

**UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA MARIA
CENTRO DE TECNOLOGIA
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA**

Valéria Farias da Luz

**ANÁLISE DA ESTABILIDADE AEROELÁSTICA DE UMA ASA DE
ARP**

Santa Maria, RS
2019

Valéria Farias da Luz

ANÁLISE DA ESTABILIDADE AEROELÁSTICA DE UMA ASA DE ARP

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao curso de Engenharia Mecânica, da Universidade Federal de Santa Maria (UFSM, RS), como requisito parcial para obtenção do título de **Bacharel em Engenharia Mecânica.**

Orientador: Prof. Dr. Carlos Eduardo de Souza

Santa Maria, RS
2019

Valéria Farias da Luz

ANÁLISE DA ESTABILIDADE AEROELÁSTICA DE UMA ASA DE ARP

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao curso de Engenharia Mecânica, da Universidade Federal de Santa Maria (UFSM, RS), como requisito parcial para obtenção do título de **Bacharel em Engenharia Mecânica.**

Aprovado em 18 de julho de 2019:

Carlos Eduardo de Souza, Dr. (UFSM)
(Orientador)

Marcos Daniel de Freitas Awruch, Dr. (UFSM)

René Quispe Rodriguez, Dr. (UFSM)

Santa Maria, RS
2019

AGRADECIMENTOS

O nome que será escrito no diploma de Bacharel em Engenharia Mecânica é o meu. Porém, toda a minha trajetória não teria acontecido se não fosse a ajuda de várias pessoas que eu tive a sorte e o privilégio de conhecer. Assim, de maneira especial, agradeço:

Primeiramente a minha mãe, que esteve presente em todos os momentos da minha graduação, sempre disposta a me ajudar em tudo que eu precisei.

A minha irmã por ser meu maior exemplo, por sempre acreditar no meu potencial, por sempre entender minha distância e nos momentos juntas me dar força para seguir em frente.

Ao meu pai, tenho certeza que você está vendo aí do céu todos os principais acontecimentos da minha vida e eu espero do fundo do meu coração que esteja orgulhoso de mim. Eu te amo muito!

A equipe Carancho Aerodesign, por serem o motivo das minhas noites em claro e a razão maior da minha felicidade na faculdade. Eu escolhi engenharia mecânica pelo amor pela aviação e com vocês eu tive a certeza de que fiz a escolha certa. Obrigada por serem uma família pra mim.

Ao meu professor Carlos Eduardo, com toda certeza este trabalho não teria acontecido sem sua colaboração. Obrigada pela orientação, pela atenção, pelo comprometimento, não tenho palavras para agradecer a tudo que o senhor me ensinou ao longo destes 2 anos de projeto.

Aos meus amigos da UFSM campus Cachoeira do Sul, obrigada por me darem 3 semestres de histórias para contar. Daqui a 10 anos quando eu pensar nos amigos que a faculdade me trouxe, com toda certeza vou lembrar de vocês: Alisson, Fábio, Gabriel, Kelly, Luiz Felipe, Maicon, Norton e Tábata.

Aos demais que direta ou indiretamente contribuíram no decorrer da minha graduação, o meu muito obrigada.

RESUMO

ANÁLISE DA ESTABILIDADE AEROELÁSTICA DE UMA ASA DE RPA

AUTORA: Valéria Farias da Luz
ORIENTADOR: Carlos Eduardo de Souza

O presente trabalho tem por objetivo realizar a análise aeroelástica da asa de uma aeronave remotamente tripulada projetada e construída pela equipe Carancho Aerodesign no ano de 2017. A aeroelasticidade estuda a interação entre forças elásticas, inerciais e aerodinâmicas presentes em superfícies sujeitas ao escoamento do ar. Estas interações podem causar danos estruturais e consequentes problemas na operação destas superfícies. A forma de interação mais comum e talvez a mais catastrófica é o *flutter*, uma auto-excitação gerada pelo acoplamento dos modos de vibração e realimentada pelo escoamento de um fluido. A determinação da frequência e velocidade em que o *flutter* ocorre será o foco principal do trabalho. Para isso, faz-se necessária a realização de ensaios experimentais para determinação das matrizes de massa e rigidez do sistema estudado. Tais ensaios são realizados de forma estática e dinâmica, com o auxílio acelerômetros e mecanismos de excitação estrutural. Após a determinação do modelo estrutural, o modelo aerodinâmico é feito utilizando um método de painéis e a análise aeroelástica é realizada através do método g. Ao término da análise constata-se a segurança aeroelástica da estrutura sob uma ampla faixa de velocidade. Contudo este não foi o único resultado, apesar de ser um trabalho voltado para a análise de uma asa de um RPA, são especificados os passos analíticos e computacionais que permitem a análise aeroelástica de qualquer superfície plana, desde a asa de uma aeronave comercial até as pás de um aerogerador.

Palavras-chave: Aeroelasticidade. RPA. *Flutter*. Vibrações.

ABSTRACT

ANALYSIS OF THE AEROELASTIC STABILITY OF A RPA WING

AUTHOR: Valéria Farias da Luz
ADVISOR: Carlos Eduardo de Souza

The objective of this work is to perform the aeroelastic analysis of the wing of a remotely piloted aircraft designed and built by the Carancho Aerodesign team, in the year 2017. Aeroelasticity studies the interaction between elastic, inertial and aerodynamic forces present on surfaces subjected to the air flow. These interactions can cause structural damage and consequent problems in the operation of these surfaces. The most common and perhaps most catastrophic form of interaction is a flutter, a self-excitation generated by the coupling of modes of vibration and feedbacked by the flow of a fluid. Determining the frequency and speed at which flutter occurs will be the main focus of the work. For this, it is necessary to perform experimental tests to determine the mass and stiffness matrices of the studied system. These tests were performed statically and dynamically, with the aid of accelerometers and structural excitation mechanisms. After the determination of the structural model, the aerodynamic model is made using a panel method and the aeroelastic analysis is performed using the g-method. At the end of the analysis, the aeroelastic safety of the structure will be verified under a wide speed range. However, this was not the only result, although it is a work devoted to the analysis of a wing of an RPA, the analytical and computational steps that allow the aeroelastic analysis of any flat surface, from the wing of a commercial aircraft to the blades of a wind turbine.

Keywords: Aeroelasticity. RPA. Flutter. Vibrations.

LISTA DE FIGURAS

Figura 3.1 –	Fluxograma de etapas da metodologia implementada.....	24
Figura 3.2 –	Modelo real (a) e modelo em CAD (b).....	25
Figura 3.3 –	Modelo CAE: (a) com aileron e (b) sem aileron.....	26
Figura 3.4 –	Representação da divisão dos painéis no ZAERO.....	28
Figura 3.5 -	Metodologia utilizada pelo ZAERO.....	29
Figura 3.6 -	Exemplo das curvas de evolução aeroelástica advindas do ZAERO.....	30
Figura 4.1 -	Modelo físico da aeronave Guri.....	32
Figura 4.2 -	Sistema de coordenadas.....	33
Figura 4.3 –	Chapas metálicas.....	35
Figura 4.4 –	Dispositivo de fixação.....	36
Figura 4.5 –	Experimento com tubo de carbono.....	37
Figura 4.3 -	Malha da asa.....	38
Figura 4.4 -	Distribuição de propriedades de seção da asa.....	39
Figura 4.5 -	Região de fixação da asa.....	39
Figura 4.6 –	Ensaio de flexão na seção da asa.....	40
Figura 4.7 –	Mecanismo de torção.....	41
Figura 4.8 -	Sistema do ensaio dinâmico.....	46
Figura 4.9 -	Malha da asa	50
Figura 4.10 -	Distribuição de propriedade de seção da asa.....	50
Figura 4.11 -	Região de fixação da asa.....	52
Figura 4.12 -	Região de fixação do aileron.....	52
Figura 4.13 -	Nós selecionados no modelo estrutural.....	53
Figura 4.14 -	Sistema de controle do aileron.....	58
Figura 4.15 -	Mensagem de erro do ZAERO.....	52
Figura B.1 –	Número de Mach e frequências reduzidas.....	75
Figura B.2 –	Densidade do ar e velocidade de escoamento.....	72
Figura B.3 –	Comando CAERO para criação dos painéis aerodinâmicos.....	73
Figura B.4 –	Comando PANLST2 e AEFACCT.....	76
Figura B.5 –	Comando SET1.....	77
Figura B.6 –	Comando SPLINE1 para determinar a interpolação das formas modais..	73

LISTA DE TABELAS E QUADROS

Tabela 4.1 –	Densidade dos materiais considerados.....	38
Tabela 4.2 -	Valores resultantes para o ajuste do modelo numérico.....	40
Tabela A.1 –	Módulo de elasticidade dos tubos de carbono.....	75
Quadro 4.1 -	Informações construtivas da seção de asa.....	37
Quadro 4.2 –	Gráfico dos ensaios estáticos: (a) flexão e (b) torção.....	39
Quadro 4.3 –	Localização dos acelerômetros nos ensaios dinâmicos de impacto.....	41
Quadro 4.4 –	Processamento dos sinais do ensaio dinâmico de impacto.....	42
Quadro 4.5 –	Localização dos acelerômetros nos ensaios dinâmicos GVT.....	44
Quadro 4.6 –	Processamento dos sinais do ensaio dinâmico no <i>Shaker</i>	45
Quadro 4.7 –	Frequências e modos resultantes após o ajuste inicial de parâmetros.....	52
Quadro 4.8 –	Modos de vibração para o caso 1.....	54
Quadro 4.9 –	Modos de vibração para a mola de 0 N/rad.....	57
Quadro 4.10 –	Modos de vibração para a mola de 1 N/rad.....	58
Quadro 4.11 –	Modos de vibração para o caso 2.....	60
Quadro 4.12 –	Modelo aerodinâmico e estrutural para mola de 10 N/rad.....	64
Quadro 4.13 –	Modelo aerodinâmico e estrutural para mola de 50 N/rad.....	65
Quadro A.1 -	Especificação da aeronave.....	72
Quadro A.2 -	Propriedades mecânicas da madeira balsa.....	76

LISTA DE GRÁFICOS

Gráfico 4.1 -	Ensaaios dos tubos.....	38
Gráfico 4.2 -	V-f da asa do caso	55
Gráfico 4.3 -	V-g da asa do caso	55
Gráfico 4.4 -	V-f da asa para mola nula.....	61
Gráfico 4.5 -	V-g da asa para mola nula.....	61
Gráfico 4.6 -	V-f da asa para mola nula no envelope de voo.....	62
Gráfico 4.7 -	V-g da asa para mola nula no envelope de voo.....	62
Gráfico 4.8-	Análise de sensibilidade da rigidez com o modo de vibração do aileron..	64
Gráfico 4.9 -	Análise de sensibilidade da rigidez com a velocidade de <i>flutter</i>	67

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ARP	Aeronave Remotamente Pilotada (em inglês: <i>Remotely Piloted Aircraft</i>)
CAD	Desenho Assistido por Computador (em inglês: <i>Computer Aided Design</i>)
CAE	Engenharia Assistida por Computador (em inglês: <i>Computer Aided Engineering</i>)
GVT	<i>Ground Vibration Test</i>
UAV	Veículo Aéreo Não Tripulado (em inglês: <i>Unmanned Aerial Vehicle</i>)

LISTA DE SÍMBOLOS

$[A]$	Matriz de coeficiente de influência aerodinâmica
$[B_e]$	Matriz de amortecimento
F_0	Carregamento estático inicial
$[G_{ae}]$	Matriz de interpolação do sistema estrutural e aerodinâmico
$[h]$	Matriz de deformação estrutural
$[K_e]$	Matriz de rigidez
k	Frequência reduzida
k_T	Rigidez torcional da mola de conexão do aileron com a asa
L	Semi-corda da asa
$[M_e]$	Matriz de massa
$\{P_a(t)\}$	Carregamento aerodinâmico
$\{P_e(t)\}$	Vetor de forças externas
p	Variável de Laplace
q_∞	Pressão dinâmica
V	Velocidade do escoamento
$\{x_e(t)\}$	Vetor de deslocamentos do sistema
$[W_a]$	Matriz de fatores de correção
$\{\eta_e(t)\}$	Vetor de coordenadas generalizadas
$[\Phi_a]$	Matriz modal no sistema de coordenadas aerodinâmico
$[\Phi_e]$	Matriz modal no sistema de coordenadas estrutural
$\{\Phi_e\}$	Vetor de forma do movimento
ω	Frequência do movimento

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	13
1.1	ESTADO DA ARTE.....	14
1.2	OBJETIVOS.....	17
2	REVISÃO TEÓRICA	19
2.1	MODELO ESTRUTURAL.....	19
2.2	MODELO AEROELÁSTICO.....	21
2.3	FLUTTER.....	25
3	METODOLOGIA	27
3.1	MODELO CAD E FÍSICO.....	28
3.2	MODELO CAE.....	29
3.3	MODELO AERODINÂMICO.....	31
3.4	ANÁLISE DE ESTABILIDADE.....	34
4	ESTUDO DE CASO	36
4.1	DESCRIÇÃO DO MODELO FÍSICO.....	36
4.2	IDENTIFICAÇÃO DAS PROPRIEDADES.....	38
4.2.1	Determinação da densidade	38
4.2.2	Ensaio estático	39
4.3	ENSAIOS DINÂMICOS.....	40
4.3.1	Ensaio dinâmico: Impacto	40
4.3.2	Ensaio dinâmico: GVT	43
4.4	MODELO NUMÉRICO.....	47
4.4.1	Malha de elementos finitos	48
4.4.2	Lista de propriedades	49
4.4.3	Condições de contorno	49
4.5	DADOS ESTRUTURAIIS.....	51
4.6	RESULTADOS PARA O CASO 1.....	52
4.7	RESULTADOS PARA O CASO 2.....	56
4.7.1	Ajuste de propriedades mecânicas	58
4.7.2	Análise aeroelástica para condição de mola nula	59
4.7.3	Rigidez da mola do aileron	62
4.7.4	Análise de sensibilidade da velocidade de <i>flutter</i>	63
5	CONCLUSÃO	67
5.1	TRABALHOS FUTUROS.....	67
	REFERÊNCIAS	68
	APÊNDICE A- ENSAIOS ESTÁTICOS	72
	APÊNDICE B- MATRIZ MODAL	79
	APÊNDICE C- ZAERO	80

1 INTRODUÇÃO

A aeroelasticidade é a ciência que estuda as interações entre forças aerodinâmicas e elásticas, e suas consequências. Tais fenômenos podem surgir em qualquer estrutura exposta a um escoamento externo, como por exemplo: prédios, pontes, aerogeradores, linhas de transmissão elétrica, aeronaves, navios, entre outros. Porém, o termo “aeroelasticidade” tornou-se mais conhecido no meio aeronáutico, onde as estruturas tendem a ser mais flexíveis e expostas a maiores velocidades de vento, tornando-se assim mais suscetíveis à instabilidade estrutural (SERRANO, 2010).

Em 1903, em meio a corrida para o primeiro voo bem-sucedido de uma aeronave, o monoplane de Samuel P. Langley caiu no Rio Potomac por causa de uma falha estrutural nas asas. Este acontecimento é contabilizado até hoje como o primeiro efeito aeroelástico, no qual a falta de rigidez torcional levou a uma torção excessiva da asa e a sua consequente falha (SILVA, 2010).

Vários outros acidentes foram retratados ao longo da história, principalmente durante primeira guerra mundial, onde os estudos a respeito desta nova área foram intensificados. Em 1916, o bombardeiro *Handley Page 0/400* apresentou a primeira falha por *flutter* (efeito aeroelástico) da história, causada pela interação entre modos de vibração de baixa frequência da fuselagem e da empenagem horizontal (SILVA, 2010). O modo de vibração da empenagem ocorria mediante a oscilação dos profundos. Esta oscilação era possível visto que as superfícies de controle não eram conectadas a um tubo torque, mas sim por uma mola de rigidez reduzida. O segundo modo identificado foi a torção da fuselagem. As investigações chegaram à conclusão de que a causa das vibrações era a oscilação auto-excitada envolvendo o acoplamento entre os dois modos (BISPLINGHOFF *et al.*, 1996). Tal problema foi solucionado com o aumento da rigidez dos tubos de conexão dos profundos, tornando assim as frequências de vibração dos modos mais distantes (ao aumentar a frequência do modo da empenagem) e consequentemente, dificultando seu acoplamento. Com a evolução dos motores a combustão, os monoplanos tomaram o lugar dos biplanos, e assim, a torção crítica passou da fuselagem para a asa.

O estudo da interação entre estruturas flexíveis e forças aerodinâmicas abrange quatro áreas, sendo elas: dinâmica estrutural, dinâmica de voo, aeroelasticidade estática e aeroelasticidade dinâmica. Bisplinghoff *et al.* (1996) explica que a aeroelasticidade estática

envolve a interação entre forças aerodinâmicas e elásticas, e aeroelasticidade dinâmica resulta da interação entre forças aerodinâmicas, inerciais e elásticas. Os principais fenômenos da aeroelasticidade estática são: divergência, reversão de controle e distribuição de sustentação (quando se considera estruturas deformáveis) (PEÑA, 2016). Para o estudo dinâmico as principais linhas de estudo são: *flutter*, *buffeting* e resposta dinâmica.

Atualmente, a tendência das aeronaves é a redução de peso de suas estruturas como forma de ampliar a eficiência e agilidade, e conseqüentemente reduzir a emissão de poluentes (CARDOSO *et al.*, 2013). Porém, na tentativa de reduzir o peso, mantendo as dimensões externas, opta-se geralmente por tornar os elementos construtivos mais delgados e repletos de “alívios de massa”. Esta retirada de material reduz a rigidez estrutural, diminuindo as frequências naturais de vibração da estrutura e conseqüentemente aumentando a probabilidade de efeitos aeroelásticos.

O presente trabalho busca analisar o fenômeno de *flutter* em uma aeronave classificada como ARP (Aeronaves Remotamente Pilotadas), outra forma de se referir a ARPs é através do termo UAV (veículos aéreos não tripulados, em inglês: *Unmanned Aerial Vehicle*). Segundo a ANAC (2017) “Aeronave Remotamente Pilotada significa a aeronave não tripulada pilotada a partir de uma estação de pilotagem remota com finalidade diversa de recreação”. Os RPAs podem ser classificados segundo sua massa total, sendo a classe I de aeronaves com mais de 150 kg, classe II entre 25 e 150 kg, e classe III entre 0 e 25kg (ANAC, 2017). O enfoque do trabalho será em aeronaves cargueiras de classe 3, aeronaves que normalmente possuem motores de baixa potência e que precisam ser leves para carregar o máximo de carga possível.

1.1 ESTADO DA ARTE

A aeroelasticidade é um campo da engenharia que está em constante evolução. Tal afirmação se confirma nas publicações de revistas e congressos, onde os temas variam do estudo morfológico dos animais (ZHENG *et al.*, 2014 e SHI *et al.*, 2018) até utilização da aeroelasticidade para melhorar fenômenos de transferência de calor (CRITTENDEN *et al.*, 2017). Ao longo desta seção serão apresentados alguns subtemas que foram abordados recentemente na literatura.

Em Zheng *et al.* (2014), o desenvolvimento estrutural de UAVs foi realizado com base na morfologia da asa de um morcego. Através de um ensaio experimental, a asa robótica com propriedades elásticas de flexão foi sujeita a oito formas de deformação, explorando assim a aeroelasticidade da asa de um morcego para melhorar a eficiência em voo (ZHENG *et al.*, 2014). Além da flexibilidade das asas de animais, sua forma também é alvo de estudo, gaivotas, por exemplo, possuem asas convexas que aumentam a adesão do escoamento e consequentemente permitem um maior ângulo de ataque (SHI *et al.*, 2018).

A forma com que os pássaros alteram o formato de sua asa em voo é utilizado na concepção de asas mórficas. Estas têm o objetivo de aumentar a eficiência, ao longo do envelope de voo, através da mudança do seu perfil aerodinâmico (CARDOSO *et al.*, 2013). Em Svoboda *et al.* (2018), o aumento da velocidade de *flutter* foi obtido através dos mecanismos de controle da asa, e não através da modificação nos materiais que a compõe. Ao criar vários segmentos de asa controláveis independentemente, criou-se uma malha de controle que foi capaz de realizar a supressão ativa de *flutter* (SVOBODA *et al.*, 2018). Em contra partida, com o avanço dos materiais compósitos, a análise de aeronaves mórficas construídas nesta matéria prima torna-se importante, principalmente porque tal composição apresenta características aeroelástica não lineares (TSUSHIMA *et al.*, 2019).

O comportamento não linear de materiais compósitos intensifica a discussão sobre as aproximações numéricas utilizadas nos principais modelos de estudo. Através da avaliação da amplitude das oscilações do ciclo limite de uma placa plana, pode-se observar o erro de modelos de ordem reduzida (AKHAVAN e RIBEIRO, 2019). Segundo Akhavan e Ribeiro (2019), os modelos reduzidos apresentam falhas em vários segmentos, sendo a redução do número de modos de vibração e a imprecisão de modelos de amortecimento viscoso, os mais preocupantes. Além disso, alguns conceitos estruturais de asas compostas favorecem o acoplamento de modos de torção e flexão (MIHAILA-ANDRES *et al.*, 2017).

Como já observado em Zheng *et al.* (2014), as UAVs representam outro subtema, o qual possui como principal representante as aeronaves de alta altitude e longo alcance (HALE, em inglês: *High-Altitude Long Endurance*). Esta configuração apresenta asas muito flexíveis e com grandes deflexões de ponta de asa, devido a tentativa de ser mais eficiente com grupos motopropulsores geralmente mais fracos. Tal deformação provoca a alteração da rigidez estrutural, sendo assim, os modelos lineares não abrangem o efeito de enrijecimento da estrutura

deformada (AHMAD e RAHMAN, 2013). Outro problema é a viabilidade energética deste projeto, a fixação de painéis solares nas asas de HALEs é uma solução possível, mas que gera inúmeros desafios aerodinâmicos e estruturais (KIRSCH *et al.*, 2018).

Mesmo que a utilização comercial ainda esteja transpondo barreiras, a facilidade de construção e obtenção de dados, tornam os ARPs importantes plataformas de estudo aeroelástico. Em Rozov *et al.* (2017), o FLEXOP UAV foi utilizado como plataforma de teste experimental para a criação de um sistema integrado de controle e aeroelasticidade, visando a supressão passiva e ativa de instabilidades. Ozcatalbas *et al.* (2018) destacou a complexidade das soluções analíticas e o alto custo dos testes em túnel de vento, por essa razão, utilizou a asa AGARD 445.6 para a criação de um solucionador que acople informações fluido dinâmicas e sólido-mecânicas para determinar características aeroelásticas. Em Aziz *et al.* (2018), a utilização da DAST ARW-2 possibilita a criação de um modelo aerodinâmico de placa plana aliado ao cálculo do coeficiente de influência aerodinâmico, que apresentou pouco distanciamento com relação à literatura disponível.

Schewe e Mai (2018) realizaram um experimento com o modelo simplificado, Aerostabil, que avaliou a probabilidade de acoplamento de modelos de flexão e torção em aeronaves enflechadas. A presente avaliação ocorreu em ambiente transônico e comparou asas flexíveis com suas equivalentes rígidas. O estudo destes acoplamentos normalmente ocorre de forma numérica ou em túnel de vento, neste último a asa é levada até sua velocidade crítica onde a instabilidade torna-se irreversível, e tem-se a destruição do modelo. Uma forma de tornar estes ensaios não destrutivos é a utilização do método de flutuação paramétrica numérica. Segundo Roizner *et al.* (2018), ao passo que as condições de instabilidade são identificadas, o sistema é estabilizado por uma massa concentrada. Tendo-se assim um teste seguro e que possibilita, através das transformadas de Fourier, a identificação das margens de flutuação entre o início do *flutter* e sua condição estável.

Por mais que a densa maioria dos trabalhos esteja direcionada ao ambiente aeronáutico, trabalhos acerca de conceitos termodinâmicos, aeroespaciais e de construção civil também são objetos de estudo aeroelástico. Zhang *et al.* (2019) avaliou a interação entre o *sloshing* (movimento da superfície livre) do combustível de um foguete e a elasticidade de sua estrutura através de um modelo numérico simplificado. Em Navalkar e Wingerden (2018), observa-se a complexidade de um estudo aeroelástico numérico e experimental das pás de um

aerogerador. Atmojo e Wardhani (2017) dedicaram-se a realizar um sistema de monitoramento contínuo do protótipo de ponte BAMS x1 a fim de prever possíveis instabilidades. Afinal, por estar fixa em um determinado local, as estruturas civis sofrem com atividades sísmicas, pressão da terra, corrosão, temperatura, entre outros efeitos que podem alterar suas características estruturais (ATMOJO e WARDHANI, 2017).

Em meio a tantas linhas de estudo, poucos são os trabalhos que se dedicam a avaliar os parâmetros aeroelásticos de asas de aeronaves funcionais e mais ainda, são raros os estudos que utilizam modelos completos de aeronaves reais. Grande parte trabalha com análises numéricas de placas planas (SVOBODA *et al.*, 2018) ou placas curvas (OZCATALBAS *et al.*, 2018), e quando há a apresentação de um sistema mais complexo com a presença de nervuras e longarinas, são asas de estudo aeroelástico que não foram projetadas para uma aeronave específica (AZIZ *et al.*, 2018; ROZOV *et al.*, 2017). Tais asas possuem uma extensa literatura com informações que respaldam suas pesquisas, tanto do ponto de vista estrutural (propriedade dos materiais que as compõe, modos de vibração numéricos e experimentais, entre outros) quanto aerodinâmico. Contudo, o presente trabalho espera contribuir com o estudo aeroelástico de uma asa funcional, utilizando seu modelo estrutural completo, composta predominantemente por materiais compósitos, e que, até então, não possuía nenhum dado experimental conclusivo.

1.2 OBJETIVOS

O objetivo principal do trabalho é realizar a análise numérica da estabilidade aeroelástica dinâmica de uma asa real através do ajuste de características mecânicas.

A asa, objeto de estudo, compõe uma aeronave destinada à competição da SAE Brasil Aerodesign, e é composta por madeira de balsa e duas longarinas de material compósito (fibra de carbono e resina epóxi). Seu projeto e construção foram realizados por integrantes da equipe Carancho Aerodesign. Portanto, ela se distancia dos trabalhos citados anteriormente, pois ao realizar esta análise serão enfrentados uma série de obstáculos que não estão presentes nos trabalhos da seção anterior. Os trabalhos atuais aprofundam-se em aspectos de inovação, reformulação de métodos e escoamentos transônico. Porém trabalham com estruturas simplificadas e/ou de vasto conhecimento literário. O principal problema da realização da análise aeroelástica em uma asa construída é a sua complexidade, a vasta gama de informações

de rigidez e amortecimento que não se tem ao contruir uma aeronave do zero. Para deteminação destas informações, deve-se realizar a caracterização estrutural e posteriormente um ensaio aeroelástico em túnel de vento, contudo, a infraestrutura para realização destes ensaios é muito cara e, atualmente, os laboratórios do centro tecnológico da universidade não dispõem dela.

Todavia, espera-se transpor da melhor forma possível as dificuldades, afim de realizar o trabalho da maneira mais completa possível. Para a execução deste, serão realizadas várias etapas que incluem métodos analíticos, computacionais e experimentais. De forma resumida os objetivos secundários são:

- Realizar ensaio estático para determinação de rigidez à torção e à flexão.
- Realizar ensaio dinâmico para determinação dos modos e frequências de vibração da estrutura.
- Ajustar do modelo numérico aos dados experimentais.
- Delimitar os 5 primeiros modos de vibração.
- Realizar a análise de *flutter* através do método g.
- Determinação da velocidade de *flutter*.

2 REVISÃO TEÓRICA

Ao longo da revisão teórica serão apresentados conceitos básicos para a compreensão das etapas necessária para a confecção do trabalho. Lembrando que, por conta de sua interdisciplinaridade, a aeroelasticidade depende de vários campos do conhecimento. Por isso, faz-se necessário o uso de simplificações dos modelos em cada campo de modo a possibilitar a obtenção de soluções aproximadas.

Estas simplificações são necessárias para o campo de dinâmica estrutural e aerodinâmica. Para a dinâmica estrutural são supostas as seguintes hipóteses: pequenas deformações, discretização por elementos finitos e superposição modal (são considerados apenas os modos de vibração mais relevantes). No campo da aerodinâmica, os escoamentos considerados são: escoamento de ar potencial (sem viscosidade), irrotacional, isentrópico e compressível (para pequenas deformações) (SILVA, 2002).

2.1 MODELO ESTRUTURAL

Segundo Rao (2008), sempre que um sistema mecânico é excitado por uma força externa, pode-se representar seu movimento através da equação do movimento

$$[M_e]\{\ddot{x}_e(t)\} + [B_e]\{\dot{x}_e(t)\} + [K_e]\{x_e(t)\} = \{P_e(t)\} \quad (1)$$

onde $[M_e]$, $[B_e]$, $[K_e]$ são respectivamente as matrizes de massa, amortecimento e rigidez, $\{x_e(t)\}$ é o vetor dos deslocamentos do sistema e $\{P_e(t)\}$ é o vetor de forças externas. Nesta formulação será adotado o subscrito $(.)_e$ para representar as informações sob o sistema de coordenadas estruturais.

Em uma análise aeroelástica, as matrizes de massa, amortecimento e rigidez são informações referentes à estrutura, já o vetor de força externa é referente ao carregamento aerodinâmico. Com as informações advindas das matrizes estruturais pode-se obter informações para a construção da matriz modal. Esta matriz é composta pelos modos naturais de vibração do sistema e as frequências naturais associadas a estes modos. Segundo Bolina et

al. (2014), os modos de vibração são as formas com que a estrutura se movimenta após a aplicação de uma força e cada modo de vibração possui uma frequência natural relacionada. Estas frequências quantificam a taxa de oscilação livre da estrutura.

A fim de calcular os vetores que compõem a matriz modal inicia-se o equacionamento desprezando o amortecimento e anulando o carregamento da Equação (1). Obtém-se a equação diferencial:

$$[M_e]\{\ddot{x}_e(t)\} + [K_e]\{x_e(t)\} = 0 \quad (2)$$

Sabe-se que a solução para esta equação é obtida através de um vetor de deslocamento representado pela combinação de movimentos harmônicos, como

$$\{x_e(t)\} = \{\Phi_e\}e^{-i\omega t} \quad (3)$$

onde, ω é a frequência do movimento, $\{\Phi_e\}$ é um vetor da forma do movimento, o qual representa a amplitude do deslocamento de cada grau de liberdade.

A partir da substituição de (3) em (2), tem-se

$$([K_e] - \omega^2[M_e])\{\Phi_e\} = 0 \quad (4)$$

onde ω^2 são autovalores (quadrados das frequências naturais) e $\{\Phi_e\}$ são os autovetores, que representam os modos de vibração da estrutura.

Portanto, pode-se representar o vetor deslocamento em função da matriz modal da estrutura e um vetor de coordenadas generalizadas $\{\eta_e(t)\}$,

$$\{x_e(t)\} = [\Phi_e]\{\eta_e(t)\} \quad (5)$$

onde a matriz modal incorpora um conjunto limitado de modos $\{\Phi_e\}$. Ao substituir (5) em (1), e multiplicar por $[\Phi_e]^T$, obtém-se a equação do movimento em sua forma modal,

$$\begin{aligned}
& [\Phi_e]^T [M_e] [\Phi_e] \{\ddot{\eta}_e(t)\} + [\Phi_e]^T [B_e] [\Phi_e] \{\dot{\eta}_e(t)\} + [\Phi_e]^T [K_e] [\Phi_e] \{\eta_e(t)\} + \\
& = [\Phi_e]^T \{P_e(t)\}
\end{aligned} \tag{6}$$

Determina-se a massa, rigidez, e amortecimento generalizados, respectivamente,

$$[M_e] = [\Phi_e]^T [M_e] [\Phi_e] \tag{7}$$

$$[K_e] = [\Phi_e]^T [K_e] [\Phi_e] \tag{8}$$

$$[B_e] = [\Phi_e]^T [B_e] [\Phi_e] \tag{9}$$

Reescrevendo a equação (6), tem-se a equação do movimento generalizada:

$$[M_e] \{\ddot{\eta}_e(t)\} + [B_e] \{\dot{\eta}_e(t)\} + [K_e] \{\eta_e(t)\} = [\Phi_e]^T \{P_e(t)\} \tag{10}$$

2.2 MODELO AEROELÁSTICO

A análise aeroelástica considera os modelos estrutural e aerodinâmico. No presente trabalho, a análise de elementos finitos e consequente determinação da matriz modal será realizada em um software e só após a extração de seus modos e frequências de vibração será iniciada a análise aerodinâmica em outro ambiente computacional.

Como os modelos estrutural e aerodinâmico são realizados com a adoção de um mesmo sistema de coordenadas, porém existem diferentes conjuntos de pontos escolhidos, portanto faz-se necessário o uso de uma matriz de interpolação. A comunicação entre estes diferentes conjuntos é importante, onde o deslocamento da estrutura afeta a distribuição de pressão ao longo da superfície e esta consequente variação de carregamento afeta a estrutura, ampliando ou amortecendo os deslocamentos (SILVA, 2002).

O deslocamento da superfície aerodinâmicas pode ser descrito por

$$\{x_a(t)\} = [G_{ae}] \{x_e(t)\} \tag{11}$$

onde $[G_{ae}]$ é a matriz de interpolação entre o modelo estrutural e o aerodinâmico, a técnica de interpolação por Splines é utilizada dentro do *software ZAERO*. E utilizando esta mesma matriz pode-se obter a matriz modal aerodinâmica $[\Phi_a]$ em função da matriz modal estrutural,

$$[\Phi_a] = [G_{ae}][\Phi_e] \quad (12)$$

Analogamente a subseção anterior adota-se a inserção de uma matriz modal, a fim de reduzir o custo computacional. Segundo Zona (2011a), são necessários apenas os 10 primeiros modos de vibração para a análise de *flutter* de uma estrutura de asa. Com isso, o deslocamento pode ser representado por

$$\{x_a(t)\} = [\Phi_a]\{\eta_e(t)\} \quad (13)$$

Substituindo (11) e (12) em (10), tem-se a equação do movimento para o sistema aerodinâmico.

$$[M_e]\{\ddot{\eta}_e(t)\} + [B_e]\{\dot{\eta}_e(t)\} + [K_e]\{\eta_e(t)\} = [\Phi_e]^T\{P_a(t)\} \quad (14)$$

Vários métodos de cálculo aerodinâmico podem ser realizados, porém o mais comum é o método de painéis. Este método divide a superfície em várias áreas assumindo que os dipolos surgem em uma linha a $\frac{1}{4}$ da corda e mede-se o *downwash* induzido por cada painel em um ponto a $\frac{3}{4}$ da corda (WEISSHAAR, 1995).

Este resultado apresenta uma matriz composta por uma série de coeficientes que expõem a influência aerodinâmica de cada painel em seus pontos de controle, ou seja, relaciona o *downwash* induzido com a pressão que cada painel receberá (WEISSHAAR, 1995). Esta matriz é chamada de matriz de Coeficientes de Influência Aerodinâmica $[A(k,m)]$, depende de valores de k e valores de m (número de Mach) (ZONA, 2011a), e pode ser observada em (15),

$$\{P_a\} = q_\infty [W_a][A(k,m)]\{x_a\} + F_0 \quad (15)$$

onde $[h]$ é a matriz de deformação estrutural, $\{P_a\}$ é o vetor de carregamentos aerodinâmicos, $[W_a]$ é a matriz de fatores de correção (advindos de uma solução completa das equações de

Navier-Stokes ou resultados experimentais) e F_0 é um termo independente, diferente de zero quando a frequência for zero (representando o carregamento estático inicial).

Finalmente, para resolver o equacionamento aeroelástico basta resolver o problema de autovalores que torna verdade o sistema de equações homogêneo apresentado pela inserção da Eq. 15 na equação do movimento apresentada em (14). Para isso a maioria dos métodos de aerodinâmica instável, assume esta equação como movimento harmônico simples, onde as forças aerodinâmicas geradas só são válidas para a condição de amortecimento zero (ZONA, 2011a).

2.3 FLUTTER

A solução do problema de autovalores apresentado anteriormente pode ser realizada com a utilização de vários métodos. Os principais métodos são: método k, método p-k e método g. Cada um deles apresenta formas diferentes para obtenção da matriz $[A(k,m)]$, que representa a parte do equacionamento mais árdua.

Na tentativa de melhorar o cálculo do comportamento dos modos de vibração, Chen (2000) propôs o método-g e este será o método utilizado no presente trabalho. O método g propõe a hipótese de que exista uma função analítica que descrever o comportamento da matriz de influência. Esta hipótese tem como base o fato de que a transformada de Laplace no domínio do tempo para movimento de amplitude divergente (amortecimento positivo ou constante) é analítica, como apresentado na equação: (ZONA, 2011a).

$$\left[\left(\frac{V^2}{L} \right) [M_e] p^2 + [K_e] - \frac{1}{2} \rho V^2 H'(ik) g - \frac{1}{2} \rho V^2 H(ik) \right] \{x\} = 0 \quad (16)$$

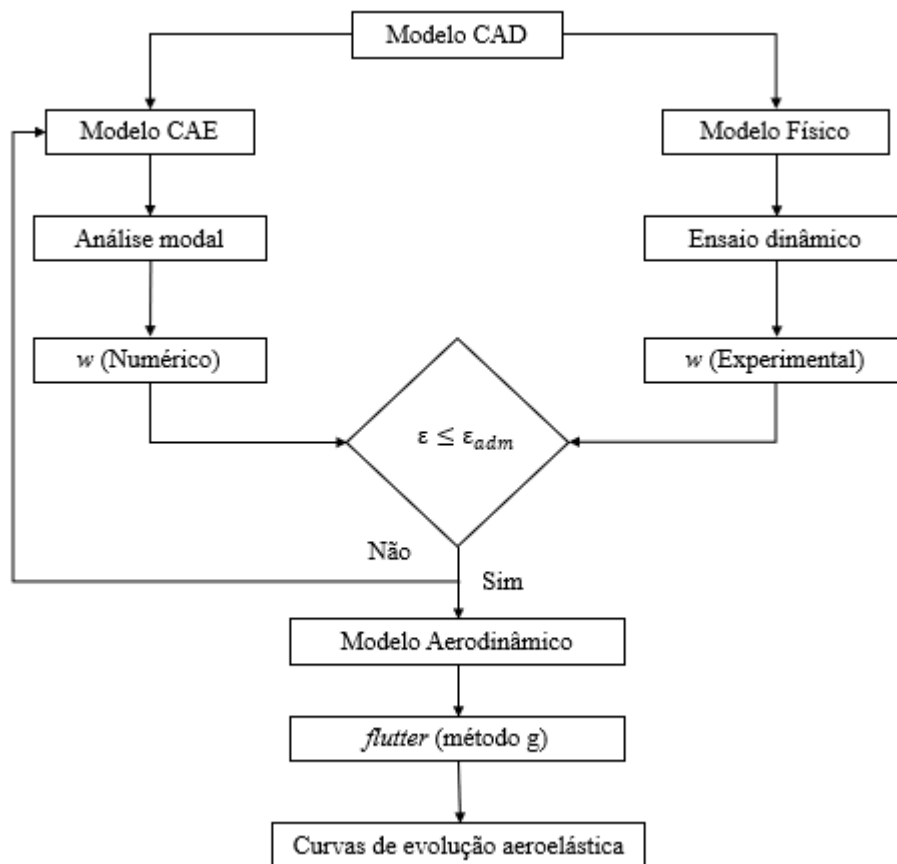
A partir de então são realizadas expansões de Taylor e soluções numéricas que estão expostas de maneira mais completa em Zona (2011a).

3 METODOLOGIA

Os procedimentos necessários para análise aeroelástica de uma asa de ARP real, sem informações experimentais anteriores, serão detalhadamente descritos na presente seção. Os procedimentos compõem uma metodologia que busca, a partir de um modelo em CAD (desenho assistido por computador, em inglês: *Computer Aided Design*), o levantamento de parâmetros estruturais e aerodinâmicos para determinação da estabilidade aeroelástica.

Esta metodologia está apresentada na Figura 3.1, onde ε (erro medido entre as frequências obtidas numérica e experimentalmente) deve ser igual ou inferior a um ε_{adm} (erro admissível) pré-determinado.

Figura 3.1 – Fluxograma de etapas da metodologia implementada.

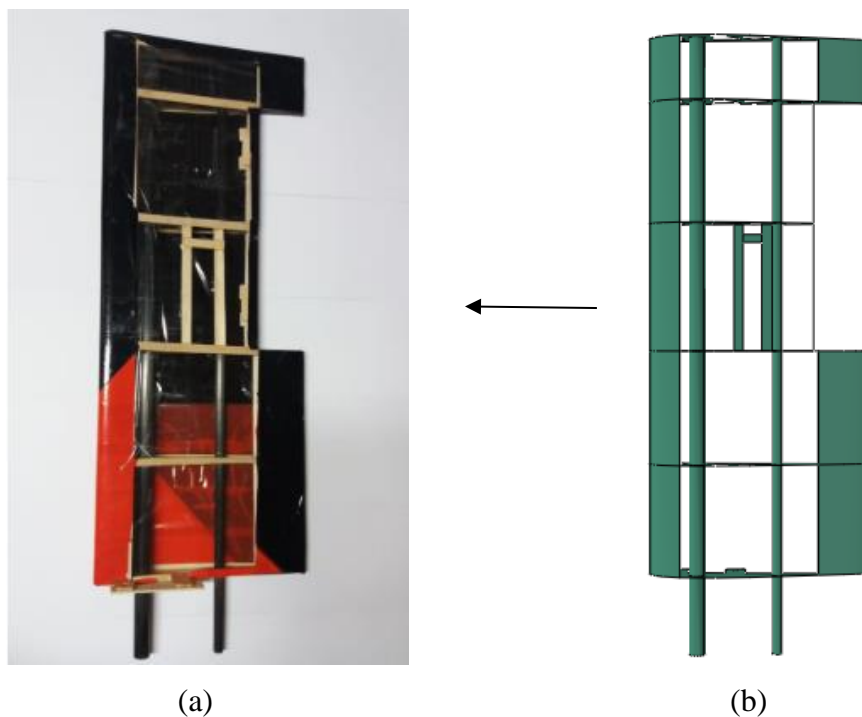


3.1 MODELO CAD E FÍSICO

A análise de uma estrutura preliminarmente construída inicia-se com seu modelo em CAD. Tal modelo, juntamente à representação física da asa, estão apresentados na Figura 3.2. A geometria de cada elemento do modelo real é representada no modelo em CAD, visto que esta foi confeccionada a partir deste, com suas nervuras cortadas a laser e suas dimensões mantidas o mais rigorosamente possível.

Em contrapartida, para as análises futuras, algumas peculiaridades da seção de asa real foram suprimidas do modelo em CAD, como, por exemplo: apoio para dobradiças de fixação de aileron, apoios para posicionamento de servos entre outros. Estes itens não contribuem para a rigidez estrutural, mas sim para a matriz de massa, e serão posteriormente anexados ao modelo em CAE (engenharia assistida por computador, em inglês: *Computer Aided Engineering*) como pontos concentrados de inércia.

Figura 3.2 – Modelo real (a) e modelo em CAD (b)



Fonte: Autora (2019).

3.2 MODELO CAE

A análise estrutural dinâmica pode ser caracterizada através de dois parâmetros fundamentais: modos e frequências naturais de vibração da estrutura. Estes dois parâmetros formaram a matriz modal $[\Phi_e]$, apresentada na revisão teórica. Segundo Bolina *et al.* (2014), o modelo estrutural dinâmico é realizado através de uma análise modal, sendo esta constituída de técnicas teóricas e experimentais, a fim de criar um modelo numérico representativo da condição real da estrutura.

A análise modal será realizada através do *software* de elementos finitos, Abaqus CAE, nele será inserido o modelo em CAD, adicionado as propriedades dos materiais que compõem a estrutura, definido a discretização de sua estrutura através da formulação de uma malha e inserido os pontos de fixação. A Figura 3.3 apresenta a discretização da estrutura do modelo CAE da asa com e sem aileron.

Figura 3.3 – Modelo CAE: (a) com aileron e (b) sem aileron.



Fonte: Autora (2019).

Como visto na Figura 3.1 as informações obtidas na análise modal numérica serão confrontadas com informações obtidas de forma experimental. Esta comparação tem por finalidade adequar o modelo estrutural numérico ao real, principalmente a matriz de rigidez. Por ser composta predominantemente de materiais compósitos, a estrutura analisada possui algumas informações estruturais de difícil acesso. Sendo assim, será realizado o ajuste das propriedades mecânicas dos materiais no modelo numérico até que se obtenham saídas próximas aos resultados dos ensaios experimentais.

Os ensaios experimentais serão estáticos e dinâmicos. Nos estáticos optou-se pela fixação da asa em uma posição de engaste e consequente aplicação de forças conhecidas. Em reação a aplicação das forças, a estrutura da asa deforma-se e assim, através da medição da deformação, se pode obter informações de rigidez.

A análise dinâmica experimental será realizada através da excitação da estrutura e consequente investigação do seu comportamento através de sensores de aceleração. Esta excitação se dá de duas formas. A primeira com a aplicação de uma carga conhecida em uma das extremidades da estrutura e a fixação da outra extremidade em um suporte metálico. A segunda será realizada com o auxílio de um *shaker*, equipamento que induz vibrações, onde a estrutura será exposta a frequências de 20 a 800 Hz.

O comportamento da estrutura será avaliado através dos sinais captados pelos acelerômetros fixos da seção de asa ao longo do ensaio. Estes sinais serão processados e este processamento permite observar o sinal no domínio da frequência e assim determinar as frequências naturais de vibração da estrutura. O processamento será realizado com o auxílio da função *pwelch* do programa Matlab, que retorna para o usuário os gráficos de PSD (*power spectral density*).

O processamento do sinal através de funções de PSD permite observar qual parcela de frequência possui a maior energia do sinal e assim torna-se mais fácil a identificação das frequências naturais de vibração. Numericamente, a densidade espectral é calculada através do quadrado da transformada de Fourier.

Após ajustar as informações de frequência e modo de vibração com o ensaio experimental pode-se obter do ensaio numérico os modos de vibração por nó. Ou seja, o modelo em CAE possui uma malha repleta de nós e em cada modo de vibração cada nó irá ter um comportamento diferente para que a soma de todos gere o modo de vibração da estrutura completa.

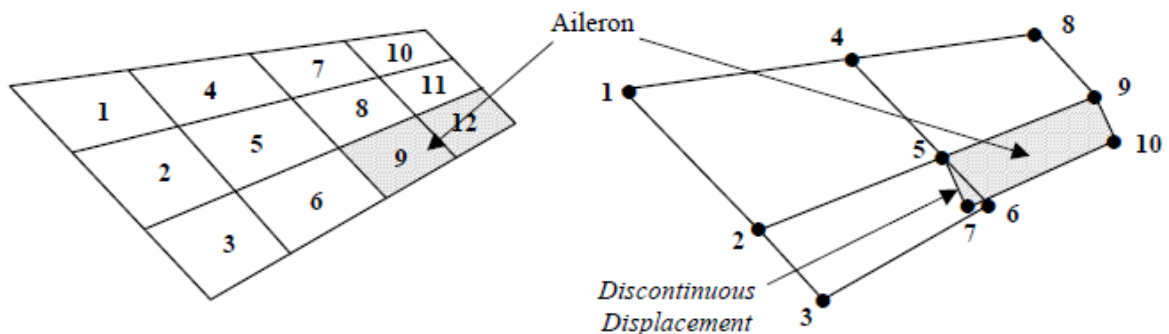
Os deslocamentos de cada nó e as frequências em cada modo de vibração são informações utilizadas para configuração das matrizes de rigidez e massa, no *software* responsável pelo cálculo aeroelásticos. Estas informações são condensadas em um arquivo texto (*.txt*) (um trecho deste arquivo será apresentado no Apêndice B) e utilizadas como valores de entrada para o *software*.

3.3 MODELO AERODINÂMICO

O modelo aerodinâmico é criado através do programa ZAERO Demo. Este é um *software* que integra as funções necessárias para análise ou projeto aeroelástico (ZONA, 2011a). Para isso, possui vários métodos de modelagem aerodinâmica, cada um com suas especificações e restrições. O método escolhido para realização deste trabalho é o *Zona 6: Subsonic Unsteady Aerodynamics*. Este método é capaz de calcular o comportamento aerodinâmico de uma estrutura em regime subsônico estável e instável (ZONA, 2011a).

O modelo aerodinâmico é criado através da divisão da área alar em 40 painéis (limitação da versão de demonstração do *software*). Para o conjunto de todos os painéis é calculada a matriz de coeficientes de influência aerodinâmica através do método g. A Figura 3.4 apresenta de forma esquemática como ocorre a divisão dos painéis através do comando CAERO7.

Figura 3.4 – Representação da divisão dos painéis no ZAERO.



Fonte: ZONA (2011b).

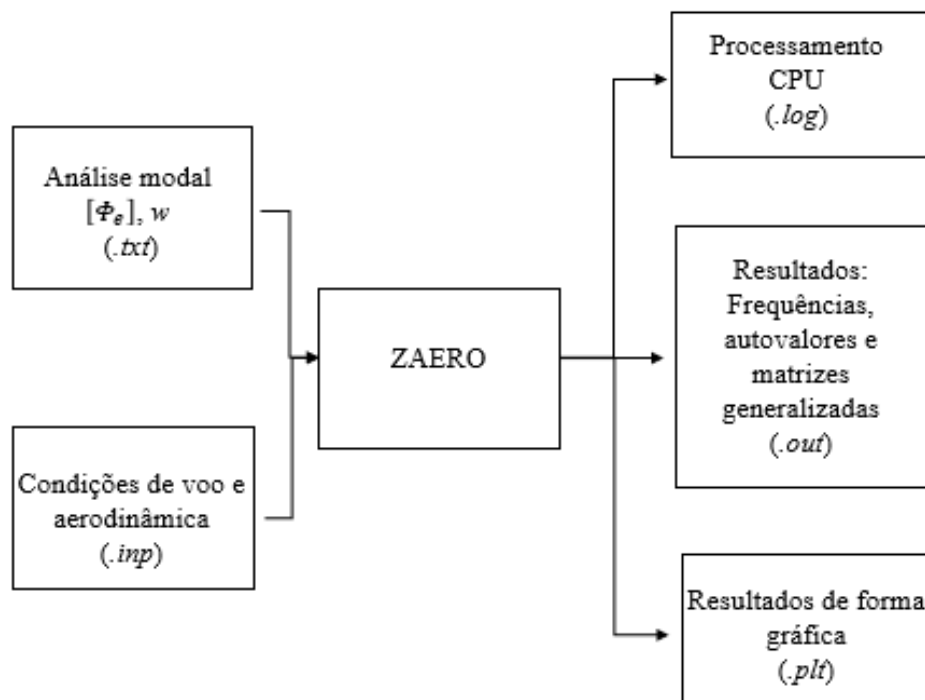
Para a determinação das informações iniciais, cria-se um arquivo texto (*.inp*) que é inserido no *software*. Este arquivo é construído conforme o modelo FREE proposto em ZONA (2011c). O detalhamento da construção deste arquivo está apresentado no Apêndice C.

3.4 ANÁLISE DE ESTABILIDADE

Como exposto anteriormente, o presente trabalho utilizará o *software* ZAERO para determinar a frequência e velocidade de *flutter*. Esta determinação ocorre pela interação de informações estruturais e aerodinâmicas segundo os equacionamentos apresentados na seção de revisão teórica.

A Figura 3.5 apresenta as entradas e saídas do *software*. As entradas são as informações estruturais e aerodinâmicas apresentadas anteriormente. E as saídas são representadas por três arquivos, o primeiro é um retorno do tempo de processamento dos cálculos; o segundo é um arquivo texto com todas as informações necessária para a análise (autovalores, matrizes generalizadas de massa e rigidez, e o comportamento de cada modo de acordo com a velocidade do escoamento); e o terceiro é um conjunto de arquivos que mostram de forma gráfica os modos de vibração. Este último apresenta os modos críticos de forma gráfica, que serão expostos nos resultados através do *software* Tecplot.

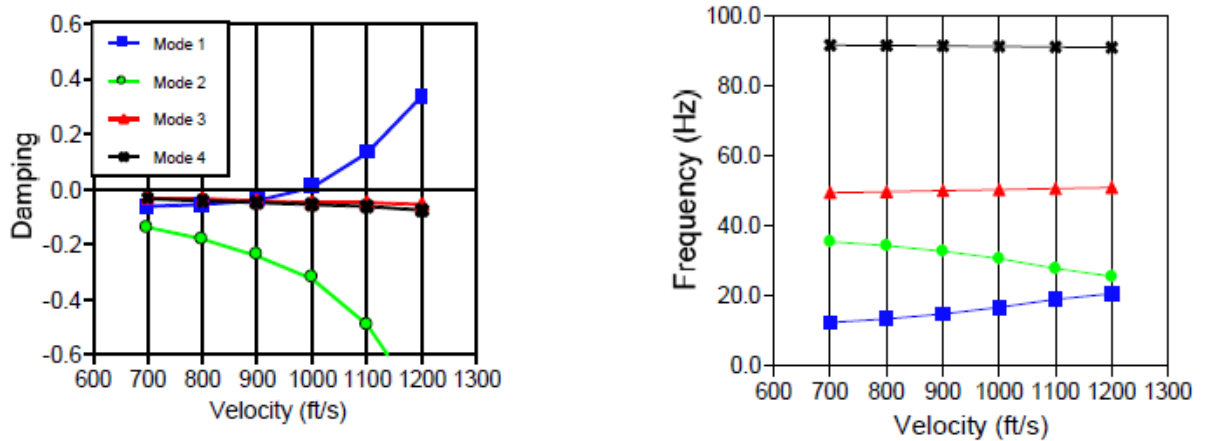
Figura 3.5 – Metodologia utilizada pelo ZAERO.



Fonte: Autora (2019).

O segundo arquivo texto (.out), apresenta como resultado da análise os gráficos V-g-f (curvas de evolução aeroelástica), onde V é a velocidade, g é o amortecimento e f é a frequência. Nestes gráficos, similares ao exemplo apresentado na Figura 3.6, pode-se observar várias curvas que representam a evolução dos modos de vibração com o aumento da velocidade. A velocidade de *Flutter* pode ser identificada de duas formas nestes gráficos, a primeira pelo acoplamento de dois modos de vibração (cruzamento das linhas) ou pelo amortecimento nulo.

Figura 3.6 – Exemplo das curvas de evolução aeroelástica advindas do ZAERO.



Fonte: ZONA (2011b).

4 ESTUDO DE CASO

Este capítulo visa demonstrar a abordagem da metodologia exposta anteriormente em uma estrutura específica: a asa de uma aeronave remotamente pilotada. Esta asa será avaliada sobre duas condições iniciais, a estrutura com e sem superfície de controle. Partindo destas duas configurações serão apresentados ensaios estáticos e dinâmicos para determinação das propriedades dos materiais, assim como suas frequências naturais de vibração.

Conseqüentemente, a análise modal apresentará os modos de vibração, que representam a etapa inicial para a construção dos arquivos texto de entrada para o *software* ZAERO. Posterior a criação destes arquivos realiza-se a análise aeroelástica e suas saídas serão apresentadas nas últimas duas seções deste capítulo.

4.1 DESCRIÇÃO DO MODELO FÍSICO

O presente trabalho destina-se a avaliar a estabilidade aeroelástica da asa da aeronave “Guri”, apresentada na Figura 4.1. Esta aeronave foi projetada e construída pela equipe Carancho Aerodesign no ano de 2017 para participar da competição SAE Brasil Aerodesign. No entanto, não foi realizado um modelo estrutural detalhado em CAE, ou mesmo, uma análise aeroelástica da mesma no momento do projeto.

Esta aeronave foi projetada para carregar uma carga máxima de 2,8 kg. Segundo Carancho (2017), sua velocidade máxima de voo é de 24 m/s, velocidade de mínima (estol) de 13,66 m/s e como limite estrutural, um fator de carga máximo de 1,49. Sua asa possui três seções conectadas por um sistema de baioneta, onde as seções externas são ligadas pelas longarinas na seção central, que permanece completamente fixa à fuselagem através de parafusos de fixação.

A estrutura da asa é composta por nervuras e bordos de madeira balsa e duas longarinas de tubos de fibra de carbono com resina epóxi. Todas as conexões entre os elementos se dão por meio de resina epóxi e ela possui uma entelagem (fitas que cobrem a superfície externa, melhorando o escoamento do vento e o aspecto estético), que agrega cerca de 20% de massa a asa.

Figura 4.1 – Modelo físico da aeronave Guri.



Fonte: Carancho (2017).

Para fins de simplificação, no presente trabalho não será analisada a asa inteira, visto que as seções esquerda e direita são simétricas em relação a seção central. Portanto, a meia asa será o objeto de estudo e suas informações construtivas estão presentes no Quadro 4.1.

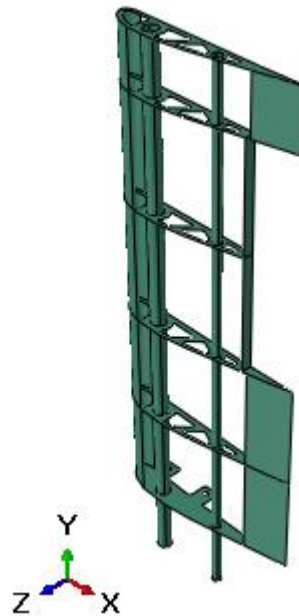
Quadro 4.1 – Informações construtivas da seção de asa.

Envergadura	535	mm
Corda	220	mm
Número de nervuras	6	-
Número de longarinas	2	-
Envergadura da superfície de comando	246	mm
Corda da superfície de comando	55	mm
Massa da seção de asa sem aileron	120	g
Massa da seção de asa com aileron	141	g

Fonte: Autora (2019).

Vale ressaltar que ao longo do trabalho serão realizados ensaios experimentais e modelos numéricos que levam em conta um sistema de coordenadas fixo. Este sistema está apresentado na Figura 4.2 e está atrelado à geometria da asa, onde o eixo x é paralelo a corda da asa e o eixo y paralelo a sua envergadura.

Figura 4.2 – Sistema de coordenadas.



Fonte: Autora (2019).

Com base nas informações apresentadas, a primeira etapa necessária para a análise aeroelástica é a determinação das matrizes de massa e rigidez, ou seja, determinação das propriedades mecânicas dos materiais. Como tratam-se de materiais compósitos, as propriedades mecânicas não são informações fixas, elas variam com cada fornecedor, por isso torna-se necessário realizar ensaios na própria asa para a determinação de propriedades equivalentes.

4.2 IDENTIFICAÇÃO DAS PROPRIEDADES

Como apresentado na seção de metodologia, o modelo estrutural é constituído através de 4 etapas: determinação da massa, ensaios estáticos, ensaios dinâmicos e análise modal. Todas estas etapas são necessárias para que o ajuste de parâmetros do modelo numérico com o modelo real seja o melhor possível. Os resultados de cada um destes passos estão apresentados a seguir.

4.2.1 Determinação da densidade

O caso de estudo é composto por quatro diferentes materiais: madeira balsa, tubo de fibra de carbono e epóxi, resina epóxi e fitas para entelagem. Dentre estes, os materiais de maior participação estrutural são os tubos e a balsa.

Para a determinação das densidades destes dois materiais foram escolhidas 10 amostras de cada material, as quais foram medidas e pesadas. As informações sobre a densidade destas amostras estão presentes na Tabela 4.1.

Tabela 4.1 – Densidade dos materiais considerados.

Material	Máxima densidade (kg/m³)	Mínima densidade (kg/m³)	Média (kg/m³)	Desvio Padrão (kg/m³)
Tubo de Fibra de Carbono com Resina Epóxi	1.787,00	1.414,71	1.549,62	141,11
Madeira Balsa	179,80	126,53	155,88	23,56

Fonte: Autora (2019).

4.2.2 Ensaios estáticos

Os ensaios foram realizados com a aplicação de forças que submetiam a estrutura à flexão e torção. Com o auxílio de um suporte metálico foi realizada a fixação da estrutura e consequente aplicação de carga na longarina principal, para o ensaio de flexão, e aplicação do momento através de um molde do perfil em madeira, para o ensaio de torção. As informações referentes ao detalhamento e passos dos testes serão descritas a seguir.

Para a determinação do módulo de elasticidade, realizou-se um ensaio de rigidez à flexão. Neste, considerou-se a simplificação de uma viga engastada composta de material linear elástico. Ao longo do experimento foram utilizadas chapas de metal com peso conhecido, como aplicadores de carga, um dispositivo de fixação e os materiais ensaiados. Os quais inicialmente

foram tubos de fibra de carbono, com diâmetros de 16 e 10 mm, e posteriormente com a seção da asa.

4.2.2.1 Aplicação de carga

Para determinação dos pesos utilizados no experimento levamos em conta as especificações da aeronave, expostas no Quadro 4.2. Portanto, a asa inteira deve ser capaz de suportar uma força de quase 60 N.

Quadro 4.2 – Especificações da aeronave.

Massa da aeronave	1,18 kg
Carga paga máxima	2,80 kg
Massa total máxima	3,98 kg
Fator de carga limite	1,49

Fonte: (Autora, 2019)

Tendo o peso máximo suportado pela meia asa, foram escolhidas algumas chapas metálicas com diferenças graduais de peso. Nos ensaios com os tubos de carbono foram realizados furos na extremidade do tubo e a carga foi aplicada com o auxílio de um gancho metálico. Já para os ensaios da asa inteira, optou-se pela fixação dos pesos por barbantes e fitas, para que não houvesse nenhum dano estrutural e para que a carga fosse aplicada após a última nervura. As chapas utilizadas nos ensaios estão apresentadas na Figura 4.3.

Figura 4.3 – Chapas metálicas.



Fonte: Autora (2019).

4.2.2.2 Dispositivo de fixação

O dispositivo de fixação, pode ser visualizado na Fig. 4.4, é composto por 3 partes de metal, sendo as duas superiores usinadas para comportar as longarinas em um mecanismo de sanduiche. Este conjunto é unido por 3 parafusos Allen M10 x 75 mm com sextavado interno, facilitando o mecanismo de aperto, e a última chapa possui uma rosca interna, eliminando assim a necessidade da utilização de porcas.

Figura 4.4 – Dispositivo de fixação.



Fonte: Autora (2019).

4.2.2.3 Resultados do ensaio de flexão nos tubos de carbono

Os tubos de fibra de carbono utilizados na asa são elementos vendidos comercialmente e constituídos por malhas de fibra de carbono e resina epóxi. Apesar de conhecer a composição, não se sabe as etapas de fabricação nem as direções em que as fibras foram dispostas para a confecção do tubo. Tem-se assim, um problema muito recorrente em materiais compósitos.

Segundo Adams *et al.* (1952), a resistência a tração de um compósito de carbono e epóxi pode variar de 65 a 780 MPa, com a alteração do ângulo de inclinação das fibras de 60 a 5 graus, respectivamente. Sendo assim, torna-se necessária a realização de experimentos para determinar as propriedades mecânicas do material. A Figura 4.5 apresentada o respectivo dispositivo.

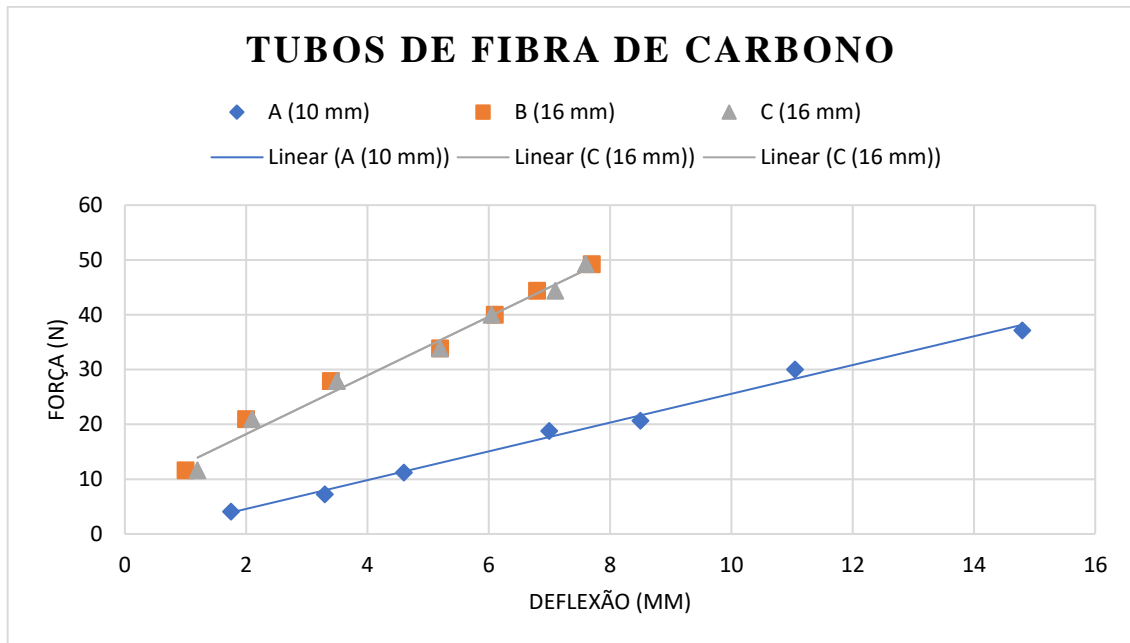
Figura 4.5 – Experimento com tubo de carbono.



Fonte: Autora (2019).

Foram realizados três ensaios de flexão, os quais estão apresentados no Gráfico 4.1. O tubo A possui 10 mm de diâmetro externo e 315 mm de comprimento. Já os tubos B e C possuem 16 mm de diâmetro externo e 310 e 265 mm de comprimento, respectivamente. Tendo em vista que a espessura dos tubos é de aproximadamente 1 mm, tem-se o momento de inércia e conseqüentemente, torna-se possível a determinação do módulo de elasticidade.

Gráfico 4.1 – Ensaio dos tubos.



Fonte: Autora (2019).

A Tabela 4.2 apresenta dos módulos de elasticidade equivalentes encontrados para cada tubo e as informações de modulo de elasticidade de compósitos de fibra de carbono e epóxi, encontrado em Adams *et al.* (1952).

Tabela 4.2 – Módulo de elasticidade dos tubos de carbono.

	E1 (GPa)	E2 (GPa)
Adams <i>et al.</i> (1952)	126	10
A	94,8	
B	22,8	
C	24,5	

Fonte: Autora (2019).

4.2.2.4 Módulo de elasticidade da madeira balsa

Vale lembrar, que a asa também é composta por madeira balsa. Por ser de origem vegetal cada amostra comprada será de uma madeira diferente ou até de uma região diferente, por isso utilizaremos dados encontrados em Kotlarewski *et al.* (2015). Neste trabalho, os autores recolhem informações de vários artigos acerca das propriedades mecânicas de vários tipos de madeira balsa.

As informações utilizadas no referido trabalho são mostradas através do Quadro 4.3.

Quadro 4.3 – Propriedades mecânicas da madeira balsa.

Propriedade	Wiselius (1998)	Bootle (1983)	Eddowes (2005)	Francis (1991) citado por Midgley <i>et al.</i> (2010)
Densidade (kg/m ³)	100-130	170	120-240	50-410
Módulo de elasticidade (MPa)	1155-1645	3800	3800	2942-5884

Fonte: (adaptado de KOTLAREWSKI *et al.*, 2015).

4.2.2.5 Resultados dos ensaios de flexão da seção de asa

Analogamente ao experimento anterior realizou-se o ensaio de flexão com a seção de asa inteira. Este ensaio contou com o mesmo suporte de fixação e equipamentos de aplicação de carga, como pode-se observar na Figura 4.6. Porém, diferentemente do ensaio anterior, esta estrutura é mais complexa e por isso o presente ensaio não visa determinar um módulo de elasticidade equivalente, mas apenas uma relação entre deslocamento e força que posteriormente pode ser utilizado para realização dos ajustes. Os resultados deste ensaio estão presentes no Gráfico 4.1.

Figura 4.6 – Ensaio de flexão na seção de asa.



Fonte: Autora (2019).

4.2.2.6 Determinação experimental de rigidez à torção

A fim de determinar o a rigidez torcional da seção de asa e consequentemente seu módulo de elasticidade transversal equivalente realizou-se um ensaio. Este conta com a aproximação da seção de asa para uma torção de eixo circular composto por de material linear elástico. O teste de rigidez à torção foi realizado com um dispositivo de encaixe na nervura e torção mediante aplicação de uma força em um braço de alavanca, como mostrado na Figura 4.7.

Figura 4.7 – Mecanismo de torção.

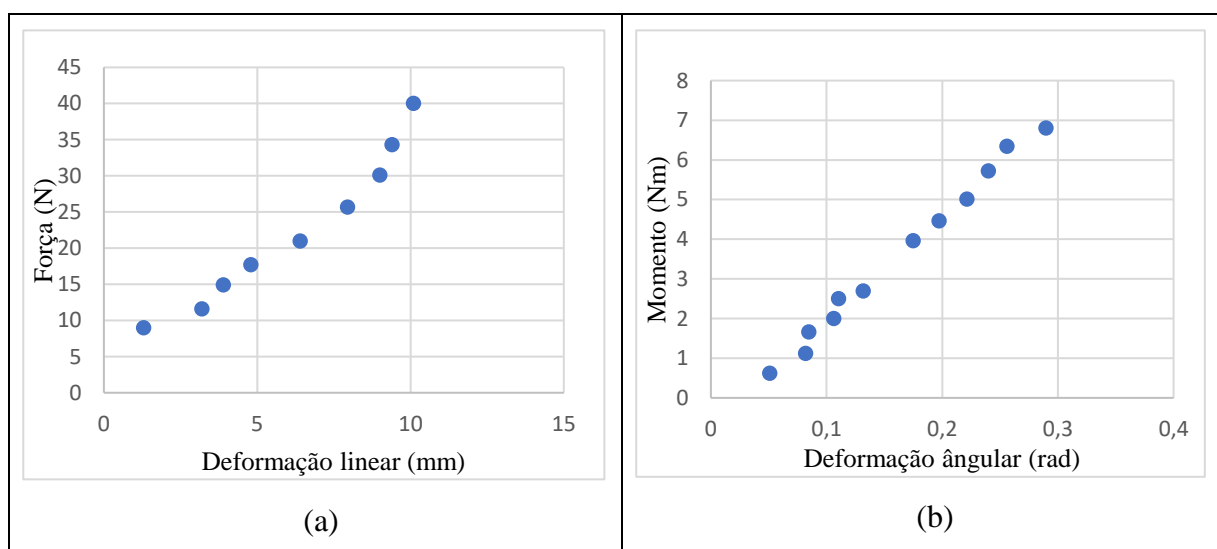


Fonte: Autora (2019).

O centro de rigidez a torção foi escolhido como centro da circunferência de madeira (que possui o encaixe do perfil), a partir dele tem-se um eixo que liga o centro da circunferência ao braço de alavanca que suportará o peso.

Os resultados deste ensaio estão apresentados no Quadro 4.4 e apresentam as informações de momento aplicado a estrutura e seu consecutivo ângulo de deformação em radianos. Tal medida de deslocamento angular foi determinado através de um anteparo preso na parede, este objeto marca o deslocamento na circunferência da bolacha de madeira. Sabendo o raio da circunferência, sabe-se o ângulo de deformação da estrutura.

Quadro 4.4 – Gráficos dos ensaios estáticos: (a) flexão e (b) torção.



Fonte: Autora (2019).

Através da observação dos gráficos resultantes dos ensaios estáticos, pode-se obter as informações de rigidez linear e torcional. A seção de asa possui uma rigidez linear média de 3.648,485 N/m e rigidez torcional média de 22,63 Nm/rad. Com base nestes dados pode-se iniciar o ajuste do modelo numérico, infelizmente, este ensaio não é completamente conclusivo pois não permite o ajuste perfeito de cada um dos pontos, afinal o ensaio experimental possui inúmeras limitações mas serve como uma análise preliminar. O resultado deste ajuste inicial está apresentado na Tabela 4.3.

Tabela 4.3 – Valores resultantes para o ajuste do modelo numérico.

Material	Densidade (kg/m³)	Módulo de elasticidade (GPa)	Coefficiente de Poisson
Tubo de Fibra de Carbono com Resina Epóxi (16 mm)	1859,54	30	0,3
Tubo de Fibra de Carbono com Resina Epóxi (10 mm)	1859,54	32	0,3
Madeira Balsa	187,06	3,80	0,3

Fonte: Autora (2019).

4.3 ENSAIOS DINÂMICOS

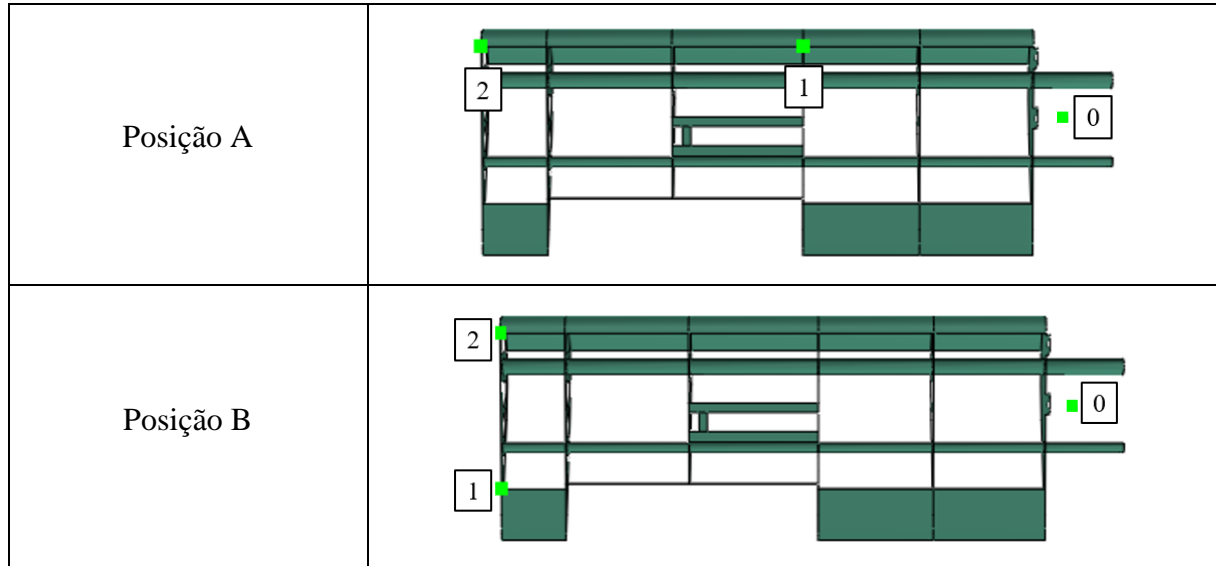
Os ensaios dinâmicos foram realizados com duas formas de excitação: impacto e *Shaker*, diferentemente dos anteriores onde a dimensão mensurada é a deformação, neste o objeto de análise é a frequência de vibração da estrutura.

4.3.1 Ensaio dinâmico: Impacto

Para realizar os ensaios foram utilizados três acelerômetros que variaram suas posições e dois pesos de metal de 1026g e 426g. Estes pesos foram fixados na longarina principal com o auxílio de um cordão, ao cortar o cordão gera-se o impacto na estrutura.

O Quadro 4.3 apresenta imagens ilustrativas que tem por objetivo representar a posição dos acelerômetros em cada ensaio, preservando-se sempre o acelerômetro 0 na base de fixação. O objetivo na alteração das posições foi detectar, respectivamente, os modos de flexão e torção. Entretanto, a forma de aplicação de carga não foi alterada, portanto a estrutura continuou sendo excitada em um modo de flexão, sendo assim não se obteve a frequência de modos de torção.

Quadro 4.3 – Localização dos acelerômetros nos ensaios dinâmicos de impacto.



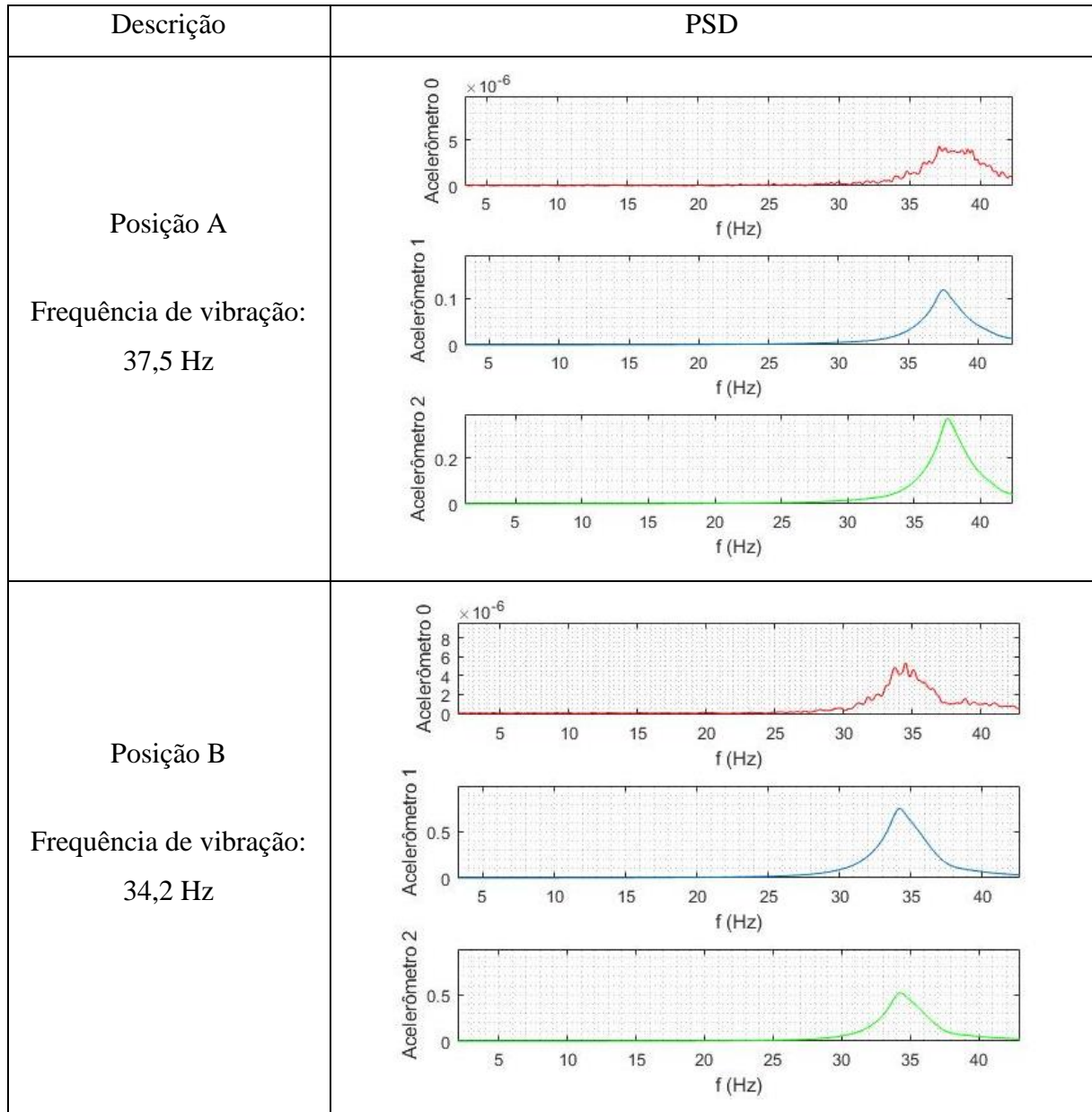
Fonte: Autora (2019).

Foram realizados diversos ensaios com variações de posicionamento dos acelerômetros e cargas, no Quadro 4.4 serão apresentados dois destes sinais em gráficos de PSD. As formas de posicionamento são mostradas no Quadro 4.4, assim como o número dos acelerômetros que será utilizado para nomear os sinais por eles emitidos.

Os sinais são de 0 a 500Hz, entretanto, como o mecanismo de excitação age sob a estrutura em um curto espaço de tempo, tem-se a identificação apenas da primeira frequência de vibração. Os dois sinais apresentados foram realizados com o impacto do peso de 1026g. Como apresentado anteriormente, percebe-se que os dois sinais apresentam modos de flexão, visto que os acelerômetros, independentemente da posição, oscilam nesta frequência.

Para a posição A, com os dois sobre a longarina principal, tem-se a intensidade da oscilação aumentada ao passo que o acelerômetro se distancia da região de fixação. Já na posição B, a variação de intensidade entre os pontos 1 e 2, se dá pela diferença de rigidez dos tubos nos quais estão posicionados. Como o acelerômetro 2 está mais próximo da longarina de maior rigidez, ele apresenta uma amplitude menor no gráfico PSD.

Quadro 4.4 – Processamento dos sinais do ensaio dinâmico de impacto.



Fonte: Autora (2019).

O módulo das frequências é modificado pelo arranjo dos acelerômetros. Estes agem como ponto de massa concentrada que alteram a matriz de massa do sistema, cada acelerômetro pesa 5,8g.

4.3.2 Ensaio dinâmico: GVT

O ensaio dinâmico para estimar as frequências naturais e formas modais de uma estrutura é chamado de GVT (em inglês: *Ground Vibration Test*). Este ensaio conta com alguns equipamentos indispensáveis, uma fonte de entrada (*Shaker*), um conversor dos dados mecânicos em sinais elétricos (acelerômetro) e um sistema para processamento de dados (computador). O *Shaker* é uma máquina que induz vibrações em frequências pré-determinadas, com isso pode-se analisar através dos acelerômetros, o comportamento da estrutura sob uma faixa de frequências mais ampla que no ensaio de impacto. A Figura 4.8 apresenta parte do sistema utilizado no ensaio. Nela a asa está fixada no *Shaker* com acelerômetros posicionados ao longo de seu intradorso.

Para esta análise foram ensaiadas as duas asas, sendo a segunda com inclusão da superfície de comando e seu sistema de fixação. Anteriormente, as análises não levaram em conta o aileron por se tratar de uma estrutura anexa a asa e adicionar complexidade ao sistema. Porém, como os ensaios revelaram que a estrutura da asa se comporta de maneira muito rígida, optou-se então por avaliar seu comportamento com o aileron.

Figura 4.8 – Sistema do ensaio dinâmico.

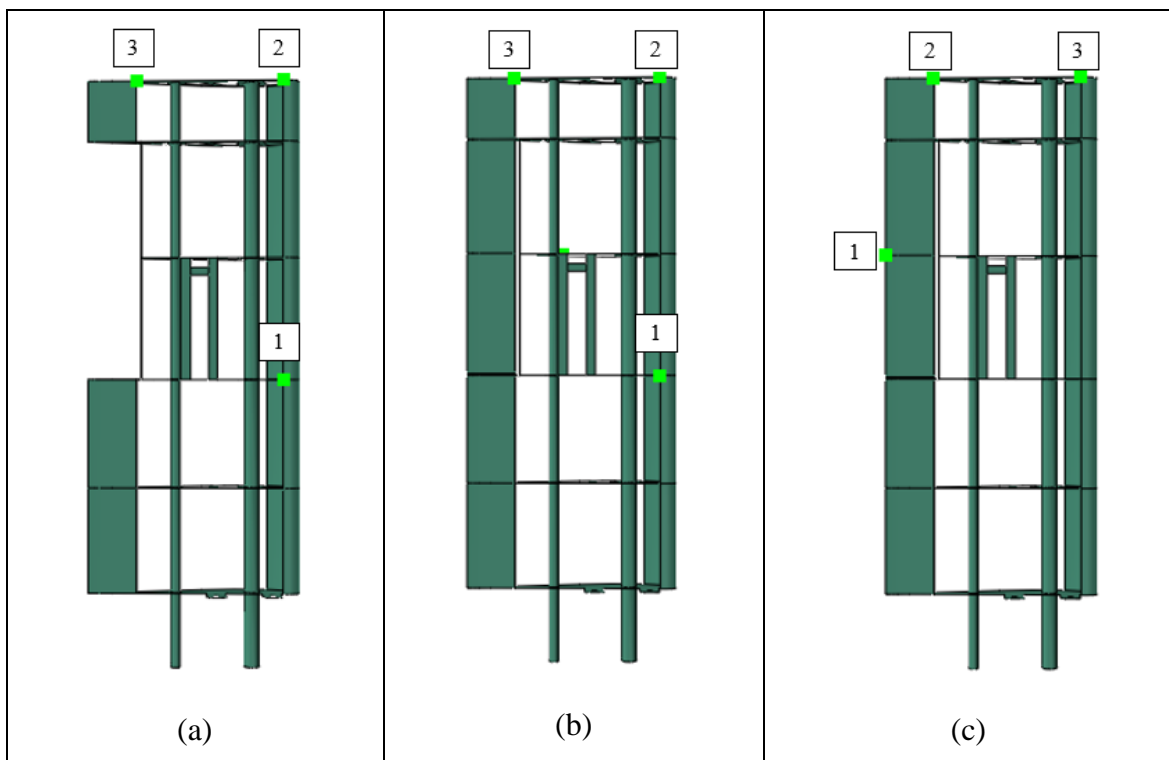


Fonte: Autora (2019).

Este comportamento varia com a rigidez da conexão entre a asa e a superfície de comando, esta rigidez é dada pelo sistema horneservo e pelas dobradiças de fixação. Estas limitam o movimento do aileron em todos os eixos, permitindo somente a rotação em y (na direção da longarina). Já o sistema de atuação limita a movimentação angular (rotação em y), através de seu braço de atuação mantendo a superfície na angulação desejada.

Para captar o comportamento de diferentes regiões da asa, analogamente ao ensaio anterior foram escolhidas diferentes formas de posicionamento dos acelerômetros, mostradas no Quadro 4.5. A forma E tem por objetivo captar o comportamento específico do aileron, porém ela não apresenta resultados muito conclusivos visto que o acelerômetro usado é muito pesado (5,8g) em comparação com o sistema em balanço (10g). Vale lembrar que a inserção do aileron agrega à estrutura a massa do sistema de acionamento (13g).

Quadro 4.5 – Localização dos acelerômetros nos ensaios dinâmicos GVT: (a) Posição C, (b) Posição D e (c) Posição E.



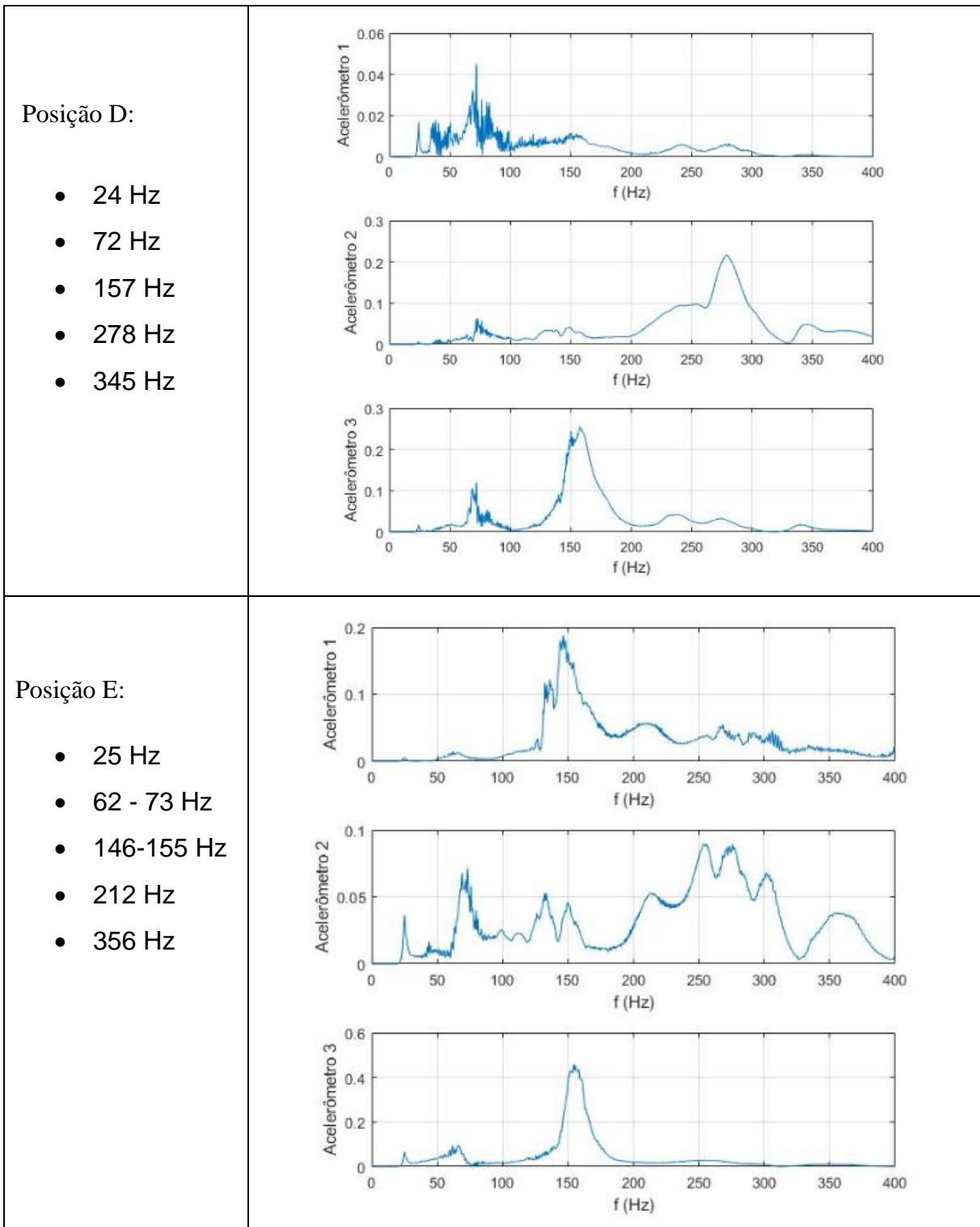
Fonte: Autora (2019).

O Quadro 4.6 apresenta os gráficos do processamento dos sinais de cada um dos arranjos de acelerômetros, juntamente com os valores dos primeiros picos de frequência. Assim como no ensaio anterior, o peso do acelerômetro altera as frequências de vibração. Por este motivo, os valores encontrados nos ensaios são apenas referências para ajustes numéricos, não representam o valor exato das frequências de vibração da estrutura.

Como este ensaio conta com a utilização de um mecanismo de excitação, pode-se analisar uma faixa de frequências muito maior. Para fins de análise opta-se por analisar os primeiros 5 picos de frequência, gerando assim uma faixa de frequência de 0 a 400Hz.

Quadro 4.6 – Processamento dos sinais do ensaio dinâmico no Shaker.

Frequências Identificadas	PSD
Posição C: <ul style="list-style-type: none"> • 32 Hz • 70 Hz • 169 Hz • 278 Hz • 341 Hz 	



Fonte: Autora (2019).

O gráfico da posição C apresenta as frequências da forma mais clara, pode-se concluir pela observação que temos em 169 Hz, o primeiro modo de torção, visto que apenas o acelerômetro 3 apresenta aceleração. E em 278 Hz o outro modo de torção, onde apenas os acelerômetros 1 e 2 apresentam oscilação.

Os gráficos das posições D e E não são tão claros com o anterior, a inserção do aileron causou um aumento dos ruídos nos sinais. Ao comparar os gráficos de C e D percebem-se similaridades provenientes do mesmo posicionamento de pontos de controle, todavia, o gráfico do posicionamento D apresentam muitos ruídos iniciais, algo que se considera devido a folga no sistema de atuação do aileron.

No posicionamento E, tem-se o sinal 1 amortecido pela ação do peso do acelerômetro sobre ele, contudo, este amortecimento não impede sua participação nos modos de vibração. Próximo a 150 Hz, no demais ensaios tinha-se a primeira frequência de torção, onde apenas o acelerômetro próximo a longarina secundária apresentava movimentação. Porém neste, temos a participação dos sinais do aileron (1) e do bordo de ataque (3), o que configura o segundo modo de torção.

A partir das conclusões anteriores serão criados modelos numéricos com a inserção de pontos concentrados de inércia, nas posições dos acelerômetros, e de molas de rigidez torcional, na conexão da asa com o aileron.

4.4 MODELO NUMÉRICO

Como mencionado anteriormente, o modelo numérico será realizado através do *software* Abaqus CAE. Para a execução deste modelo deve-se realizar etapas comuns a grande parte dos *softwares* de elementos finitos. Estas etapas envolvem a criação de uma malha, escolha do elemento, fixação das condições de contorno e seleção das propriedades necessária para execução da análise modal.

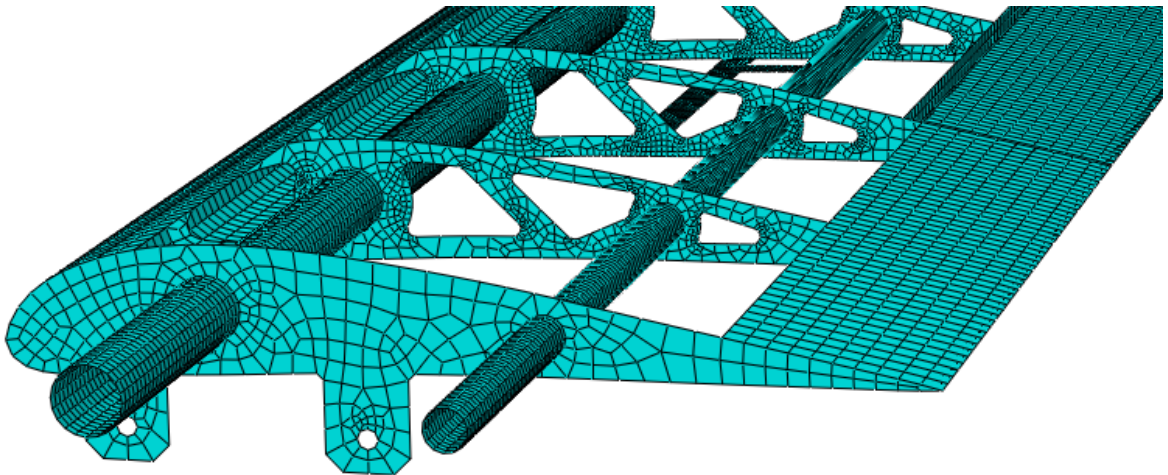
O modelo numérico é composto por 8 partes, a partir das quais a asa é formada, sendo elas: 2 longarinas e 6 nervuras.

4.4.1 Malha de elementos finitos.

Tendo em vista que a estrutura da asa apresenta uma geometria não uniforme, a malha é realizada em etapas de acordo com a geometria de cada parte. O objetivo principal desta etapa é criar uma região de discretização o mais uniforme possível (elementos regulares) e evitar elementos distorcidos.

A Figura 4.9 apresenta o detalhe da malha da estrutura. Nela pode-se observar a presença de dois tipos principais de elementos, o S4R (quadrilátero) e o S3 (triangular), que são os dois elementos de casca que compõe a malha da estrutura. Os elementos de casca são usados em situações nas quais a superfície é muito maior que a espessura, nestes casos a espessura é definida no modelo através das propriedades de seção (DASSAULT SYSTEMES, 2011).

Figura 4.9 – Malha da asa

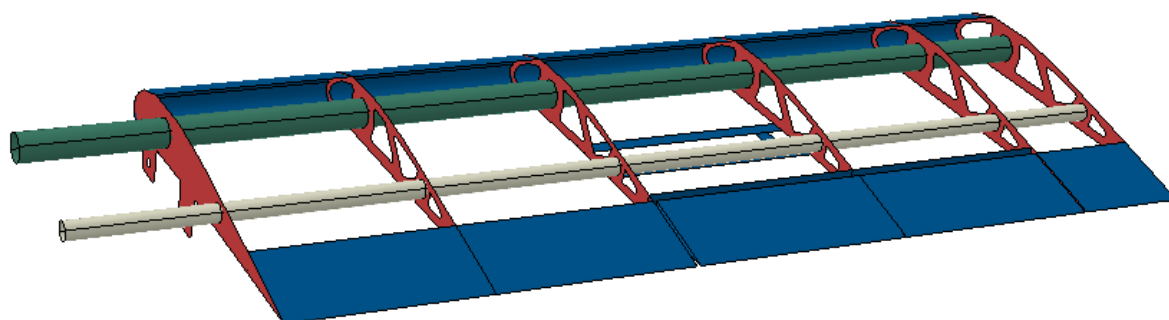


Fonte: Autora (2019).

Cada seção deve estar relacionada a uma espessura e a uma propriedade de material. A Figura 4.10 apresenta as 4 seções da asa, onde as regiões em azul e vermelho são regiões de balsa com 1,5 e 3 mm de espessura, respectivamente. As duas longarinas possuem a mesma

espessura de 1 mm, porém estão em seções diferentes pra possibilitar a variação de propriedades mecânicas em cada uma delas.

Figura 4.10 – Distribuição de propriedade de seção da asa.



Fonte: Autora (2019).

4.4.2 Lista de propriedades

A lista de propriedades é talvez a maior simplificação do modelo, pois apesar de ser constituída por materiais compósitos, a inserção deles no modelo CAE demandaria uma série de informações desconhecidas, tais como: número de camadas de laminação, ângulo de disposição das fibras, comportamento anisotrópico, entre outras.

Na tentativa de reduzir o número de variáveis do sistema, adotam-se propriedades isotrópicas para os 2 materiais presentes na asa (madeira balsa e compósito de fibra de carbono). Tais propriedades estão descritas na Tabela 4.2.

4.4.3 Condições de contorno

Por fim, todo modelo numérico precisa de restrições para sua execução. Neste caso são utilizados dois mecanismos de fixação. O primeiro apresenta a fixação da asa, simulando sua posição de engaste, através da restrição de movimento em todos os eixos na região mostrada em destaque pela Figura 4.11.

A segunda condição de contorno visa restringir a movimentação do aileron. Esta restrição foi realizada por meio de 2 pontos de fixação (nas extremidades do aileron) e uma mola k_T (no centro do aileron), como forma de simular a situação real de fixação com dobradiças nas pontas e atuação do servo no meio.

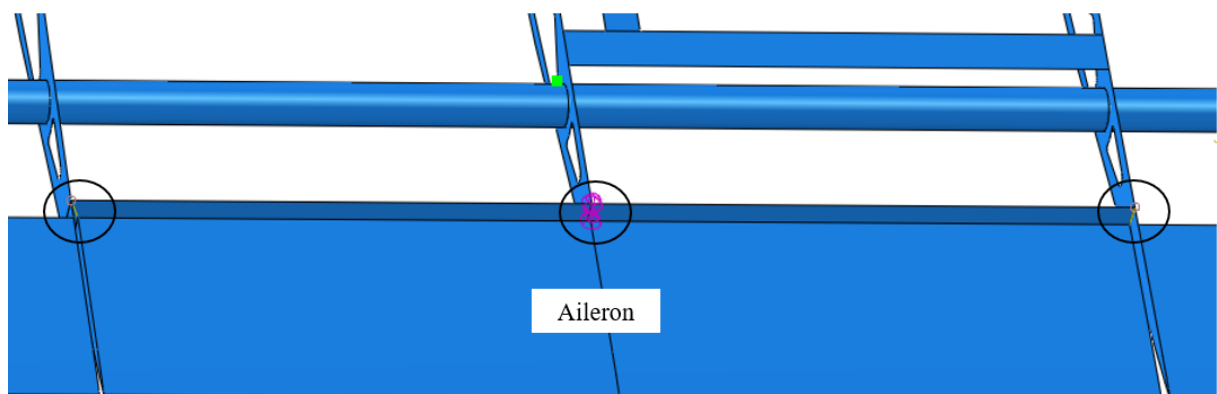
Figura 4.11 – Região de fixação da asa.



Fonte: Autora (2019).

A Figura 4.12 apresenta as condições de contorno para a movimentação do aileron. Neste as extremidades permitem somente a movimentação de rotação em torno do eixo y . Enquanto a mola torcional regula esta rotação.

Figura 4.12 – Região de fixação do aileron.



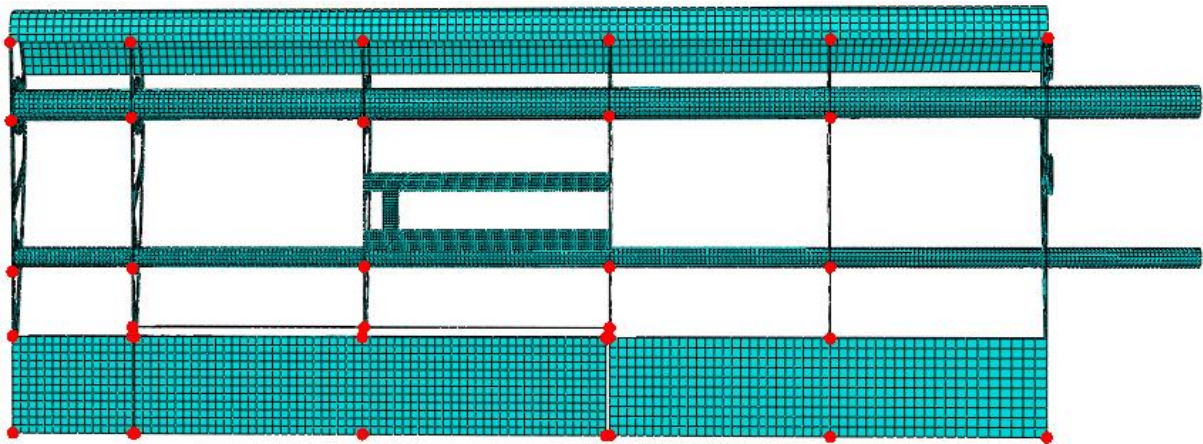
Fonte: Autora (2019).

4.5 DADOS ESTRUTURAIS

Na metodologia apresentou-se uma seção de análise de *flutter* que contou brevemente as etapas de uma análise aeroelástica utilizando o *software* ZAERO. Na Figura 3.5 percebe-se que são necessários dois arquivos de entrada, um com informações estruturais e outro com informações aerodinâmicas.

O arquivo com informações estruturais necessita de um número de nós escolhido pelo usuário que represente cada uma das seções da estrutura estuda. A Figura 4.13 apresenta os 34 nós escolhidos para uma das situações analisadas. Após esta escolha e consequente análise modal, pode-se construir um arquivo texto com a posição de cada nós na condição indeformada e os seus deslocamentos em cada frequência de vibração.

Figura 4.13 – Nós selecionados no modelo estrutural.



Fonte: Autora (2019).

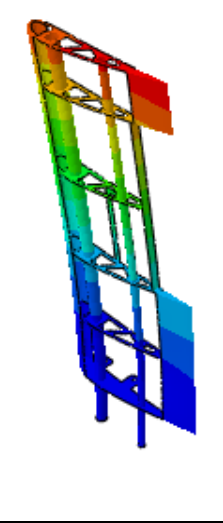
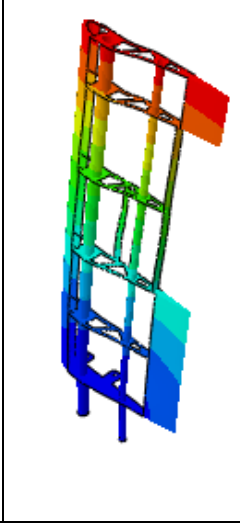
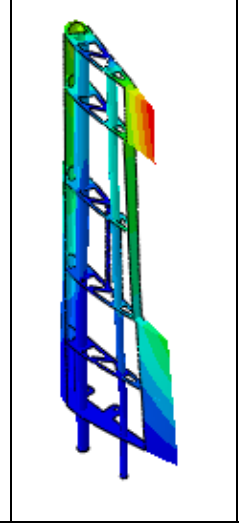
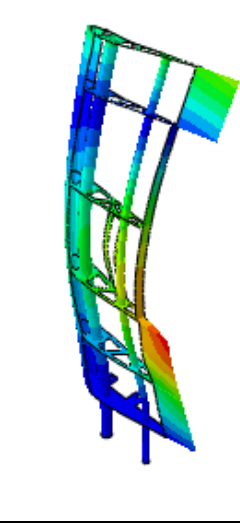
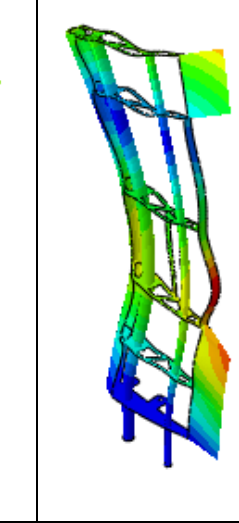
O arquivo criado para a situação da Figura 4.13 possui um trecho apresentado no Apêndice B.

4.6 RESULTADOS PARA O CASO 1

Inicialmente, o modelo CAE não contou com a presença da superfície de comando, para melhor utilização dos dados da Tabela 4.2. Os pontos de massa concentrada foram posicionados segundo a configuração C, na determinação dos primeiros 5 modos de vibração, mostrados no Quadro 4.7. Este apresenta os modos de vibração encontrado no modelo numérico, assim como suas respectivas frequências, respectivamente.

Na primeira frequência houve uma aproximação muito grande entre o modelo numérico e o experimental, mas nas demais, o modelo numérico apresentou frequências inferiores. Tendo em vista, que a massa do modelo numérico foi ajustada com exatidão ao modelo real, pode-se afirmar que o modelo numérico possui uma rigidez equivalente inferior ao ideal.

Quadro 4.7 – Frequências e modos resultantes após o ajuste inicial de parâmetros.

				
32,387 Hz	49,591 Hz	114,52 Hz	189,11 Hz	233,89 Hz

Fonte: Autora (2019).

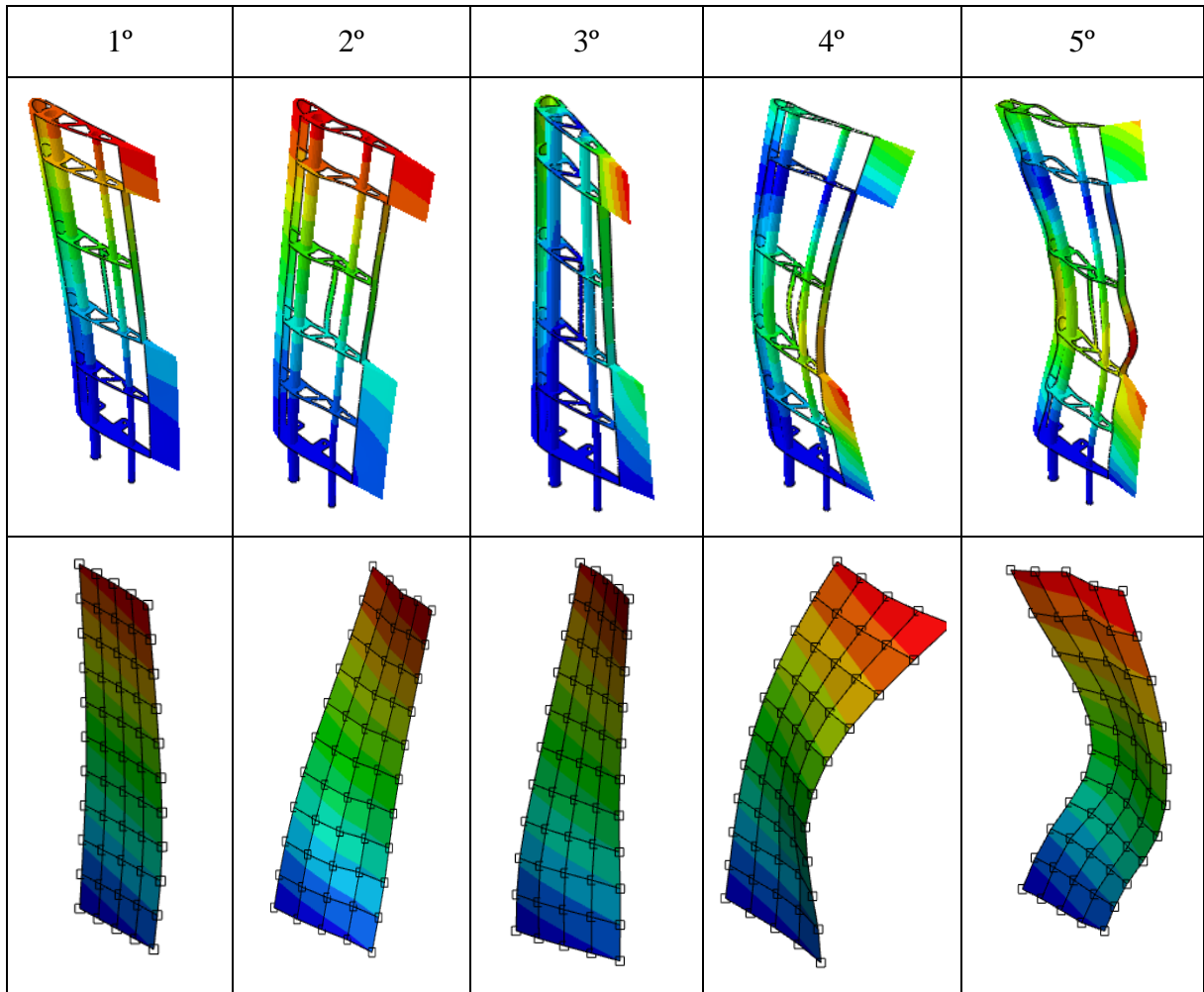
Apesar da variação nos módulos das frequências, percebe-se que os modos de vibração apresentados no Quadro 4.7 representam o comportamento dos acelerômetros nos sinais processado no Quadro 4.6.

Para esta análise foram utilizados apenas 26 nós para construção do modelo estrutural, ainda que pouco eles foram suficientes para representar os comportamentos modais da estrutura. No Quadro 4.8 os modos provenientes do modelo estrutural (CAE) e o respectivos modos com os painéis do modelo aerodinâmico.

Além dos modos dos painéis aerodinâmicos, outra saída do *software* são as curvas de V-f-g geradas pelo *g-method*, que representam o comportamento de cada modo (frequência e amortecimento) segundo a velocidade relativa do escoamento do vento. Na velocidade em que há o encontro de dois ou mais modos no gráfico V-f e a anulação do amortecimento na curva V-g, tem-se a velocidade de *flutter*.

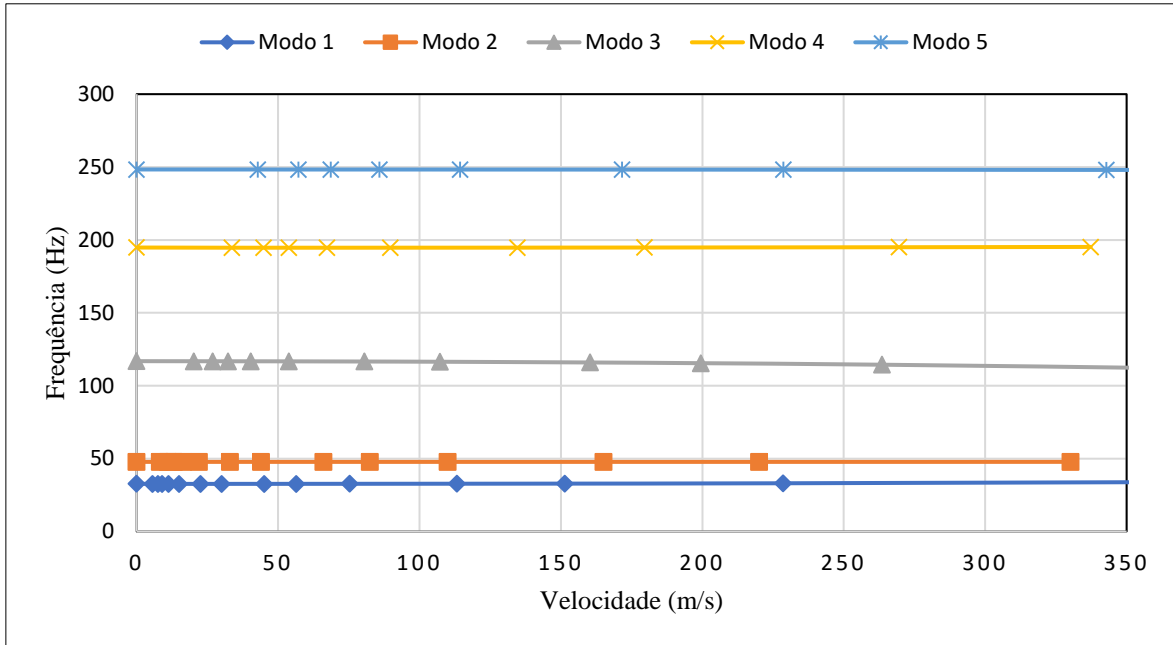
O Gráfico 4.2 apresenta o gráfico V-f e o Gráfico 4.3 apresenta o Gráfico V-g para os 5 primeiros modos de vibração. Pela observação destes pode-se perceber que não há ocorrência de *flutter* em velocidades inferiores a 350 m/s, muito a cima da velocidade máxima atingida por uma aeronave de aerodesign.

Quadro 4.8 – Modos de vibração para o caso 1.



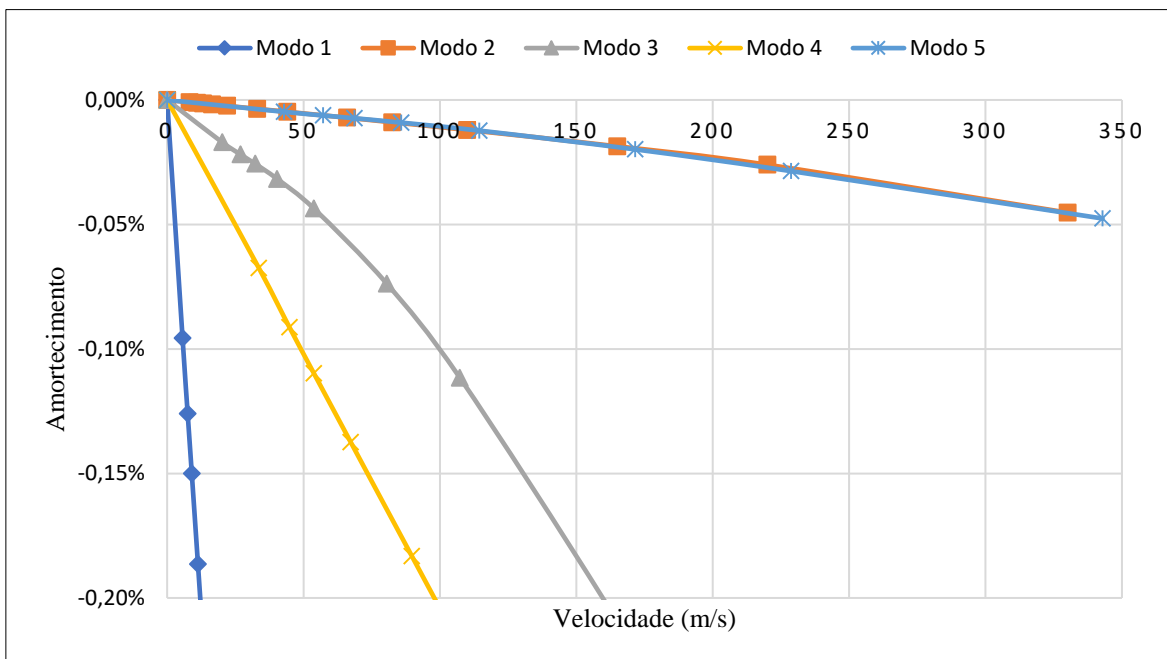
Fonte: Autora (2019).

Gráfico 4.2 – V-f da asa do caso 1.



Fonte: Autora (2019).

Gráfico 4.3 – V-g do caso 1.



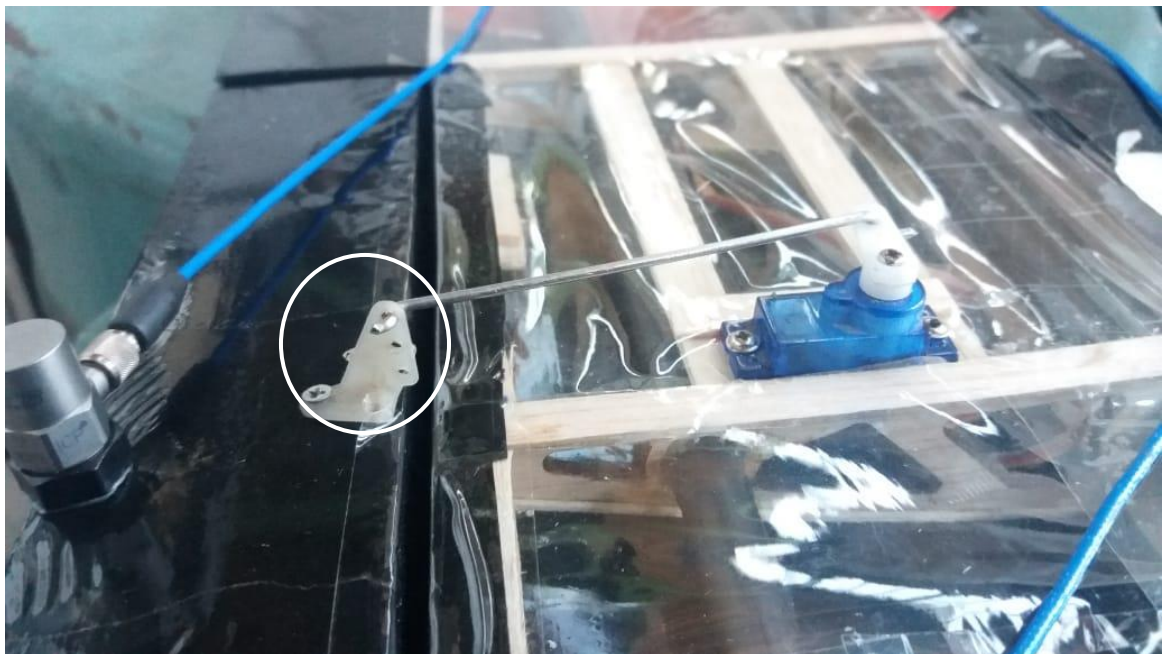
Fonte: Autora (2019).

4.7 RESULTADOS PARA O CASO 2

A análise numérica com a superfície de comando foi realizada de forma semelhante a seção anterior. Porém neste caso precisa-se definir o valor da rigidez torcional da mola que regula a movimentação do aileron. Como não se sabe o valor exato da rigidez do sistema de comando do aileron, foram realizadas análises de sensibilidade para diferentes valores de k_T . Para que assim se possa determinar a sua influência em relação à estabilidade aeroelástica da asa.

O sistema de controle do aileron possui folga em suas conexões, a Figura 4.14 apresenta circulado o ponto de folga. Nesta conexão o furo da peça de plástico possui diâmetro de 1,9 mm e a vareta de metal 1,7 mm, esta folga permite um deslocamento de 2,5 mm na extremidade do aileron. Em outras palavras, em voo, mesmo sem o acionamento do sistema de controle, o aileron pode se movimentar e neste instante considera-se a mola de rigidez nula.

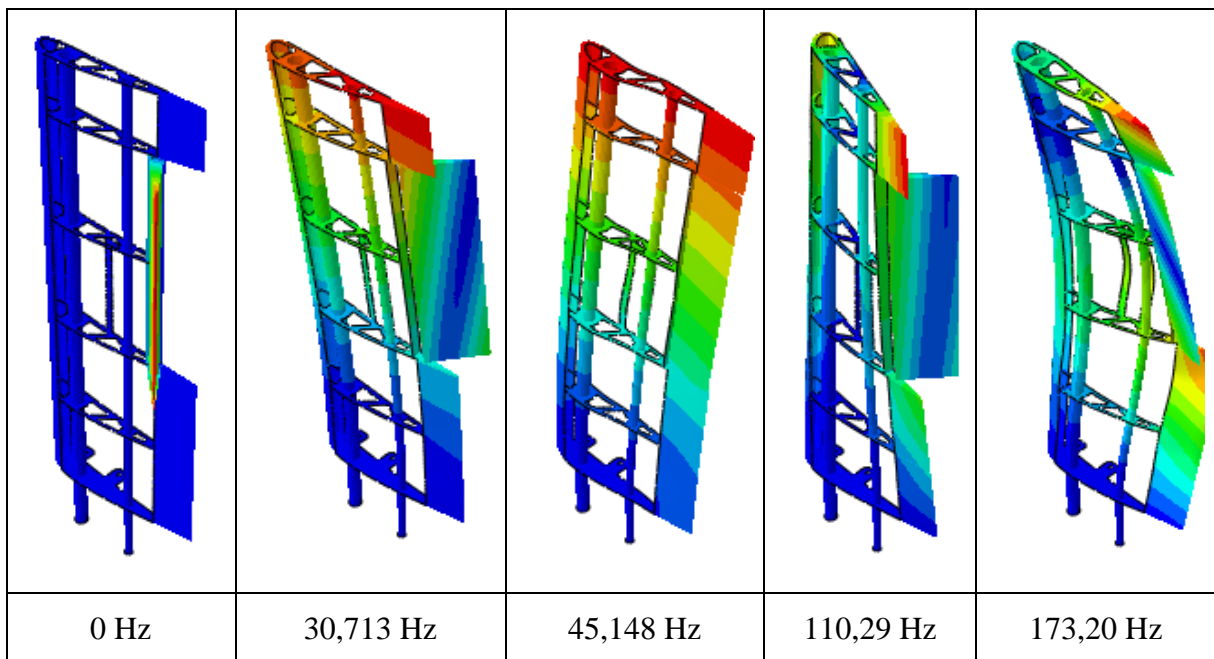
Figura 4.14 – Sistema de controle do aileron.



Fonte: Autora (2019).

Portanto faz-se necessária a análise de k_T nulo, apresentada no Quadro 4.9. Observa-se que ao inserir o aileron, o primeiro modo de vibração da estrutura torna-se a flexão dele, sem qualquer participação do restante da asa. E partir de então, todos os modos já vistos da asa com a participação do aileron.

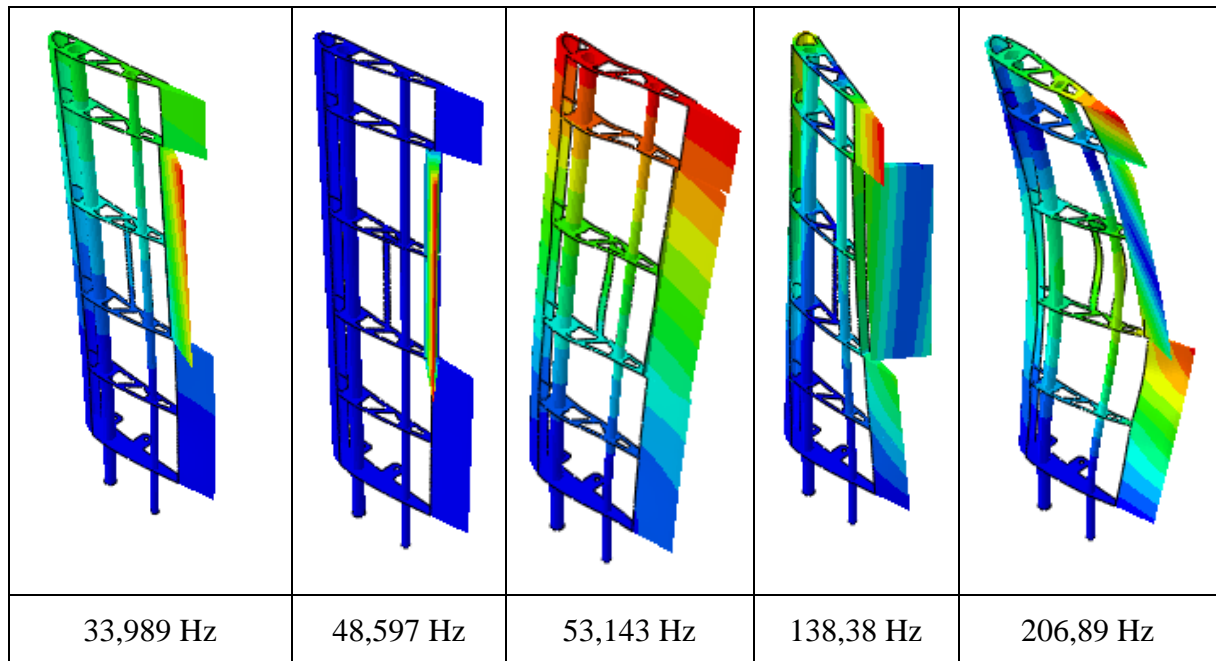
Quadro 4.9 – Modos de vibração para mola de 0 N/rad.



Fonte: Autora (2019).

Já no Quadro 4.10, que apresenta o comportamento modal da estrutura com uma mola torcional de 1N/rad, o modo de vibração do aileron passou a ser a segunda frequência de vibração da estrutura. Esta modificação ocorre pelo aumento de rigidez da conexão asa-aileron.

Quadro 4.10 – Modos de vibração para mola de 1 N/rad.



Fonte: Autora (2019).

4.7.1 Ajuste de propriedades mecânicas

Quanto ao ajuste das propriedades mecânicas, tem-se uma situação complicada. Por um lado, para ajustar os valores da primeira frequência de vibração da asa, independentemente do valor de rigidez da mola, seria necessária a redução da rigidez equivalente do sistema já que o valor do sinal obtido pelos acelerômetros na posição D indica uma frequência de 24 Hz.

Por outro lado, as demais frequências de vibração apresentam módulos maiores no sinal real do que no modelo numérico. Sendo assim necessário aumentar a rigidez do sistema para realizar o ajuste.

Este problema provem da simplificação do modelo. Ao utilizar a hipótese de material isentrópico (apenas um módulo de elasticidade) para a madeira balsa e a fibra de carbono, procurou-se simplificar o sistema, com isso impede-se o ajuste mais preciso, visto que cada modo de vibração exigirá, dos materiais que compõe a asa, um comportamento específico.

Todavia, a análise de *flutter* não apresentará prejuízo, serão avaliadas situações diferentes: asa sem aileron, asa com aileron com mola de rigidez nula, e asa com aileron e mola não nula. Os três modelos utilizados possuem como propriedades mecânicas os valores da Tabela 4.2, que para a maioria dos modos de vibração, fornecem valores de rigidez inferiores ao real. Portanto, se nenhuma situação crítica ocorrer em nenhuma destas 3 situações pode-se extrapolar a conclusão para a asa real.

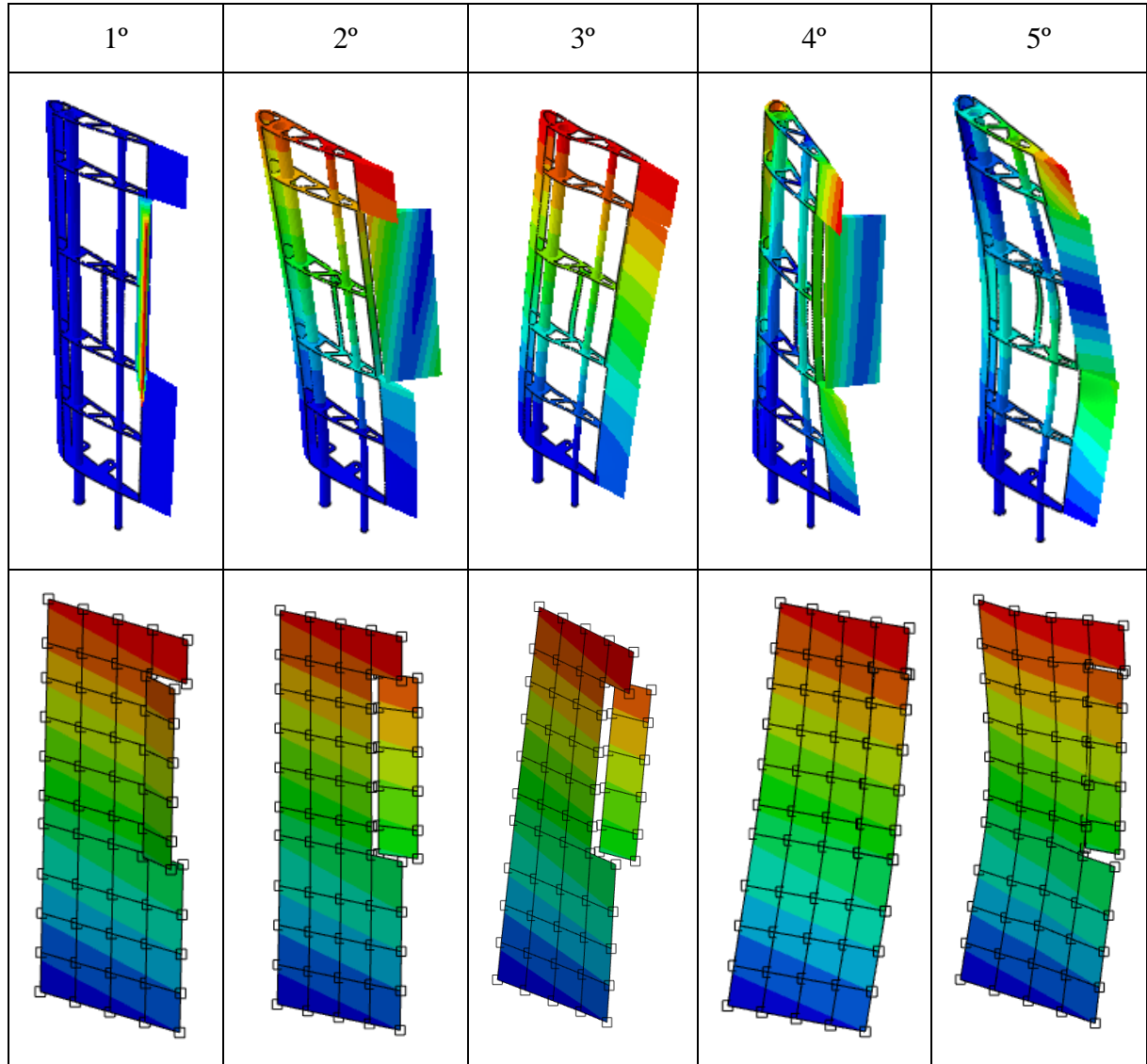
4.7.2 Análise aeroelástica para condição de mola nula.

Para a análise do caso da seção de asa com aileron, mas com a mola de rigidez nula foram escolhidos 34 nós para compor o modelo estrutural, sendo 8 deles pertencentes a superfície de comando. O Quadro 4.11 apresenta os quatro primeiros modos de vibração do modelo estrutural (Abaqus) e do modelo aerodinâmico, proveniente do ZAERO.

Inicialmente, a análise foi realizada em um amplo intervalo de velocidades (de 0 a 150 m/s), esta análise revela a presença de *flutter* em uma velocidade de 5,2715 m/s e frequência de 206,876 Hz, com participação predominante do modo 4, um modo que alia torção de asa e rotação de aileron, algo que podemos observar nos Gráficos 4.4 e 4.5. Porém, a aeronave possui velocidade de voo de 13 a 24 m/s, como descrito na seção 4.1, portanto, este e os demais estudos serão realizar de 13 m/s até 29 m/s (20% a mais que a velocidade máxima de voo). Os Gráficos 4.6 e 4.7 apresentam respectivamente as curvas de frequência e amortecimento variando com a velocidade.

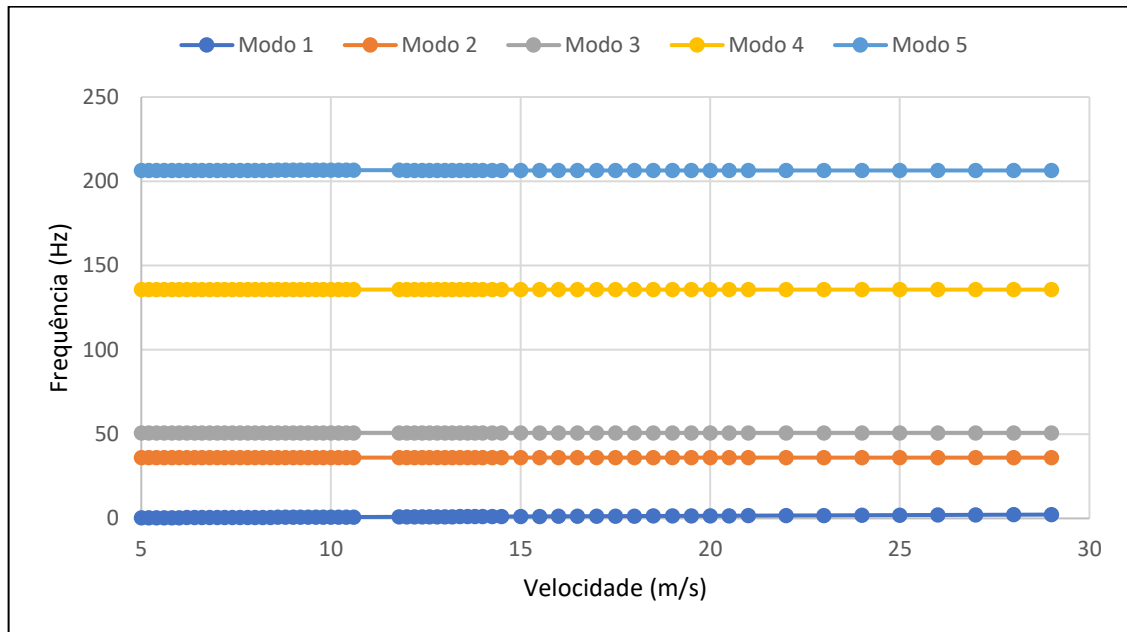
O Gráfico 4.6 apresenta de forma mais clara, a passagem do modo 4 pela região de amortecimento nulo, e assim, instante de instabilidade aeroelástica. Nele nota-se também que os modos 3 e 5 possuem amortecimento nulo em velocidades inferiores ao modo 4. Porém, estes devem ser desconsiderados pois o arquivo de saída do ZAERO, apresenta a mensagem mostrada na Figura 4.15 para os dois modos, o que indica um provável erro numérico.

Quadro 4.11 - Modos de vibração para o caso 2.



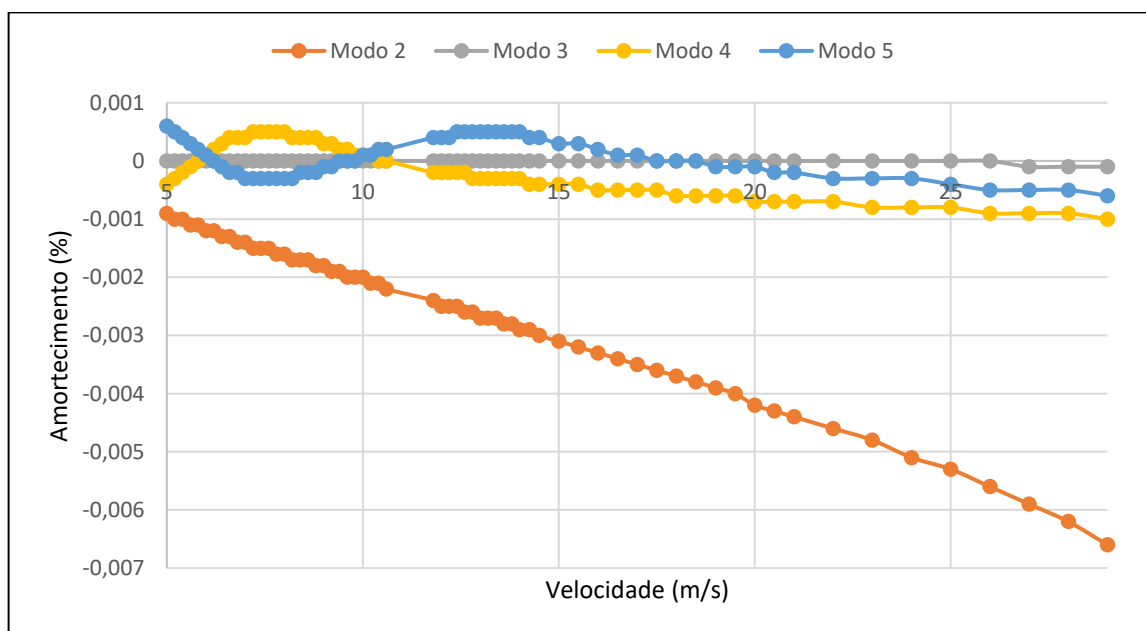
Fonte: Autora (2019).

Gráfico 4.4 – V-f da asa para mola nula.



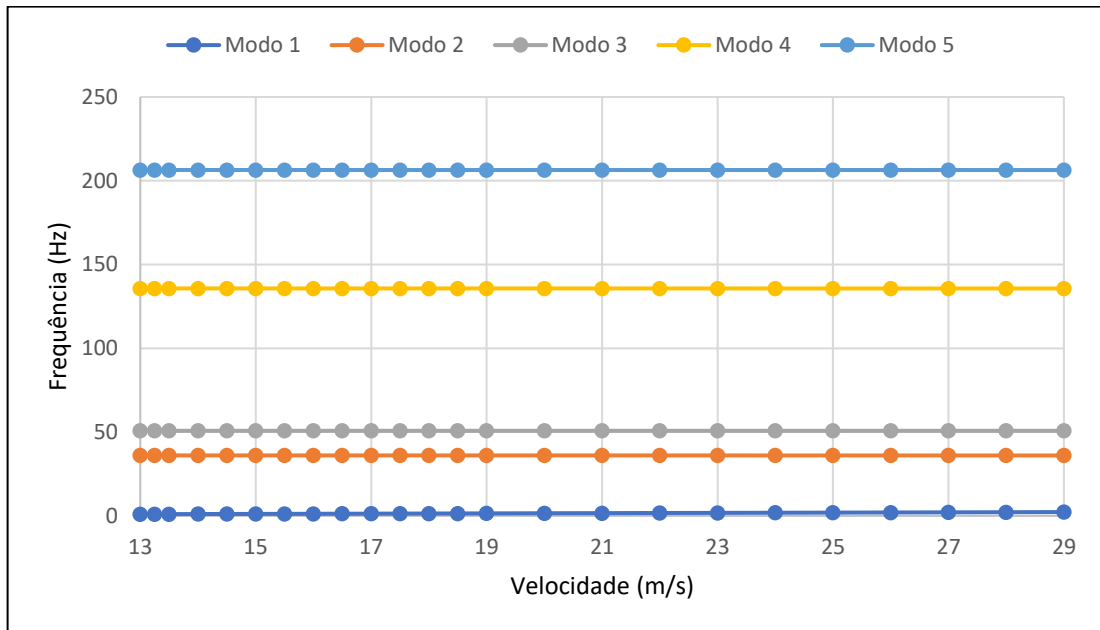
Fonte: Autora (2019).

Gráfico 4.5 – V-g da asa para mola nula. (NOVO)



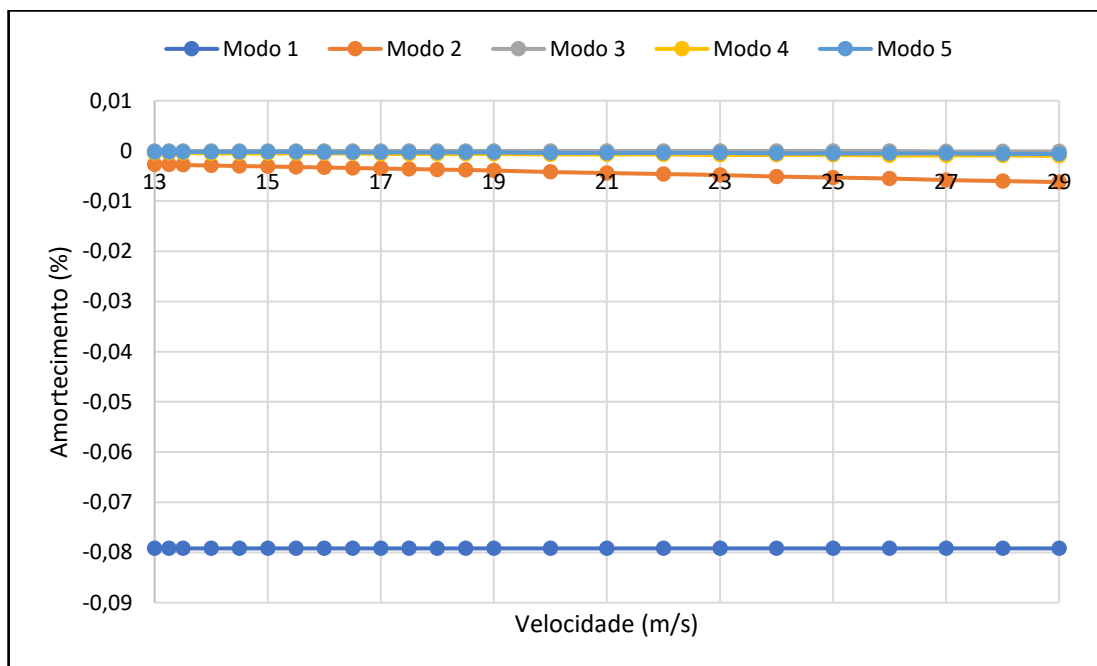
Fonte: Autora (2019).

Gráfico 4.6 – V-f da asa para mola nula no envelope de voo.



Fonte: Autora (2019).

Gráfico 4.7 – V-g da asa para mola nula no envelope de voo.

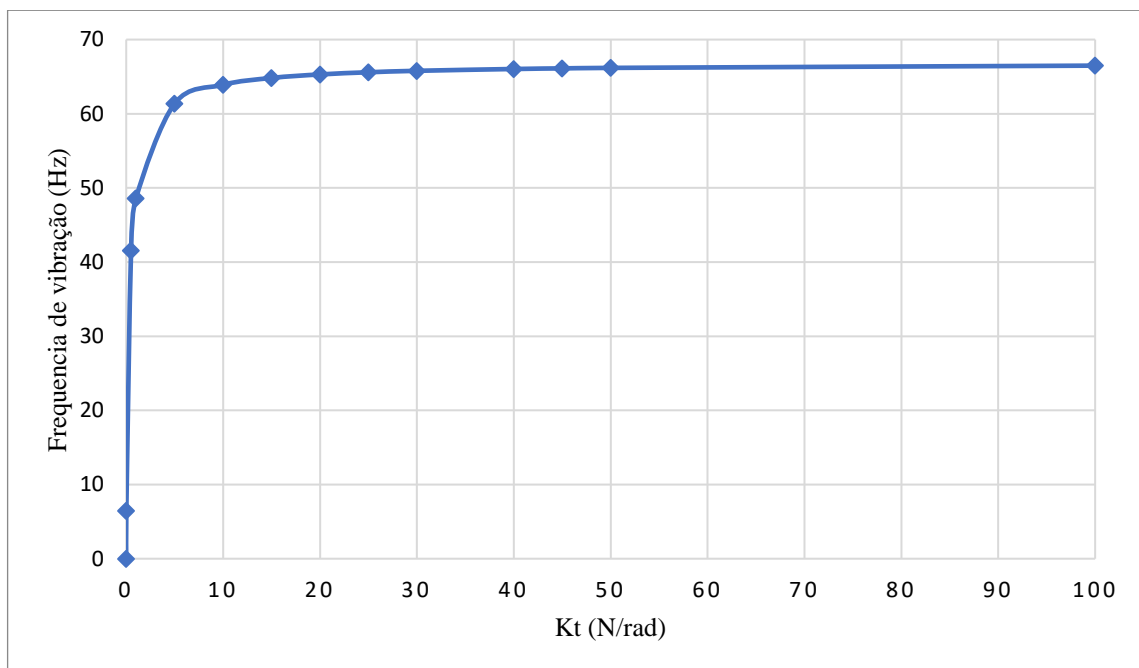


Fonte: Autora (2019).

4.5.3 Rigidez da mola do aileron

Como visto na seção anterior, o modo de instabilidade aeroelástica não possui relação direta com a rigidez da mola de fixação do aileron, visto que eles possuem frequências de vibração muito distantes. Porém, como pode-se observar nos Quadros 4.8 e 4.9, o aumento da rigidez da mola provoca o aumento da frequência do modo de vibração. Seguindo esta premissa realizou-se um estudo de sensibilidade, com a variação da rigidez da mola e sua respectiva frequência de vibração. Este estudo está apresentado no Gráfico 4.8.

Gráfico 4.8 – Análise de sensibilidade da rigidez com o modo de vibração do aileron.



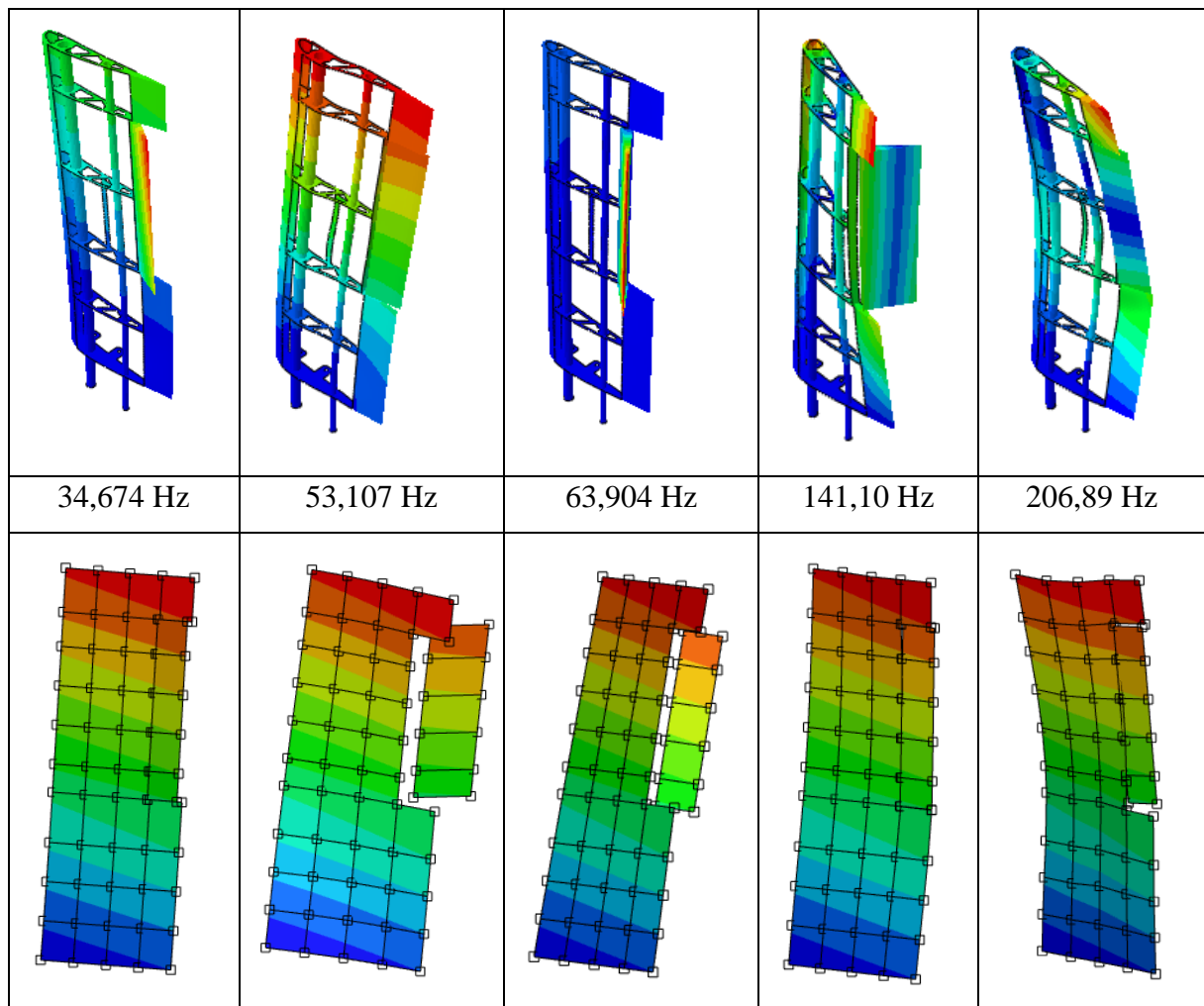
Fonte: Autora (2019).

Como pode-se observar no gráfico, a rigidez influencia o modo de vibração, mas não a ponto de aproximar sua frequência a frequência crítica do quarto modo. Sendo assim, a determinação da rigidez da mola para esta configuração de asa não é o fator mais crítico. Todavia, como ela insere rigidez ao sistema, altera de forma sensível as frequências de vibração de todos os modos.

4.7.4 Análise de sensibilidade da velocidade de *flutter*.

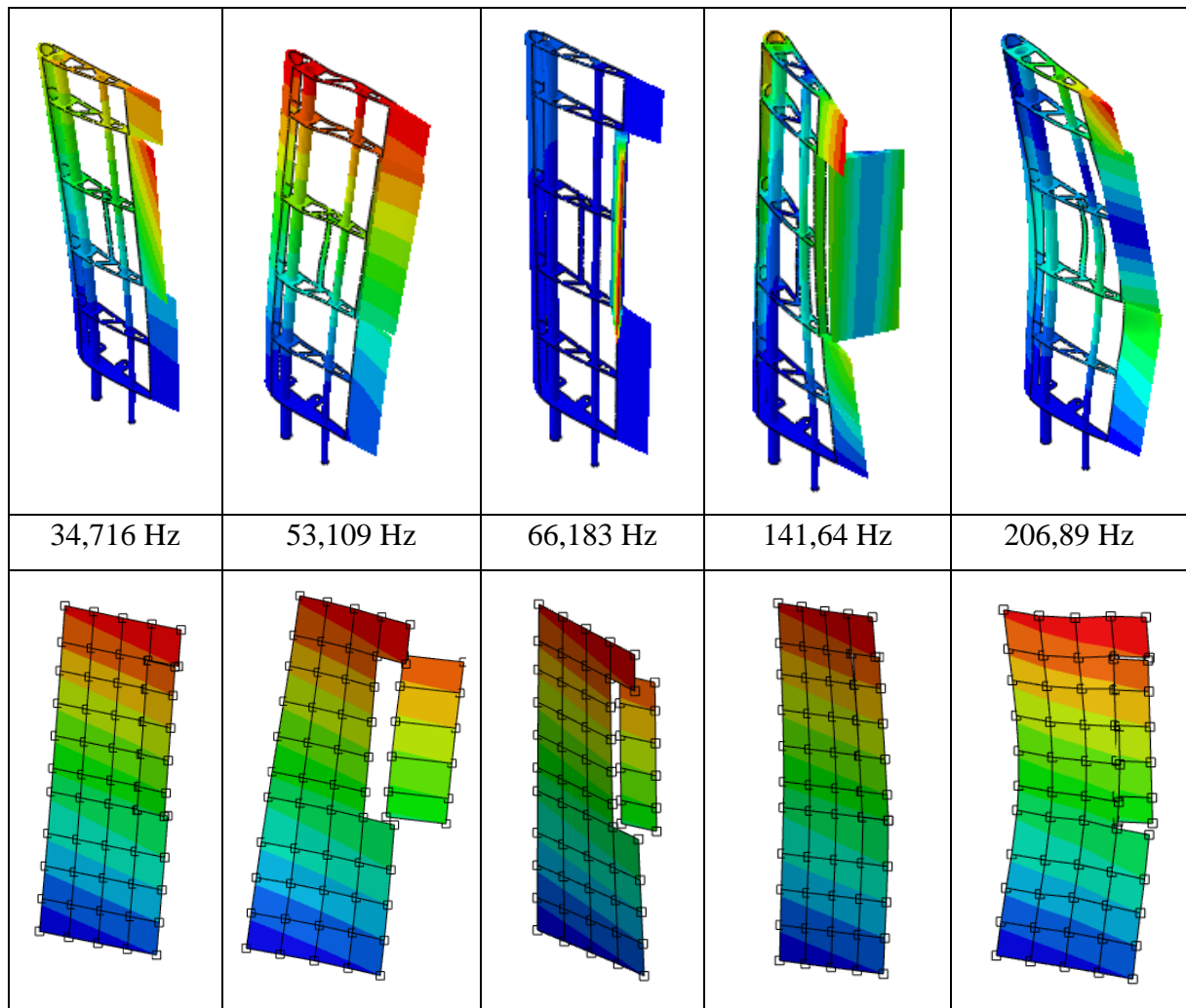
Esta subseção visa analisar a variação da velocidade crítica com o aumento da rigidez da mola de conexão entre asa e aileron. Para esta análise serão utilizados os valores de 10 N/rad e 50 N/rad, os Quadros 4.12 e 4.13 apresentam os modelos aerodinâmicos e estruturais para estes dois valores de mola.

Quadro 4.12 – Modelo aerodinâmico e estrutural para mola de 10N/rad.



Fonte: Autora (2019).

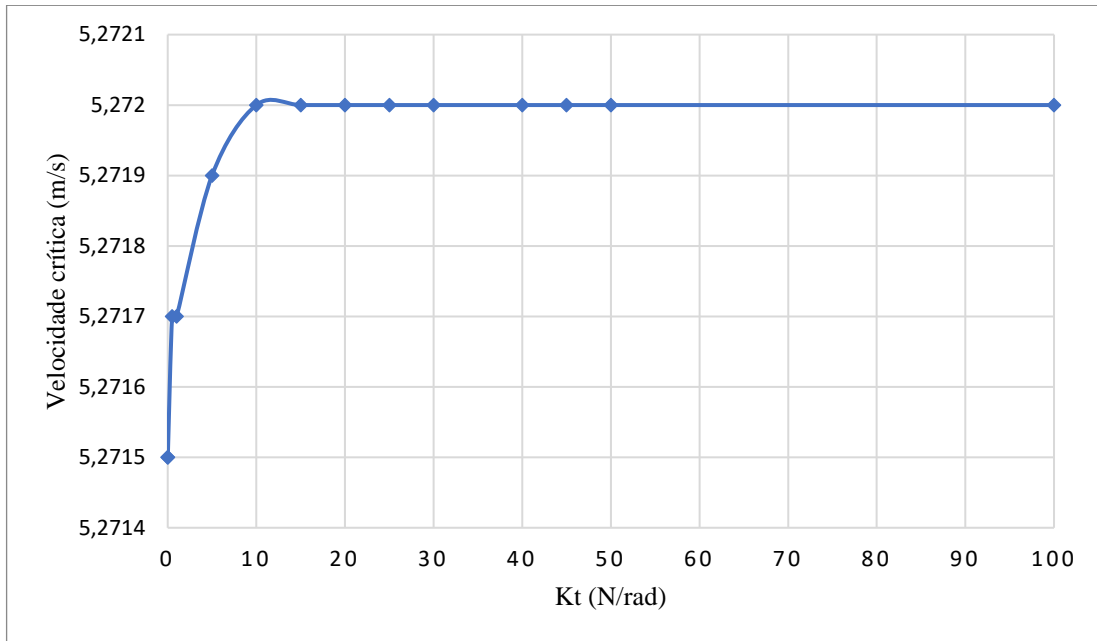
Quadro 4.13 – Modelo aerodinâmico e estrutural para mola de 50N/rad.



Fonte: Autora (2019).

Pode-se observar que a variação significativa da rigidez da mola não foi acompanhada pela variação da frequência de vibração do quarto modo. O que reafirma o fato de sua independente da rigidez do sistema, mas sim da matriz de massa, visto que na análise da asa sem aileron este modo não se apresentava crítico. A fim de confirmar esta hipótese, realizou-se uma análise de sensibilidade com o módulo de rigidez da mola e a velocidade de *flutter* do sistema, mostrada no Gráfico 4.9.

Gráfico 4.9 – Análise de sensibilidade da rigidez com a velocidade de *flutter*.



Fonte: Autora (2019).

5 CONCLUSÃO

Ao longo do presente trabalho foram apresentadas as principais etapas necessárias para determinação da estabilidade aeroelástica de uma asa de RPA. Estas etapas envolveram modelos numéricos estruturais e aerodinâmicos, ensaios estáticos e dinâmicos e a utilização de *softwares* vinculados ao cálculo de elementos finitos e análise aeroelástica.

Várias dificuldades foram superadas neste trabalho, porém algumas revelaram-se impecílios intransponíveis. A execução deste de forma ideal necessitaria de ensaios experimentais com equipamentos mais precisos e de menor peso agregado, como a utilização de acelerômetros mais leves ou até determinação da aceleração através de feixes de laser. A própria fixação dos acelerômetros na asa apresentou-se uma fonte de incerteza, visto que as superfícies de balsa nas quais eles foram fixados agem como amortecedores naturais dos sinais.

Por fim, determinou-se, para o modelo numérico criado, que a asa apresenta instabilidades aeroelásticas em uma velocidade aproximada de 5,27 m/s, fora do envelope de voo da aeronave visto que esta apresenta velocidade de estol de 13,66 m/s. Portanto a aeronave não apresentaria problemas aeroelásticos, por não se manter em voo na velocidade crítica de 5,27 m/s.

5.1 Trabalhos futuros

Para aprimoramento dos resultados destacado anteriormente são sugeridas algumas análises para trabalhos futuros:

- Utilizar um sistema de aquisição de dados no GVT de menor peso agregado.
- Analisar os sinais obtidos no GVT através da utilização de estimadores de sinais e realizar a subtração do sinal de base.
- Investigar experimentalmente a rigidez do sistema de comando do aileron.
- Investigar as frequências de vibração em voo ou em ensaios em túnel de vento.

REFERÊNCIAS

ADAMS, D.F, CARLSSON, L.A., PIPES, R.B. **Experimental Characterization of Advanced Composite Materials – Third Edition.** CRC PRESS. Boca Raton, Florida. 1952.

AGÊNCIA NACIONAL DE AVIAÇÃO CIVIL, **Regulamento Brasileiro da Aviação Civil Especial – E nº 94: Requisitos Gerais para Aeronaves não Tripuladas de Uso Civil.** 2017. Disponível em: <<http://www.anac.gov.br/assuntos/legislacao/legislacao-1/rbha-e-rbac/rbac/rbac-e-94-emd-00>>. Acesso em: 02 de mai. De 2019

AHMAD, K.; RAHMAN, H. W. **Aeroelastic Analysis of High Aspect Ratio Wing in Subsonic Flow.** 10th International Bhurban Conference on Applied Sciences & Technology (IBCAST). Islamabad, Paquistão. 2013.

AKHAVAN, H.; RIBEIRO, P. **Reduced-Order Models for Nonlinear Flutter of Composite Laminates with Curvilinear Fibers.** AIAA Journal. Porto, Portugal. 2019.

ATMOJO, A. Y.; WARDHANI, R. N. **Aeroelastic Monitoring System: a Part of Long-span Bridge Structural Health Monitoring System.** IEEE Workshop on Environmental Energy, and Structural Monitoring Systems (EESMS). Milão, Itália. 2017.

AZIZ, M. J.; HUSSAIN, S.; BASHIR, M. Z.; BILAL, S. **Flutter Analysis of ARW-2 Wing using Doublet Lattice.** 15th International Bhurban Conference on Applied Sciences & Technology (IBCAST). Islambad, Paquistão. 2018.

BISPLINGHOFF, R. L., ASHLEY, H., HALFMAN, R. L. **Aeroelasticity.** Dover Publications, Inc., Mineola, New York, 1996.

BOLINA, C.C., PALECHOR, E. U. L., VÁSQUEZ, M. P. R., NICACIO, W. G., GUTIERRES, M. P. D., LOPEZ, A. A. O. **Vibrações: As frequências naturais estimada e experimental de uma estrutura.** Congresso Nacional de Matemática Aplicada à Indústria. 2014.

BOOTLE, K. **Wood in Australia. Types, properties and uses.** McGraw-Hill Book Company, Sydney. 1983

CARANCHO AERODESIGN. **RELATÓRIO DE DESEMPENHO.** Equipe Carancho Micro. Universidade Federal de Santa Maria. Santa Maria. 2017.

CARDOSO, J.; SULEMAN, A.; COOPER, J. E. **Performance Evaluation of a Morphing Joined Wing Aircraft Configuration.** 54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Boston, USA. 2013

Chen, P.C. **A Damping Perturbation Method for Flutter Solution: The g-Method.** International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, Hampton, VA, Jun. 22-25. 2000.

CRITTENDEN, T.; JHA, S.; GLEZER, A. **Forced Convection Heat Transfer Enhancement in Heat Sink Channels using Aeroelastically Fluttering Reeds.** 16th Intersociety Conference on Thermal and Thermomechanical Phenomena in Electronic System. Orlando, USA. 2017.

DASSAULT SYSTEMES. **ABAQUS 6.11: Abaqus/ CAE User's Manual.** Simulia. 2011.

EDDOWES, P. **Solomon islands timber.** Solomon Islands Forestry Management Project (SIFMP II). AusAID, Canberra. 2005.

FERRAREZI, L. F. C. **Aplicação do Teorema de Duhamel para Determinação das Temperatura e Fluxos de Calor de uma Parede Plana Sujeita a Condição de Contorno Periódica.** Trabalho de Conclusão de Curso. Universidade Tecnológica Federal do Paraná. Guarapuava. 2017.

FRANCIS, J. ***Ochroma pyramidale* Cav. Balsa. Species Monograph SO-ITF-SM-41.** Institute of Tropical Forestry. United States Department of Agriculture Forest Service, Washington. 1991.

Janssen, P. H. M., Heuberger, P. S.C. **Calibration of process-oriented models.** Ecological Modelling, Vol. 83, pp. 55-66. 1993.

KIRSCH, B.; MONTAGNIER, O.; BENARD, E.; FAURE, T. **Dynamic aeroelastic simulation of composite wing for HALE UAV application.** European Conference for AeroSpace Sciences. Milão, Itália. 2018.

KOTLAREWSKI, N. J.; GUSAMO, B.K.; BELLEVILLE, B.; OZARSKA, B. **Mechanical properties of Papua New Guine balsa wood.** European Journal of Wood and Wood Products. 2015.

MIDGLEY, S.; BLYTH M.; HOWCROFT, N.; MIDGLEY D.; BROWN, A. **Balsa: biology, production and economics in Papua New Guinea.** ACIAR, Canberra. 2010.

MIHAILA-ANDRES, M.; ROSU, P.; LARCO, C.; PAHONIE, R. **Aeroelastic Tailoring oh Thin-Walled, Closed-Section Wing Box with Bend-Twist Coupling.** 8th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering. 2017.

NAVALKAR, S. T.; WINGERDEN, J. **Nuclear Norm-Based Recursive Subspace Identification for Wind Turbine Flutter Detection.** IEEE Transactions on Control Systems Technology, vol. 26. 2018.

- OZCATALBAS, M.; ACAR, B.; USLU, S. **Investigation of Aeroelastic Stability on AGARD 445.6 Wing at Transonic Regime.** 9th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering. 2018.
- PEÑA, D. P. A. **Estudo da aeroelasticidade em problema acoplado fluido-estrutura da semi-asa simplificada para veículo aéreo não tripulado – VANT.** Dissertação de Mestrado. Universidade Federal de Campina Grande. Campina Grande. 2016.
- RAO, S. **Vibrações Mecânicas.** 4. Ed. São Paulo. PEARSON. 2008.
- ROIZNER, F.; RAVEH, D. E.; KARPEL, M. **Safe Flutter Tests Using Parametric Flutter Margins.** Journal of Aircraft. Haifa, Israel. 2018.
- ROZOV, V.; BREITSAMTER, C.; HERMANUTZ, A.; HORNUNG M. **Aeroelastic Analysis of a Flutter Demonstrator With a Very Flexible High-Aspect-Ratio Swept Wing.** International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics. Itália. 2017.
- SCHEWE, G.; MAI, H. **Influence of flexibility on the steady aeroelastic behavior of a swept wing in transonic flow.** Journal of Fluids and Structures. 2018.
- SERRANO, A. **Análise conceitual da aeroelasticidade, fenômenos aeroelásticos e tecnologia da asa aeroelástica ativa.** R. Conex. SIPAER, v. 1, n. 2, mar. 2010.
- SHI, J.; WANG, H.; HUA, X.; ZHANG, Y.; BAO, H. **Flow Field Analysis and Model Machine Verification of Wing.** 3rd International Conference on Mechanical, Control and Computer Engineering. 2018.
- SILVA, R. G. A. **Introdução à análise de Flutter com vistas ao uso do Nastran V. 68.** Notas de um curso informal. CTA/ IAE/ ASA. São José dos Campos. 2002.
- SILVA, T. M. L. **Aeroelasticidade transônica de aerofólio com arqueamento variável.** Dissertação de Mestrado. Escola de Engenharia de São Carlos. São Carlos. 2010.
- SVOBODA, F.; HROMCIK, M.; HERGSTER-MOVRIC, K. **Distributed state feedback control for aeroelastic morphing wing flutter suppression.** 26th Mediterranean Conference on Control and Automation (MED). Zadar, Croácia. 2018.
- TSUSHIMA, N.; YOKOZ, T.; SU, W.; ARIZONO, H. **Geometrically nonlinear static aeroelastic analysis of composite morphing wing with corrugated structures.** Aerospace Science and Technology. 2019.
- ZHANG, D.; QI, H.; XU, J.; YANG, Y.; FU, B. **Modeling and Analysis of Aeroelasticity and Sloshing for Liquid Rocket.** IEEE Access, vol. 7. China. 2019.
- ZHENG, M.; SADATI, S. M. H.; GHALAMCHI, P.; NANAYAKHARA, T. **Passive Dynamics of High Frequency Bat Wing Flapping with an Anisotropic Membrane.** 7th International Conference on Information and Automation for Sustainability. Colombo. 2014.

ZONA TECHNOLOGY INC. **ZAERO Theoretical Manual – Engineers’ Toolkit for Aeroelastic Solutions.** Twenty-First Edition. Scottsdale. 2011a.

ZONA TECHNOLOGY INC. **ZAERO Application’s Manual (Vol. I) – Engineers’ Toolkit for Aeroelastic Solutions.** Twenty-First Edition. Scottsdale. 2011b.

ZONA TECHNOLOGY INC. **ZAERO Programmer’s Manual - Engineers’ Toolkit for Aeroelastic Solutions.** Twenty-First Edition. Scottsdale. 2011c.

WEISSHAAR, T.A. **Aeroelasticity, an introduction to fundamental problems – with an historical perspective, examples and homework problems.** West Lafayette, Purdue University, 1995.

WISELIUS, S. **Plant resources of South-East Asia No 5.** Timber trees: lesser-know timbers. Backhuys Publishers, Leiden. 1998.

APÊNDICE A – MATRIZ MODAL

34	6	1	0.12010000	0.47099999	-0.01098907		
		2	0.12010000	0.35249999	-0.01098907		
		3	0.12010000	0.22700000	-0.01098907		
		4	0.17010000	0.47099999	-0.00980700		
		5	0.17010000	0.35249999	-0.00980700		
		6	0.17010000	0.22700000	-0.00980700		
		7	0.11510000	0.47200000	-0.01106673		
		8	0.11510000	0.35150000	-0.01106673		
		9	-0.03154456	0.47200000	-0.01678013		
		10	0.11510000	0.22499999	-0.01106673		
		11	0.17010000	0.22499999	-0.00980700		
		12	0.12010000	0.22499999	-0.01098907		
		13	0.12010000	0.53500003	-0.01098907		
		14	0.17010000	0.53500003	-0.00980700		
		15	0.17010000	0.47200000	-0.00980700		
		16	0.12010000	0.47200000	-0.01098907		
		17	0.17010000	0.11250000	-0.00980700		
		18	0.12010000	0.11250000	-0.01098907		
		19	0.17010000	0.00300000	-0.00980700		
		20	-0.03154456	0.53500003	-0.01678013		
		21	-0.03154456	0.35150000	-0.01678013		
		22	-0.03154456	0.22499999	-0.01678013		
		23	-0.03154456	0.11250000	-0.01678013		
		24	-0.03154456	0.00300000	-0.01678013		
		25	0.08488264	0.47200000	-0.01145993		
		26	0.00725505	0.47200000	-0.01473456		
		27	0.08675353	0.53500003	-0.01143144		
		28	0.00890815	0.53500003	-0.01461934		
		29	0.08397168	0.35150000	-0.01147447		
		30	0.00974450	0.35150000	-0.01455965		
		31	0.08397168	0.22499999	-0.01147447		
		32	0.00705159	0.22499999	-0.01474845		
		33	0.08385995	0.11250000	-0.01147628		
		34	0.00800765	0.11250000	-0.01468261		
131.390	1	1	-0.20845063	0.00000481	0.03305193	0.05987164	-19.33720970
		2	-0.00008913	0.00085674	0.01283901	0.09773908	-19.34265518
		3	-0.02419135	0.00090138	1.00000000	0.06067663	-19.33930397
		4	-0.02350131	0.00091031	0.99166107	0.08168148	-19.33633232
		5	-0.02295125	0.00091984	0.97984308	0.10472369	-19.34024811
		6	-0.00054596	0.00072214	0.01888222	0.07427236	-0.05706802
		7	-0.00220266	-0.00012720	0.03255652	0.07149245	-0.07509668
		8	-0.00211894	-0.00008079	0.03050114	0.07552314	-0.07067082
		9	-0.00176647	0.00004815	0.02150092	0.06739074	-0.06377441
		10	-0.00052925	-0.00017102	0.01224212	0.08268832	-0.03883411
		11	-0.00007688	0.00078022	0.01243835	0.08001248	-0.03910837
		12	-0.00180240	0.00069680	0.03742909	0.06763219	-0.07142402
		13	-0.00188487	0.00098085	0.04103219	0.06899991	-0.07245111
		14	-0.00141790	0.00098111	0.03668708	0.06920912	-0.07467559
		15	-0.00133033	0.00069624	0.03293648	0.07100627	-0.07416495
		16	-0.00256649	-0.00004095	0.03742913	0.07007953	-0.07123999
		17	-0.00028714	0.00004515	0.00431357	0.06435979	-0.02946974
		18	-0.00002407	0.00065231	-0.00045539	0.05587959	0.00887732
		19	0.00002776	0.00015069	-0.00007552	0.04853630	0.00457742
		20	-0.00095799	0.00003741	0.01359076	0.06156033	-0.05218631
		21	-0.00036609	0.00001964	0.00653751	0.04681307	-0.03310698
		22	-0.00017824	-0.00002584	0.00222328	0.02796804	-0.01400086
		23	-0.00000398	-0.00005697	-0.00004021	0.01865462	-0.00190155
		24	0.00000000	0.00000000	0.00000000	0.00000000	0.00000000
		25	-0.00132945	0.00071735	0.02997538	0.07523607	-0.07036550
		26	-0.00116960	0.00109475	0.02471979	0.07151339	-0.06313178
		27	-0.00177724	0.00070458	0.03477987	0.07277653	-0.06990127
		28	-0.00158498	0.00109494	0.02932240	0.07120419	-0.06659243
		29	-0.00055189	0.00075351	0.02065112	0.07811733	-0.06192713
		30	-0.00047878	0.00104791	0.01642311	0.06806611	-0.05207126
		31	-0.00007119	0.00070554	0.01086332	0.07461516	-0.03939975
		32	-0.00003985	0.00088891	0.00809131	0.05835522	-0.03203358
		33	-0.00001187	0.00050558	0.00337784	0.05351128	-0.01839312
		34	0.00000264	0.00058911	0.00242540	0.03884959	-0.01176846

APÊNDICE B – MODELO

O modelo aerodinâmico assim como informações estruturais iniciais são inseridos no software ZAERO através de um arquivo texto. Ao longo deste apêndice serão apresentadas as principais etapas para construção deste arquivo, assim como, o modelo utilizado para a realização de um dos estudos de caso do trabalho.

Primeiramente, são inseridas as condições de voo: número de Mach (0,01) e a lista de frequências reduzidas (de 0,01 até 4), presentes na Figura C.1; densidade do ar (1,225 kg/m³) e velocidade de escoamento analisada, presentes na Figura C.2.

Figura C.1 – Número de Mach e frequências reduzidas.

```

$-----|
$      IDMK      MACH      METHOD  IDFLT      SAVE      <--FILENAME-->  PRINT      $
$      FREQ1     FREQ2     ETC                0.30      0.40      0.50      $
MKAEROZ 100      .01       0          0          SAVE      $10          0          +MK1
+MK1     0.01      0.05     0.10      0.15      0.20      0.30      0.40      0.50      +MK2
+MK2     0.75      1.00     1.50      2.00      2.50      3.0       4.0
$-----|

```

Fonte: Autora (2019).

Figura C.2 – Densidade do ar e velocidade de escoamento.

```

$      SETID     IDMK      DEN      FTMUNIT  FTLUNIT  VREF      FLUTTF  PRINT      $
$      V1        V2        V3        ETC                2          $
$-----|
$---1--||---2--||---3--||---4--||---5--||---6--||---7--||---8--||---9--||---10--|
$-----|
FIXMDEN 100      100      1.225    KG        M                2          +FL1
+FL1     4.0        4.5      5.0      5.5      6.00      6.5      7.00      8.0      +FL2
+FL2     9.00      10.00    12.50    15.00    17.50    20.00    22.50    25.00    +FL3
+FL3     27.50     30.00    32.50    35.00    37.50    40.00    45.00    50.00    +FL4
+FL4     55.0      60.0     65.0     70.0     75.0     80.0     85.0     90.0
$-----|

```

Fonte: Autora (2019).

Após este procedimento deve-se determinar as dimensões da superfície analisada e o número de painéis considerado através da utilização do comando CAERO, como mostrado na

Figura C.3. Este comando considera o número de linhas necessária para formular os painéis, portanto para ter 40 painéis são necessárias 11 linhas ao longo de envergadura e 5 ao longo da corda.

Figura C.3 – Comando CAERO para criação dos painéis aerodinâmicos.

```

$-----|
$-----|
$---1--||---2--||---3--||---4--||---5--||---6--||---7--||---8--||---9--||---10--|
$-----|
CAERO7 101 WING 0 11 5 402 +CA101
+CA101 .0 0.0 0.0 0.220 0 0 +CA102
+CA102 .0 .535 0.0 0.220 0 0
$-----|

```

Fonte: Autora (2019).

Nas situações que consideram o comportamento da superfície de comando, se faz necessária a utilização de duas regiões com os respectivos painéis aerodinâmicos, através do comando PANLST2, mostrado na Figura C.4. Neste caso também se faz necessária a utilização do comando AEFACT que delimita a porcentagem da envergadura na qual cada uma das 11 linhas estão.

Figura C.4 – Comando PANLST2 e AEFACT.

```

$-----|
PANLST2 300 101 101 102 103 104 105 106 +P1
+P1 107 108 109 110 111 112 113 114 +P2
+P2 115 116 117 118 119 121 122 123 +P3
+P3 125 126 127 129 130 131 133 134 +P4
+P4 135 137 138 139 140
PANLST2 400 101 120 124 128 132 136
AEFACT 402 0.0 10.0 20.0 30.0 42.8037 50.0 60.0 +P5
+P5 70.0 80.0 88.785 100.0
$-----|

```

Fonte: Autora (2019).

Sempre que forem criadas duas regiões aerodinâmicas, também se faz necessária a criação de 2 regiões estruturais. Estas são delimitadas pelos pontos escolhidos na confecção do arquivo texto com os deslocamentos modais, através do comando SET1 determina-se em qual

região estrutural está cada um dos pontos. Para isso cria-se o SET1 100 para os pontos da asa e o SET1 500 para os pontos do aileron, como pode-se observar na Figura C.5.

Figura C.5 – Comando SET1.

```

$-----|
SET1    100    7      8      9      10     11     12     13     +K1
+K1     14     15     16     17     18     19     20     21     +K2
+K2     22     23     24     25     26     27     28     29     +K3
+K3     30     31     32     33     34
SET1    500    1      THRU   6

```

Fonte: Autora (2019).

A fim de executar a interação entre coordenadas estruturais e painéis aerodinâmicos utiliza-se o comando SPLINE1, mostrado na Figura C.6. O arquivo texto completo utilizado neste trabalho está apresentado nas Figuras C.7, C.8 e C.9..

Figura C.6 – Comando SPLINE1 para determinar a interpolação das formas modais.

```

$-----|
SPLINE1 100    WING          300    100    0.0    1.e-4
SPLINE1 200    WING          400    500    0.0    1.e-4
$-----|

```

Fonte: Autora (2019).

Figura C.7 – Arquivo texto parte 1.

```

$-----|
$                                               $
$               Z A E R O   I N P U T   (HA145E.INP)   $
$                                               $
$ * * * * * $
$
$Begin Executive Control Section
$-----|
ASSIGN FEM=Job-aileron-zaero.neu, PRINT=0,FORM=FREE,BOUND=ASYM
DIAG 1
SUBAC50
MEMORY 200MB
CEND
$-----|
$Begin Case Control Section
TITLE= modelo de teste do zaero
ECHO = SORT
SUBCASE = 1
SUBTITLE=ZONA6 METHOD
LABEL=MACH NUMBER = 0.10, NON-MATCH POINT FLUTTER ANALYSIS
FLUTTER=100
$-----|
BEGIN BULK
$-----|
$               * AERO PARAMETERS / FLIGHT CONDITIONS *
$-----|
$--1--||--2--||--3--||--4--||--5--||--6--||--7--||--8--||--9--||--10--|
$-----|
$
$          ACSID   XZSYM   FLIP   FMMUNIT FMLUNIT REFC
$-----|
AEROZ    0         NO      NO      KG      M      .220
$-----|
$-----|
$          IDMK   MACH   METHOD   IDFLT   SAVE   <--FILENAME-->   PRINT   $
$          FREQ1  FREQ2   ETC
MKAEROZ  100     .01    0      0      SAVE   $10      0      +MK1
+MK1     0.01   0.05   0.10   0.15   0.20   0.30   0.40   0.50   +MK2
+MK2     0.75   1.00   1.50   2.00   2.50   3.0    4.0
$-----|
$ AIC MATRIX FILE NAME-----|
EXTFILE 10      case1_aeroopt.aic
$-----|
$                                               $
$               * NON-MATCHED POINT FLUTTER ANALYSIS *
$                                               $
$-----|
$          SETID   SYM     FIX     NMODE   TABDAMP MLIST   CONMLST
$-----|
FLUTTER 100     ASYM    100    5
$-----|
$...1...|...2...|...3...|...4...|...5...|...6...|...7...|...8...|...9...|...10..$
$-----|
$          SETID   IDMK   DEN     FTMUNIT FTLUNIT VREF     FLUTTF   PRINT   $
$          V1      V2      V3      ETC
$-----|
$--1--||--2--||--3--||--4--||--5--||--6--||--7--||--8--||--9--||--10--|
$-----|
FIXMDEN 100     100     1.225  KG      M      0      +FL1
+FL1     5.00   7.50   10.00  12.50  15.00  17.50  20.00  22.50  +FL2
+FL2     25.00  27.50  30.00  35.00  40.00  45.00  50.00  60.0   +FL3
+FL3     70.0   80.0   90.0   100.00 110.   120.0  130.0  140.   +FL4
+FL4     150.0
$-----|

```

Figura C.8 – Arquivo texto parte 2.

```

$-----|
$                                               |
$               * WING MACROELEMENT *           |
$                                               |
$      WID      LABEL  ACOORD  NSPAN   NCHORD  LSPAN   ZTAIC   PAFOIL7  |
$-----|
$--1--||--2--||--3--||--4--||--5--||--6--||--7--||--8--||--9--||--10--|
$-----|
CAERO7 101    WING    0         11      5        402                +CA101
+CA101 .0     0.0    0.0     0.220  0        0                +CA102
+CA102 .0     .535  0.0     0.220  0        0
$-----|
$               * SURFACE SPLINE FIT ON THE WING * |
$                                               |
$      EID      MODEL  CP        SETK   SETG   DZ        EPS          |
$-----|
$--1--||--2--||--3--||--4--||--5--||--6--||--7--||--8--||--9--||--10--|
$-----|
SPLINE1 100    WING                300    100    0.0      1.e-4
SPLINE1 200    WING                400    500    0.0      1.e-4
$-----|
$      SETID    MACROID BOX1   BOX2   ETC          |
$-----|
$--1--||--2--||--3--||--4--||--5--||--6--||--7--||--8--||--9--||--10--|
$-----|
$-----|
PANLST2 300    101    101    102    103    104    105    106    +P1
+P1     107    108    109    110    111    112    113    114    +P2
+P2     115    116    117    118    119    121    122    123    +P3
+P3     125    126    127    129    130    131    133    134    +P4
+P4     135    137    138    139    140
PANLST2 400    101    120    124    128    132    136
AEFACT  402    0.0    10.0  20.0  30.0  42.8037 50.0    60.0  +P5
+P5     70.0   80.0   88.785 100.0
$-----|
$      SID      G1      G2      ETC          |
$-----|
$--1--||--2--||--3--||--4--||--5--||--6--||--7--||--8--||--9--||--10--|
$-----|
SET1     100    7       8       9       10      11      12      13      +K1
+K1      14     15      16      17      18      19      20      21      +K2
+K2      22     23      24      25      26      27      28      29      +K3
+K3      30     31      32      33      34
SET1     500    1       THRU   6
$-----|
$               * PLOT AERO MODEL BY PLTAERO *   |
$                                               |
$--1--||--2--||--3--||--4--||--5--||--6--||--7--||--8--||--9--||--10--|
$-----|
PLTAERO 11     YES    0       TECPLOT AE_zaero_v3.PLT
$-----|
$               * PLOT CP BY PLTCP *             |
$                                               |
$--1--||--2--||--3--||--4--||--5--||--6--||--7--||--8--||--9--||--10--|
$-----|
$PLTCP  3000   SYM    80     5       1       TECPLOT CP1.PLT
$-----|
$               * PLOT FLUTTER MODE BY PLTFLUT * |
$                                               |

```

Figura C.9 – Arquivo texto parte 3.

```

$---1--||---2--||---3--||---4--||---5--||---6--||---7--||---8--||---9--||---10--|
$-----|
PLTFLUT 10      100      1          5          .3      TECPLOT  zaero3_FLT.PLT
PLTMODE 10      ASYM     1          .5      TECPLOT  zaero3_M1.PLT
PLTMODE 10      ASYM     2          .5      TECPLOT  zaero3_M2.PLT
PLTMODE 10      ASYM     3          .5      TECPLOT  zaero3_M3.PLT
PLTMODE 10      ASYM     4          .5      TECPLOT  zaero3_M4.PLT
PLTMODE 10      ASYM     5          .5      TECPLOT  zaero3_M5.PLT
$-----|
$                                     * V-G PLOT *                                     $
$---1--||---2--||---3--||---4--||---5--||---6--||---7--||---8--||---9--||---10--|
$-----|
PLTVG   11      100              V              vg_otm.dat
$-----|
ENDDATA

```