

MINISTÉRIO DA EDUCAÇÃO
UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO GRANDE DO SUL
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

ANÁLISE AEROELÁSTICA DA ESTRUTURA ALAR DE UM VANT

por

Artur Pletsch Todeschini

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

Porto Alegre, Junho de 2019



Universidade Federal do Rio Grande do Sul

Escola de Engenharia

Departamento de Engenharia Mecânica

METODOLOGIA PARA CALIBRAÇÃO DE MODELO ESTRUTURAL UTILIZADO NA
ANÁLISE AEROELÁSTICA DE UMA ESTRUTURA ALAR DE VANT

por

Artur Pletsch Todeschini

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
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

Prof. Mario Roland Sobczyk Sobrinho

Coordenador do Curso de Engenharia Mecânica

Área de Concentração: **Mecânica dos Sólidos**

Orientador: Prof. Jakson Manfredini Vassoler

Coorientador: Prof. Carlos Eduardo de Souza

Comissão de Avaliação:

Prof. Jakson Manfredini Vassoler

Prof. Daniel Milbrath De Leon

Prof. Rogério José Marczak

Porto Alegre, 17 de Junho de 2019

AGRADECIMENTOS

Várias pessoas foram responsáveis por tornar este trabalho uma realidade, gostaria dedicar ele a todos que de alguma forma me auxiliaram a reunir os conhecimentos necessários para concluí-lo.

Agradeço à minha família e em especial meus pais, Lírio e Maria, por todo o apoio durante este período de graduação e por toda base de valores e conhecimentos que me permitem ter orgulho sobre minha formação como pessoa e, agora, profissional de engenharia.

Agradeço aos Professores Jakson Manfredini Vassoler e Carlos Eduardo de Souza pela orientação entregue durante a execução do documento aqui presente.

Agradeço também a todos os integrantes da Pampa Aerodesign, com quem convivi durante aproximadamente três anos e fizeram com que o entendimento sobre o assunto aqui trabalhado fosse desenvolvido de forma prática, além de doar a asa de um dos protótipos para que a parte experimental deste trabalho fosse feita.

Por fim, gostaria de agradecer ao Professor Jun Sérgio Ono Fonseca (in memoriam) pela apresentação ao tema de aeroelasticidade através da iniciação científica, o qual foi fundamental para fomentar a busca de conhecimento que resultou neste trabalho.

TODESCHINI, A. P. **Análise Aeroelástica de uma Estrutura Alar de VANT**. 2019. 14 pgs. Monografia (Trabalho de Conclusão do Curso em Engenharia Mecânica) – Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre, 2019.

RESUMO

A indústria aeronáutica é conhecida por levar os conceitos de engenharia aos limites, projetando e construindo desde veículos com toneladas de massa que tem a capacidade de alçar voos de centenas de quilômetros até aeronaves pequenas para missões de curto alcance. Neste ambiente, o desenvolvimento de novos materiais leves é constante, por diversas razões, que vão desde o menor consumo de combustível até a maior agilidade de manobra da aeronave. Este avanço tecnológico de materiais tem produzido estruturas alares cada vez mais flexíveis que, em voo, estão sujeitas à ação de fenômenos aeroelásticos como o *flutter*, oriundo da ressonância de uma estrutura em decorrência do acoplamento dinâmico de modos de vibração estimulados por forças aerodinâmicas externas. A análise da possível ocorrência de *flutter* está presente em aeronaves comerciais, e até mesmo em projetos estudantis de competição, como o AeroDesign Brasil. Neste contexto, este trabalho apresenta o estudo de aeroelasticidade da asa do protótipo JF-01, utilizando dados de ensaios de flexão e torção na calibração de um modelo estrutural simplificado. Os resultados mostraram que dentro da faixa de operação da aeronave não será observado o fenômeno de *flutter*.

PALAVRAS-CHAVE: *flutter*, análise, aeroelasticidade, calibração.

TODESCHINI, A. P. **Aeroelastic Analysis of a VANT Wing Structure**. 2019. 14 pgs. Monografia (Trabalho de Conclusão do Curso em Engenharia Mecânica) – Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre, 2019.

ABSTRACT

The aeronautic industry is known by taking the engineering concepts to its limits, projecting and building from vehicles with tons of mass which have the capacity of making hundreds of kilometers flights to small aircrafts for short range missions. In this environment, the development of new materials is constant, by diverse reasons, which go from the lesser spent of fuel to the highest maneuverability of the airship. This material technological advance has produced flexier wing structures that, during flight, are subjected to the action of aeroelastic phenomena like flutter, which arises from the resonance of a structure in consequence of de dynamic coupling of vibration modules stimulated by external aerodynamic forces. The analysis of the possible occurrence of flutter is present in commercial airships, and even in student competition projects, like AeroDesign Brasil. In this context, this paper presents the study of aeroelasticity at the JF-01 prototype, using flexion and torsion experimental tests in the calibration of a simplified structural model. The results have shown that inside the operation range of the aircraft won't be observed the phenomenon of flutter.

KEYWORDS: *flutter*, analysis, aeroelasticity, calibration.

ÍNDICE

1. INTRODUÇÃO.....	1
2. OBJETIVOS.....	1
3. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA.....	1
3.1 Fundamentos de Aeroelasticidade.....	1
3.2 Análise Aeroelástica.....	2
3.3 Análise Aerodinâmica.....	3
3.4 Análise Estrutural.....	5
3.5 Modelos Simplificados.....	6
4. METODOLOGIA.....	7
4.1 Modelo Estrutural Simplificado.....	7
4.2 Dados experimentais.....	9
4.3 Modelo Aerodinâmica.....	10
5. RESULTADOS.....	10
5.1 Ajustes de Modelo Numérico.....	10
5.2 Análise Modal.....	11
5.3 Análise de <i>Flutter</i>	12
6. CONCLUSÕES.....	13
7. BIBLIOGRAFIA.....	13

LISTA DE SÍMBOLOS

A	Matriz de coeficientes de influência aerodinâmicos
$\mathbf{f}_a(\mathbf{x})$	Vetor de forças de feedback aerodinâmico
$\mathbf{f}_e(\mathbf{t})$	Vetor de forças externas
$\tilde{\mathbf{f}}_a$	Vetor de forças de feedback aerodinâmico generalizado
\mathbf{G}_s	Matriz de interpolação genérica
k	Frequência Reduzida
\mathbf{K}	Matriz de rigidezes estruturais
$\tilde{\mathbf{K}}$	Matriz de rigidezes generalizadas
L	Comprimento padrão (meia corda) [m]
\mathbf{M}	Matriz de massas estruturais
$\tilde{\mathbf{M}}$	Matriz de massas generalizada
\mathbf{q}	Vetor de deslocamentos generalizado
$\ddot{\mathbf{q}}$	Vetor de acelerações generalizado
$\tilde{\mathbf{Q}}$	Matriz de coeficientes de influência aerodinâmicos generalizada
t	Tempo [s]
V	Velocidade [m/s]
\mathbf{x}	Vetor de deslocamentos do modelo estrutural
\mathbf{x}_a	Vetor de deslocamentos do modelo aerodinâmico genérico
\mathbf{x}_e	Vetor de deslocamentos do modelo estrutural genérico
$\ddot{\mathbf{x}}$	Vetor de acelerações do modelo estrutural
\mathbf{y}_a	Vetor de deslocamentos do modelo aerodinâmico
Φ	Matriz de autovetores
φ_i	Amplitude da i ésima frequência natural
ω_i	i ésima frequência natural [Hz]

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Diagrama de Venn dos círculos de interação aeroelástica (Weisshaar, 2012).	2
Figura 2 –Discretização da asa em painéis e pontos de controle para o DLM (De Leon, 2011).	4
Figura 3 – Exemplo de análise de estabilidade usando o método g (De Leon, 2011). ..	5
Figura 4 - Seção típica de uma asa (Nam, Kim e Weisshaar, 2001)	6
Figura 5 - Fluxograma de Trabalho para análise aeroelástica.....	7
Figura 6 - Modelo numérico da asa da aeronave JF-01.....	9
Figura 7 - Ensaio de Flexão (esquerda) e Torção (direita) realizados em laboratório..	9
Figura 8 - Comparação do modelo numérico com o ensaio experimental (Flexão)	10
Figura 9 - Comparação do modelo numérico com o ensaio experimental (Torção).....	11
Figura 10 – 1º Modo de Flexão (Esquerda), 1º Modo de Torção (Centro) e 2º Modo de Flexão do modelo (Direita).....	11
Figura 11 - Amortecimento dinâmico x Velocidade de Voo.	12
Figura 12 – Frequências Naturais x Velocidade de Voo.....	12

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Propriedades da Fibra de Carbono utilizada no modelo.....	8
Tabela 2 - Propriedades da madeira balsa utilizada no modelo.	8
Tabela 3 - Propriedades do monokote utilizado no modelo.....	8

1. INTRODUÇÃO

Um dos grandes desafios da aviação é reduzir o consumo de combustível durante as viagens, por este ser um recurso que atinge diretamente a autonomia do avião, além de encarecer o translado em si. O emprego de materiais leves e grandes razões de aspecto vêm ao encontro a esse pensamento, e quando são consideradas aeronaves não tripuladas, os limites nestes dois parâmetros são levados ao extremo. Como resultado, são projetadas e fabricadas asas bastante flexíveis, sujeitas a fenômenos aeroelásticos como o *flutter*.

Durante o projeto de uma superfície alar de veículos aéreos não tripulados (VANTs), a caracterização aeroelástica desta estrutura é necessária em cada modificação de projeto, para que haja a garantia de que ela não sofra uma falha catastrófica durante o voo e comprometa a aeronave em missão.

O *flutter* é de grande interesse para esta avaliação, por ser um fenômeno suscetível de acontecer durante voo, com o potencial de ser destrutivo, considerando que ele leva a estrutura a oscilar em grandes amplitudes, extrapolar os limites de tensão resistida pelos materiais e colapsar em casos extremos.

A análise da ocorrência de *flutter* é requisito obrigatório de aeronaves comerciais tripuladas, e até mesmo de projetos de competição como o AeroDesign Brasil, onde equipes formadas por estudantes de engenharia competem entre si, projetando, construindo e testando um VANT [SAE Brasil, 2018].

2. OBJETIVOS

Este trabalho tem por objetivo principal o estudo e desenvolvimento de cálculo da ocorrência do fenômeno de *flutter* em um protótipo da competição AeroDesign Brasil. Neste sentido pretende-se desenvolver e executar a análise aeroelástica com um modelo numérico simplificado (sem todos os detalhes geométricos) que possa posteriormente ser reproduzido no projeto das aeronaves das equipes da UFRGS. Visto que será usado modelo estrutural simplificado, pretende-se fazer uso de dados experimentais de massa e rigidez da asa real, a fim de ter um resultado mais confiável.

3. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

3.1 Fundamentos de Aeroelasticidade

Aeroelasticidade é o termo utilizado para o estudo, análise e a interação entre forças aerodinâmicas, deformações estruturais e movimento em superfícies de sustentação aerodinâmica e hidrodinâmica (Weisshaar, 2012).

Normalmente, esta área de estudo é dividida em duas grandes partes: a estática, que trata das interações entre forças aerodinâmicas e elásticas, e a dinâmica, que interliga as duas forças citadas, além de considerar as forças inerciais, como mostrado no diagrama de Venn (Figura 1).

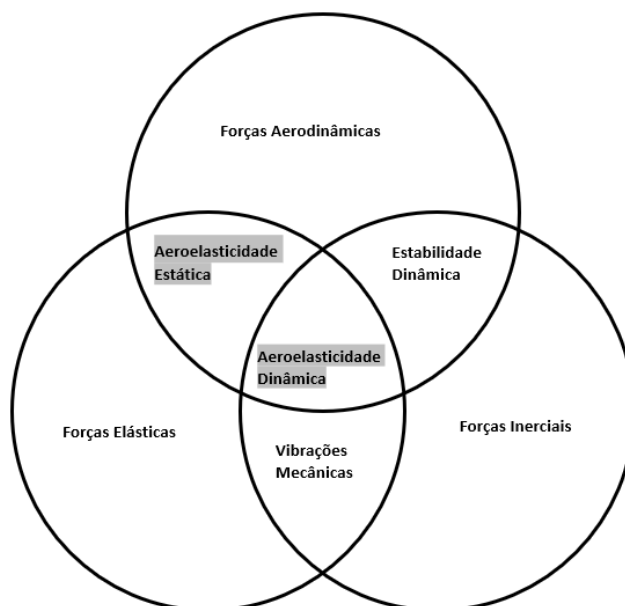


Figura 1 - Diagrama de Venn dos círculos de interação aeroelástica (Weisshaar, 2012).

Tratando de aeroelasticidade dinâmica, o fenômeno mais comum é o *flutter*, uma instabilidade dinâmica auto-excitada, que pode ser caracterizado pela dependência do acoplamento de duas ou mais frequências naturais de vibração do sistema estudado, nos quais as oscilações criam forças aerodinâmicas (Weisshaar, 2012).

Hassig (1971) descreve três métodos para a análise de *flutter*, o método P, K e o P-K, este último agregando elementos dos dois anteriores. A análise proposta por estas metodologias leva em conta parâmetros adimensionais para relacionar as superfícies aerodinâmicas estudadas com as forças aerodinâmicas que causam o *flutter*. O método P analisa o sistema em uma situação quasi-estática, enquanto o K leva em conta o atraso de forças aerodinâmicas externas envolvidas no sistema. Já o P-K, de Hassig, utiliza uma matriz de transposição de coeficientes aerodinâmicos para conectar a análise quasi-estática às variáveis englobadas pelo método K.

Chen (2000) propõe o método G, que generaliza os métodos K e P-K, entregando uma alternativa eficiente para a obtenção de ilimitadas raízes de atraso das forças aerodinâmicas, essenciais para a análise aeroelástica.

3.2 Análise Aeroelástica

A resposta aeroelástica, retirada de ZONA-Technology, 2011, de uma aeronave parte da interação entre as forças inerciais e estruturais do sistema, além da consideração de que ele esteja sob constante ação de forças externas $\mathbf{f}_e(t)$ e aerodinâmicas induzidas pela própria estrutura em voo $\mathbf{f}_a(\mathbf{x})$, como uma resposta aerodinâmica desta, que depende do deslocamento $\mathbf{x}(t)$ não linear, intrínseco à asa nesta situação. Assim, parte-se da equação do movimento no seguinte formato:

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{x}} + \mathbf{K}\mathbf{x} = \mathbf{f}_a(\mathbf{x}) + \mathbf{f}_e(t) \quad (3.2.1)$$

A análise de *flutter* procura saber a estabilidade apresentada pelo sistema quando sujeito a uma pressão dinâmica em certa velocidade de voo. Com isto, é possível assumir a resposta do sistema no instante inicial como

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{x}} + \mathbf{K}\mathbf{x} - \mathbf{f}_a(\mathbf{x}) = 0 \quad (3.2.2)$$

O problema apresentado acima, devido a não linearidade, só pode ser resolvido através do uso de CFD (Computational Fluid Dynamics), o que demandaria um grande custo computacional. Uma alternativa prática da análise de *flutter* propõe trazer o problema para o domínio da frequência, que pode ser definido pela resposta harmônica do mesmo.

As matrizes de rigidez e massa em questão são obtidas através do modelo estrutural criado em elementos finitos, porém o vetor \mathbf{f}_a não pode ser obtido por este meio, ele representa outro modelo físico (Varella, 2014).

A interligação dos dois modelos pode ser então feita através de uma matriz de interpolação de *splines*, que liga os deslocamentos encontrados na resposta harmônica encontrada no modelo estrutural, com o vetor de forças aerodinâmicas:

$$\mathbf{x}_a = \mathbf{G}_s \mathbf{x}_e \quad (3.2.3)$$

onde \mathbf{G}_s é a matriz de interpolação, e \mathbf{x}_a e \mathbf{x}_e são os vetores aerodinâmicos e estrutural, respectivamente (Harder and Desmarais, 1972, apud Varella, 2014).

Utilizando (3.2.3) o deslocamento estrutural pode ser reescrito como:

$$\mathbf{x} = \boldsymbol{\Phi} \mathbf{q} \quad (3.2.4)$$

sendo $\boldsymbol{\Phi}$ a matriz que contém os autovetores de cada coluna da análise modal, \mathbf{x} o vetor de deslocamentos estruturais na mesma análise e \mathbf{q} o vetor de deslocamentos generalizados.

A partir disto, a equação do movimento ligada à análise de *flutter* pode ser escrita como:

$$\boldsymbol{\Phi}^T \mathbf{M} \boldsymbol{\Phi} \ddot{\mathbf{q}} + \boldsymbol{\Phi}^T \mathbf{K} \boldsymbol{\Phi} \mathbf{q} = \boldsymbol{\Phi}^T \mathbf{f}_a \quad (3.2.5)$$

e simplificando esta equação,

$$\tilde{\mathbf{M}} \ddot{\mathbf{q}} + \tilde{\mathbf{K}} \mathbf{q} = \boldsymbol{\Phi}^T \mathbf{f}_a \quad (3.2.6)$$

na qual $\tilde{\mathbf{M}}$ e $\tilde{\mathbf{K}}$ representam as matrizes generalizadas de massa e rigidez.

3.3 Análise Aerodinâmica

O método utilizado para a resolução do problema aerodinâmico neste trabalho é o ZONA6, integrante do software ZAERO e uma variação do Doublet Lattice Method (DLM) apresentado por Albano e Rodden (Albano e Rodden, 1969, apud De Leon, 2011).

Este método requer que a asa seja discretizada em uma série de painéis, os quais levam o nome de painéis aerodinâmicos, onde está contido um ponto de controle que carrega as condições de contorno do painel (figura 1)

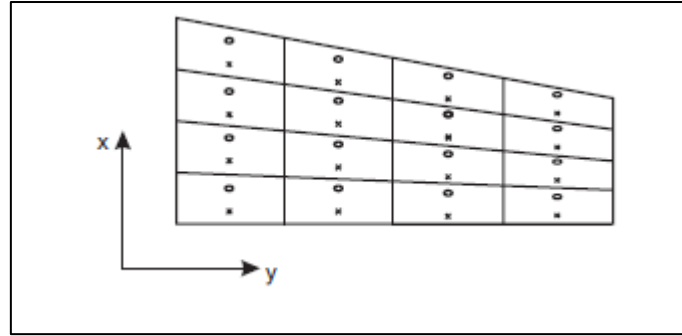


Figura 2 –Discretização da asa em painéis e pontos de controle para o DLM (De Leon, 2011).

Segundo De Leon (2011), a análise das forças de feedback aerodinâmico \mathbf{f}_a está ligada à equação

$$\mathbf{f}_a = q_\infty \mathbf{A}(ik) \mathbf{y}_a \quad (3.3.1)$$

onde q_∞ é a pressão dinâmica, $k = \frac{\omega L}{V}$ é a frequência reduzida, com L sendo a distância de referência que representa meia corda do aerofólio, ω a frequência harmônica e V representa a velocidade do fluido não perturbado, e \mathbf{y}_a são os deslocamentos dos pontos de controle aerodinâmicos. A matriz $\mathbf{A}(ik)$ contém os coeficientes de influência aerodinâmicos, e é função do número de *Mach* e da frequência reduzida. Esta matriz é calculada pelo próprio ZAERO.

Quando generalizada, (3.3.1) vira a equação:

$$\tilde{\mathbf{f}}_a = \boldsymbol{\Phi}^T \mathbf{f}_a = q_\infty \tilde{\mathbf{Q}}(ik) \mathbf{q} \quad (3.3.2)$$

Na qual $\tilde{\mathbf{Q}}$ é a matriz coeficientes aerodinâmicos generalizada e \mathbf{q} o vetor de deslocamentos generalizado. Agora a equação está pronta para ser inserido em (3.2.6), tomando a forma de

$$-\omega^2 \tilde{\mathbf{M}} \mathbf{q} + \tilde{\mathbf{K}} \mathbf{q} = q_\infty \tilde{\mathbf{Q}}(ik) \mathbf{q} \quad (3.3.3)$$

Ou, separando as variáveis:

$$[-\omega^2 \tilde{\mathbf{M}} + \tilde{\mathbf{K}} - q_\infty \tilde{\mathbf{Q}}(ik)] \mathbf{q} = 0 \quad (3.3.4)$$

Em (3.3.4) está exposto um problema de estabilidade com soluções não-triviais sendo procuradas. Um método matemático é necessário para resolvê-lo. Neste caso, o método G (Chen, 2000) foi utilizado para a encontrar a solução. A explicação detalhada deste método pode ser encontrada em (ZONA-Technology, 2011).

De forma sucinta, estes métodos de solução procuram, além de encontrar o ponto de início da instabilidade causada pelo escoamento de ar na estrutura estudada, o modo de vibração associado a parâmetros como a frequência e amortecimento desse sistema. Neste trabalho, é estudado apenas qual será o ponto de início do *flutter*, bem como o modo atrelado a ele, não sendo de interesse o comportamento da estrutura em momentos anteriores ao *flutter*.

O método g, cujo exemplo pode ser visto em (Figura 3), indica que para valores nos quais o amortecimento dinâmico (g) for negativo, a estrutura é estável, enquanto em valores positivos ela torna-se instável. O ponto de ocorrência de *flutter* é quando o parâmetro g for nulo.

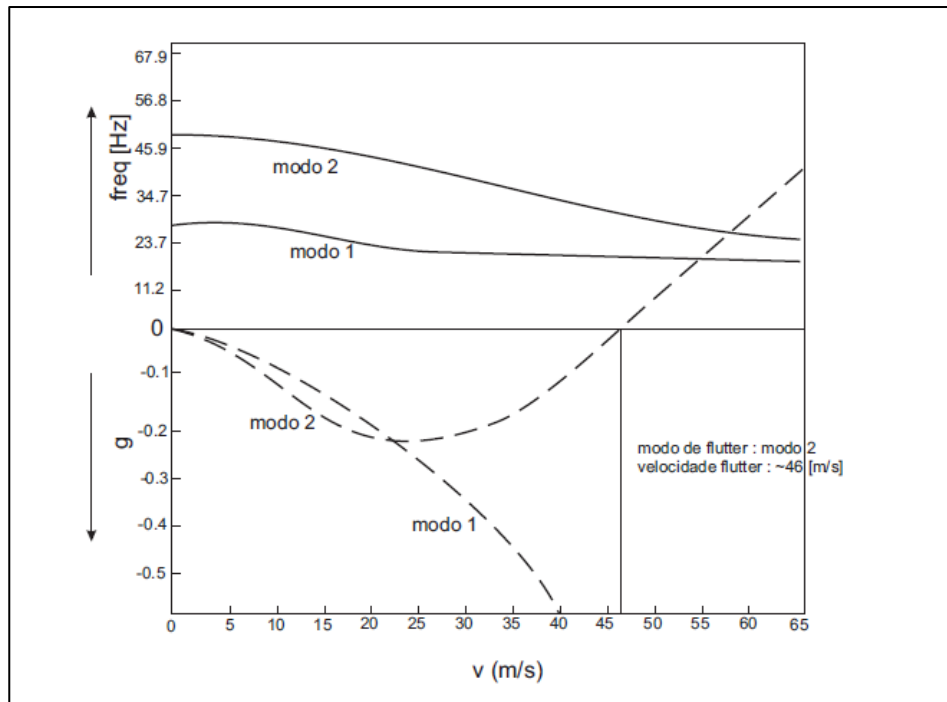


Figura 3 – Exemplo de análise de estabilidade usando o método g (De Leon, 2011).

3.4 Análise Estrutural

A análise aeroelástica de uma estrutura (ZONA Technology, 2011), requer um grupo de valores de entrada contendo a análise modal do sistema, que mostra as respostas de frequências de vibração e modos de vibração naturais da estrutura da asa em questão. Esta análise toma como ponto inicial a equação do movimento, que pode ser descrita como

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{x}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{x}} + \mathbf{K}\mathbf{x} = \mathbf{f}(t) \quad (3.4.1)$$

Nela, \mathbf{M} é a matriz de massas do sistema, \mathbf{C} é a matriz de amortecimento, \mathbf{K} é a matriz de rigidezes, $\mathbf{x}(t)$ descreve a posição ao longo do tempo e $\mathbf{f}(t)$ são as forças externas envolvidas no sistema. Para uma análise modal livre de amortecimentos e forças externas, a simplificação descrita do seguinte modo

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{x}} + \mathbf{K}\mathbf{x} = 0 \quad (3.4.2)$$

Se for assumido que a resposta do sistema deve ser harmônica, ela pode ser obtida através da seguinte equação

$$(\mathbf{K} - \omega_i^2 \mathbf{M})\varphi_i = 0 \quad (3.4.3)$$

Onde ω_i é a frequência natural de vibração do sistema e φ_i sua amplitude. A fim de encontrar soluções não-triviais para a equação acima, o determinante da parcela entre parênteses deve ser nulo, significando que as matrizes de rigidez e massa do sistema são vitais para a obtenção da resposta de amplitudes e frequências naturais do sistema.

3.5 Modelos Simplificados

Estruturas de aeronaves são bastante complicadas se considerados todos os detalhes, por serem compostas de vigas, placas e cascas, além de juntas e outros elementos que servem para unir estes componentes, promovendo descontinuidades e condições de contorno que não são simples. Modelos em elementos finitos podem ser necessários para obter um nível aceitável de fidelidade para uma análise de *flutter*. Por exemplo, a real distribuição de massa geradas por todos estes componentes (incluindo conexões e junções), requerem um grande número de graus de liberdade para distribuí-la sobre a estrutura (Weisshaar, 2012).

Em uma situação ideal, o modelo numérico da estrutura aerodinâmica a ser estudada deveria ter os mínimos detalhes de sua construção, assim a rigidez e as distribuições de massa não seriam problemas abordados. Mas em situações de design preliminar, onde os detalhes do sistema ainda não são conhecidos, modelos simplificados, com graus de liberdade limitados, podem ser utilizados para obter um prognóstico do comportamento da estrutura (Weisshaar, 2012).

A abordagem mais simples 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), com a corda e o centro elástico da asa como referência (Nam, Kim e Weisshaar, 2001).

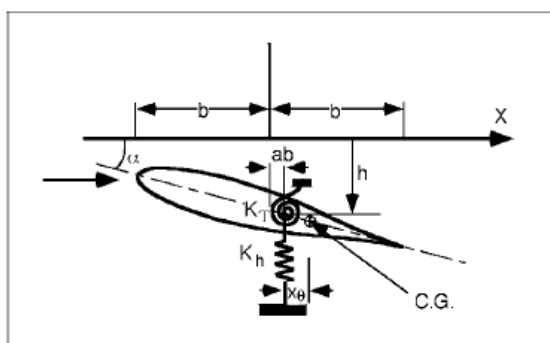


Figura 4 - Seção típica de uma asa (Nam, Kim e Weisshaar, 2001)

Vergani (2017), utiliza a abordagem da seção típica com dois graus de liberdade, combinada com o modelo aerodinâmico não estacionário de Theodorsen, além de utilizar os métodos de análise P-K para propor um modelo analítico que defina a velocidade de flutter de uma estrutura alar.

Outras abordagens, um pouco menos simples do ponto de vista geométrico, foram feitas por Varella (2014), De Leon (2011) e Roldo (2016), as quais representavam placas planas ensaiadas experimentalmente, mas com enfoque na otimização da topologia e da orientação das fibras no compósito existente na placa. Com este mesmo foco na otimização da orientação de fibras.

Vieira (2016) propôs uma análise mais próxima de uma estrutura real de uma superfície alar contendo um preenchimento de isopor recoberto por uma superfície de fibra de vidro.

Bismark-Nasr (1992) discute como modelos de casca em elementos finitos podem ser utilizados para calcular com precisão as frequências e formas modais necessárias para uma análise modal em placas planas, cilíndricas e circulares.

Dowell (1975), propõe uma discussão sobre a importância de modelos de casca e placas para o entendimento de fenômenos aeroelásticos, correlacionando modelos matemáticos com ensaios experimentais realizados em laboratório.

Strganac e Mook (1990) apresenta a simulação numérica de uma resposta não estável subsônica de aeroelasticidade considerando dois modelos: uma asa rígida e outra flexível, de forma a comparar o comportamento encontrado nas duas.

Em um nível de maior semelhança geométrica ao apresentado neste trabalho, Berini, Belo e Marques (2004) também fazem uma modelagem numérica de uma aeronave de aerodesign, utilizando o método de Vortex Lattice, método que dá origem ao *Doublet Lattice Method*, para simular as cargas aerodinâmicas.

Por fim, a escolha do modelo estrutural simplificado deve ser consistente com o objetivo da análise e com os dados experimentais obtidos para calibrar o modelo do ponto de vista estrutural e de massa. Quando o escopo é de análise aeroelástica normalmente é necessário calibrar as rigidezes e a massas do modelo.

4. METODOLOGIA

Nos projetos de aeronaves, como os protótipos de competição, são necessários cálculos de análise de tensões além das análises estáticas. Portanto, os modelos estruturais já devem ser construídos com certo detalhamento. Assim, nesta metodologia, é desenvolvido um modelo numérico, construído em um software comercial de elementos finitos, para também ser utilizado em uma análise modal dentro do escopo deste trabalho. Neste caso esta análise serve como input para o software de análise aeroelástica ZAERO, onde poderá ser avaliada a velocidade na qual o fenômeno de flutter ocorre para o modelo de asa proposto.

Esta proposta passa por um ajuste do modelo referido, com base em dois ensaios experimentais da asa do protótipo JF-01 do AeroDesign da UFRGS. A metodologia utilizada é composta por cinco passos, conforme Figura 4:

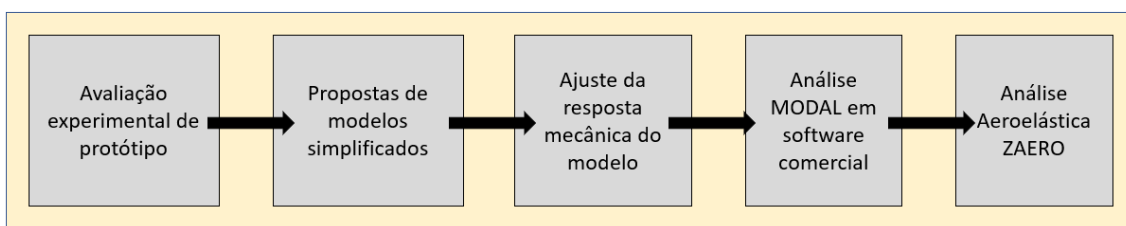


Figura 5 - Fluxograma de Trabalho para análise aeroelástica.

4.1 Modelo Estrutural Simplificado

Na busca de uma melhor resposta da análise modal, foi optada pela construção de modelos numéricos compostos por elementos de casca (S4R), pois se a rigidez à flexão da casca for pequena, a frequência natural do modo será baixa, aproximando-se da resposta modal seja relativa à estrutura alar completa. Com base nisto, foi feita uma proposta de modelo, relativo às principais estruturas presentes na asa.

No modelo foram reproduzidas as principais estruturas presentes na asa real, do projeto AeroDesign da UFRGS, contendo a longarina (viga que serve como principal sustentação estrutural para a asa), os perfis de balsa (que servem de esqueleto para a forma aerodinâmica da asa) e a cobertura de monokote (material termoplástico utilizado para cobrir a estrutura e dar a sua forma aerodinâmica). Isto já permitiria uma distribuição de massa mais realística. Para este caso as propriedades preliminares de material foram obtidos dos dados utilizados no projeto. A fibra de carbono (Tabela 1) já havia sido ensaiada no Laboratório de Polímeros (LAPOL) da UFRGS, o monokote (Tabela 3) teve suas características mecânicas obtidas a partir de um ensaio de tração realizado no laboratório do Grupo de Mecânica Aplicada da UFRGS, utilizando corpos de prova retangulares, de 20 x 150 mm, extraídos de asas similares à deste estudo e a madeira balsa (Tabela 2) teve seus dados extraídos a partir do site Matweb. É muito importante salientar que as propriedades servem apenas como base inicial para a construção da análise, visto que, com o objetivo de atingir um modelo que retrate o real, os parâmetros de rigidez e massa podem ser ajustados para reproduzir mais fielmente as características de rigidez e massa observadas experimentalmente, e que são as mais significantes no escopo deste trabalho.

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
	$3,75 * 10^{-4}$ m	20°	-20°	1800 kg/m ³

Tabela 1 - Propriedades da Fibra de Carbono utilizada no modelo

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 (Bordo)	Espessura (Nervura)
	0,007	0,007	0,4797	91 Kg/m ³	$1 * 10^{-3}$ m	$5 * 10^{-3}$ m

Tabela 2 - Propriedades da madeira balsa utilizada no modelo.

Monokote	E_1	ρ	Espessura
	688 Mpa	32,6 MPa	32,6 MPa

Tabela 3 - Propriedades do monokote utilizado no modelo.

O modelo geométrico para a asa numérica partiu da aeronave JF-01, construída pela equipe Pampa Aerodesign em 2017. A asa tem geometria reta, com 1175 milímetros de comprimento, 380 milímetros de corda, utiliza o perfil Eppler 423 e possui 10 perfis de balsa ao longo de seu comprimento, com o bordo de ataque construído em balsa, a longarina com seção caixão de 20 x 20 mm, além da já mencionada cobertura de monokote (Figura 6). A massa da asa ensaiada era de 573 g. Devido a característica da fixação da asa na fuselagem, a longarina da base da asa é engastada para simular a conexão dela com a fuselagem do avião.

Os parâmetros ajustados foram o módulo de elasticidade (E_1), em todos os materiais, módulo de cisalhamento (G_{12}), para a madeira balsa e fibra de carbono, e a orientação das fibras no caso da fibra de carbono, para calibrar a rigidez à flexão e torção do modelo, respectivamente. Para a calibração da massa, foram ajustadas as espessuras dos elementos e sua densidade, de forma a serem os mais próximos possíveis da asa real.

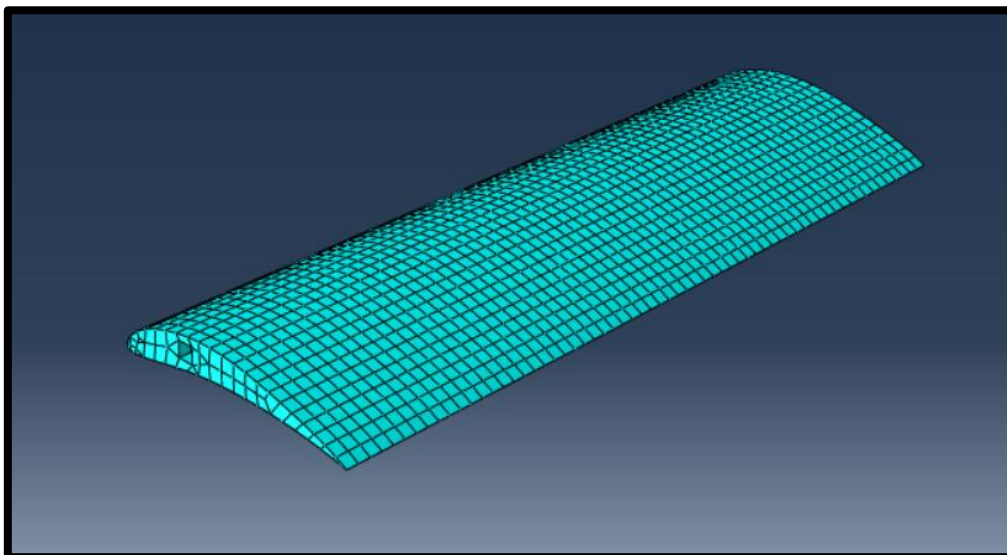


Figura 6 - Modelo numérico da asa da aeronave JF-01.

4.2 Dados experimentais

Para a calibração do modelo foram realizados testes de flexão e torção no componente físico, além da pesagem deste. O teste de flexão (Figura 7) ocorreu colocando três pesos conhecidos, de 1,31N, 2,29N e 3,24N, disponíveis no laboratório de mecânica aplicada de UFRGS, na ponta livre da viga da longarina que estava engastada na raiz da asa. Já o teste de torção (Figura 7) foi feito através do acoplamento da asa, com sua raiz engastada também somente na longarina, a um motor de torção e célula de carga presente no mesmo laboratório. Com isto foi possível obter as curvas de torção-rotação e força-deflexão. Os dados experimentais são apresentados juntamente com os resultados do ajuste na seção 5.1.



Figura 7 - Ensaios de Flexão (esquerda) e Torção (direita) realizados em laboratório.

4.3 Modelo Aerodinâmica

O arquivo de modos e frequências, extraído da análise modal, serve como um dos dois arquivos de input para a análise aerodinâmica. O outro é um arquivo contendo os parâmetros para o funcionamento do ZAERO, onde são especificados os pontos de conexão entre os modelos estrutural e aerodinâmico, o campo de velocidades a ser analisado, o campo de frequências reduzidas e o método a ser utilizado para tal.

Neste caso, foi optado pelo módulo ZONA6 do ZAERO, voltado para velocidades subsônicas, a análise baseada no método G (Chen, 2000) com um arquivo de saída informando os diagramas VGF relativos a cada modo do input e foram utilizados 40 painéis (limite para a versão livre do software) para representar a estrutura.

É importante ressaltar que a análise aerodinâmica poderia ser feita sem o software ZAERO, mas geraria a necessidade de criação um programa que pudesse executar esta análise anexo ao software de elementos finitos, o que fica fora do escopo deste trabalho.

5. RESULTADOS

5.1 Ajustes de Modelo Numérico

Com os dados experimentais, os ajustes de rigidez foram feitos a partir de mudanças nas propriedades mecânicas, espessura das cascas e orientação das fibras (no caso da Fibra de Carbono) no modelo estrutural construído em software comercial. Os resultados são apresentados. Os resultados dos ajustes do modelo numérico para flexão mostram que a rigidez tem um erro pequeno, de apenas 0,215% entre a rigidez de uma e outra (Figura 8).

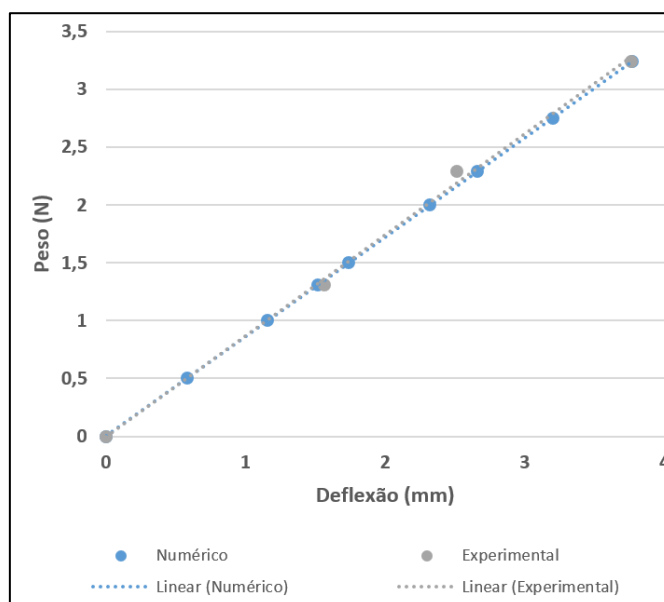


Figura 8 - Comparação do modelo numérico com o ensaio experimental (Flexão)

O ajuste para torção se mostrou bastante capaz de reproduzir o comportamento, resultando em uma diferença de 3% entre a rigidez do modelo e do componente de ensaio (Figura 9).

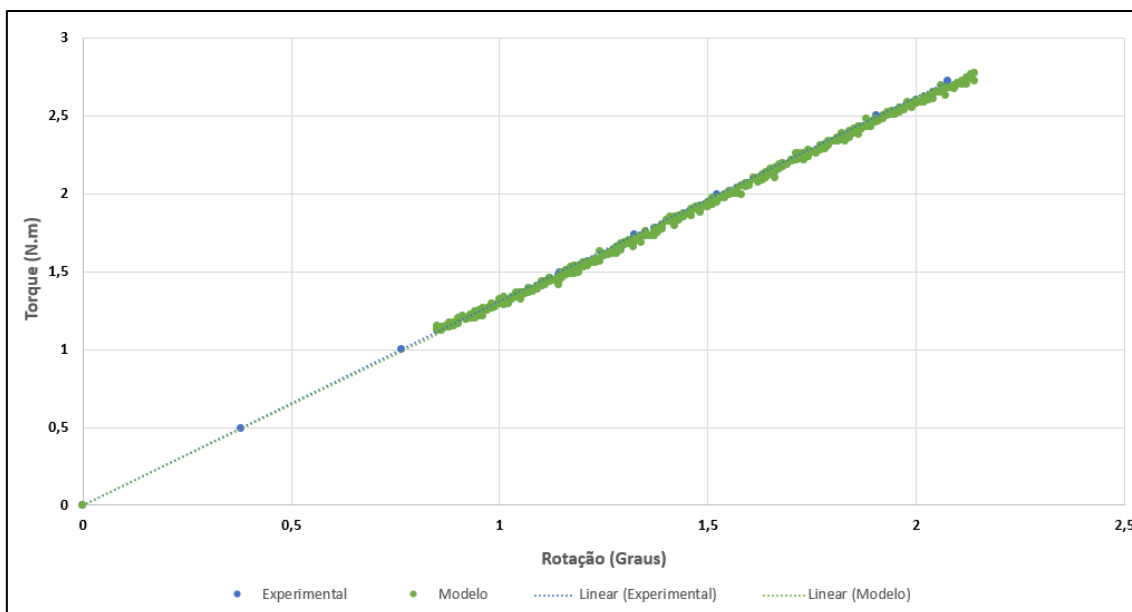


Figura 9 - Comparação do modelo numérico com o ensaio experimental (Torção)

Vale notar que a partir de uma pré-análise modal, não foi observada a existência de módulos de painel (frequências que excitam apenas uma parte da estrutura, como o monokote) nas primeiras frequências.

5.2 Análise Modal

A análise modal requisitada a partir do modelo ajustado foi capaz de encontrar três modos de vibração importantes da estrutura a ser analisada. Eles representam respectivamente o primeiro modo de flexão, a 10,33 Hz, o primeiro modo de torção, a 37,36 Hz e o segundo modo foi de flexão, a 62,13 Hz. Este último, porém, apresentou alguns modos locais.

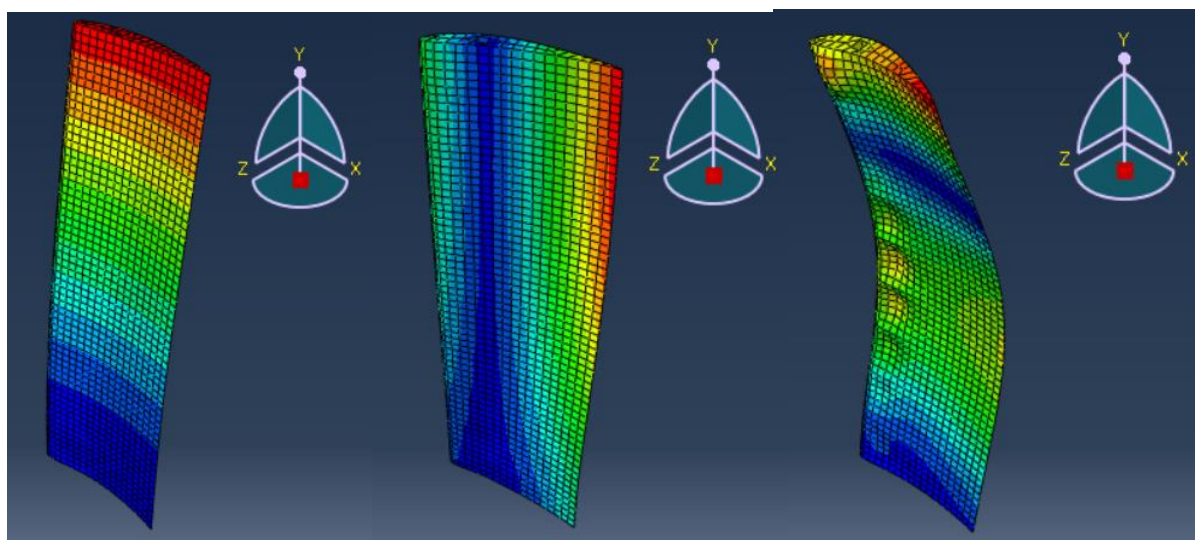


Figura 10 – 1º Modo de Flexão (Esquerda), 1º Modo de Torção (Centro) e 2º Modo de Flexão do modelo (Direita).

5.3 Análise de Flutter

Com input de frequências e modos de vibração obtidos na análise modal do modelo numérico foi realizada a análise de ocorrência de *flutter*. Para isto foram estudadas velocidades até 40 m/s, segundo a velocidade de operação do protótipo.

Nesta análise observa-se que em momento algum o amortecimento dinâmico torna-se nulo (Figura 11), indicando que não há nenhum acoplamento de modos de frequências no escopo de velocidades estudadas (Figura 12), e conseqüentemente não haverá observação do fenômeno de *flutter* na asa do protótipo.

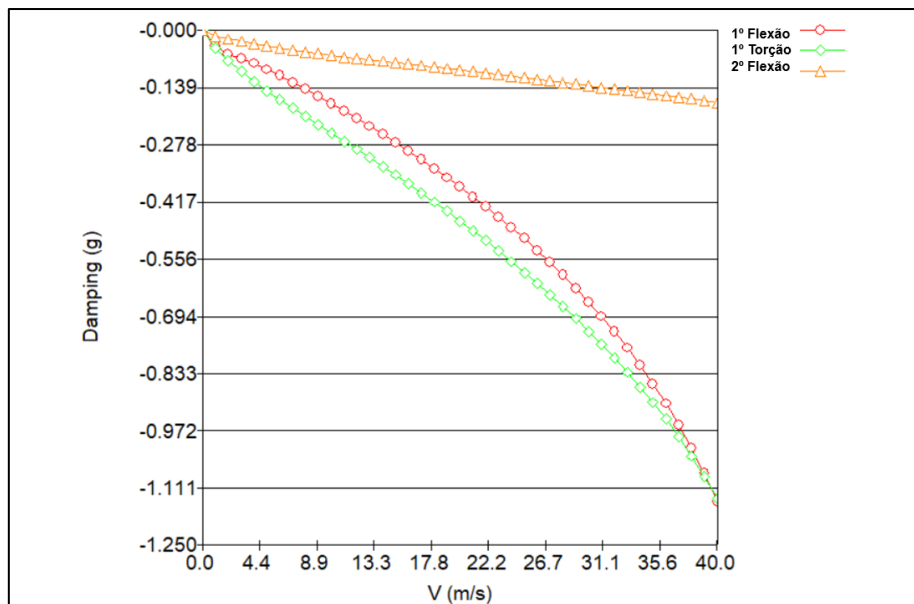


Figura 11 - Amortecimento dinâmico x Velocidade de Voo.

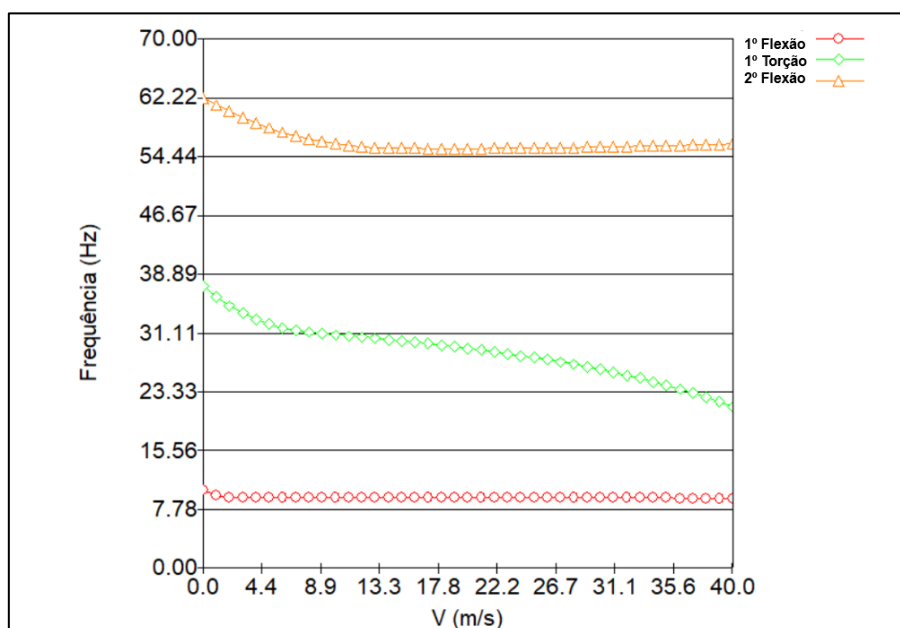


Figura 12 – Frequências Naturais x Velocidade de Voo.

6. CONCLUSÕES

Com o presente trabalho foi possível fazer a análise aeroelástica de *flutter* do protótipo JF-01. A abordagem considerada, através de testes de rigidez e medições de massa, permitiu a calibração do modelo estrutural dando mais confiança aos resultados, sendo possível realizar uma análise modal onde as formas modais representam o comportamento da estrutura completa, não apenas algumas partes desta.

Os resultados através do método G, indicaram que não haverá a ocorrência de *flutter* na asa nas velocidades de operação da aeronave.

Para trabalhos futuros é proposto que, além dos testes de rigidez e medição de massa, seja feito um *ground vibration test (GVT)*, a fim que o ajuste do modelo também conte com os modos e frequências de vibração obtidos experimentalmente, com dispositivos como *shakers*. Além disto, em outra linha de trabalho que pode ser explorada, é o estudo de outros modelos simplificados de análise aeroelástica.

7. BIBLIOGRAFIA

Bismarck-Nasr, M. N. 1992. "Finite element analysis of aeroelasticity of plates an shells".

Berini, G.R., Belo, E. M., Marques, F. D. 2004. "Numerical model for the simulation of fixed wings aeroelastic response".

Chen, P. C., 2000. "Damping Perturbation Method for Flutter Solution: The g-method". **AIAA**.

De Leon, D. 2011 "Otimização Estrutural de Placas Compostas Laminadas Sujeitas a Efeitos Aeroelásticos".

Dowell, E. H. 1975. "Aeroelasticity of Plates and Shells".

Hassig, H. J., 1971. "An Approximate True Damping Solution of the Flutter Equation by Determinant Iteration".

Matweb Material Property Data. 2019. 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. 2001. "Computacional Aids in Aeroservoelastic Analysis Using MATLAB".

Roldo, G. 2016. "Um Estudo Sobre Otimização Aeroelástica Usando Compósitos Laminados de Rigidez Variável na Maximização de Velocidade de Flutter".

SAE Brasil. 2018. "Regulamento SAE Brasil AeroDesign 2018". 139 pgs.

Strganac, T. W., Mook, D. T. 1990. "Numerical Model of Unsteady Aeroelastic Behavior". **AIAA**.

Varella, G. 2014. "Orientation optimization for the flutter onset in fiber reinforced laminated plates using MAC".

Vergani, R. D. 2017. “Análise Conceitual, Numérica e Experimental do Fenômeno da Aeroelasticidade Utilizando Modelo de Asa Rígida”.

Vieira, G. A. 2016. “Metologia de escolha da orientação de compósitos laminados para maximizar a velocidade de *flutter* em uma asa”.

Weisshaar, T. A. 2012. “Aeroelasticity, an Introduction to Fundamental Problems”. s.l.: **Purdue University**. 3 ed.

ZONA TECHNOLOGY INC. 2011. “ZAERO Theoretical Manual”. 8.5 ed.