da variação do amortecimento pela velocidade.	58

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Dados coletados na ponta da semi asa.	51
Tabela 2 – Comparação de resultados e erro para as frequências obtidas	57
Tabela 3 – Comparação de resultados e erro na velocidade de <i>flutter</i>	58

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

CFD	Fluidodinâmica computacional (<i>computacional fluid dynamic</i>)
DLM	<i>Double-Lattice method</i>
FRF	Função de resposta em frequência (<i>frequence respounse funcion</i>)
GVT	Análise modal estrutural (<i>ground vibration test</i>)
MEF	Método dos elementos finitos (<i>finite element method</i>)
NASA	Administração nacional da aeronáutica e espaço (<i>nacional aeronautics and space administration</i>)
SAE	Açociação dos engenheiros da mobilidade (<i>society of automotive engineers</i>)

LISTA DE SÍMBOLOS

a_{ij}	Deslocamentos em x e y de um elemento de placa
B	Matriz derivada dos deslocamentos
B	Matriz de amortecimento aerodinâmico
c	Corda
C	Matriz de amortecimento
D	Matriz de elasticidade
D	Matriz de rigidez aerodinâmica
E	Módulo de elasticidade
f	Frequência
$f(t)$	Forças externas
$F(s)$	Função de entrada
G	Módulo de cisalhamento
$H(s)$	Função de transferência
I	Momento de inércia
J	Momento de inércia angular
K_f	Coefficiente de rigidez flexional
K_t	Coefficiente de rigidez torcional
K	Matriz de rigidez
L	Comprimento
L'	Sustentação
M	Momento fletor
M	Matriz de massa
N_k	Deslocamento em z de um elemento de placa
P	Carregamento aplicado
T	Torque aplicado

V	Esforço cortante
V	Velocidade
x	Posição ao longo do comprimento
\mathbf{x}	Vetor deslocamento
$\dot{\mathbf{x}}$	Vetor velocidade
$\ddot{\mathbf{x}}$	Vetor aceleração
$\mathbf{X}(s)$	Função de saída
y	Deflexão da linha elástica
α	Ângulo de ataque
γ	Deformação transversal
$\gamma(s)$	Vorticidade de cada painel
$\delta\theta$	Distorção angular
ϵ	Deformação longitudinal
ζ	Coefficiente de amortecimento
θ	Ângulo de torção
λ	Autovalor da função
ρ	Densidade
ϕ	Vetor modal, representa o modo de vibrar do sistema
ϕ_v	Potencial de velocidades
ω	Frequência natural
Γ	Circulação
Φ	Matriz modal
Ω	Matriz de autovalores

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	15
1.1	Considerações iniciais	15
1.2	Motivação	16
1.3	Objetivo Geral	16
1.3.1	Objetivos Específicos	16
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	17
2.1	Ensaio Estruturais	17
2.1.1	Ensaio de Flexão	17
2.1.2	Ensaio de Torção	18
2.1.3	GVT (<i>Ground Vibration Test</i>)	19
2.2	Método dos Elementos Finitos (MEF)	23
2.3	Método dos Painéis	28
2.4	Aeroelasticidade	31
2.4.1	Aeroelasticidade Estática	32
2.4.2	Aeroelasticidade Dinâmica	32
2.4.3	<i>Flutter</i>	33
3	METODOLOGIA	36
3.1	Ensaio	36
3.1.1	Ensaio de Flexão	36
3.1.2	Ensaio de Torção	38
3.1.3	Ensaio GVT	39
3.2	Modelagem em MEF	41
3.3	Análises em MEF	45
3.3.1	Análise Modal	45
3.3.2	Análise de <i>flutter</i>	46
3.3.2.1	<i>Double-Lattice Method</i> (DLM)	46
3.3.2.2	União Fluido Estrutura	48
3.3.2.3	Velocidade de <i>flutter</i>	49
4	RESULTADOS E ANÁLISES	50
4.1	Ensaio Estruturais Estáticos	50
4.2	Ensaio GVT	52
4.3	Análises em MEF	55
4.3.1	Análise Modal	55

4.3.2	Análise de <i>flutter</i>	57
5	CONCLUSÕES	59
5.1	Sugestões para Trabalhos Futuros	59
	REFERÊNCIAS	60
	ANEXO A – TERMO DE AUTENTICIDADE	62

1 INTRODUÇÃO

1.1 Considerações iniciais

Este trabalho apresenta um estudo com base em uma aeronave radiocontrolada nos padrões da competição SAE Brasil Aerodesign, produzida pela equipe Microraptor classificada na categoria micro.

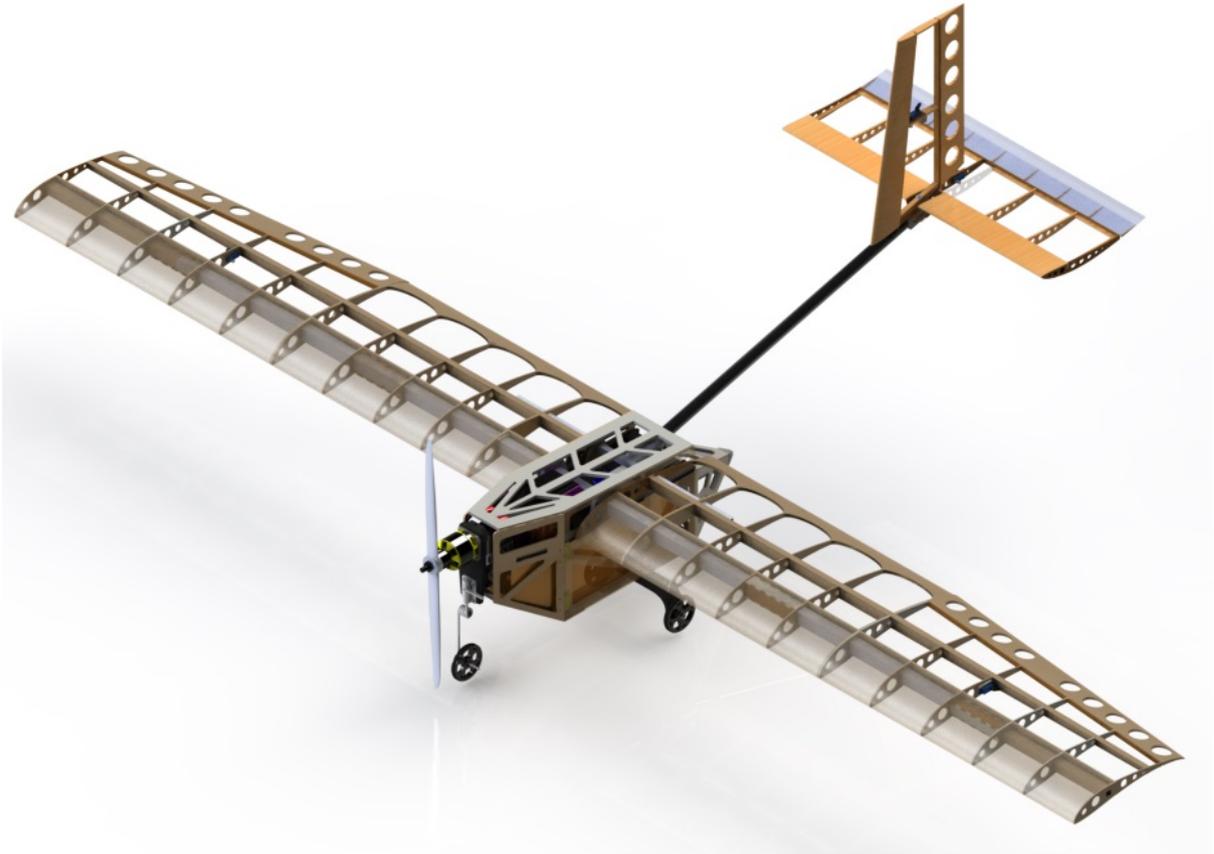


Figura 1 – Aeronave da equipe Microraptor para 2018.

Fonte: Cedido pela equipe Microraptor

A aeronave tem perfil cargueiro, cujo objetivo é fazer um voo e extrair uma carga com o auxílio de um paraquedas. Para pontuar na competição, além do voo, faz-se também a análise teórica do projeto, que é dividido em sete áreas, sendo uma delas a área de aeroelasticidade, o enfoque deste trabalho.

Aeroelasticidade abrange tanto a parte aerodinâmica quanto a parte estrutural da aeronave, esta última sendo a principal avaliada. Para isso são realizados ensaios estruturais na asa com o intuito de calibrar um modelo numérico, que, por fim é utilizado para análises aeroelásticas.

1.2 Motivação

A área de aeroelasticidade ganha cada vez mais importância na competição SAE Brasil Aerodesign, visto que a cada ano as aeronaves tendem a ser mais leves e carregam um peso muito maior. Quanto mais leve torna-se a aeronave, mais flexível ela é e portanto, sofre mais deformações por conta do carregamento aerodinâmico, fazendo com que fenômenos aeroelásticos tenham cada vez mais chance de ocorrer tendo em vista esses novos problemas, o setor de estudos em questão vem tendo cada vez mais desafios.

Normalmente, quando os fenômenos aeroelásticos ocorrem, não é possível restaurar o controle da aeronave, pois seus comandos se tornam inefetivos. Além disso, devido às interações atuantes, a estrutura é comumente destruída.

Esses efeitos podem ser previstos através de análises teóricas ou com o auxílio de métodos discretos e programas computacionais como é o caso do Femap-Nastran[®], que será utilizado neste trabalho. Através dessas previsões, a estrutura pode ser modificada a fim de evitar que tais fenômenos aconteçam,

1.3 Objetivo Geral

Define-se como objetivo geral deste trabalho a criação de um modelo numérico, o mais fiel possível a um protótipo real, da asa de um VANT de pequeno porte, com o intuito de serem feitas análises de dinâmica estrutural e aeroelásticas.

1.3.1 Objetivos Específicos

Os objetivos específicos que levam ao modelo final da asa de VANT são:

- Realização de ensaios estruturais para obtenção de parâmetros de rigidez.
- Execução de um teste GVT (*Ground Vibration Test*) para obtenção de parâmetros modais da asa.
- Propor uma metodologia para criação de modelo numérico no *software* Femap-Nastran[®].
- Execução das análises no modelo proposto e comparação dos resultados obtidos com resultados fornecidos pela equipe Microraptor.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

2.1 Ensaios Estruturais

Para as avaliações das propriedades estruturais necessárias para a validação de um modelo numérico da asa, são necessários três ensaios práticos, os quais estão divididos em: ensaio de flexão, ensaio de torção e GVT.

2.1.1 Ensaio de Flexão

Para calibrar o modelo em elementos finitos precisa-se de alguns parâmetros coletados através de testes práticos. Com o ensaio de flexão, é possível obter a constante de rigidez flexional da asa (K_f), que equivale ao produto entre o módulo de elasticidade (E) e o momento de inércia (I).

O módulo de elasticidade, ou módulo de Young (E), é uma medida da rigidez do material em sua região elástica com a mesma unidade da tensão (NORTON, 2004). Ele também pode ser dito como uma constante de proporcionalidade entre a tensão que atua sobre o corpo e a deformação que o mesmo sofre.

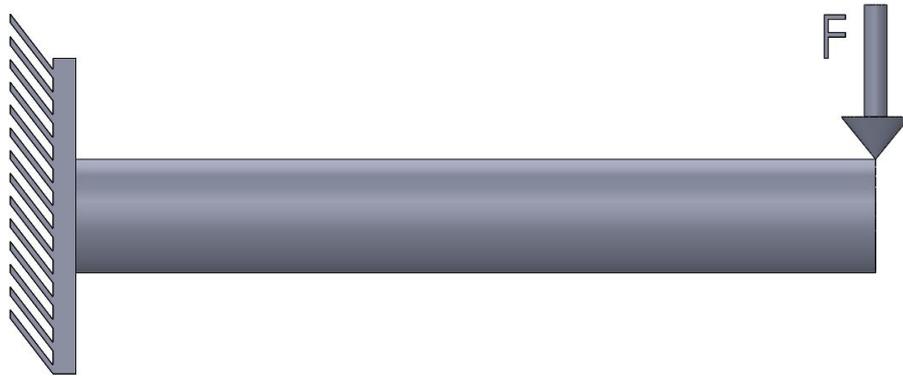


Figura 2 – Viga engastada-livre.

Fonte: Próprio autor

Considerando a asa como uma viga engastada-livre (Figura 2) consegue-se equacioná-la da seguinte maneira:

$$EI \frac{d^4 y}{dx^4} = -q \quad (2.1)$$

$$EI \frac{d^3 y}{dx^3} = V \quad (2.2)$$

$$EI \frac{d^2y}{dx^2} = M \quad (2.3)$$

Como o ensaio é feito em uma asa, e não uma viga, devemos nos preocupar com a posição em que o carregamento será aplicado durante o ensaio. Como a intenção é de provocar somente flexão durante o teste, o carregamento deve ser aplicado em um eixo da asa em que haverá somente flexão. Este eixo é chamado de eixo elástico e ele fica localizado no centro de cisalhamento da asa (Figura 3).

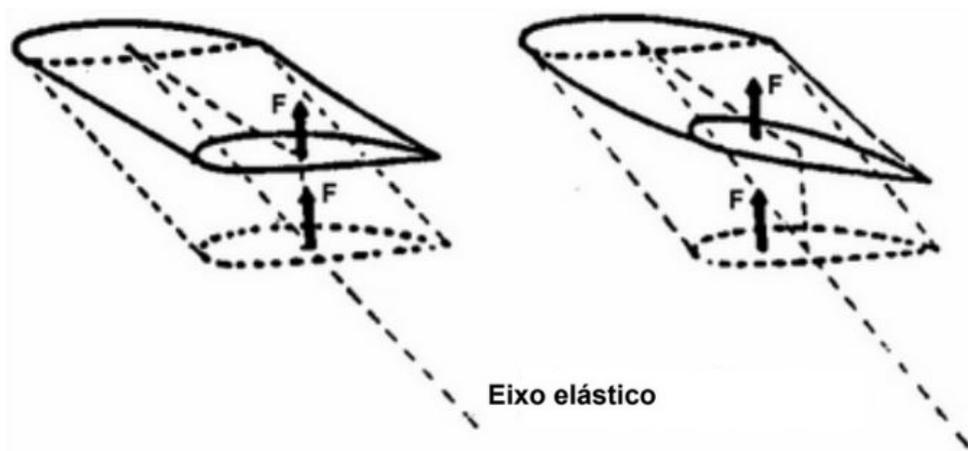


Figura 3 – Eixo elástico em uma asa.

Fonte: Gil (2012)

2.1.2 Ensaio de Torção

O ensaio de torção é feito não só para a calibração do modelo numérico, mas também para a obtenção de parâmetros para cálculos aeroelásticos. A rigidez torcional (K), que é o valor do produto entre o módulo de cisalhamento (G) e o momento de inércia (J), é um parâmetro de suma importância para a área, visto que os fenômenos aeroelásticos são causados por alterações no posicionamento angular da estrutura (Figura 4).

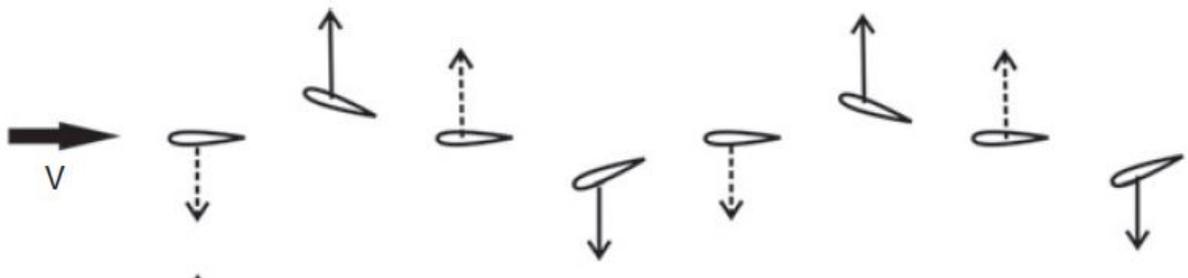


Figura 4 – Variação da torção do perfil.

Fonte: Wright (2007)

O ensaio é feito de maneira relativamente simples: consiste em aplicar uma carga de torção sobre o corpo de prova engastado e efetuar uma coleta de dados referente à rotação do corpo (Figura 5).

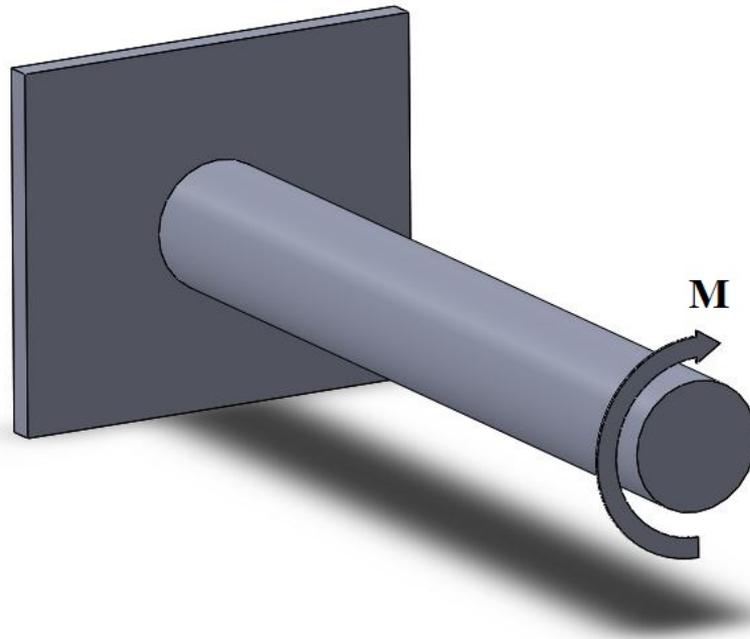


Figura 5 – Demonstração da aplicação de momento torçor em uma viga engastada-livre.

Fonte: Próprio autor

Considerando a asa como uma viga, podemos utilizar o seguinte equacionamento:

$$\delta\theta = \frac{TL}{GJ} \quad (2.4)$$

A força pode ser aplicada em qualquer ponto fora do eixo elástico da asa, desde que seja possível quantificar a torção resultante. Com o teste realizado, pode-se obter o valor do rigidez torcional (K) da estrutura em questão.

2.1.3 GVT (*Ground Vibration Test*)

O estudo da dinâmica de estruturas é importante para se entender os vários fenômenos vibratórios, podendo ser empregado em automóveis, aeronaves, foguetes, entre outros. A análise modal, que seria uma tradução do GVT, é uma das mais importantes técnicas, dentro da dinâmica de estruturas, pois com ela pode-se obter os parâmetros que caracterizam uma estrutura, a saber: frequências naturais e formas modais. Na área aeroespacial essa análise é de suma importância e é conhecido como GVT (Figura 6).



Figura 6 – GVT realizado pela NASA em um VANT.

Fonte: NASA (2017)

Ao modelarmos a asa computacionalmente, fazem-se necessários os dados das frequências naturais e do modo de vibrar da mesma, pois as frequências estarão diretamente relacionadas com a velocidade de *flutter*, que será abordado mais à frente.

Através das frequências naturais, pode-se ajustar o modelo numérico à asa real. Para isso, deve-se modelar a asa conforme a equação 2.5:

$$M\ddot{x}(t) + C\dot{x}(t) + Kx(t) = f(t) \quad (2.5)$$

A indicação do tempo das matrizes de aceleração, velocidade e deslocamento, será omitida para simplificar o equacionamento.

Para a obtenção dos parâmetros modais considera-se a resposta livre não amortecida do sistema:

$$M\ddot{x} + Kx = 0 \quad (2.6)$$

A solução geral da equação é dada por:

$$x = \phi e^{\lambda t} \quad (2.7)$$

Substituindo 2.7 em 2.6, temos:

$$(\lambda^2 M + K)\phi e^{\lambda t} = 0 \quad (2.8)$$

que resultará em solução não nula, se e somente se:

$$\det(\lambda^2 M + K) = 0 \quad (2.9)$$

A equação (2.9), conhecida como a equação característica do sistema, constitui-se de um problema de autovalor, existindo N autovalores λ_r que a satisfazem. Os autovalores, assim determinados, definem as frequências do sistema não amortecido:

$$\lambda_r = i\omega_r \quad (2.10)$$

Em que ω_r é a r-ésima frequência natural do sistema envolvido.

Substituindo (2.10) em (2.9) resulta-se em um autovetor (ϕ_r) de elementos reais correspondentes ao r-ésimo modo de vibração do sistema. Cada frequência natural tem seu modo de vibração associado, que é obtido através da resolução do sistema homogêneo:

$$(K - \omega_r^2 M)\phi_r = 0 \quad (2.11)$$

Os vetores modais do sistema são agrupados em uma matriz, denominada matriz modal (Φ), onde cada coluna corresponde a um modo de vibração. Enquanto isso, os autovalores serão agrupados em uma matriz diagonal (Ω) chamada de matriz de autovalores.

$$\Phi = [\phi_1 \quad \phi_2 \quad \dots \quad \phi_N] = \begin{bmatrix} \phi_{11} & \phi_{12} & \dots & \phi_{1N} \\ \phi_{21} & \phi_{22} & \dots & \phi_{2N} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \phi_{N1} & \phi_{N2} & \dots & \phi_{NN} \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

$$\Omega = \begin{bmatrix} \omega_1^2 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \omega_2^2 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & \omega_N^2 \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

Para fazer uma análise das frequências naturais e modo de vibrar do sistema também é necessário compreender o conceito de FRF (*Frequency Responce Funcion*), ou função de resposta em frequência.

A função de resposta em frequência $\mathbf{H}(\omega)$ é uma matriz que relaciona a saída (resposta X) dos sistema por cada unidade de entrada (excitação F), aplicada como função de frequência de excitação (LIMA, 2006).

$$\mathbf{H}_{pq} = \frac{X_p(\omega)}{F_q(\omega)} \quad (2.14)$$

Quando $p \neq q$ tem-se uma função de transferência, ou seja, é obtida uma resposta no ponto p devido a uma excitação no ponto q . Quando $p = q$, tem-se uma resposta em frequência de ponto.

Quando analisamos um gráfico de amplitude por frequência da FRF, cada pico de amplitude está relacionado com um modo de vibração, e cada um desses modos possui uma frequência natural específica (Figura 7).

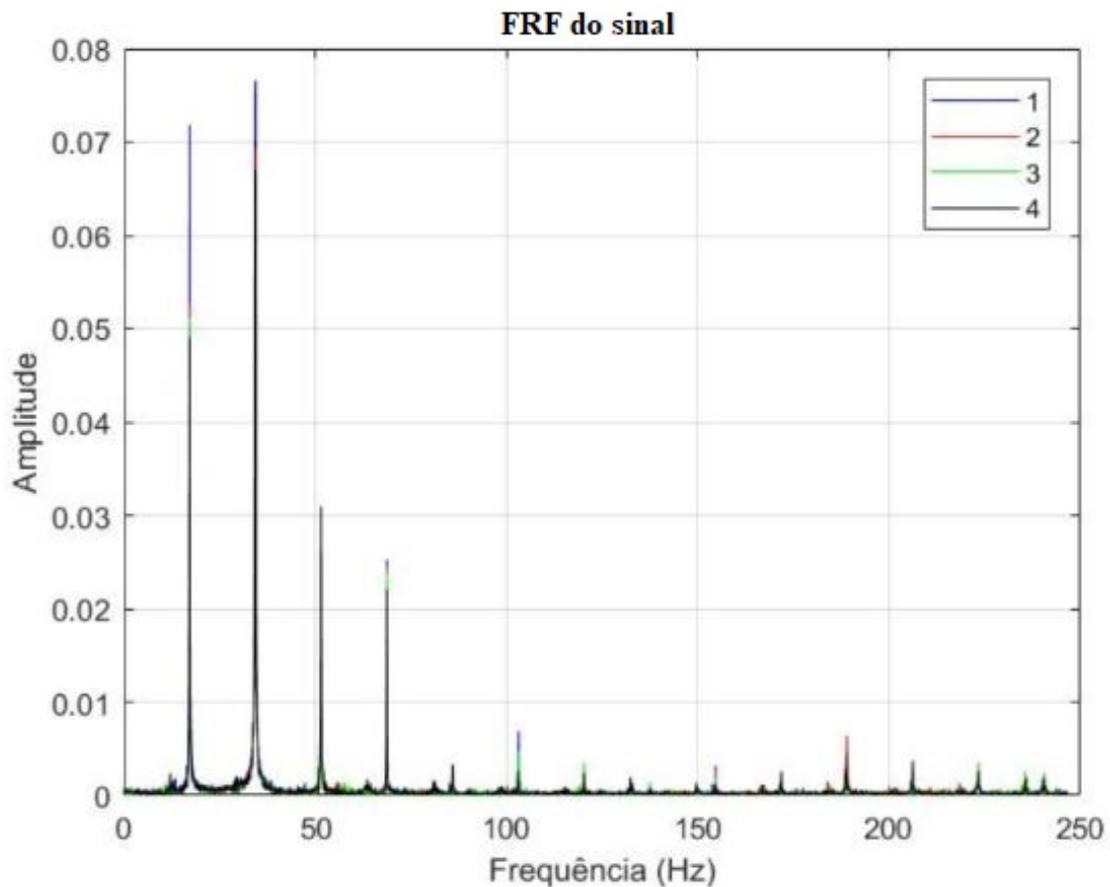


Figura 7 – Resposta em frequência de aceleração x tempo genéricos.

Fonte: Próprio autor

Além de tudo, a FRF depende diretamente da variável utilizada na resposta, portanto existem 3 formas de representá-la:

- FRF de receptância - Resposta dada através do deslocamento;
- FRF de mobilidade - Resposta dada através da velocidade;
- FRF de acelerância - Resposta dada através da aceleração.

2.2 Método dos Elementos Finitos (MEF)

O Método dos Elementos Finitos (MEF) é uma técnica numérica amplamente difundida no âmbito da engenharia, e é utilizada para obter soluções aproximadas para problemas extensos e complexos que envolvam condições de contorno conhecidas. Estes problemas consistem em situações matemáticas em que uma ou mais variáveis dependentes devem satisfazer uma equação diferencial parcial em todos os pontos pertencentes a um domínio previamente conhecido, formado por variáveis independentes, devendo também satisfazer condições específicas na fronteira deste domínio (HUTTON, 2004).

Na tentativa de se descrever quantitativamente um problema (fenômeno) físico, ou seja, de se obter uma expressão matemática que corresponda ao fenômeno em questão, inicialmente o problema físico real é substituído por um problema equivalente, mais simples.

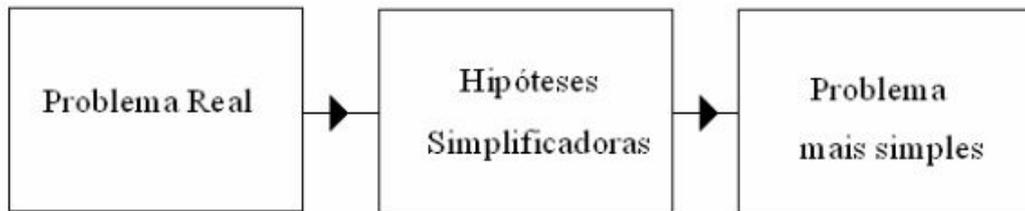


Figura 8 – Diagrama de passos simplificadores de um problema real.

Fonte: Alves (2006)

Neste novo problema são selecionados os parâmetros considerados fundamentais e que podem ser descritos matematicamente através de um sistema de equações diferenciais válido em todo o domínio do problema. A esse sistema são impostas condições de contorno e/ou condições iniciais apropriadas.

Para resolver cada problema, deve-se dividi-los em problemas menores com soluções mais simples de serem encontradas, quanto maior o número de divisões, mais precisa será a sua resposta. Cada uma destas divisões é chamada de elemento (Figura 9).

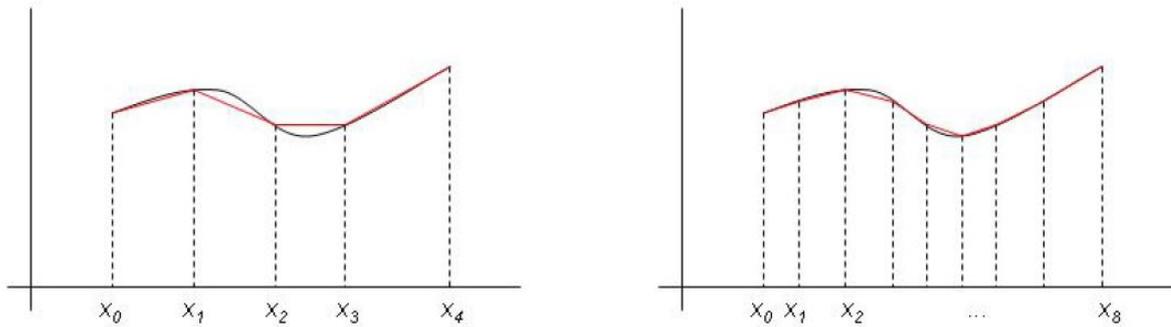


Figura 9 – Aproximação de uma curva através de outras mais simples.

Fonte: Giacchini (2012)

Existem diversos tipos de elementos que pode-se utilizar para a resolução de um problema, e para o caso específico deste trabalho serem adotados elementos de viga e elementos de placa, onde cada um destes serão aplicados será apresentado mais a frente. Estes são elementos simples, se comparados a outros elementos de três dimensões, porém sua grande vantagem é que necessitam de um baixo custo computacional e são validados com parâmetros de fácil coleta.

A combinação desses dois tipos de elementos é utilizada, principalmente, para modelagem de sistemas dinâmicos, pois caracterizam bem o seu comportamento com respostas muito aproximadas com baixo custo computacional (WRIGHT, 2007).

Para cada um dos elementos, tem-se formulações diferentes, porém baseados no mesmo conceito que é o método da rigidez.

Um elemento de viga é caracterizado da seguinte forma, com dois graus de liberdade por nó (Figura 10):

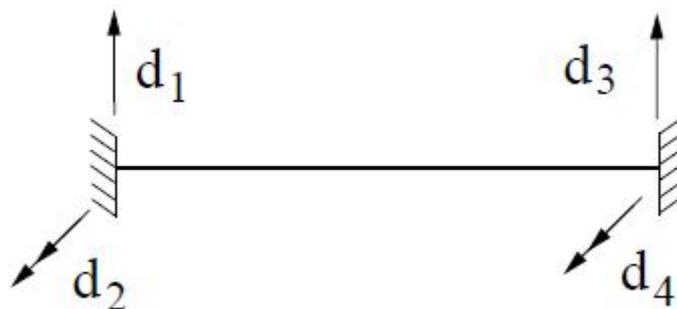


Figura 10 – Elemento de viga.

Fonte: Lemonge (2003)

Admitindo somente deslocamentos no sentido de eixo y e rotação em torno do eixo

z.

Baseado-se na lei de hooke, tem-se então a seguinte equação:

$$F = Kx \quad (2.15)$$

Pode-se então dizer que o valor da rigidez K é a força necessária para deslocar a “mola” em uma unidade.

Baseados neste conceito, foram calculadas matrizes de rigidez para diversos elementos comuns que são a base dos cálculos de elementos finitos. Para uma viga temos a seguinte matriz de rigidez (Equação 2.16).

$$[K] = \begin{bmatrix} \frac{12EI_z}{L^3} & \frac{6EI_z}{L^2} & -\frac{12EI_z}{L^3} & \frac{6EI_z}{L^2} \\ \frac{6EI_z}{L^2} & \frac{4EI_z}{L} & -\frac{6EI_z}{L^2} & \frac{2EI_z}{L} \\ -\frac{12EI_z}{L^3} & -\frac{6EI_z}{L^2} & \frac{12EI_z}{L^3} & -\frac{6EI_z}{L^2} \\ \frac{6EI_z}{L^2} & \frac{2EI_z}{L} & -\frac{6EI_z}{L^2} & \frac{4EI_z}{L} \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

Para cada um dos elementos é calculada uma dessas matrizes e posteriormente todas são somadas em uma matriz de rigidez global.

Já os elementos de placa (Figura 11) são elementos em duas dimensões, diferentemente da viga que é um elemento somente em uma dimensão.

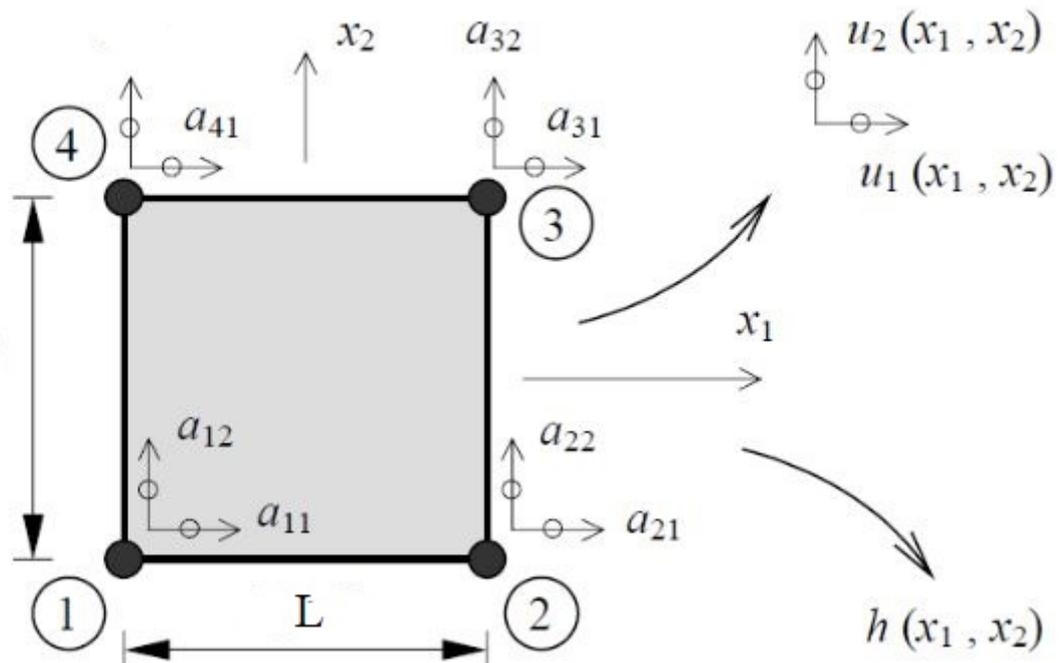


Figura 11 – Elemento quadrado genérico.

Fonte: Azevedo (2003)

Na figura 11 tem-se os deslocamentos nos eixos x e y chamados de a_{ij} e o deslocamento em z , que é o normal ao plano xy , é chamado de N_k como será mostrado na figura 12.

As equações são análogas aos elementos em uma dimensão, porém, neste caso, deve-se levar em consideração que existe uma região formada entre as linhas que formam o elemento, além de agora o elemento possuir uma espessura comumente chamada de h , que tem um valor muito menor que suas demais dimensões.

Para cada caso o elemento pode ter dois deslocamentos por nó, ou seja, quando ele tem uma ação atuante, devemos analisar, inicialmente oito deslocamentos, ao invés de quatro. Além disso, o elemento também pode se deslocar na direção normal ao plano (Figura 12), o que aumenta drasticamente seus graus de liberdade.

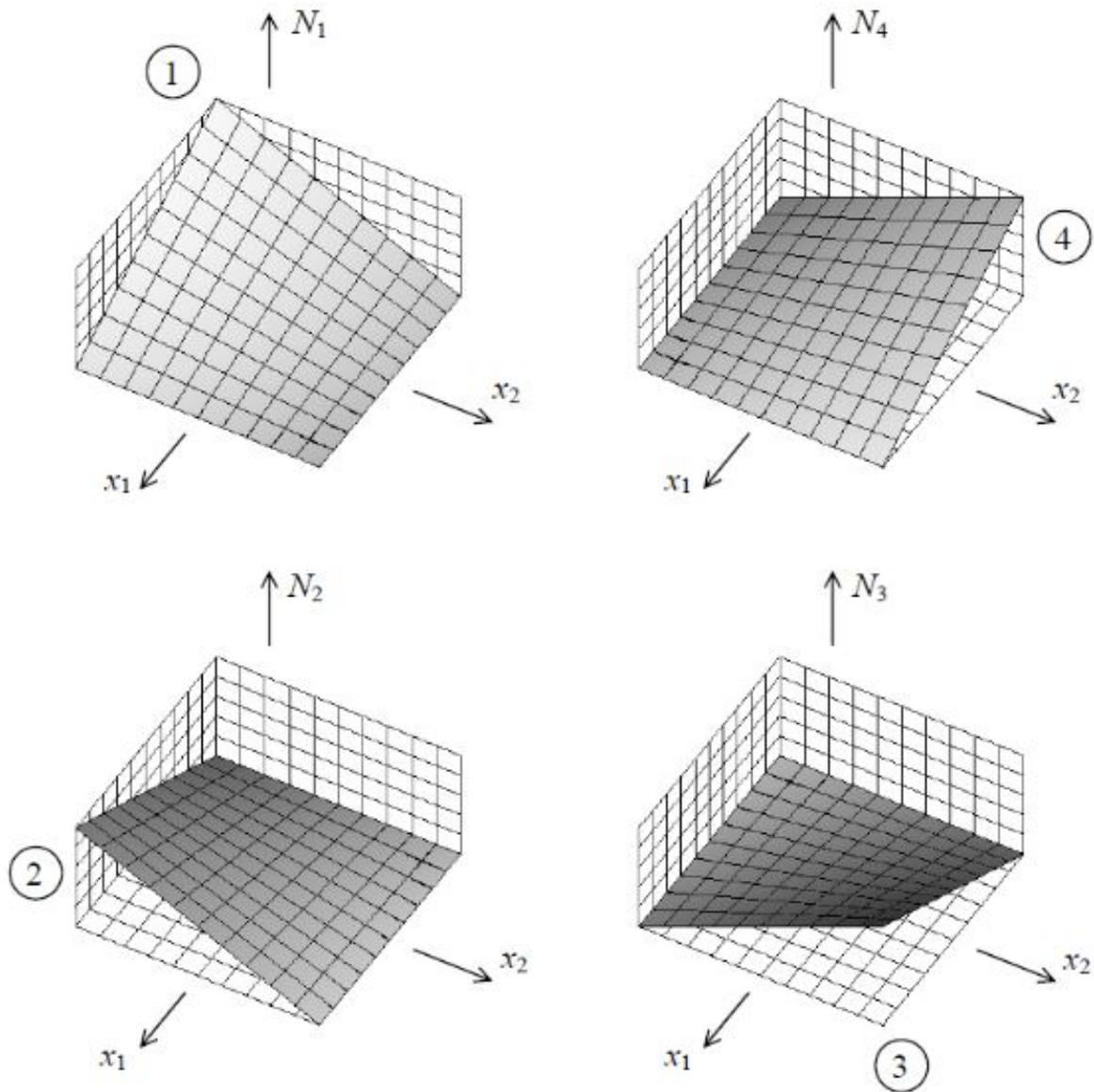


Figura 12 – Deslocamentos normais de um elemento plano.

Fonte: Azevedo (2003)

Deve-se analisar esses elementos para um estado plano de tensões, e o campo de deformações é do tipo:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial}{\partial x_1} & 0 \\ 0 & \frac{\partial}{\partial x_2} \\ \frac{\partial}{\partial x_2} & \frac{\partial}{\partial x_1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{bmatrix} \quad (2.17)$$

Da mesma forma que no elemento de viga as matrizes de rigidez já foram calculadas

também para diversos elementos 2D, e a matriz utilizada é do tipo:

$$\mathbf{K} = \int_{-L_2/2}^{L_2/2} \int_{-L_1/2}^{L_1/2} = \mathbf{B}^T \mathbf{D} \mathbf{B} h \, dx_1 \, dx_2 \quad (2.18)$$

Onde:

$$\mathbf{B} = \frac{1}{L_1 L_2} \begin{bmatrix} -\frac{L_2}{2} + x_2 & 0 & \dots & 0 & \dots & 0 & -\frac{L_2}{2} - x_2 & 0 \\ 0 & -\frac{L_1}{2} + x_1 & 0 & \dots & 0 & \dots & 0 & \frac{L_1}{2} - x_1 \\ -\frac{L_1}{2} + x_1 & -\frac{L_2}{2} + x_2 & \dots & \dots & \dots & \dots & \frac{L_1}{2} - x_1 & -\frac{L_2}{2} + x_2 \end{bmatrix} \quad (2.19)$$

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} \frac{E}{1-\nu^2} & \frac{E\nu}{1-\nu^2} & 0 \\ \frac{E\nu}{1-\nu^2} & \frac{E}{1-\nu^2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{E}{2(1+\nu)} \end{bmatrix} \quad (2.20)$$

2.3 Método dos Painéis

Este método é utilizado para tratar dos efeitos aerodinâmicos gerados por um corpo. É uma alternativa mais simples do que a convencional análise CFD (*Computational Fluid Dynamics*), que possui um custo computacional extremamente elevado.

O método se baseia na equação de Laplace que representa um escoamento irrotacional e invíscido:

$$\nabla^2 \phi_v = 0 \quad (2.21)$$

Onde o ϕ_v é o potencial de velocidades ao redor de um corpo, considerando que o fluido é incompressível e que não existe turbulência.

Se as condições são atendidas pode-se resolver a equação utilizando a condição de contorno de Neumann, que diz que a velocidade normal à superfície é nula. Além desta, é possível utilizar a condição de Dirichlet, que estabelece um gradiente de velocidades nulo no interior do corpo.

As aplicações do método em um *software* são feitas através de painéis, estes que limitam a superfície analisada. Estes painéis são inseridos através de retas que ligam dois pontos de coordenadas conhecidas. Nestes, são inseridas as condições de contorno e são calculadas as velocidades para todos os painéis. A partir disso, pode ser calculada a velocidade externa à superfície com base em cada um dos painéis, e a contribuição de cada um deles dará a velocidade e a direção final da mesma (Figura 13).

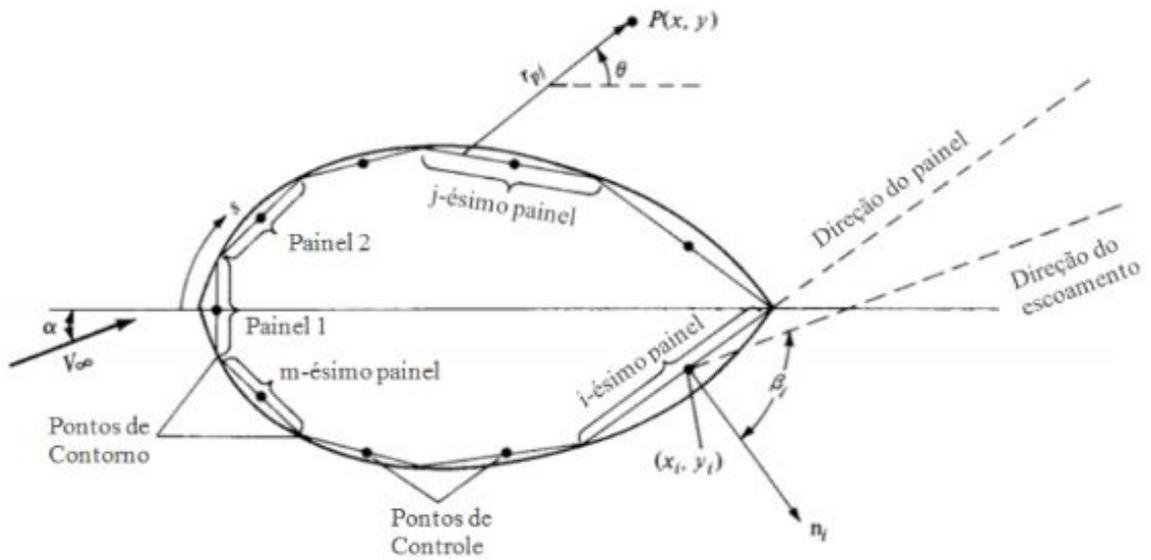


Figura 13 – Distribuição de painéis ao longo de uma superfície.

Fonte: Adaptado de Anderson (2010)

O escoamento é “controlado” através de lâminas de fonte e lâminas dissipadoras (Figura 14). Estas estão em cada um dos painéis e a partir de cada uma delas, criando ou sugando o fluxo do seu redor com uma velocidade V , pode-se criar a impressão da superfície ser sólida, impedindo que as velocidades ao redor penetrem na mesma (Figura 15).

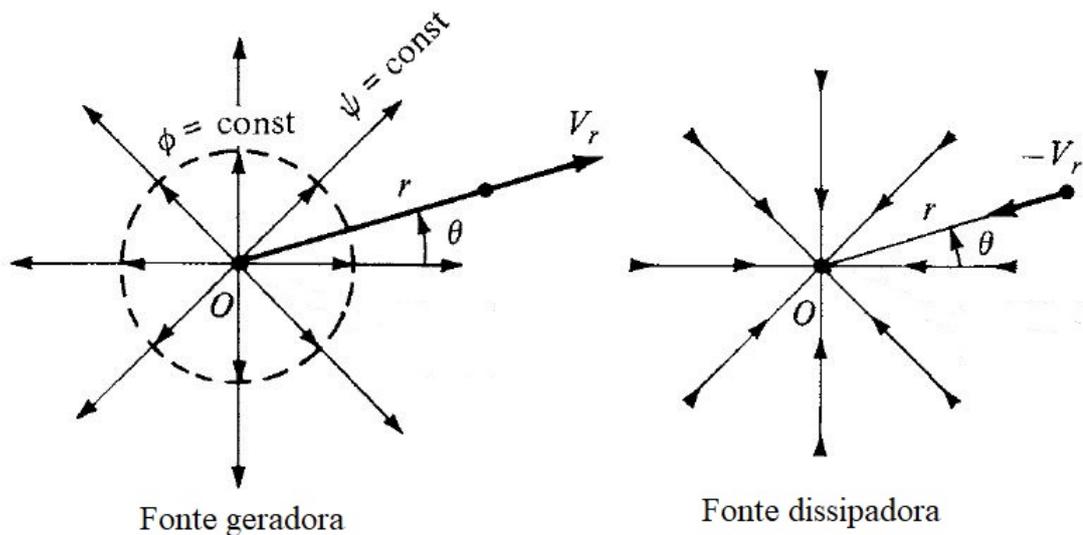


Figura 14 – Lâmina de fonte e lâmina dissipadora.

Fonte: Adaptado de Anderson (2010)

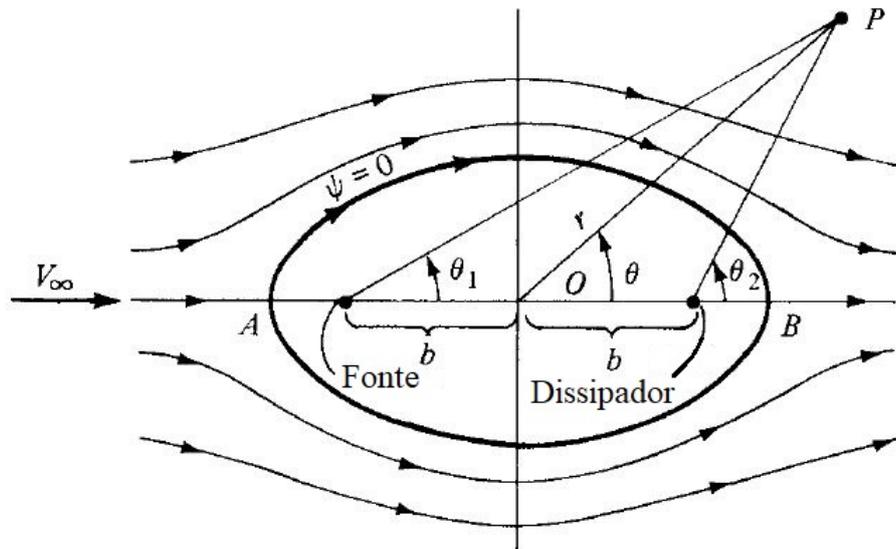


Figura 15 – Superposição de velocidades, lâmina de fonte e lâmina dissipadora.

Fonte: Adaptado de Anderson (2010)

Além dessas lâminas, existe também a lâmina de vórtice, que está relacionada com a circulação, e diretamente relacionada com a sustentação do corpo. Estas estão presentes nos painéis que formam a superfície a ser tratada, e cada uma possuirá uma magnitude referente à respectiva velocidade tangencial ao painel a que está ligada (Figura 16).



Figura 16 – Vista das lâminas de vórtice aplicadas a cada um dos painéis.

Fonte: Adaptado de Anderson (2010)

A soma de todas as lâminas corresponde à circulação ao redor do aerofólio é dada por:

$$\Gamma = \int \gamma ds \quad (2.22)$$

Através deste valor podemos encontrar o valor para a sustentação na seção analisada.

$$L' = \rho_\infty V_\infty \Gamma \quad (2.23)$$

Assim como qualquer problema relacionado a elementos finitos, quanto maior o número de painéis, mais precisa será a resposta encontrada para o valor da sustentação, porém, deve-se sempre analisar o custo computacional para qualquer tipo de análise e buscar sempre otimizar o número de painéis.

2.4 Aeroelasticidade

A área de aeroelasticidade é geralmente atribuída ao estudo de fenômenos que ocorrem devido a interação entre o fluido e a estrutura. Essa interação ocorre devido a três principais forças: elásticas, aerodinâmicas e inerciais.

O que permite a ocorrência desses fenômenos é a flexibilidade estrutural. Essa em si não é um problema, porém, fenômenos aeroelásticos surgem quando as deformações estruturais induzem forças aerodinâmicas adicionais. Essas forças aerodinâmicas adicionais podem produzir grandes deformações estruturais e conseqüentemente maiores forças aerodinâmicas incrementais. Essas interações podem tender a um equilíbrio estável ou a uma divergência e destruição da estrutura da aeronave (SILVA 2010).



Figura 17 – Combinação de forças nos fenômenos aeroelásticos.

Fonte: Adaptado por Gil (2012)

As interações entre as forças aerodinâmicas e as forças elásticas foram definidas como aeroelasticidade estática e a combinação dessas com as forças inerciais foi definido como aeroelasticidade dinâmica (BISPLINGHOFF, 1955) (Figura 17).

2.4.1 Aeroelasticidade Estática

Aeroelasticidade estática é o estudo das deformações de uma estrutura flexível devido aos esforços aerodinâmicos, onde os momentos e as forças não variam com o tempo (WRIGHT 2014).

Essa parte do estudo de aeroelasticidade compreende alguns fenômenos, tendo como principais, a divergência e a eficiência de controles.

O fenômeno da divergência é caracterizado por uma instabilidade estática da asa durante o voo. Esta instabilidade ocorre devido à deformação angular provocada na asa pelo escoamento do ar, o que por sua vez provoca um aumento no ângulo de ataque (α), o que promove uma maior sustentação e conseqüentemente maior torção. Esta interatividade pode causar um colapso da estrutura, que é chamado de divergência, sendo caracterizada pela velocidade de divergência.

O fenômeno conhecido como eficiência de controles se caracteriza pela deformação elástica na estrutura da asa da aeronave causada por um comando de rolagem acionado pelo piloto, que aumenta a sustentação na asa subitamente, e pode acabar torcendo a asa em relação a ela mesma e causando uma ineficiência no controle da aeronave.

2.4.2 Aeroelasticidade Dinâmica

A aeroelasticidade dinâmica, por sua vez, incluirá os efeitos das forças inerciais em seus fenômenos, que tem o *flutter* e o *buffeting* como principais destaques.

O fenômeno do *flutter* é o principal fenômeno aeroelástico estudado e ocorre devido a uma auto-excitação da estrutura da aeronave envolvendo a absorção de energia do escoamento. Quando a estrutura elástica é perturbada a velocidades abaixo da velocidade de *flutter* ocorre um movimento oscilatório decrescente, ou seja, um movimento amortecido. Porém, quando a velocidade de *flutter* é atingida ou ultrapassada, a amplitude do movimento oscilatório aumenta abruptamente e pode rapidamente levar a um colapso catastrófico da estrutura.

Outro fenômeno dinâmico é o *buffeting*, caracterizado por respostas estruturais aleatórias e variáveis. Este é comumente desencadeado por intensas forças aerodinâmicas, normalmente associadas a fenômenos de estol e condições de separação da camada limite. Flutuações de pressão presentes na condição de *buffet* podem causar respostas não desejadas da asa, fuselagem, empenagens e até motores. Carregamentos dinâmicos experimentados durante o *buffet* podem levar à fadiga estrutural de componentes reduzindo a vida estrutural de uma série de partes do avião (SILVA, 2010).

2.4.3 Flutter

Este é o foco desse estudo pois, como já foi dito anteriormente, é o mais importante da aeroelasticidade, principalmente para as aeronaves da competição SAE Aerodesign, visto que essas são feitas de materiais muito leves e pouco rígidos, o que propicia cada vez mais a ocorrência de *flutter*.

Para avaliar o *flutter*, faz-se uma análise de uma sessão típica de um aerofólio com dois graus de liberdade (Figura 18).

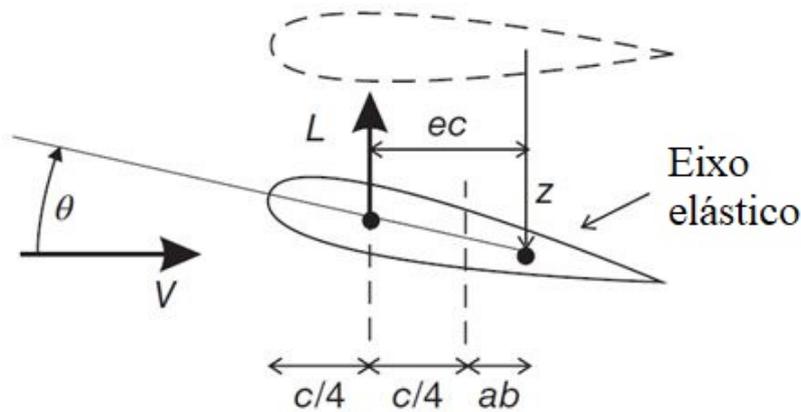


Figura 18 – Aerofólio bidimensional.

Fonte: Wright (2007)

A equação que define um modelo aeroelástico é dada por (2.24):

$$\mathbf{A}\ddot{\mathbf{x}} + (\rho V \mathbf{B} + \mathbf{D})\dot{\mathbf{x}} + (\rho v^2 \mathbf{C} + \mathbf{E})\mathbf{x} = 0 \quad (2.24)$$

Pode-se resolver a equação (2.24) encontrando os autovalores e autovetores do sistema a seguir.

A solução trivial é dada pela expressão:

$$\mathbf{I}\dot{\mathbf{q}} - \mathbf{I}\dot{\mathbf{q}} = 0 \quad (2.25)$$

Onde \mathbf{I} é uma matriz identidade $N \times N$. Substituindo (24) em (25), temos:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{I} & 0 \\ 0 & \mathbf{A} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{\mathbf{q}} \\ \ddot{\mathbf{q}} \end{Bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & \mathbf{I} \\ -(\rho V^2 \mathbf{C} + \mathbf{E}) & -(\rho V \mathbf{B} + \mathbf{D}) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{\mathbf{q}} \\ \ddot{\mathbf{q}} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (2.26)$$

A equação 2.26 pode ser reescrita como:

$$\begin{Bmatrix} \dot{\mathbf{q}} \\ \ddot{\mathbf{q}} \end{Bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & \mathbf{I} \\ -\mathbf{A}^{-1}(\rho V^2 \mathbf{C} + \mathbf{E}) & -\mathbf{A}^{-1}(\rho V \mathbf{B} + \mathbf{D}) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{\mathbf{q}} \\ \ddot{\mathbf{q}} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (2.27)$$

A equação, agora na forma de primeira ordem, pode ser resolvida assumindo que $x = x_0 e^{\lambda t}$.

A equação 2.27 fica então da seguinte forma:

$$(\mathbf{I}\lambda - \mathbf{Q})x_0 = 0 \quad \text{ou} \quad (\mathbf{Q} - \mathbf{I}\lambda) = 0 \quad (2.28)$$

Que pode ser analisada como um problema de autovalor e autovetor da forma $(\mathbf{A} - \mathbf{I}\lambda)x = 0$.

Para um sistema oscilatório, assim como o sistema aeroelástico considerado aqui, os autovalores λ da matriz do sistema \mathbf{Q} ocorrem em conjugados de números reais e imaginários

$$\lambda_j = -\zeta_j \omega_j \pm i \omega_j \sqrt{1 - \zeta_j^2}, \quad j = 1, 2, \dots, N \quad (2.29)$$

onde ω_j , ($j = 1, 2, \dots, N$) são as frequências naturais e ζ_j , ($j = 1, 2, \dots, N$) são os coeficientes de amortecimento.

A resposta do fenômeno geralmente é analisada através de dois gráficos, que são os gráficos de frequência x velocidade e amortecimento x velocidade (Figura 19).

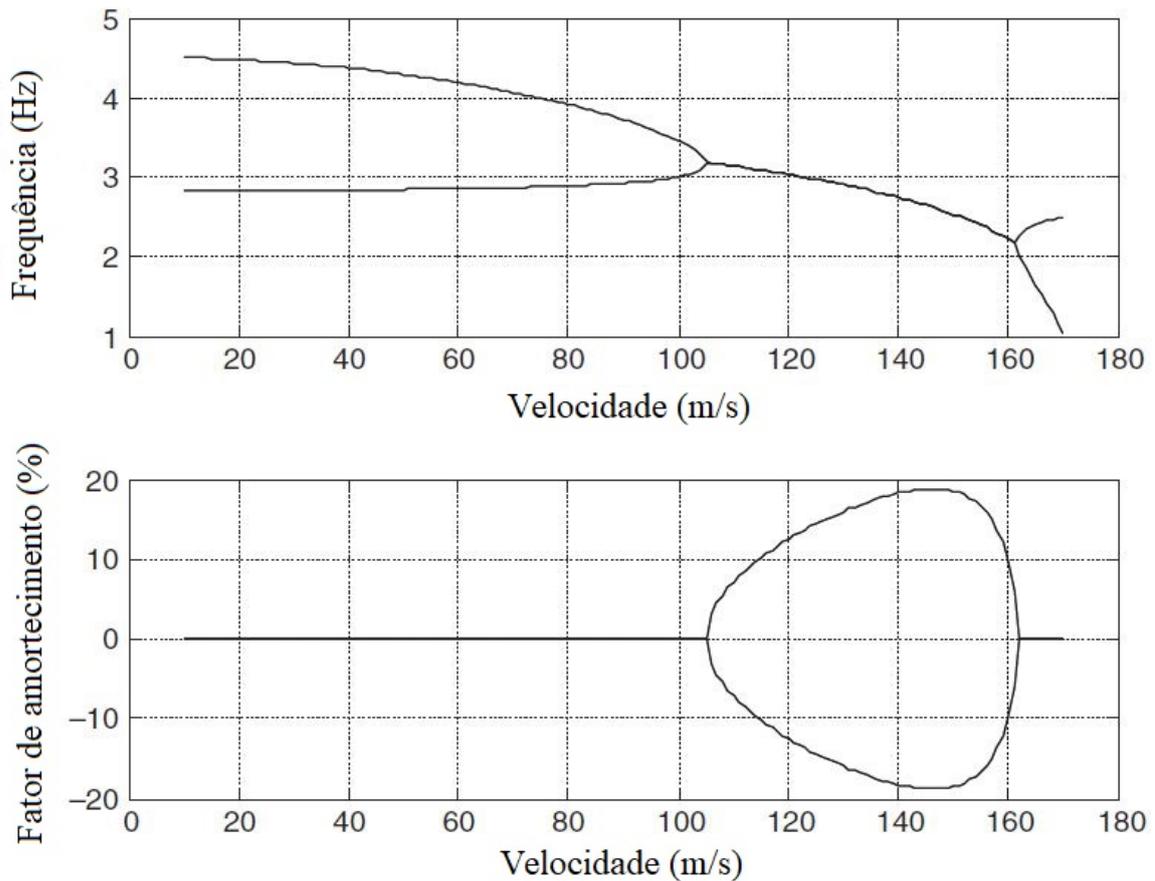


Figura 19 – Exemplo de resposta de *flutter*.

Fonte: Wright (2007)

Analisando o gráfico de frequência x velocidade, notam-se que as duas frequências que estão sendo demonstradas convergem para o mesmo ponto em certo valor de velocidade. Esta velocidade é conhecida como velocidade de *flutter* e deve estar sempre fora do envelope do voo da aeronave.

Através do gráfico de amortecimento x frequência, pode-se geralmente observar um coeficiente de amortecimento próximo a zero, porém com um valor sempre negativo, o que caracteriza uma tendência a reduzir a amplitude do movimento oscilatório ao longo do tempo. Quando este valor diverge e torna-se positivo, o amortecimento deixa de reduzir e passa a acrescentar movimento à estrutura, o que causa o fenômeno de *flutter*.

3 METODOLOGIA

O trabalho tem como objetivo principal criar e calibrar um modelo em elementos finitos. Para isto, inicialmente necessita-se de um protótipo criado para a realização de ensaios estruturais estáticos e dinâmicos.

Os ensaios estáticos visam a obtenção do valor de rigidez flexional e torcional da asa, já o ensaio dinâmico propiciou a obtenção das frequências naturais de vibração da mesma.

Após coletar os dados inicia-se a modelagem da asa em elementos finitos, e assim com os dados experimentais, fez-se a modelagem da asa em um programa em elementos finitos.

Por fim, para a validação final do modelo, fez-se uma análise de *flutter* e o resultado foi comparado com aquele calculado pela equipe Microraptor e, através disso, pode-se concluir se o valor encontrado na análise numérica é válido ou não para uma aplicação na equipe, e assim fornecer uma nova maneira para a obtenção da velocidade de *flutter* da aeronave.

3.1 Ensaios

Os ensaios foram realizados através de métodos desenvolvidos pela equipe Microraptor.

Foram realizados os ensaios necessários para que o modelo final fosse calibrado e fornecesse os resultados com uma maior precisão.

3.1.1 Ensaio de Flexão

Como o objeto de estudo deste trabalho é asa de uma aeronave, inicia-se os ensaios com um ensaio de flexão na mesma, com o objetivo de obter o valor de rigidez flexional.

$$EI = \frac{PL^3}{3y_{max}} \quad (3.1)$$

A asa é modelada considerando uma situação engastada-livre. Esta situação é a que melhor representa a ligação entre esta e a fuselagem.



Figura 20 – Asa posicionada para ensaio de flexão.

Fonte: Próprio autor

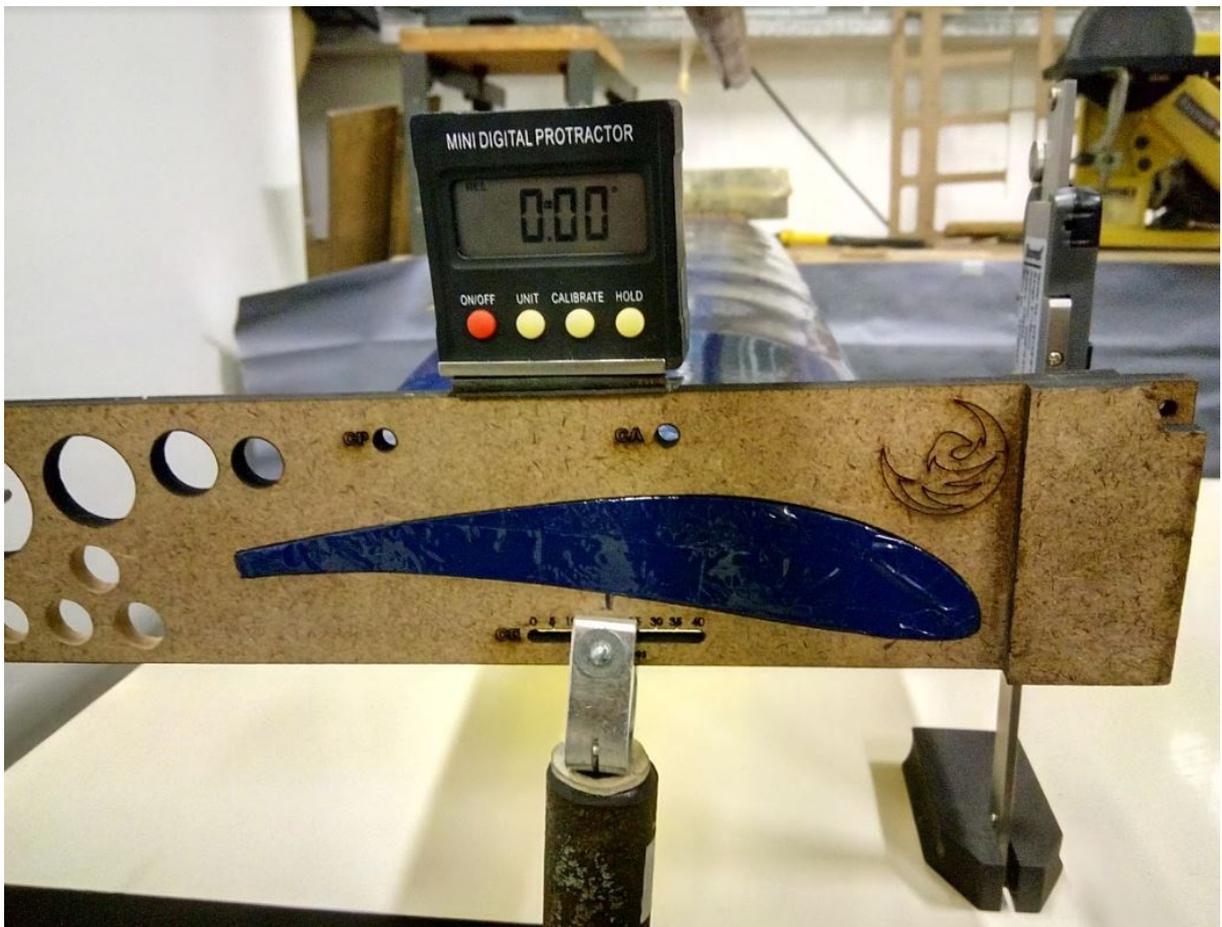


Figura 21 – Posição em que a força é aplicada.

Fonte: Próprio autor



Figura 22 – Medida de deslocamento.

Fonte: Próprio autor

Como é mostrado nas figuras 20, 21 e 22, através de um molde colocado na asa, pode-se aplicar uma carga, de valor variável, em um ponto específico da envergadura e posicionada sobre o eixo elástico, e utilizando um medidor de altura digital, coleta-se este deslocamento. O ensaio é feito em diversas posições ao longo da envergadura e todos os deslocamentos são coletados. Este repetiu-se 3 vezes em cada posição para termos uma certeza maior nos valores obtidos através do mesmo.

Por fim, com os dados devidamente coletados, pode-se obter o módulo de rigidez flexional para toda a asa.

3.1.2 Ensaio de Torção

Para o ensaio de torção, foi utilizada a mesma metodologia do ensaio de flexão. Este também tem como objetivo calibrar o modelo em elementos finitos através de um valor de rigidez torcional correto, para que o modelo numérico forneça os resultados que buscamos com maior precisão e confiabilidade.

Para a realização do mesmo, são confeccionados diversos moldes para a asa em dife-

rentes posições da envergadura, e nestes moldes são aplicadas cargas em uma extremidade que causam uma rotação da asa em torno de eixo elástico (Figura 23).



Figura 23 – Ensaio de torção na asa.

Fonte: Próprio autor

Como mostrado na figura 23, posiciona-se um inclinômetro sobre o molde e esse coleta o valor do ângulo de rotação, com isso pode-se obter o módulo de rigidez torcional da asa. O mesmo ensaio deve ser feito para diversas posições ao longo da envergadura da asa e com uma taxa de repetição de 3 vezes, para que possa se observar uma consistência nos valores obtidos.

3.1.3 Ensaio GVT

O ensaio GVT visa coletar as frequências naturais de vibração da asa. As frequências que devem ser obtidas são: a primeira frequência de flexão e a primeira de torção.

Para a coleta de dados utilizam-se 4 acelerômetros e uma *Raspberry Pi* para o processamento destes (Figura 24).



Figura 24 – Raspberry Pi e acelerômetros.

Fonte: Próprio autor

Inicia-se pela coleta de dados da frequência flexional. Para isso, posiciona-se os acelerômetros sobre a eixo elástico da asa, para que a mesma não sofra nenhuma influência de torção (Figura 25), assim, é possível coletar somente frequências flexionai. Além disso, os acelerômetros são colocados equidistantes para obter uma mesma defasagem no sinal de cada um. A posição do eixo elástico foi fornecida pela equipe Microraptor.

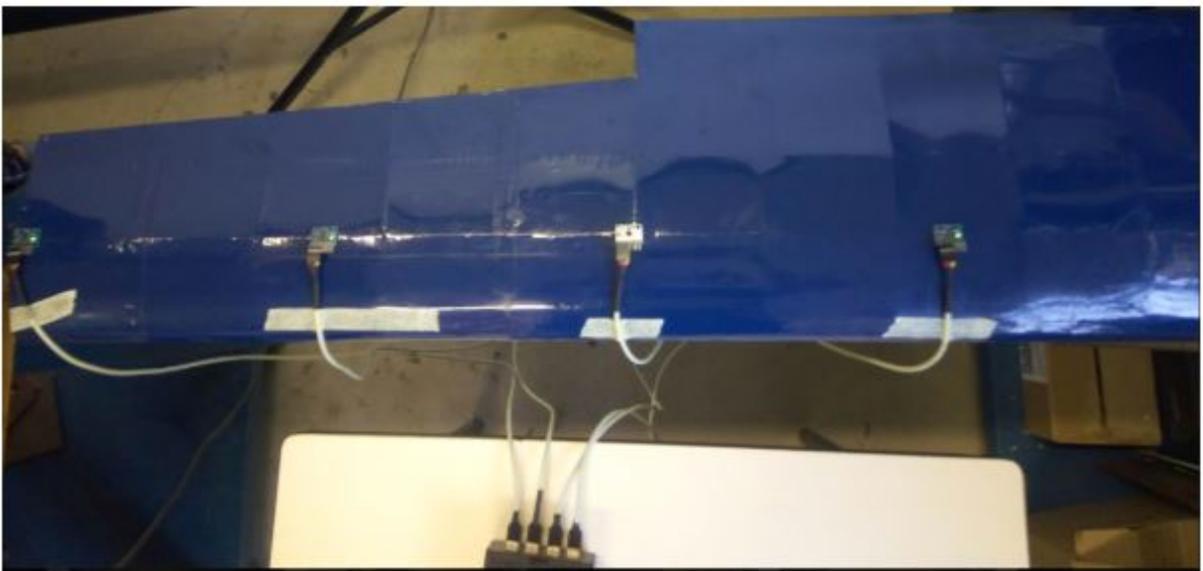


Figura 25 – Acelerômetros posicionados para coleta de frequências de flexão.

Fonte: Próprio autor

Para a coleta da frequência torcional, utiliza-se a mesma metodologia, com a diferença no posicionamento dos acelerômetros, que são colocados da maneira que fiquem o mais distantes entre si, ao longo da corda e ao longo da envergadura, para obtermos uma maior amplitude no sinal (Figura 26).



Figura 26 – Acelerômetros posicionados para coleta de frequências de torção.

Fonte: Próprio autor

A asa é excitada em uma frequência aleatória e obtêm-se os dados em diversas frequências. A *Raspberry Pi* coleta esses dados eles são exportados.

Com os dados da *Raspberry Pi*, e através de um código em Matlab pode-se filtrá-los para obter somente as frequências desejadas.

3.2 Modelagem em MEF

Para modelar a asa utilizou-se o *software* Femap-Nastran[®], este que tem sua formulação baseada no código aberto Nastran, desenvolvido pela NASA, e atende perfeitamente às aplicações que são buscadas neste trabalho.

A principal razão pela escolha do *software* foi o fato deste já possuir as análises aeroelásticas em sua biblioteca principal.

Para a modelagem da asa utilizou-se uma técnica chamada representação “Box-Like” (WRIGHT, 2007). Esta técnica mescla elementos de viga e elementos de placa para criar

o modelo. Diferente de uma modelagem com elementos 3D, esse tipo de configuração tem uma grande vantagem que é a velocidade de processamento, atingindo resultados extremamente precisos com um custo computacional bem inferior.

Inicialmente decidiu-se modelar a asa em três diferentes tipos de elementos, estes foram: longarina, perfis e entelagem, sendo cada um desses de um material diferente.

Os dados dos materiais necessários para a criação do modelo foram fornecidos pelo banco de dados da equipe Microraptor.

A longarina é representada por elementos de viga, pois ela se comporta como tal, já os perfis do aerofólio e a entelagem serão representados como elementos de placa, já que suas demais dimensões são extremamente maiores do que sua espessura.

O número de elementos escolhidos para as análises foram baseados no custo computacional do processo e na geometria em questão. Foram feitos testes de malha, onde elementos são inseridos para verificar se os novos resultados são mais ou menos precisos que os anteriores levando em consideração o custo computacional do processo.

Os elementos de viga foram colocados em menor quantidade, pois este número se mostrou suficiente para obter uma resposta satisfatória para o trabalho (Figura 27).

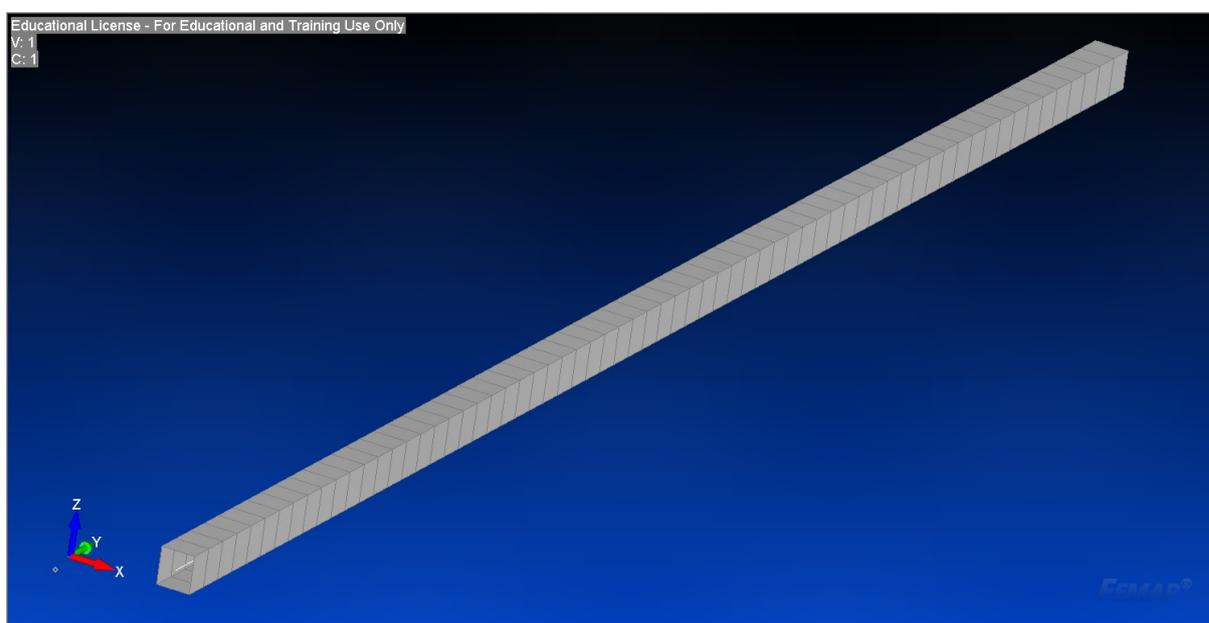


Figura 27 – Representação da longarina no modelo

Fonte: Próprio autor

Já os elementos de placa foram inseridos em uma quantidade elevada (figuras 28 e 29), pois percebeu-se que no bordo de ataque da asa, onde existe uma grande curvatura, necessita-se de um número maior de elementos para obter um resultado mais preciso, ou seja, a quantidade de elementos foi refinada, de modo que no bordo de ataque essa quantidade é muito maior que em outras partes da asa (Figura 30).

Os elementos de placa que foram inseridos como entelagem representam, além da própria entelagem, a conexão feita entre os perfis no bordo de ataque, que aumenta de forma significativa a rigidez da asa. Estes elementos também foram utilizados para retratar os valores de rigidez coletados nos ensaios práticos, através de ferramentas disponibilizadas pelo programa. Os elementos de placa foram escolhidos para esse fim pois representam a maior parte da asa, e através de testes realizados durante a modelagem, percebeu-se que o resultado obtido com este procedimento foi o que gerou dados mais coerentes.

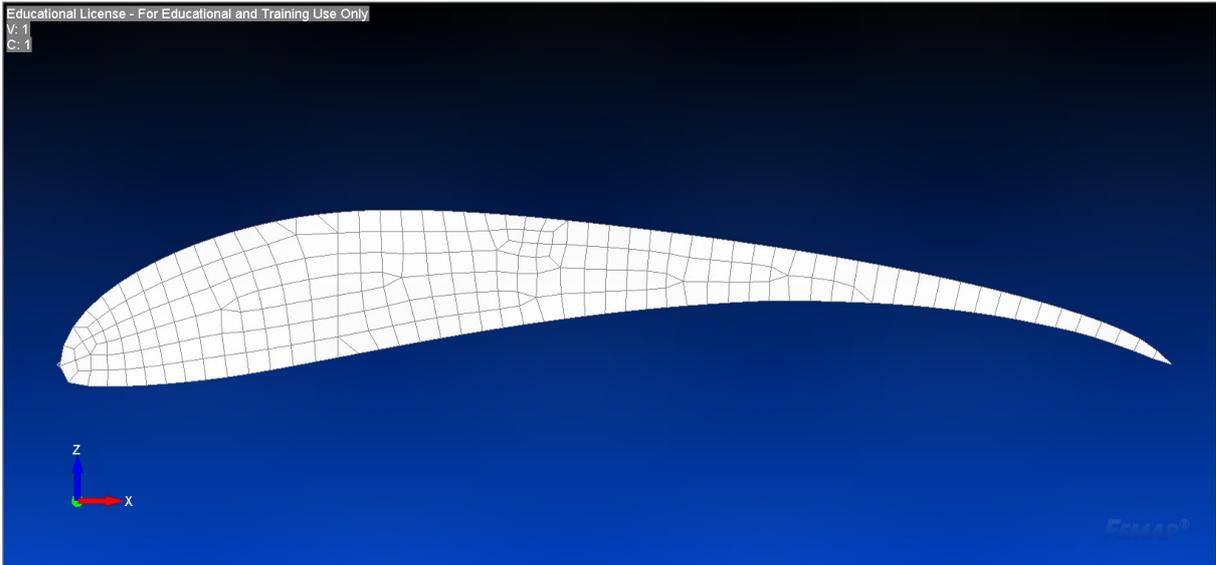


Figura 28 – Representação das placas nos perfis.

Fonte: Próprio autor

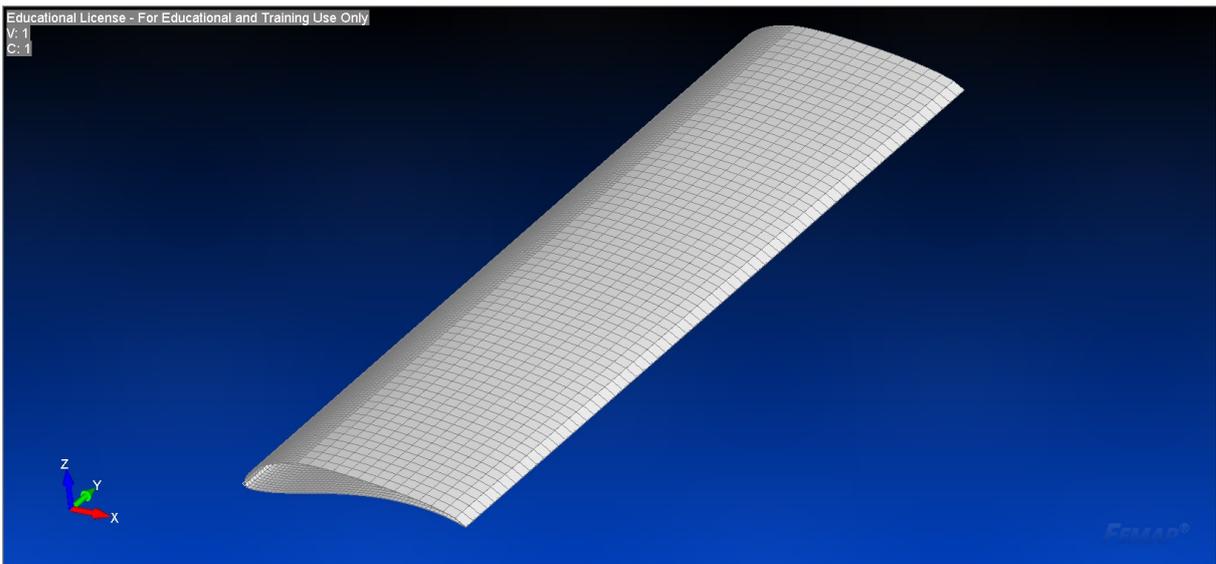


Figura 29 – Representação da entelagem no modelo.

Fonte: Próprio autor

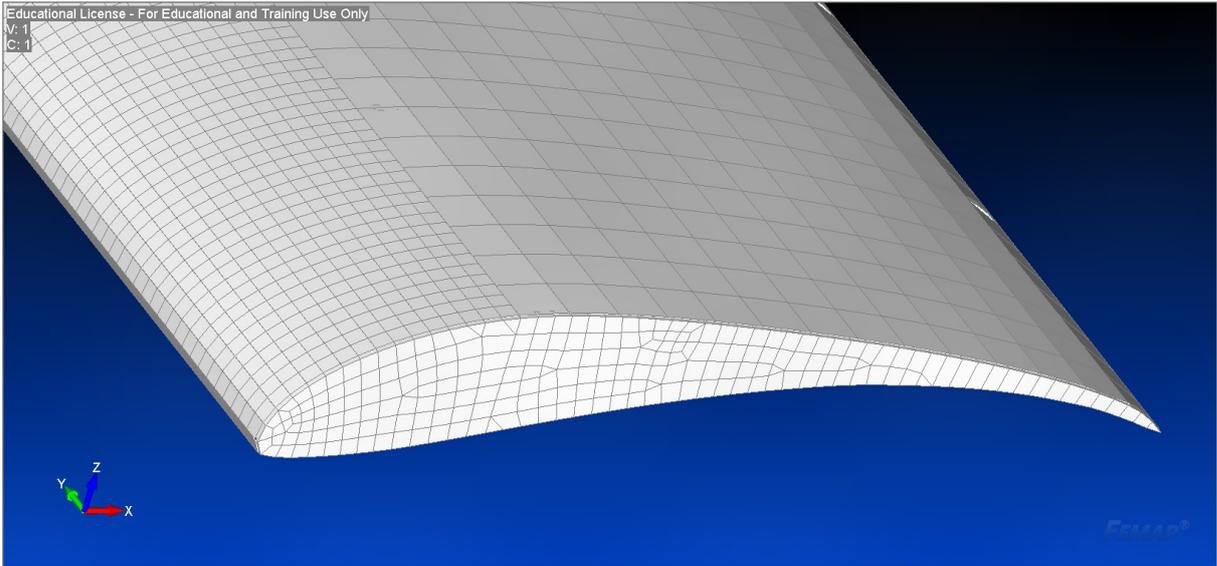


Figura 30 – Destaque para o bordo de ataque com malha refinada.

Fonte: Próprio autor

Além dos elementos já apresentados, utilizou-se também elementos de conexão rígidos, chamados de RBE2, que têm como função restringir os deslocamentos entre dois nós que estão conectados. Esse elementos foram utilizados para conectar os elementos de viga e de placa e também os distintos elementos de placa entre si.

Desta forma o modelo final e seus respectivos dados de malha podem ser vistos na figura 31.

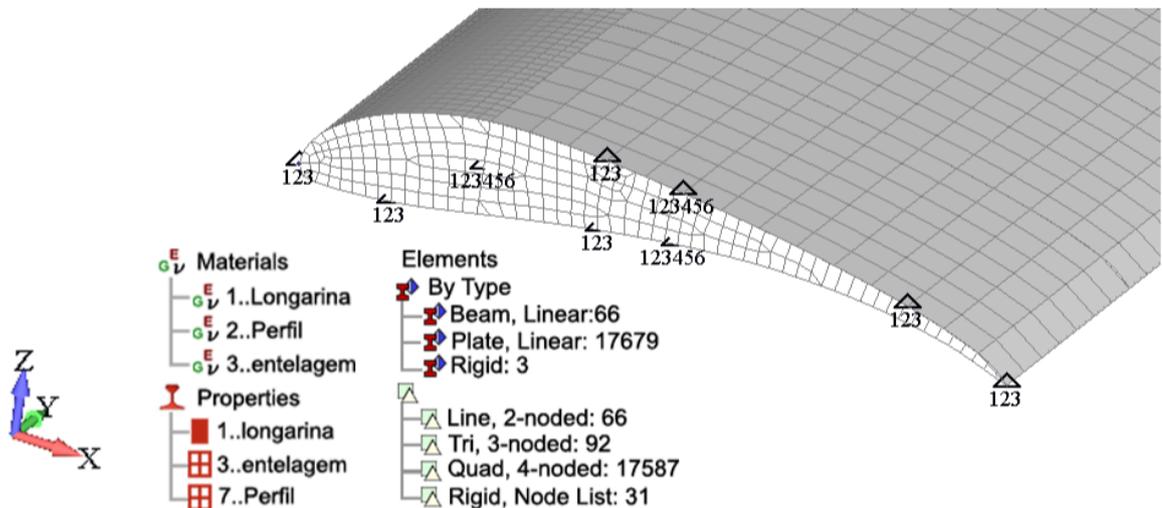


Figura 31 – Dados finais do modelo.

Fonte: Próprio autor

3.3 Análises em MEF

As análises em elementos finitos são formas de resolver problemas que são normalmente mais complexos de se calcular. Neste trabalho executam-se duas análises, uma análise modal e uma análise de *flutter*. Para isso, utilizou-se o mesmo programa que é utilizado para criar o modelo, que é o Femap-Nastran[®]. Este *software* já consta com bibliotecas para executar tais análises.

3.3.1 Análise Modal

Na análise modal tem-se o objetivo de encontrar os valores para as frequências naturais e seus respectivos modos de vibrar.

A análise é feita com base em parâmetros de entrada que são inseridos ao modelo, como valor de massa e o valor da matriz de rigidez, que é obtida pelo programa ao criar o modelo com elementos de viga e placa, como tratado na seção 2.2.

Para a análise modal, o programa baseia-se nas seguintes equações:

$$[\mathbf{M}]\ddot{u} + [\mathbf{K}][u] = 0 \quad (3.2)$$

Que tem a solução na forma de:

$$\{u\} = \phi \sin \omega t \quad (3.3)$$

Onde para uma frequência natural ω temos um modo de vibrar associado ϕ . Deste modo temos a seguinte equação para resolver o problema:

$$-\omega^2[\mathbf{M}]\{\phi\} \sin \omega t + [\mathbf{K}]\{\phi\} \sin \omega t = 0 \quad (3.4)$$

A equação pode então ser reescrita como:

$$([\mathbf{K}] - \omega^2[\mathbf{M}])\{\phi\} = 0 \quad (3.5)$$

Caracteriza-se então o problema como sendo um problema de autovalor e autovetor, que quando resolvido obtem-se os valores associados de cada frequência natural e seu modo de vibrar.

A solução desejada é aquela onde:

$$\det([\mathbf{K}] - \omega^2[\mathbf{M}]) = 0 \quad (3.6)$$

Para essa solução da equação tem-se não só uma frequência e um modo de vibrar e sim vários, portanto a equação fica do modo:

$$([\mathbf{K}] - \omega_i^2[\mathbf{M}]) \{\phi_i\} = 0 \quad i = 1, 2, 3, \dots \quad (3.7)$$

Cada modo de vibração define uma condição de vibrar livremente da estrutura. Temos então:

$$f_i = \frac{\omega_i}{2\pi} \quad (3.8)$$

O número de autovalores e autovetores é igual ao número de graus de liberdade dinâmicos do sistema.

3.3.2 Análise de *flutter*

Para a realização de tal análise, o *software* se baseia no modelo estrutural já construído e nos efeitos causados pelo escoamento de ar em volta da estrutura.

3.3.2.1 *Double-Lattice Method* (DLM)

A análise dos efeitos aerodinâmicos é feita com base no método dos painéis, como tratado na seção 2.4, onde a superfície é dividida em diversos painéis e a sustentação gerada pelo perfil é calculada com base em cada um deles.

Porém, o método dos painéis compreende somente um modelo de duas dimensões, para um modelo com três dimensões, o *software* utiliza o DLM.

O método cria duas camadas de painéis nos perfis. Essa dupla camada garante mais precisão para os valores de velocidade, porém requer um maior número de painéis.

No método a asa é vista como uma superfície sustentadora, que tem a sua variação de sustentação avaliada ao longo da corda e da envergadura.

Baseado no método dos painéis, a sustentação é calculada para cada painel a partir de um ponto chamado ponto de controle, como visto na figura 32.

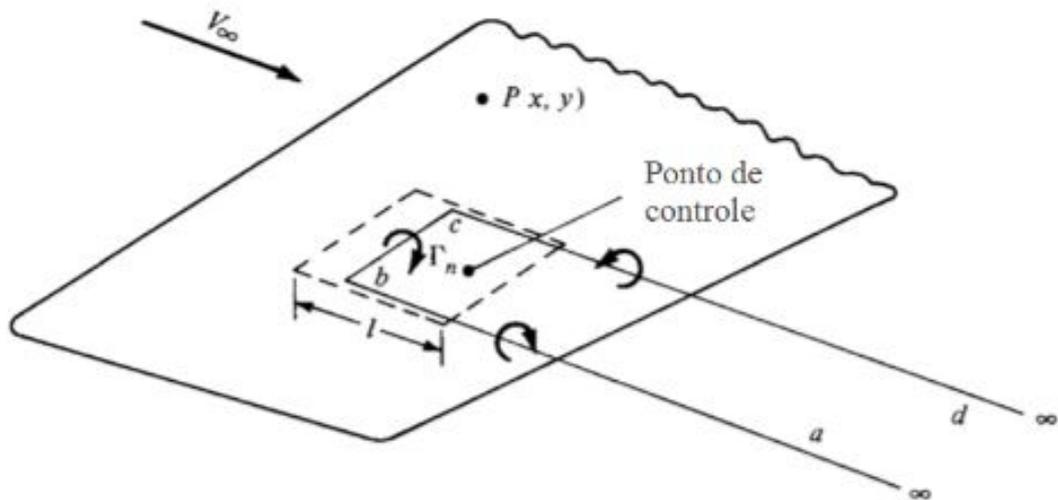


Figura 32 – Ponto de controle para um único painel na superfície.

Fonte: Adaptado de Anderson (2010)

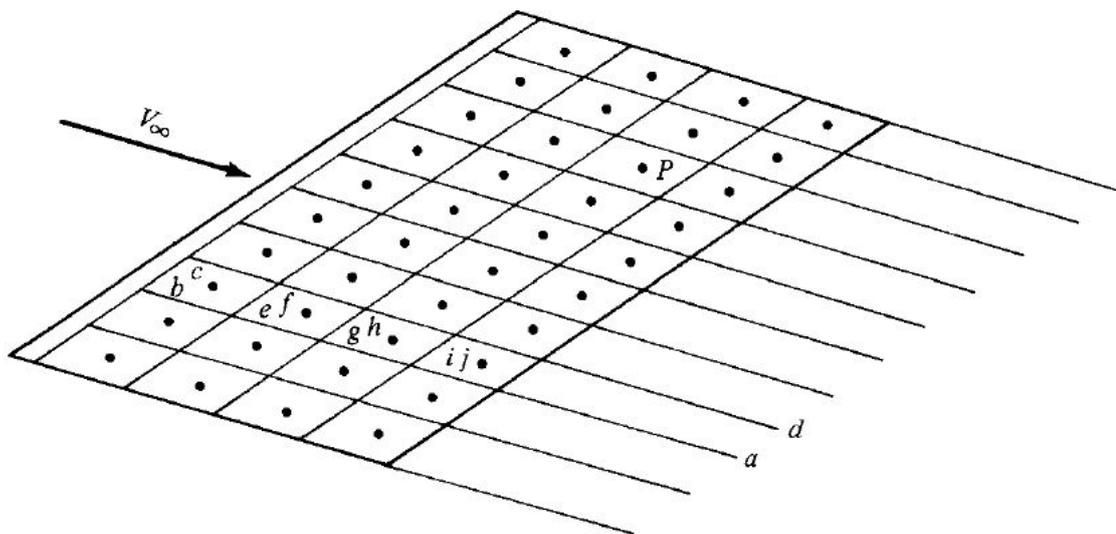


Figura 33 – Método para uma asa finita.

Fonte: Adaptado de Anderson (2010)

O somatório da contribuição da vorticidade de cada painel resultará na circulação (Equação 2.22) da asa toda (Figura 33), assim, podendo associar ao valor da sustentação total.

3.3.2.2 União Fluido Estrutura

Com a modelagem da estrutura concluída e com os fatores aerodinâmicos calculados, deve-se conectar os dois para realizar a análise de *flutter*.

Essa conexão é realizada por estruturas chamadas *spline*, que são linhas que realizam as conexões entre os painéis e os nós da estrutura.

As splines são tratadas como elementos de viga e barras de torção, e transmitem os devidos esforços aerodinâmicos para a estrutura (Figura 34).

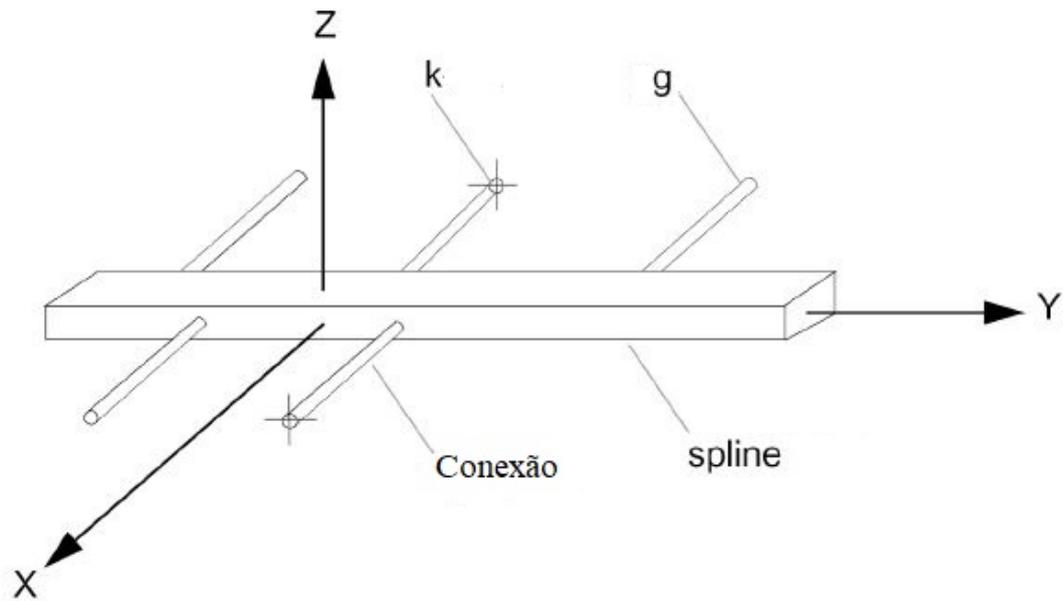


Figura 34 – Spline linear conectando os parâmetros estruturais aos aerodinâmicos..

Fonte: Adaptado de Siemens (2017)

Onde, na figura 34, k são os parâmetros aerodinâmicos e g os parâmetros estruturais. Eles se comportam segundo a seguinte equação de compatibilidade cinética.

$$\{\delta u_k\}^T \{F_k\} = \{\delta u_g\}^T \{F_g\} \quad (3.9)$$

Onde F são as forças e δ são as deflexões virtuais, ligados aos seus respectivos parâmetros estruturais e aerodinâmicos.

Pode-se então criar uma matriz de deslocamentos virtuais equivalente ao somatório das duas anteriores resultando na equação final:

$$\{F_g\} = [G_{kg}]^T \{F_k\} \quad (3.10)$$

Onde a matriz G é a equivalente entre os deslocamentos virtuais aerodinâmicos e estruturais, e através disso pode-se transmitir os esforços aerodinâmicos ao modelo

estrutural.

3.3.2.3 Velocidade de *flutter*

Com os devidos coeficientes aerodinâmicos (rigidez aerodinâmica e amortecimento aerodinâmico) e estruturais já obtidos, o cálculo da velocidade de *flutter* é feito baseado no método PK, que é explicado a seguir.

O método baseia-se na seguinte equação:

$$\mathbf{M}\ddot{u}(t) + \mathbf{B}\dot{u}(t) + \mathbf{K}u(t) = \mathbf{F}_a \quad (3.11)$$

Onde as matrizes M, B e K já foram tratadas na seção 2.4, temos:

$$\mathbf{F}_a = qQ(k)u \quad (3.12)$$

Onde Q(k) é obtida para cada uma das frequências reduzidas através de:

$$k = \omega(b/V) \quad (3.13)$$

Sendo ω a frequência de oscilação da estrutura, b é o produto entre B e ρ , sendo que ρ é a massa específica do ar e B é o comprimento da estrutura na direção do vento e V é a velocidade do vento.

Chega-se então na equação final do método PK:

$$\left\{ -\omega^2 M + j\omega \left[B - \frac{b}{2}\rho V \frac{Q^I(k)}{k} \right] + \left[K - qQ^R(k) \right] u(\omega) \right\} = 0 \quad (3.14)$$

A solução do método PK consiste em definir a matriz aerodinâmica para determinada frequência reduzida e obter um autovalor cuja frequência associada, “coincida” com a frequência reduzida original.

4 RESULTADOS E ANÁLISES

Nesta seção encontram-se os resultados obtidos através dos ensaios estruturais, o modelo final em elementos finitos e o resultado das análises efetuadas no modelo.

4.1 Ensaios Estruturais Estáticos

Ambos os ensaios foram realizados de forma semelhante, assim como descrito na seção 3.1.1 e 3.1.2. Os dados coletados de rigidez por envergadura foram plotados nos gráficos a seguir (Figuras 35 e 36):

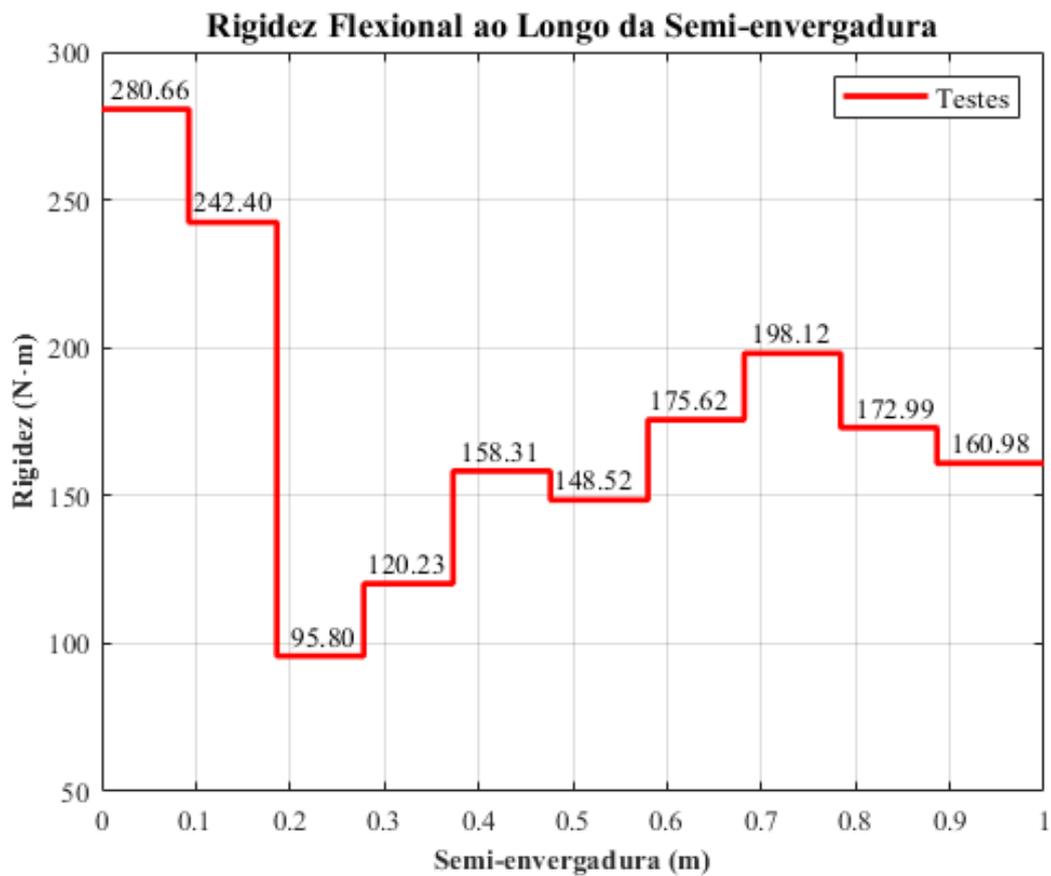


Figura 35 – Distribuição da rigidez flexional ao longo da semi asa.

Fonte: Próprio autor

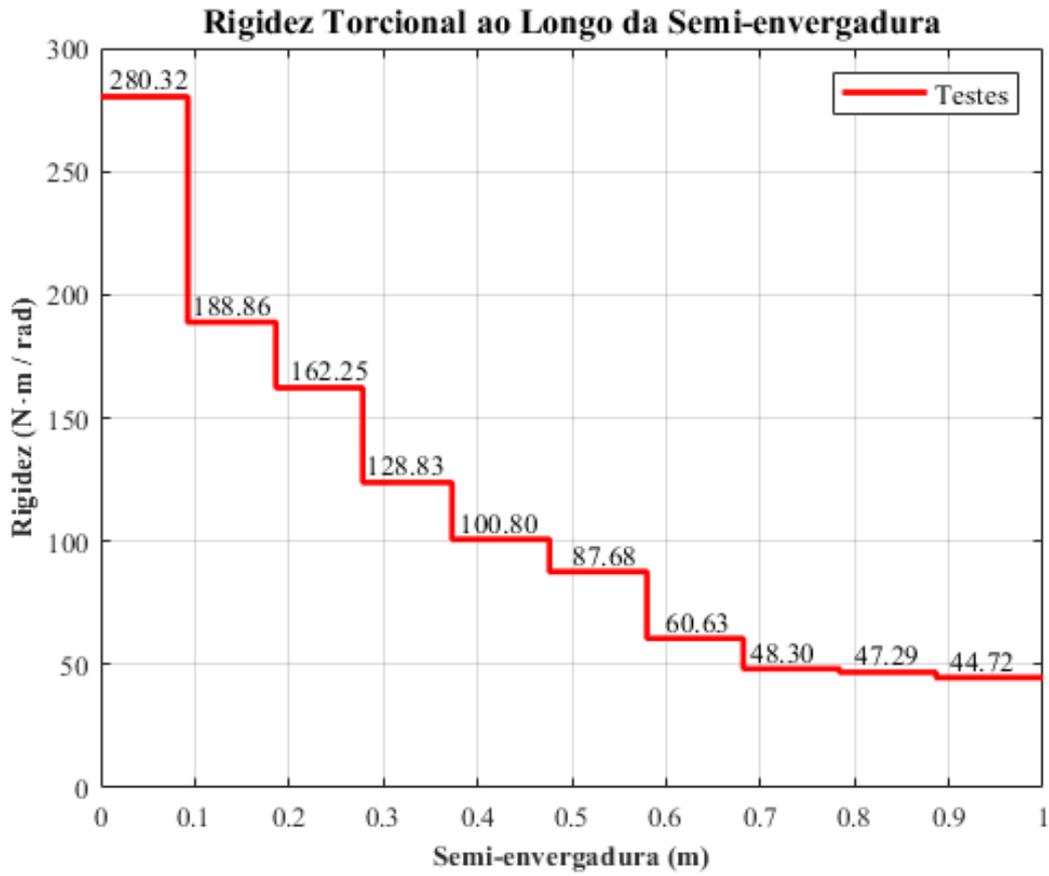


Figura 36 – Distribuição da rigidez torcional ao longo da semi asa.

Fonte: Próprio autor

Com os gráficos obtidos, percebe-se que o resultado foi dentro do esperado, com exceção de dois pontos no gráfico de rigidez flexional. Nos pontos em 0,2 e 0,3 m de envergadura tem-se uma grande queda no valor da rigidez, isso se deve ao fato que este é um ponto de descontinuidade da longarina, onde uma longarina se conecta à outra. Como a longarina é o principal componente estrutural da asa e ela que mais contribui com a rigidez flexional, neste ponto de descontinuidade foi obtido um valor menor do que o esperado.

Para inserir o valor de rigidez no modelo em MEF da asa, foi utilizado o menor valor entre os dados coletados, fazendo com que a resposta tenha um valor mais conservador, deste modo, tem-se:

Rigidez	Experimental
Flexional EI (N.m ²)	95,80
Torcional GJ (N.m ² /rad)	44,72

Tabela 1 – Dados coletados na ponta da semi asa.

4.2 Ensaio GVT

Nesta seção são relatados os resultados do ensaio GVT, tanto as frequências naturais encontradas como o modo de vibrar a que são relacionadas.

Para o primeiro ensaio, feito com todos os quatro acelerômetros colocados sobre o eixo elástico (Figura 25), tem-se como objetivo encontrar a primeira frequência natural de flexão, e obteve-se como resultado o gráfico a seguir (Figura 37):

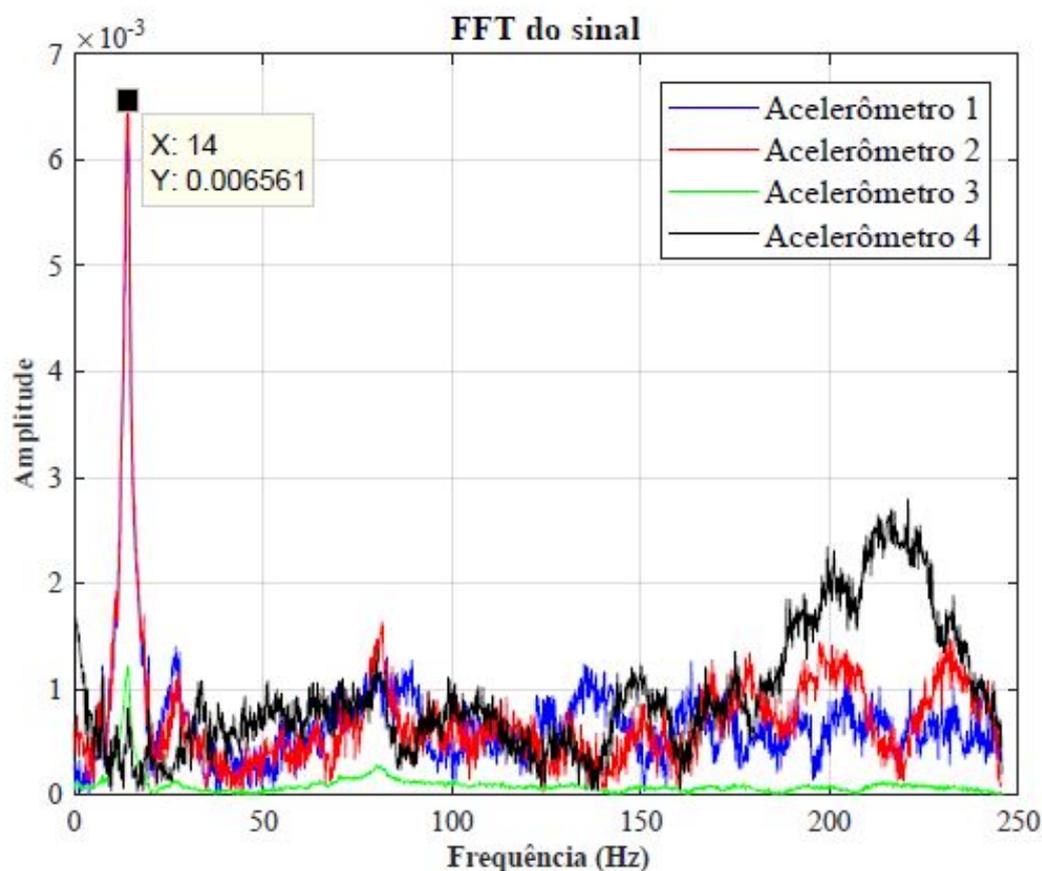


Figura 37 – Resposta da primeira frequência natural.

Fonte: Próprio autor

Pode-se notar que o primeiro pico evidenciado no gráfico encontra-se em 14 Hz. Este, por ser o primeiro pico, diz que as excitações que foram causadas nessa mesma frequência geraram a maior amplitude, portanto pode-se dizer que esta é a primeira frequência natural de vibração da asa.

Como o objetivo deste primeiro ensaio é a obtenção da primeira frequência de flexão, é preciso também uma análise na resposta temporal do sinal. Porém, a resposta no domínio temporal é difícil de ser analisada devido ao ruído causado pelas diversas frequências excitadas ao mesmo tempo, por isso foi aplicado um filtro para que a resposta contenha somente as excitações causadas por frequências entre 13 e 15 Hz (Figura 38).

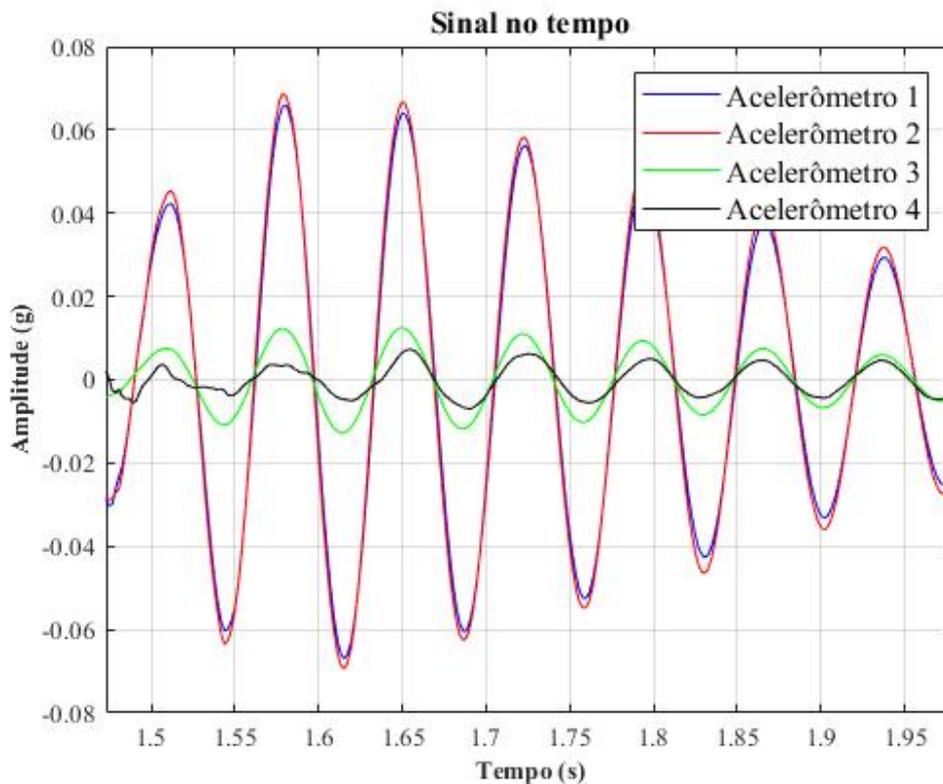


Figura 38 – Sinal filtrado da resposta temporal para frequências entre 13 e 15 Hz.

Fonte: Próprio autor

Nota-se no gráfico anterior (Figura 38) que todos os quatro sinais, respectivos aos quatro acelerômetros, estão em fase, ou seja, se movem todos na mesma direção ao mesmo tempo. Este tipo de resposta caracteriza o movimento do primeiro modo de vibração flexional da asa, portanto pode-se concluir que a frequência de 14 Hz é atribuída ao primeiro modo de vibração flexional.

Para obter o primeiro modo de vibração torcional e conseqüentemente a sua respectiva frequência, o ensaio se diferenciou somente no posicionamento dos acelerômetros, que foram posicionados em extremidades opostas da asa, como visto na figura 26.

Obteve-se então, no domínio da frequência o gráfico a seguir (Figura 39):

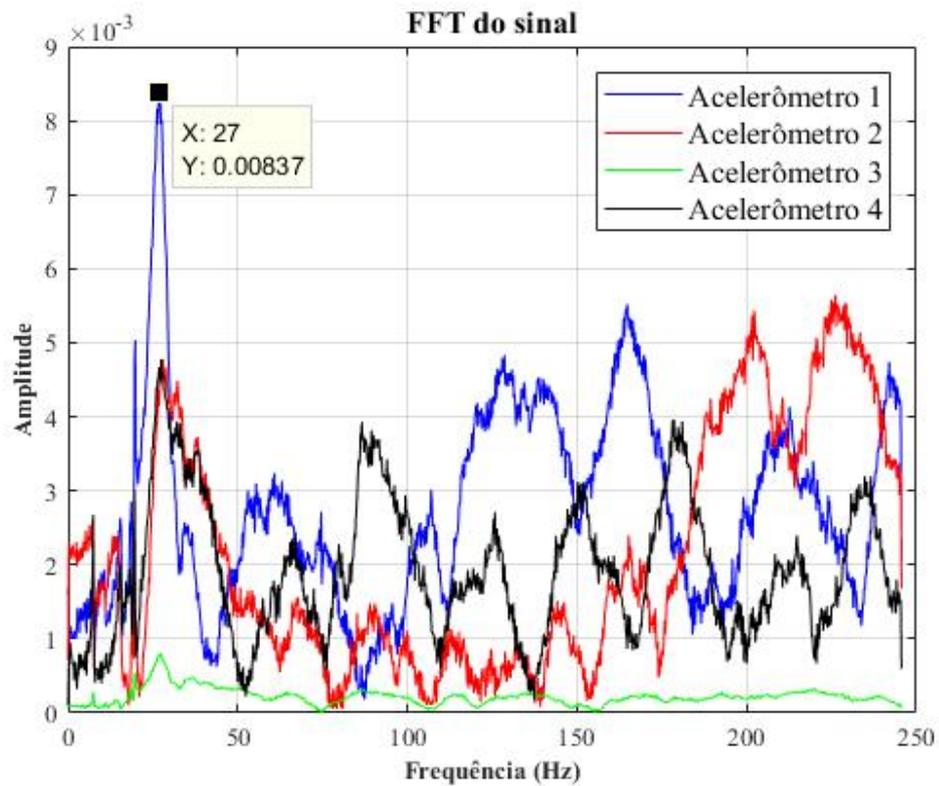


Figura 39 – Resposta para segunda frequência natural.

Fonte: Próprio autor

Nota-se que, como no gráfico para a primeira frequência natural, que tem-se o primeiro pico na frequência de 27 Hz. Como já havia sido mencionado, o pico corresponde a uma frequência que teve a maior amplitude e se destacou entre as outras. Visto que o valor foi diferente e maior que a primeira frequência natural já obtida, pode-se supor que o resultado obtido é a segunda frequência natural e assim, primeira frequência de torção. Para certificar-se que o resultado está correto, é feita também uma análise na resposta temporal do ensaio para verificar o comportamento do sinal.

Da mesma maneira que fez-se anteriormente, aplicou-se um filtro entre as frequências de 26 e 28 Hz para que nenhum ruído atrapalhasse a avaliação do resultado (Figura 40).

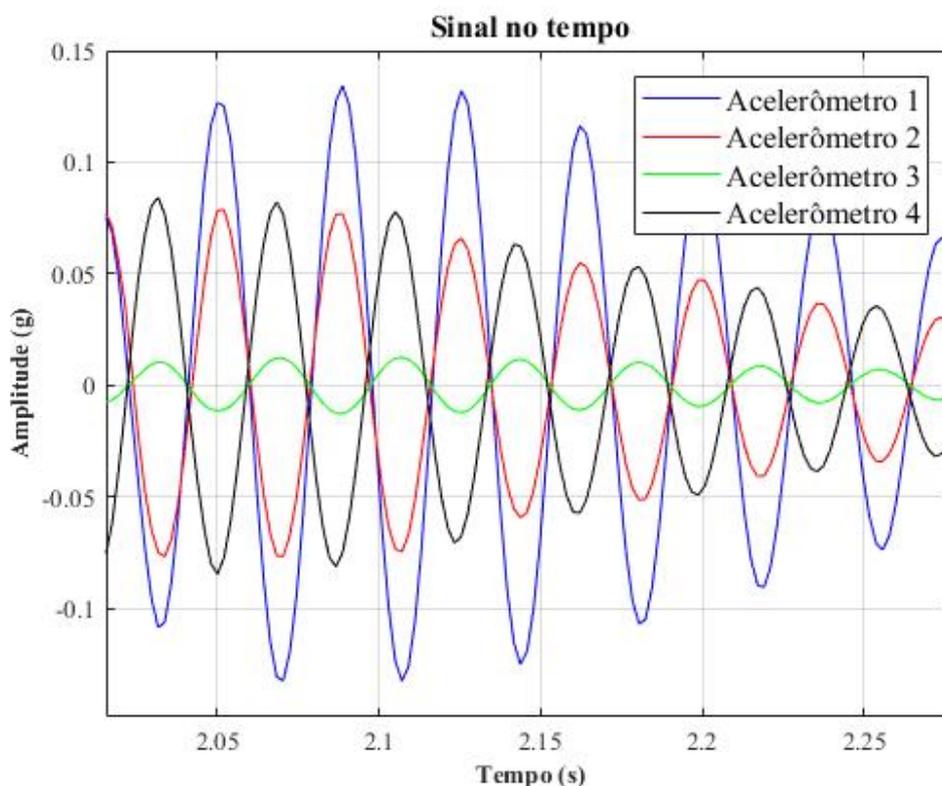


Figura 40 – Sinal filtrado da resposta temporal para frequências entre 26 e 28 Hz

Fonte: Próprio autor

Através do gráfico anterior, percebe-se que os sinais referentes a cada um dos acelerômetros estão em fase dois a dois, o acelerômetro 1 em fase com o 2 e o acelerômetro 3 em fase com o 4, e as duplas estão defasadas entre si em 180° , ou seja, quando uma dupla de acelerômetros se move em uma direção a outra dupla se move para a direção contrária. Este tipo de movimento caracteriza o primeiro modo de torção, portanto pode-se concluir que a segunda frequência natural da asa e primeira frequência de torção é de 27 Hz.

4.3 Análises em MEF

As análises que foram utilizadas para a validação do modelo foram: análise modal e análise de *flutter*.

4.3.1 Análise Modal

Na análise modal buscou-se obter os mesmos valores de frequências naturais e modos de vibrar obtidos no teste GVT.

Encontrou-se como primeiro modo de vibrar o mesmo modo de flexão pura e com um valor de frequência associada de 14,49 Hz, como é mostrada na figura a seguir (Figura 41).

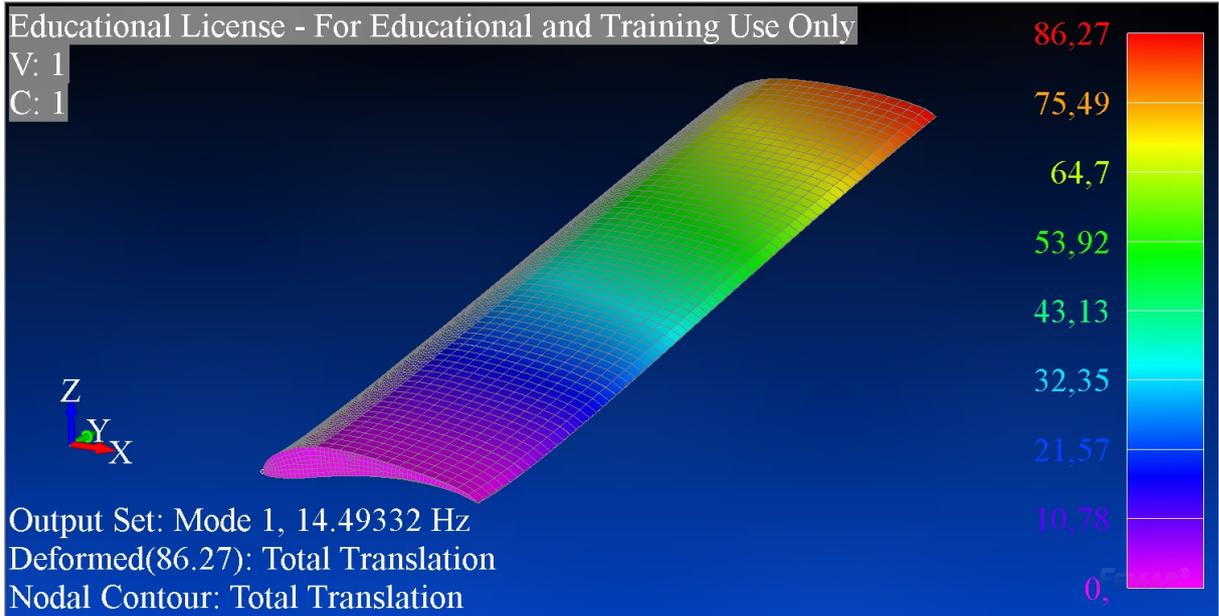


Figura 41 – Primeiro modo de vibrar e sua frequência natural associada. A escala da figura simboliza o deslocamento associado.

Fonte: Próprio autor

Já para o segundo modo de vibrar foi encontrado um modo torcional como era esperado e com uma frequência natural associada de 26,31 Hz, como é mostrado na imagem a seguir (Figura 42).

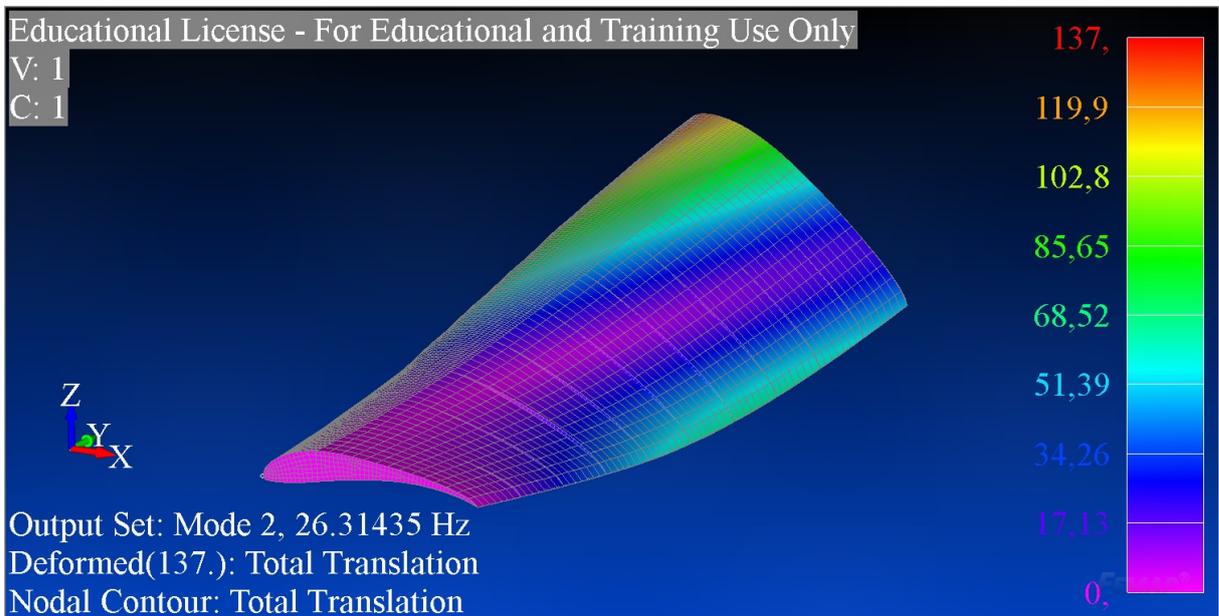


Figura 42 – Segundo modo de vibrar e sua frequência natural associada. A escala da figura simboliza o deslocamento associado.

Fonte: Próprio autor

Comparou-se então os resultados obtidos através do ensaio GVT e dos obtidos através das análises no Femap-Nastran®.

Métodos	Frequencia (Hz)	
	Flexional	Torcional
GVT	14	27
Modelo calibrado	14,49	26,31
Erro (%)	3,382	2,623

Tabela 2 – Comparação de resultados e erro para as frequências obtidas

Obteve-se um erro muito baixo para ambas as frequências encontradas o que valida a modelagem da asa para respostas dinâmicas.

4.3.2 Análise de *flutter*

Para a análise de *flutter* buscou-se obter uma resposta com velocidade próxima à velocidade já obtida pela equipe por meio de cálculos analíticos.

A resposta obtida pela análise numérica segue nos gráficos a seguir (Figuras 43 e 44):

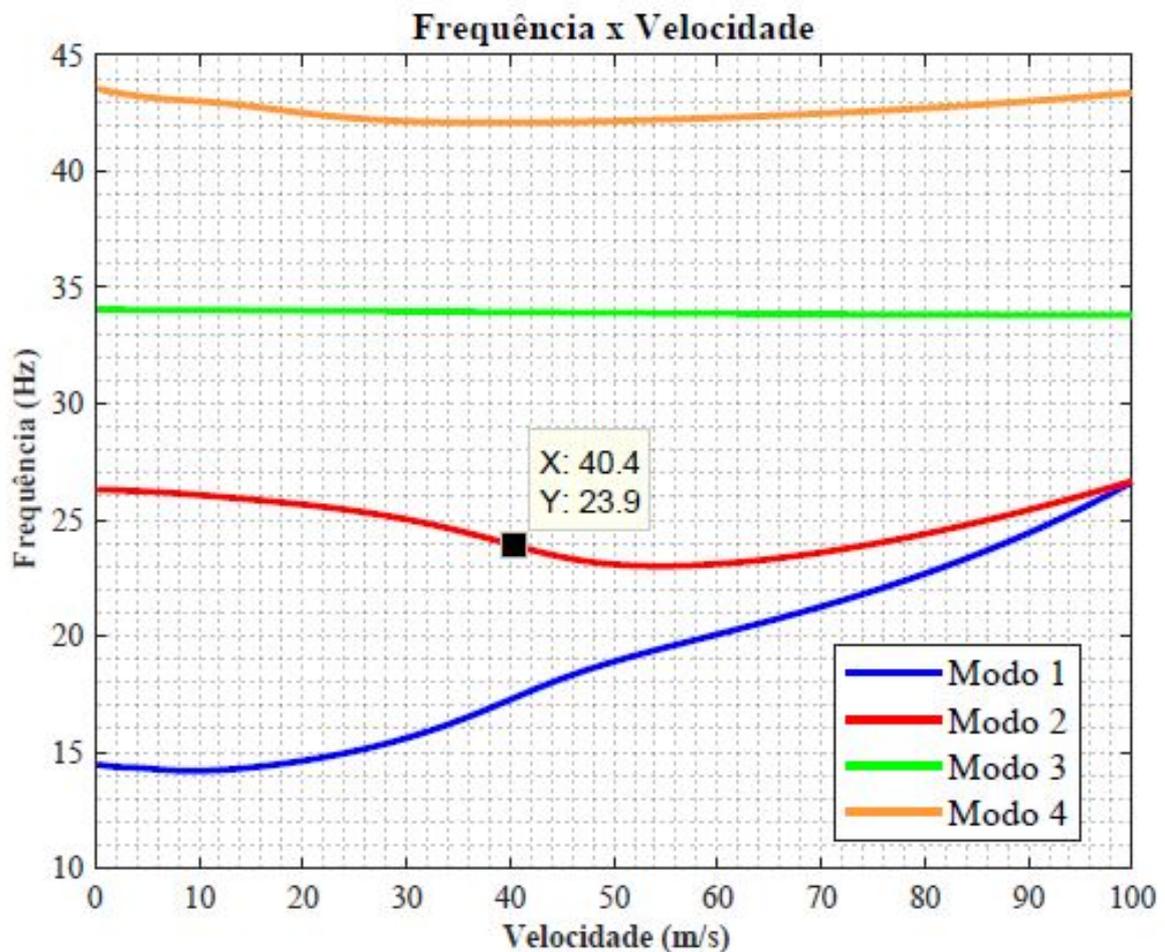


Figura 43 – Gráfico de variação da frequência pela velocidade.

Fonte: Próprio autor

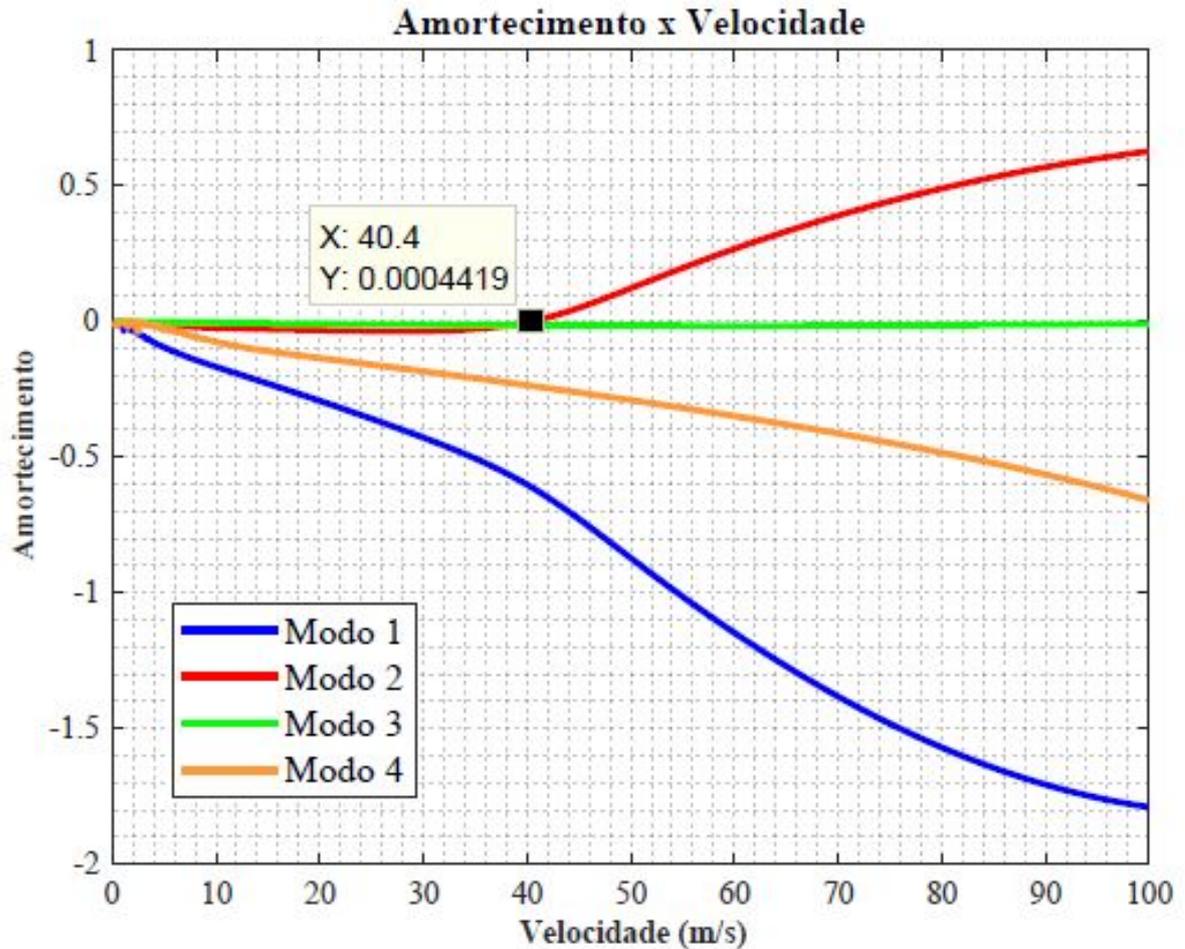


Figura 44 – Gráfico da variação do amortecimento pela velocidade.

Fonte: Próprio autor

Através do gráfico de amortecimento x velocidade nota-se que para uma velocidade de 40,4 m/s o valor de amortecimento deixa de ser negativo e passa a ser positivo, caracterizando o fenômeno de *flutter*.

Comparou-se então o resultado obtido pelo *software* com o resultado analítico cedido pela equipe e calculado pelo método desenvolvido por FLORES (2018). A comparação segue na tabela a seguir:

Velocidade de <i>flutter</i> (m/s)		Erro (%)
Analítica	<i>Software</i>	
44,00	40,40	8,18

Tabela 3 – Comparação de resultados e erro na velocidade de *flutter*

Portanto, pode-se perceber que o resultado encontrado foi dentro do esperado com erro inferior a 10% isso valida o método utilizado para a análise e, dessa forma, valida o modelo completo.

5 CONCLUSÕES

O trabalho proposto para a criação de um modelo numérico refinado e que representasse bem as características dinâmicas de uma asa de uma aeronave no padrão da competição SAE Brasil Aerodesign foi executado com êxito.

Além disso, a proposta de criar um modelo que tivesse um baixo custo computacional também foi atendida, visto que todas as análises têm baixo tempo de execução, sendo que a mais demorada e complexa delas, a análise de *flutter*, apresenta um tempo de compilação médio de 5 minutos, o que é bem razoável devido à sua complexidade.

O modelo criado já está sendo adotado pela equipe Microraptor e por fornecer um valor de velocidade inferior ao encontrado de forma analítica, foi adotado pela equipe como velocidade de *flutter* de projeto, dando uma maior confiabilidade ao modelo. Além disso, diversos testes de voo foram realizados com a aeronave e o fenômeno não foi observado em nenhum deles.

5.1 Sugestões para Trabalhos Futuros

Como continuidade a este trabalho, pode-se validar os dados utilizando outros meios, como ensaios em túnel de vento, ou até mesmo um teste em voo conhecido como *flight flutter test*, onde, com o auxílio de sensores pode-se observar a variação da frequência em função da velocidade, validando a resposta encontrada neste trabalho.

Além deste, pode-se também fazer uma avaliação de *flutter* utilizando o método CFD, onde, com um maior custo computacional pode-se validar os resultados contidos neste trabalho.

Ainda no ramo de aeroelasticidade, pode-se trabalhar com a parte estática e com a ajuda de um *software* validar diferentes dados calculados analiticamente, como por exemplo, a velocidade de divergência e reversão de controles.

Para a área de elementos finitos, pode-se criar o próprio código para a validação, desde a análise modal, até o acoplamento com os coeficientes aerodinâmicos e a obtenção da velocidade de *flutter*.

Pode-se ainda fazer uma otimização aeroelástica de modo a modificar a estrutura, baseado na velocidade de *flutter*, para que sejam feitos mais alívios de massa sem causar o comprometimento da estrutura.

REFERÊNCIAS

- ALVES, L, M.. **Apostila de método dos elementos de contorno**. Departamento de engenharia civil/ matemática, Universidade Federal do Paraná, 2006.
- ANDERSON, J. D.. **Fundamentals of aerodynamics**, McGraw-Hill, 5ª edição, 2010.
- AZEVEDO, A. F. M.. **Método dos elementos finitos**, Faculdade de engenharia da Universidade do Porto, Portugal, 1ª edição, 2003.
- BISPLINGHOFF, Raymond L.. **Principles of aeroelasticity**. Cambridge, Mass:Addison-Wesley, 1955.
- DE OLIVEIRA JR, A. F.. **Estudo das Características Modais de um Modelo de Aeronave em Alumínio**. 2016. 94 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) – Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá, 2016.
- GIACCHINHI, B. L.. **Uma breve introdução ao método dos elementos finitos**. Departamento de matemática, Universidade Federal de Juiz de fora, 2012.
- FLORES, Gabriel Antonio Mendes. **Análise aeroelástica - estudo de fenômeno de flutter para perfis aerodinâmicos com três graus de liberdade**. 2018. 81f. Trabalho de Conclusão de Curso - UFJF, Juiz de Fora, 2018.
- GIL, Roberto A. Silva.. **Disciplina AE-249 - Aeroelasticidade**. Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2012.
- HUTTON, David V.. **Fundamentals of Finite Element Analysis**. 1. ed. The McGraw-Hill, 2004.
- LEMONGE, A. C. C.. **Análise estrutural III**. Departamento de estruturas, Faculdade de engenharia da Universidade Federal de Juiz de Fora, Brasil, 2003.
- LIMA, Michelline Nery Azevedo. **Modal test in low natural frequency structures by using as exciter an instrumented hammer**.. João Pessoa, 2006.
- NASA, **Vortex-lattice utilization**. NASA SP-405, NASA-Langley, Washington, 1976.
- NASA. **X-56 Ground Vibration Test**, 2017, Disponível em:<<https://www.nasa.gov/centers/armstronautics/research/56MUTT/afrc2016-0258-123.html>> Acesso em: 15 de junho de 2018.
- NORTON, R.L.. **Cinemática e dinâmica dos mecanismos**. 1ª edição. Porto Alegre: McGrawHill, 2004.

SIEMENS. **Aeroelastic analysis user's guide**. 2017

SILVA, T. M. L.. **Aeroelasticidade transônica de aerofólio com arqueamento variável**. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2010.

TIMOSHENKO, S.. Goodier J. N, **Theory of Elasticity**, McGraw–Hill, New York, 1951.

WRIGHT, J.R., COOPER, J.E.. **Introduction to Aircraft Aeroelasticity and loads**. John Wiley, Chichester, 2007.

ANEXO A – TERMO DE AUTENTICIDADE**UNIVERSIDADE FEDERAL DE JUIZ DE FORA
FACULDADE DE ENGENHARIA****Termo de Declaração de Autenticidade de Autoria**

Declaro, sob as penas da lei e para os devidos fins, junto à Universidade Federal de Juiz de Fora, que meu Trabalho de Conclusão de Curso do Curso de Graduação em Engenharia Mecânica é original, de minha única e exclusiva autoria. E não se trata de cópia integral ou parcial de textos e trabalhos de autoria de outrem, seja em formato de papel, eletrônico, digital, áudio-visual ou qualquer outro meio.

Declaro ainda ter total conhecimento e compreensão do que é considerado plágio, não apenas a cópia integral do trabalho, mas também de parte dele, inclusive de artigos e/ou parágrafos, sem citação do autor ou de sua fonte.

Declaro, por fim, ter total conhecimento e compreensão das punições decorrentes da prática de plágio, através das sanções civis previstas na lei do direito autoral¹ e criminais previstas no Código Penal², além das cominações administrativas e acadêmicas que poderão resultar em reprovação no Trabalho de Conclusão de Curso.

Juiz de Fora, 07 de Novembro de 2018.

Rafael Moreira Guedes – Discente
Matrícula: 201371087 – CPF: 11604640650

¹ LEI N° 9.610, DE 19 DE FEVEREIRO DE 1998. Altera, atualiza e consolida a legislação sobre direitos autorais e dá outras providências.

² Art. 184. Violar direitos de autor e os que lhe são conexos: Pena – detenção, de 3 (três) meses a 1 (um) ano, ou multa.