



UNIVERSIDADE ESTADUAL DO MARANHÃO
CENTRO DE CIÊNCIAS TECNOLÓGICAS
CURSO DE GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

**ANÁLISE MODAL EXPERIMENTAL E PELO MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS
EM UMA ASA DE AERONAVE DE COMPETIÇÃO SAE BRASIL DE AERODESIGN**

ANDRÉ DE JESUS LORETO DE CARVALHO

São Luís-MA

2019

ANDRÉ DE JESUS LORETO DE CARVALHO

**ANÁLISE MODAL EXPERIMENTAL E PELO MÉTODO DOS ELEMENTOS
FINITOS EM UMA ASA DE AERONAVE DE COMPETIÇÃO SAE BRASIL DE
AERODESIGN**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Departamento de Engenharia Mecânica e Produção, do Centro de Ciências Tecnológicas da Universidade Estadual do Maranhão – UEMA, como requisito parcial para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica.

Orientador: Prof. Me. Flavio Nunes Pereira

**ESTE EXEMPLAR CORRESPONDE À VERSÃO
FINAL DA MONOGRAFIA DEFENDIDA PELO
ALUNO.....
....., E ORIENTADA PELO
PROF. Me**

.....
.....
ASSINATURA DO(A) ORIENTADOR(A)

São Luís-MA

2019

FICHA CATALOGRÁFICA ELABORADA PELA
BIBLIOTECA CENTRAL - UEMA

Carvalho, André de Jesus Loreto.

Análise modal experimental e pelo método dos elementos finitos em uma asa de aeronave de competição SAE Brasil de Aerodesign / André de Jesus Loreto Carvalho. – São Luís, 2019.

59 f

Monografia (Graduação) – Curso de Engenharia Mecânica, Universidade Estadual do Maranhão, 2019.

Orientador: Prof. Me. Flavio Nunes Pereira.

1.Aerodesign. 2.Elementos finitos. 3.Análise modal. I.Título

CDU: 629.7.01

UNIVERSIDADE ESTADUAL DO MARANHÃO
CENTRO DE CIÊNCIAS TECNOLÓGICAS
CURSO DE GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

ANÁLISE MODAL EXPERIMENTAL E PELO MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS
EM UMA ASA DE AERONAVE DE COMPETIÇÃO SAE BRASIL DE AERODESIGN

Autor: André de Jesus Loreto de Carvalho

Orientador: Flavio Nunes Pereira

A Banca Examinadora composta pelos membros aprovou esta Monografia:

Prof. Me. Flavio Nunes Pereira
Universidade Estadual do Maranhão

Prof. Dr. Esdon Jansen Pedrosa Miranda Junior
Instituto Federal de Ciência e Tecnologia

Prof. Me. Antonio Vinicius Garcia Campos
Universidade Estadual do Maranhão

A Ata de defesa com as respectivas assinaturas dos membros encontra-se no processo de vida acadêmica do aluno.

São Luís/MA, 05 de dezembro de 2019.

AGRADECIMENTOS

Gostaria de agradecer primeiramente a Deus por ter me abençoado em toda minha vida, a minha família pelo apoio incondicional, pois desde a educação básica, todos já depositavam suas fichas em meu crescimento.

Agradeço ao meu pai pelo apoio e minha mãe por nunca ter descreditado de mim e ter sido uma grande influenciadora na minha escolha de curso na graduação.

Agradeço aos meus avós paternos e maternos por todo apoio, principalmente ao meu avô José Carlos e a minha avó Maria Liuds por nunca terem me abandonado no momento em que mais precisei de ajuda.

Agradeço aos meus tios em especial ao Luís Nelson e a Márcia, onde ambos contribuíram financeiramente e emocionalmente para que eu viesse estudar.

Agradeço a minha noiva Vanessa Almeida por sempre ter estado ao meu lado me dando amor, carinho e me confortando com suas palavras doces em meus momentos difíceis.

Agradeço por ter participado da Equipe Zeus, onde lá pude fazer grandes amigos em especial a Reginaldo Nunes, José Antônio Mohana, João Pedro Alves e Rodrigo Miranda.

Aos professores do curso de engenharia mecânica por transmitirem conhecimento e por terem compartilhado de vários momentos extra sala de aula. Em especial ao Flávio Nunes por ter aceitado ser meu orientador tanto do aerodesign como de monografia, por ter chamado minha atenção quando precisei ora como professor ora como amigo. Agradeço ao Professor Lourival Filho, Carlos Ronyhelton, Paulo Flexa e Adilto Cunha pelas histórias engraçadas a fim de quebrar tensões e nervosismos durante a graduação.

Ao Severino Almeida Neto, Sérgio Marcatto e Manoel Júnior por me mostrar o quão bonito e desafiador é a engenharia da indústria, lugar este onde passei dois anos de minha vida como estagiário de engenharia.

Se eu vi mais longe, foi por estar sobre ombros de gigantes.

Isaac Newton

RESUMO

Neste trabalho realizou-se a análise modal de uma asa de um avião de aerodesign. Dessa forma, foi desenvolvido um modelo real de uma asa a fim de realizar testes numéricos pelo método dos elementos finitos e testes de vibração práticos baseados na norma FAR-23 a fim de identificar as frequências naturais de uma asa quando exposta a excitações externas. O protótipo de asa fora fabricado com base no regulamento exposto pela SAE Brasil de Aerodesign, competição esta que acontece anualmente na cidade de São José dos Campos, onde estudantes de todo Brasil se encontram para competir através de resoluções de problemas vividos pela indústria aeronáutica. Utilizou-se o ANSYS para a realização da análise por elementos finitos, atribuindo as propriedades mecânicas dos materiais compostos pelo protótipo e as condições de contorno. Foram encontradas as frequências naturais e seus respectivos modos de vibrar correspondentes as condições de contorno impostas. Foi observado um nível alto de amplitude por volta de 30 Hz caracterizando o primeiro modo de vibrar da asa quando esta foi exposta a excitação do motor em conjunto com inversor de frequência.

Palavras-chave: Aerodesing, Elementos Finitos, Análise Modal

ABSTRACT

In this paper, perform a modal analysis of an aerodesign aircraft. Thus, a real wing model was developed to perform numerical tests by the finite element method and practical vibration tests based on the FAR-23 standard to identify the natural frequencies of a wing when exposed to external excitations. The wing prototype was manufactured based on the Aerodesign SAE Brazil regulations, a competition that takes place annually in the city of São José dos Campos, where students from all over Brazil meet to compete through the resolution of problems experienced by the aeronautical industry. ANSYS was used to perform the finite element analysis, attributing the mechanical properties of the materials composed by the prototype and the boundary conditions. We found the natural frequencies and their respective modes of vibration corresponding to the imposed boundary conditions. A high amplitude level was observed around 30 Hz characterizing the first mode of wing vibration when it was exposed to motor excitation in conjunction with frequency inverter.

Keywords: Aerodesign, Finite Element, Modal Analysis

LISTA DE FIGURAS

Figura 1.1 – Forças principais atuantes em uma aeronave em voo reto e nivelado.....	17
Figura 1.2 – Escoamento sobre uma asa de aeronave em voo reto e nivelado	18
Figura 3.3: Características geométricas de um perfil aerodinâmico.....	19
Figura 3.4: <i>Whril Flutter</i> em motor de aeronave.....	21
Figura 3.5 Áreas de estudo de engenharia aeronáutica correlacionadas com os fenômenos aeroelásticos	22
Figura 3.6: Exemplo de modelagem em vigas com carga distribuída ao longo da asa da aeronave.....	25
Figura 3.7: Asa de aeronave discretizada em elementos finitos.....	26
Figura 3.8: Tipos de elementos usuais	28
Figura 3.9: Sistema massa mola sem fonte de excitação externa	29
Figura 3.10: Sistema massa mola amortecedor com um grau de liberdade exposto a uma fonte de excitação externa.....	30
Figura 3.11: Comparação entre movimentos com diferentes tipos de amortecimento.....	31
Figura 3.12: Ensaio <i>Ground Test Vibration</i> em drone pertencente a Nasa.....	33
Figura 3.13: Modelagem 3D demonstrando o primeiro modo de vibrar de uma estrutura com frequência correspondente.....	34
Figura 4.1: Modelagem 3D da asa da aeronave	35
Figura 4.2: Inserção das propriedades dos materiais no Software.....	36
Figura 4.3: Malha gerada com elementos predominantes SOLID 185 e SHELL 181.....	36
Figura 4.4: Asa com condições de contorno livre-livre, ou seja, sem fixação.....	37
Figura 4.5: Asa com condições de contorno Fixo-Fixo, ou seja, com fixação dos dois lados.....	37
Figura 4.6: Asa com condições de contorno Livre-Fixo, ou seja, com fixação somente em um dos lados.....	38
Figura 4.7: Atribuição do vetor Força para realizar simulação de Função de Resposta em Frequência para cada condição de fixação da asa.....	38

Figura 4.8: a) Motor de indução utilizado para gerar movimentos de excitação da asa. b) Inversor de frequência utilizado para controle dos níveis de frequência da asa. c) Motor e inversor de frequência interligados para controle de frequência.	39
Figura 4.9: a) Hastes para composição do sistema biela manivela para transmissão de movimento de excitação. b) Batente com excentricidade de 3mm para gerar transmissão de movimento de excitação da asa.	40
Figura 4.10: Sistema biela manivela montado: a) Sem montagem com o motor b) Sistema acoplado ao motor.	40
Figura 4.11: a) Acelerômetro ADXL 135 utilizado para captação dos dados. b) Placa Arduino UNO utilizado para transmissão dos dados para o computador.	41
Figura 4.12: Modelo em 3D da asa: a) Visão geral da asa mostrando a posição de fixação dos acelerômetros. b) Aproximação para visualização dos pontos de fixação da asa.	41
Figura 5.1: Primeiro modo de flexão (214,17 Hz) sem fixação da asa.	43
Figura 5.2: Primeiro modo de torção (282,38 Hz) sem fixação da asa.	44
Figura 5.3: Segundo modo de flexão (732,69 Hz) sem fixação da asa.	44
Figura 5.4: Segundo modo de torção (508,18 Hz) sem fixação da asa.	45
Figura 5.5: Primeiro modo de flexão (84,77 Hz) fixo - fixo da asa.	46
Figura 5.6: Primeiro modo de torção (189,73 Hz) fixo - fixo da asa.	46
Figura 5.7: Segundo modo de flexão (124,25 Hz) fixo-fixo da asa.	47
Figura 5.8: Segundo modo de torção (291,23 Hz) fixo-fixo da asa.	47
Figura 5.9: Primeiro modo de flexão (31,726 Hz) livre – fixo da asa.	49
Figura 5.10: Primeiro modo de torção (277,33 Hz) livre – fixo da asa.	49
Figura 5.11: Segundo modo de flexão (59,442 Hz) livre – fixo da asa.	50
Figura 5.12: Segundo modo de torção (293,37 Hz) livre – fixo da asa.	50

LISTA DE SÍMBOLOS

Hz – Hertz

I – Corrente

V – Volts

L – Sustentação

ρ – Densidade do ar

v – Velocidade da aeronave

S – Área de asa da aeronave

Cl – Coeficiente de sustentação da asa da aeronave

m – Massa

k – Rigidez do material

Cc – Amortecimento crítico

ξ – Taxa de Amortecimento

ω_n – Frequência Natural

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	14
1.1	JUSTIFICATIVA	15
2	OBJETIVOS.....	16
2.1	OBJETIVOS GERAIS	16
2.2	OBJETIVOS ESPECÍFICOS	16
3	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	17
3.1	AERODINÂMICA	17
3.1.1	Força de Sustentação.....	17
3.1.2	Teoria do Perfil Aerodinâmico	18
3.2	CARGAS NA ASA	19
3.2.1	Distribuição de Sustentação na asa	19
3.3	AEROELASTICIDADE.....	20
3.3.1	Aeroelasticidade Estática.....	22
3.3.2	Aeroelasticidade dinâmica	23
3.4	ELEMENTOS FINITOS	24
3.4.1	Geração de Malha	25
3.4.2	Densidade de Malha.....	26
3.5	TIPOS DE ELEMENTO	26
3.5.1	Ordem dos elementos	28
3.6	VIBRAÇÕES.....	28
3.6.1	Vibração Livre com amortecimento viscoso	30
3.6.2	Vibração Forçada.....	31
3.6.3	Vibração Amortecida	31
3.6.4	Vibração não amortecida	31
3.7	FUNÇÃO DE RESPOSTA EM FREQUÊNCIA.....	32
3.8	ANÁLISE MODAL.....	33
3.8.1	Análise Modal Experimental.....	34
3.8.2	Análise Modal Numérica.....	35
4	MATERIAIS E MÉTODOS	36
4.1	ANÁLISE NUMÉRICA	36
4.2	ANÁLISE EXPERIMENTAL	40

5	RESULTADOS E DISCURSSÕES	44
5.1	ANÁLISE NUMÉRICA LIVRE-LIVRE DA ASA.....	44
5.2	ANÁLISE NUMÉRICA FIXO-FIXO DA ASA.....	47
5.3	ANÁLISE NUMÉRICA IIVRE - FIXO DA ASA	50
5.4	RESULTADOS ESPERIMENTAIS.	54
5.5	CONSIDERAÇÕES FINAIS	57
	REFERÊNCIAS	58

1 INTRODUÇÃO

A SAE Brasil de aerodesign promove uma competição anual onde estudantes de todo Brasil desenvolvem projetos através de regulamentos impostos pela competição onde são restringidos alguns parâmetros da aeronave a fim de estimular os estudantes a desenvolverem soluções que serão aplicadas na indústria aeronáutica.

A competição acontece em três etapas, divididas em competição de relatório, apresentação oral e competição de voo. Uma das maiores preocupações dos juízes é com a segurança de voo, tendo a certeza que a aeronave pode executar a missão com total segurança. Dessa forma, são desenvolvidos relatórios de áreas pré-estabelecidas pela competição a fim de provar para os juízes que a aeronave pode alçar voo com total segurança e estabilidade de voo. São desenvolvidos relatórios de aeroelasticidade onde a aeronave é exposta a condições de voo a fim de provar que a mesma pode voar sem sofrer efeitos que podem comprometer a segurança de voo.

Segundo (AZEVEDO,2003) o método dos elementos finitos (MEF) tem como objetivo o cálculo dos estados de tensão e de deformação de um sólido sujeito a ações do meio externo. O método surge através da necessidade de projetar estruturas com geometria complexa, resultando na necessidade dos projetistas a terem uma ferramenta de cálculo mais precisa e que acarrete para indústria uma solução satisfatória e econômica, eliminando assim a hipótese de projetar uma estrutura superdimensionada evitando gastos futuros com manutenção.

Para efetuar correta análise em elementos finitos, o primeiro passo é saber o tipo de geometria, modelo de material utilizado, e a existência/conhecimento das cargas. O método possui um leque considerável de análises que podem gerar resultados altamente confiáveis se utilizado de forma correta, por isso a importância de conhecer sua essência e ter o devido conhecimento prévio do mesmo de forma analítica.

Antes de utilizar determinado software, no caso em estudo o ANSYS, se faz necessário ter em consideração na fase antecessores a análise da estrutura o tipo de estudo a ser feito. Dessa forma, é pertinente o conhecimento de Análise (Dinâmica ou Estática), (Linear ou Não linear) e o Tipo de Estrutura. Em nosso estudo, será utilizado análise estrutural estática por ter que provar que a mesma está dimensionada de forma a suportar carga estática e dinâmica pelo fato do objeto de estudo estar exposto a vários esforços dinâmicos.

Análise Modal é o estudo de propriedades dinâmicas quando sujeitas a excitações por meio de vibrações. O objeto geral do estudo em questão será o método dos elementos finitos utilizando análise modal aplicados em asa de aeronaves a fim de obter as frequências naturais de seus respectivos modos de vibrar de forma a prever o *flutter* em aeronaves.

1.1 JUSTIFICATIVA

Em dinâmica das estruturas, há grande preocupação com a ocorrência de vibrações excessivas, entendendo-se que todo e qualquer tipo de excitação em excesso é tido como problema para o equipamento, visto que, podem causar danos estruturais podendo levar o material a entrar em colapso.

Segundo (TAVARES, 2009) fenômenos aeroelásticos são provenientes da interação de forças elásticas, aerodinâmicas e inerciais. O *flutter* é um efeito aeroelástico onde as frequências se igualam, ou seja, os modos de vibrar estão acoplados e sendo excitados igualmente por cargas aerodinâmicas. Tal problema estrutural surge quando deformações estruturais que são provenientes de um corpo flexível em movimento causam forças aerodinâmicas adicionais, produzindo novas deformações induzindo a novas forças aerodinâmicas resultando em altas deformações fazendo a estrutura que em nosso caso é caracterizada por uma asa de uma aeronave de aerodesign entrar em colapso.

Este trabalho aborda o fenômeno do *flutter*, aplicado em aeronaves de pequeno porte onde verificou-se os modos de vibrar por análise modal, referendando com o modelo real pelo *Ground Vibration Test* (GVT) sugerido pela FAR-23, norma aplicada para aeronaves de pequeno porte, como é o caso das projetadas pela equipe Zeus de aerodesign.

2 OBJETIVOS

2.1 OBJETIVOS GERAIS

Investigar vibração induzida em asa de aeronave de competição SAE Aerodesign, focando em simulações numéricas em elementos finitos e em análises modais experimentais recomendadas pela norma FAR-23.

2.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Modelar a asa da aeronave de aerodesign e aplicar o método dos elementos finitos utilizando análise modal e função de resposta em frequência.
- Construir um modelo real da aeronave;
- Realizar experimentos embasados com a norma FAR-23;

3 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

3.1 AERODINÂMICA

Aerodinâmica estuda o movimento dos fluidos e as forças que aplicam em corpos sólidos quando imerso no fluido. O estudo da aerodinâmica ganhou força com o surgimento dos aviões e com a indústria automobilística quando surgiu a necessidade de gerar menos atrito com o vento visando maior velocidade e economia de combustível. A disciplina de aerodinâmica é composta por basicamente quatro forças principais, sendo elas: Sustentação, Arrasto, Tração e Peso. Em nosso estudo introdutório de aerodinâmica, serão abordados conceitos apenas de força de sustentação pelo fato de ser a força mais afetado de acordo com a problemática de aeroelasticidade estudada.

3.1.1 Força de Sustentação

Segundo (RODRIGUES, 2009) a sustentação de uma aeronave representa um dos maiores pontos focais quando se trata de um projeto aerodinâmico, pelo fato de representar a habilidade do avião se manter no ar, é certo que existem outros fatores que influenciam para manter a aeronave voando estabilizada, porém em nosso estudo introdutório vamos destacar somente a sustentação. Existem alguns princípios físicos que podem explicar sucintamente como a sustentação é criada. A terceira lei de Newton e o princípio de Bernoulli explicam como o efeito de sustentação ocorre.

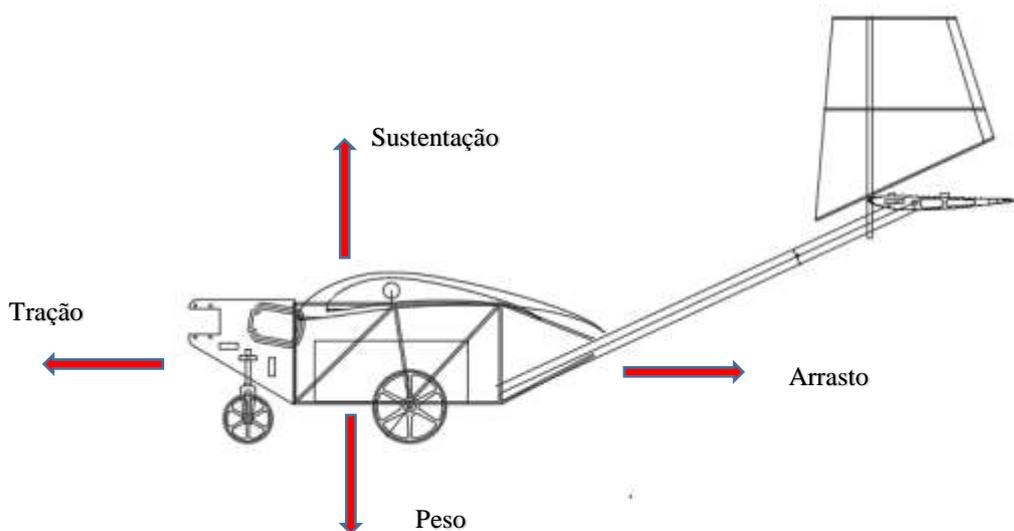


Figura 3.1 – Forças principais atuantes em uma aeronave em voo reto e nivelado (AUTOR)

Quando um aerofólio ou asa desloca-se no meio fluido (Ar), o escoamento divide-se em parcelas na parte superior e inferior do objeto imerso.

De acordo com o ângulo de incidência formado pela asa como mostra a Figura 3.3, a parte inferior da asa aplica uma força para baixo e o vento aplica uma força para cima, comprovando o fenômeno de ação e reação criado por Newton. Bernoulli explica que se uma velocidade de uma partícula aumenta enquanto a mesma escoar sobre uma linha de corrente a pressão dinâmica do fluido aumenta automaticamente, atestando assim uma pressão de sustentação para a aeronave.

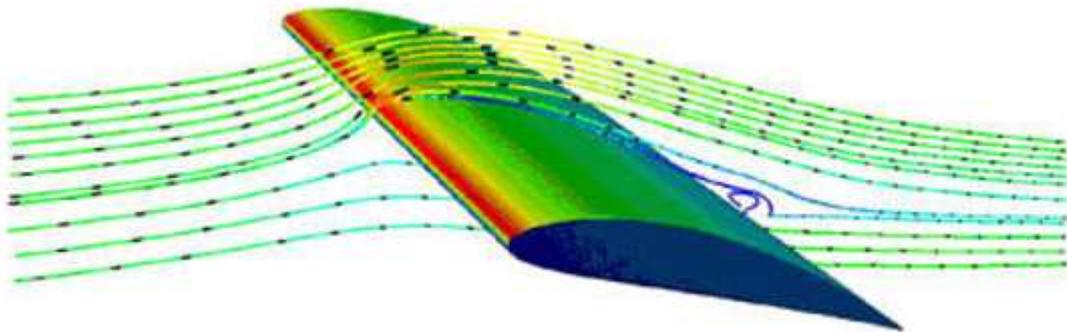


Figura 3.2 – Escoamento sobre uma asa de aeronave em voo reto e nivelado (RODRIGUES, 2009)

A Equação 3.1 calcula a força de sustentação em função da densidade do fluido, área de asa, velocidade em relação ao fluido e coeficiente de sustentação do perfil aerodinâmico.

$$L = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_l \quad (3.1)$$

3.1.2 Teoria do Perfil Aerodinâmico

Segundo (SOUSA, 2008) o perfil aerodinâmico é caracterizado como superfície de sustentação causada pelo diferencial de pressão segundo a teoria de Bernoulli, gerando um efeito aerodinâmico. Cada perfil aerodinâmico possui características próprias variando com sua geometria, dentre elas: Arqueamento, Linha de arqueamento, Linha de Corda, Ângulo de ataque dentre outras características.

Toda aeronave possui características próprio de perfil (Figura 3.3) caracterizado como ângulo de incidência, sendo este responsável pelo aumento de sustentação da aeronave, podendo aumentar tanto a sustentação quando mal calculado que pode chegar a um fenômeno caracterizado como ângulo de estol, sendo este responsável pela perda de sustentação da aeronave podendo levar a mesma a queda ou até mesmo entrar em “parafuso”.

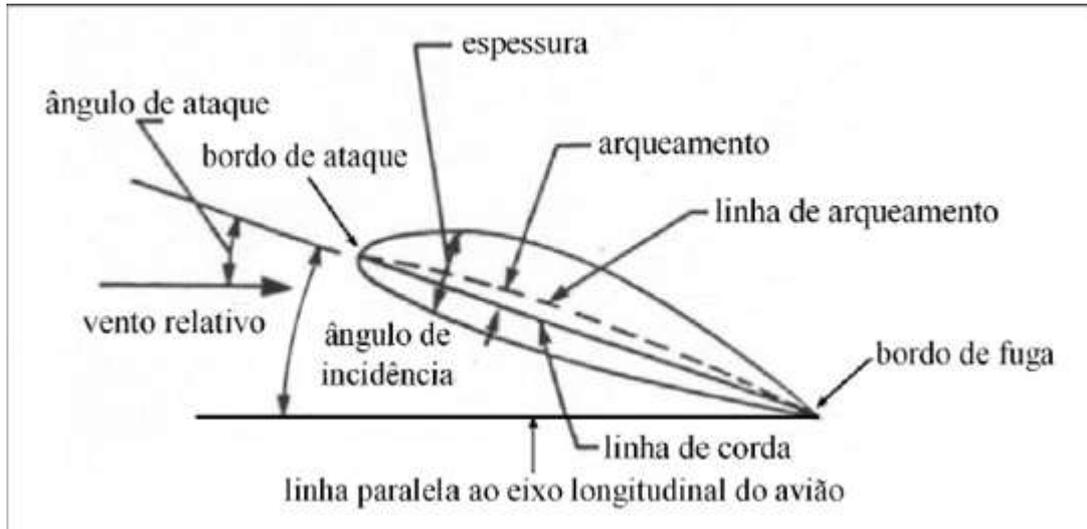


Figura 3.3: Características geométricas de um perfil aerodinâmico (RODRIGUES, 2009)

3.2 CARGAS NA ASA

A distribuição de cargas na asa, é um ponto de grande importância para o projeto estrutural de uma aeronave, onde envolve inúmeros conceitos de aerodinâmica, visando retornar à distribuição de sustentação da mesma assegurando que o projeto estaria dentro dos padrões definidos por norma. Para a obtenção dessas cargas advindas de forças aerodinâmicas, é utilizado o Método de Schrenk considerando a pior condição de carregamento da aeronave, ou seja, com peso máximo para decolagem.

3.2.1 Distribuição de Sustentação na asa

A distribuição de sustentação ao longo da asa é intensa no centro da asa como mostra a Figura 3.4, dessa forma, observa-se que deve haver um reforço estrutural no método de fabricação do perfil central da aeronave (Perfil da raiz). Para efeito de cálculo de distribuição de sustentação, existem metodologias de cálculo que tem como parâmetro de

entrada a geometria de asa, que no caso da presente obra é caracterizada pela asa de geometria mista (Retangular e trapezoidal).

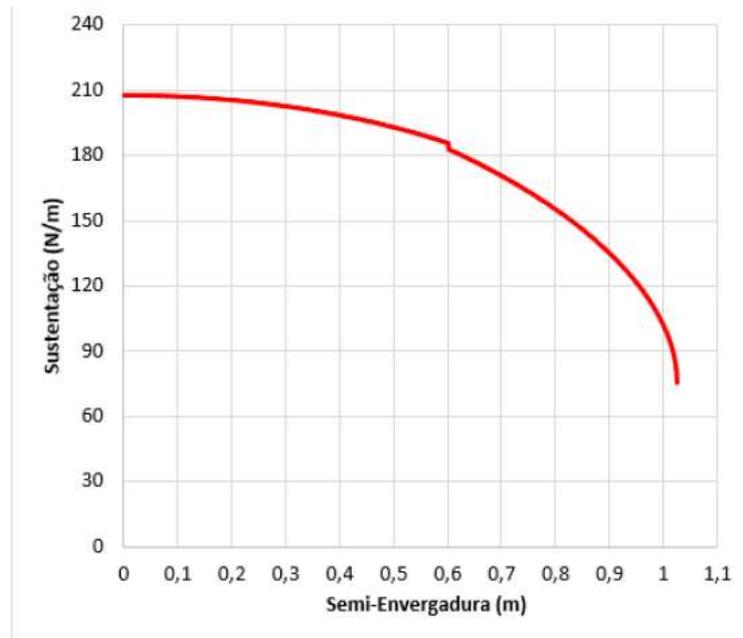


Figura 3.4: Distribuição de sustentação na semi-envergadura da asa mista (AUTOR, 2019)

3.3 AEROELASTICIDADE

Para o projeto de uma aeronave, aeroelasticidade tem papel fundamental por se tratar de fenômenos indesejados no projeto. A inserção de asas, empenagens horizontais e verticais mais esbeltas tem aumentado os estudos na área de aeroelasticidade pelo fato de serem mais suscetíveis a fenômenos aeroelásticos como o estudado na presente obra, *flutter*.

Segundo (PORTELA,2004), Aeroelasticidade é o estudo do efeito provenientes de forças aerodinâmicas em corpos elásticos.

Um dos maiores desafios da indústria aeronáutica é estabilizar uma estrutura exposta ao ar, fazendo assim, o estudo da aeroelasticidade ser um tópico de extrema importância em meio a um projeto de uma aeronave.

Em 28 de dezembro de 1991 aconteceu um acidente onde vitimou três pessoas a bordo do *Beech 1900 C*. Investigações preliminares apontaram que a causa do acidente seria perda de consciência da altitude e desorientação do piloto (NTSB,1991). Uma investigação mais criteriosa realizada pela Associação de Pilotos de Linhas Aérea (ALPA) apontou que o motor do lado direito da aeronave havia se soltado e colidido na empenagem vertical da aeronave afetando o controle da mesma e como consequência da perda do motor ocasionando um fenômeno aeroelástico apontado como *Whirl flutter*. A Figura 3.4 mostra o passo a passo do rompimento do motor e como ocasionou o acidente.

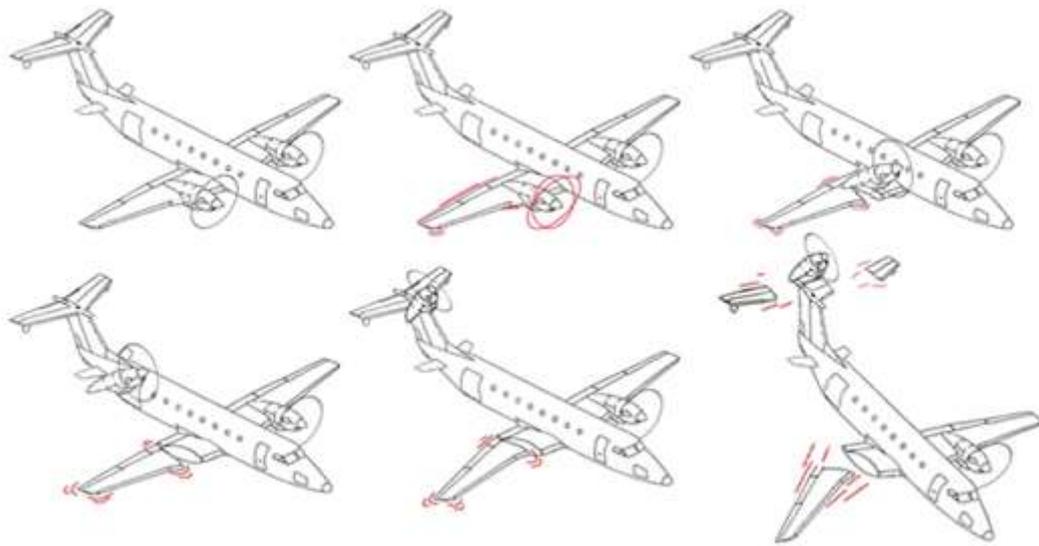


Figura 3.5: *Whirl Flutter* em motor de aeronave (Adaptado de STEARMAN,1997)

Segundo (STEARMAN, 1997) *Whirl Flutter* é um fenômeno aeroelástico que tem interação com a vibração transmitida pelo conjunto motor/hélice, rigidez na montagem dos motores entre outros fatores que contribuem para tal fenômeno.

Um dos problemas centrais da aeroelasticidade é a deformação elástica da estrutura. Logo adiante, vamos entender o efeito da velocidade nos fenômenos aeroelásticos, tendo em baixas velocidades os efeitos diminuídos, entretanto em altas velocidades podem se tornar extremamente perigosos, pois afetam diretamente alterando a geometria dos perfis aerodinâmicos ocasionando na perda de sustentação da asa e em casos onde o *flutter* não é conhecido de forma prévia pelo piloto ocasiona o rompimento da estrutura. Em aviação, o piloto é avisado de forma imediata quando algum fenômeno aeroelástico está acontecendo, uma de suas ações imediatas é reduzir a velocidade do avião visando fugir da zona de *flutter* de forma a diminuir a excitação e perda de sustentação da aeronave.

A interação mútua de forças elásticas, de inércia e aerodinâmicas pode ser dividida e representada através do diagrama dos três anéis.

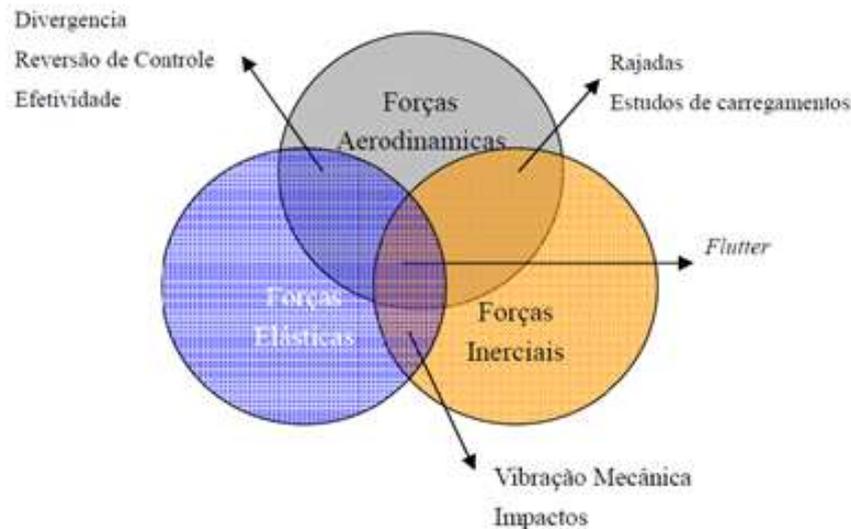


Figura 3.6 Áreas de estudo de engenharia aeronáutica correlacionadas com os fenômenos aeroelásticos (Adaptado de STRGANAC, 2003)

3.3.1 Aeroelasticidade Estática

Segundo (BISPLINGHOFF E ASHLEY, 1962) aeroelasticidade estática é o estudo de deflexões de estruturas flexíveis da aeronave com exposição a cargas aerodinâmicas que não dependem do tempo. O efeito dessas cargas aerodinâmicas é a indução de flexão e torção na asa alterando o ângulo de incidência consequentemente alterando também o escoamento da mesma mudando as cargas e deflexões da mesma.

3.3.1.1 Divergência

Segundo (BISPLINGHOFF E ASHLEY, 1962), divergência se trata de uma instabilidade estática da superfície de sustentação de uma aeronave (Asa, Empenagem Horizontal e Vertical) em voo. Ocorre quando a estrutura sofre deflexão por forças aerodinâmicas aumentando a carga sobre o perfil aerodinâmico podendo causar a falha da estrutura devido aos altos esforços. A análise de divergência de acordo com (BIDINOTTO,

2007) a condição onde o perfil aerodinâmico perde resistência a torção é chamado de divergência

3.3.1.2 Reversão de comandos

Segundo (WRIGHT, 2015) baixa eficiência e Reversão de Comandos podem ser gerados por deformações elásticas onde são instaladas as superfícies de controle da aeronave levando a reversão de comandos. Temos como exemplo o aileron quando posicionado na ponta da asa gera um momento maior tornando o mesmo mais eficiente. O ponto onde o mesmo fora posicionado é o ponto onde tem menor torção provocada pelo perfil, com isso, em altas velocidades pode causar uma força extremamente alta fazendo a asa torcer conseqüentemente alterando o ângulo de ataque de projeto diminuindo a rolagem da aeronave. De acordo com a intensidade do efeito torcional, os comandos podem ser diminuídos ou pode haver a reversão de comandos.

3.3.2 Aeroelasticidade dinâmica

Segundo (BISPLINGHOFF E ASHLEY, 1962) Aeroelasticidade dinâmica é o estudo do movimento variando significativamente com o tempo. Acelerações e velocidades variando no tempo implicando no surgimento de componentes de inércia que interagem com componentes elásticas e aerodinâmicas

3.3.2.1 Flutter

Segundo (BERGAMI, 2008), *flutter* é um fenômeno de caráter aeroelástico onde há um acoplamento de frequências naturais gerando instabilidade estrutural. Este fenômeno no meio da indústria aeronáutica e em outras áreas como na construção de pontes são de alta preocupação pelo fato de já terem ocorrido em outras épocas com certa frequência. Existem várias formas do cálculo e previsão de *flutter*, atualmente a indústria tem utilizado métodos numéricos por apresentarem alta confiabilidade em suas previsões. Segundo (BERGAMI, 2008) a previsão de *flutter* pode ser calculada pela Equação 3.3 obtendo assim a velocidade onde tal fenômeno ocorreria. A norma FAR Part-23 menciona que sejam realizados testes em solo visando o cálculo das frequências usuais aproximadas para serem comparados com os

modelos matemáticos e pelos métodos numéricos, sendo o mais utilizado o modelo por elementos finitos.

3.3.2.2 Buffeting

Segundo (BISPLINGHOFF E ASHLEY, 1962) Buffeting é um tipo de resposta estrutural provocada pela excitação advinda pelo choque induzido pela separação do escoamento ocasionado por turbulências de camadas de ar em torno da aeronave. Tal efeito pode acontecer durante uma manobra no voo de cruzeiro da aeronave. Conforme o ângulo de ataque da aeronave é alterado, podem ocorrer separações que formam uma determinada excitação aerodinâmica provocando instabilidade na aeronave.

3.4 ELEMENTOS FINITOS

O método dos elementos finitos fora implementado aproximadamente pelo século XX, juntamente com o surgimento dos computadores. A essência matemática do método já era conhecida, porém muito complexa devido ao tratamento matemático do método ser muito forte, sendo inviável sua solução a mão aplicada a estruturas de alto nível de complexidade geométrica como apresentado na Figura 3.7. A princípio, começou sua aplicação em mecânica dos sólidos, abrangendo-se as outras áreas de estudo devido ao seu alto desempenho e confiabilidade nas análises realizadas. De acordo com sua popularidade, foram tornando-se importantes os estudos, gerando profundo conhecimento sobre o método.

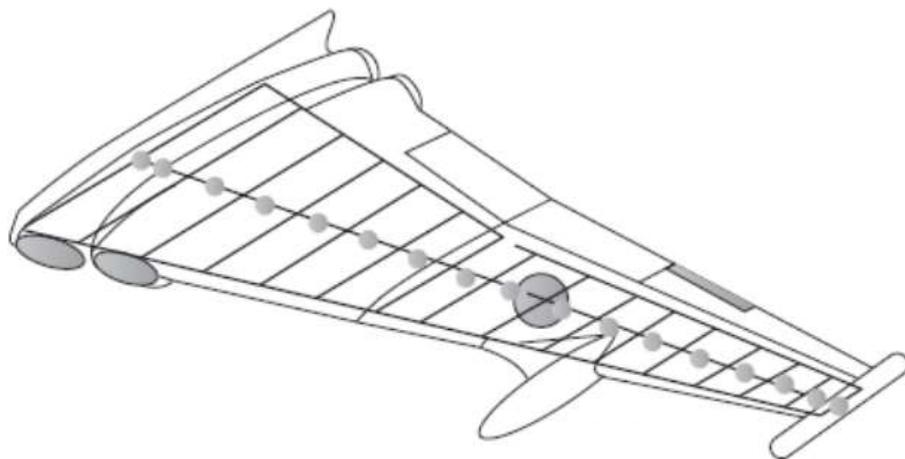


Figura 3.7: Exemplo de modelagem com carga distribuída ao longo da asa da aeronave, (WRIGHT, 2015)

De acordo com as análises matemáticas do método, a partir das análises estáticas surgiram as dinâmicas, dos problemas lineares para os não-lineares, a partir de um único fenômeno em estudo passou-se a estudar vários fenômenos simultaneamente, através de interfaces maçantes, passou-se a ter interfaces amigáveis e intuitivas facilitando o entendimento e compreensão do usuário.

Os métodos analíticos clássicos permitem um cálculo de resposta exata de deslocamentos, deformações e tensões em infinitos pontos da estrutura, porém essas soluções são somente conhecidas para determinadas estruturas, fugindo das estruturas utilizadas no dia a dia por engenheiros. De acordo com essa necessidade, tornou-se interessante o desenvolvimento de métodos aproximados, que pudessem ser aplicados de forma geral sem restrição geométrica e de condições de carregamento, dentro das margens aceitas por normas.

3.4.1 Geração de Malha

De acordo com (NORTON, 2013) a geração de malha é um ponto de importância para a determinação de resultados confiáveis da simulação. Alguns softwares possuem controle de malha adequado, facilitando ao engenheiro a escolha dos pontos de maiores esforços gerando um ponto de refino maior em relação aos demais pontos, considerados de menor importância pelo fato de não sofrerem tantos esforços. No caso em estudo, a distribuição de sustentação nos afirma que o ponto de maior esforço é o centro da asa, tanto que para efeito de processos de fabricação, este ponto conta com um material sanduiche constituinte de fibra de carbono bidirecional e chapa balsa.

A grande maioria dos geradores de malha oferece como padrão o tipo quadrilátero e em casos de geometria de peça muito complexa, os softwares adotam malha mista de quadriláteros e triângulos. A grande diferença entre os softwares é a escolha manual de malha adequada para cada geometria, sendo esta complexa ou não. A geração de malha de forma manual, requer um conhecimento mais rebuscado por parte do engenheiro, porém se torna bastante necessário para a obtenção de resultados mais próximos da realidade, visto que esse é o verdadeiro objetivo do método, a aproximação das geometrias e resultados reais. A geração automática de malha pode ser muito utilizada para saber se a estrutura está dentro dos padrões

exigidos por norma, evitando perda de tempo para gerar uma malha tanto quão refinada sendo que o projeto pode ou não estar aprovado.

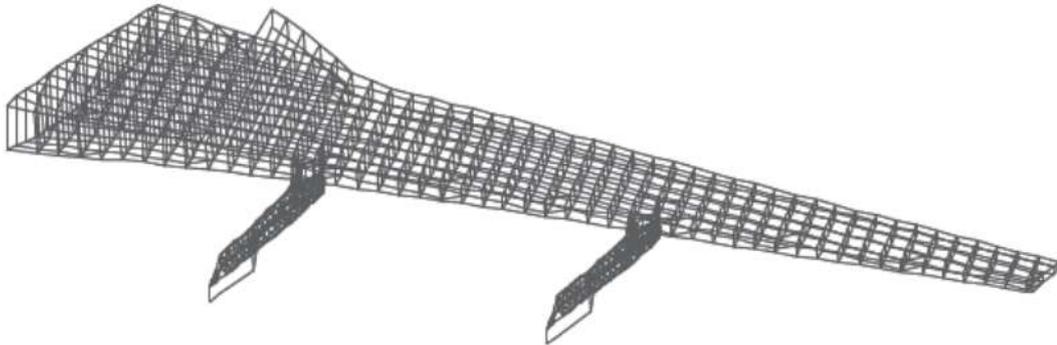


Figura 3.8: Asa de aeronave discretizada em elementos finitos. (WEIGHT, 2015)

3.4.2 Densidade de Malha

Para minimizar tempo de processamento e obter resultados rápidos, utiliza-se uma malha com menor refinamento, ou seja, com elementos maiores. Em partes da estrutura ou peça em estudo onde a um nível de tensão muito grande, deve-se usar um tipo de malha mais refinada, aumentando a densidade da malha, tornando-a mais densa para obter resultados mais confiáveis por conta da criticidade da região em estudo.

3.5 TIPOS DE ELEMENTO

Segundo (NORTON, 2013) os tipos de elementos são classificados em uma, duas e em três dimensões, ainda sim, existem elementos de linha, área e volume. Em modo geral, usa-se um elemento mais simples que ainda sim o resultado será desejado, haja vista que elementos de ordem superiores requerem um tempo maior de processamento.

Segundo (ANSYS, 2018) o SOLID185 é usado para modelagem 3D de estruturas sólidas. É definido por oito nós com três graus de liberdade em cada nó: translação nas direções nodal x, y e z. O elemento possui plasticidade, hiperelasticidade, rigidez ao esforço, fluência, grande deflexão e grandes capacidades de deformação. Também possui capacidade de formulação mista para simular deformações de materiais elastoplásticos quase incompressíveis e materiais hiperelásticos totalmente incompressíveis.

O sólido estrutural SOLID185 é adequado para modelar estruturas sólidas 3D em geral. Permite degenerações de prisma, tetraédrico e pirâmide quando usado em regiões irregulares.

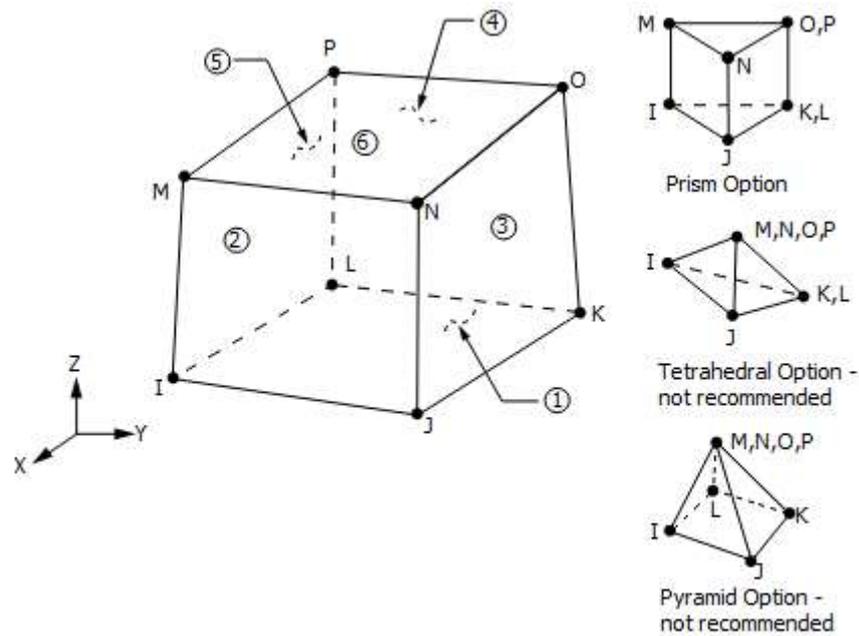


Figura 3.9: Elemento do tipo SOLID 185 utilizado na simulação em elementos finitos. (ANSYS, 2018)

SHELL181 é adequado para analisar estruturas de casca fina a moderadamente grossa. É um elemento de quatro nós com seis graus de liberdade em cada nó: translações nas direções x, y e z, e rotações em torno dos eixos x, y e z. (Se a opção de membrana for usada, o elemento terá apenas graus de liberdade de tradução). A opção triangular degenerada deve ser usada apenas como elementos de preenchimento na geração de malha.

O SHELL181 é adequado para aplicações não lineares, de grande rotação e / ou de grande tensão. A mudança na espessura da casca é contabilizada em análises não lineares. No domínio do elemento, os esquemas de integração total e reduzido são suportados. Este é responsável pelos efeitos do seguidor (rigidez da carga) das pressões distribuídas.

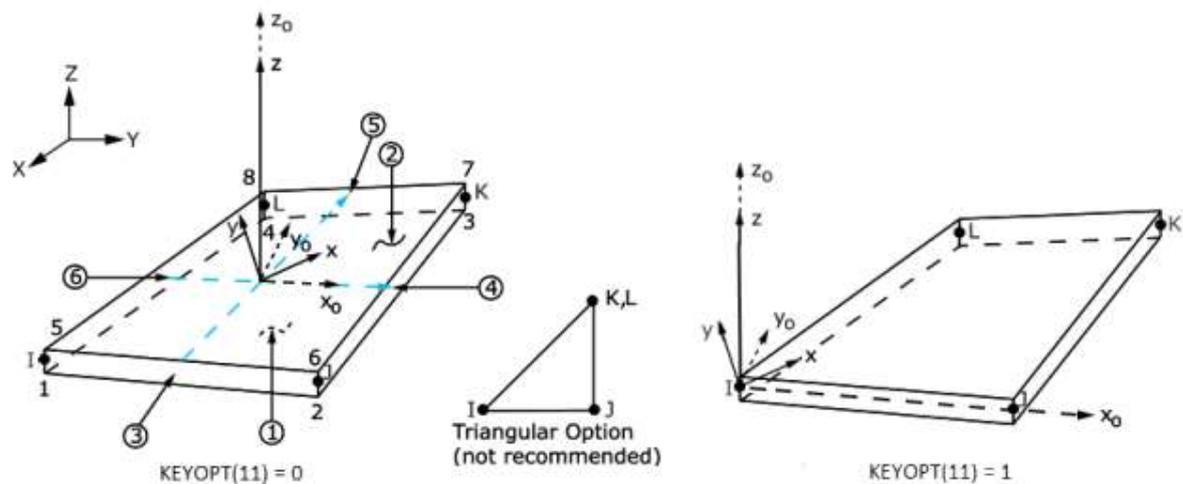


Figura 3.10: Elemento do tipo SHELL 181 utilizado na simulação em elementos finitos. (ANSYS, 2018)

3.5.1 Ordem dos elementos

As ordens dos elementos geralmente são escolhidas de acordo com a complexidade da região em análise. O aumento de ordem um determinado elemento é dado pela importância que o engenheiro dá para região em análise, onde temos as melhores aplicações de ordem para determinada geometria de peça. A ordem escolhida pelo engenheiro gera um aumento ou uma redução de processamento, causando assim, um costume rotineiro a escolher modelos lineares a fim de anteciparem os resultados da simulação, que como citado anteriormente, ainda sim os resultados são extremamente confiáveis, porém não tão refinados.

3.6 VIBRAÇÕES

De acordo com (RAO, 2008), vibrações pode ser definido como movimentos de um ponto oscilante em relação a um referencial, ou seja, um movimento de repetição dentro de um intervalo de tempo. Utiliza-se como exemplo clássico o movimento de uma corda quando tocada. Um sistema de vibração geralmente é composto por elementos de armazenamento de energia, caracterizado por uma mola (k), e uma determinada massa (m). Em determinados sistemas, pode também ser acoplado ao conjunto massa mola um elemento

responsável pela por parte da dissipação de energia fornecida, sendo este denominado amortecedor (c). Podemos observar um sistema massa mola amortecedor na Figura 3.10 com excitação externa $f(t)$.

A partir da Figura 3.1 é possível determinar o modelo matemático que caracteriza a frequência natural como uma equação que está em função da rigidez e massa do material correspondente mostri

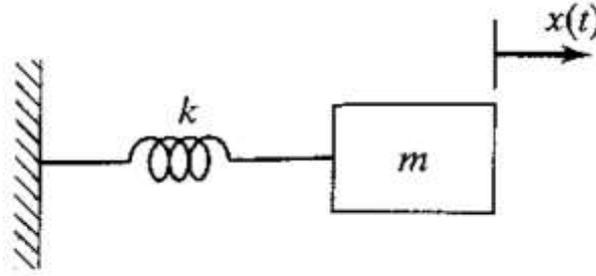


Figura 3.11: Sistema massa mola sem fonte de excitação externa (RAO, 2008)

$$m\ddot{x} + kx = 0 \quad (3.4)$$

A partir da solução da Equação 3.4 é possível obter o modelo matemático correspondente ao conceito de frequência natural de um determinado sistema formulada pela Equação 3.5.

$$\omega_n = \sqrt{\frac{k}{m}} \quad (3.5)$$

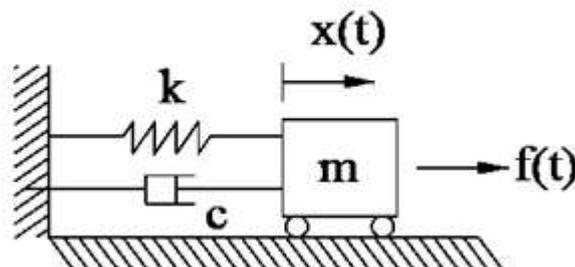


Figura 3.12: Sistema massa mola amortecedor com um grau de liberdade exposto a uma fonte de excitação externa. (NÓBREGA, 2010)

De acordo com (HEIDRICH, 2002) a partir da segunda lei de Newton é possível representar o modelo matemático da Figura 3.12 conforme mostrado pela Equação 3.6.

$$m\ddot{x} + c\dot{x} + kx = f(t) \quad (3.6)$$

3.6.1 Vibração Livre com amortecimento viscoso

A vibração de um sistema se torna livre quando o sistema não tem fonte de excitação $f(t)$, ou seja, quando tal termo da equação se iguala a zero Equação 3.5. Quando tal fenômeno acontece, a equação torna-se somente homogênea tendo como resolução através de artifícios em equações diferenciais a Equação 3.6

$$m\ddot{x} + c\dot{x} + kx = 0 \quad (3.5)$$

$$s_{1,2} = \xi\omega_n \pm \sqrt{(\xi\omega)^2 - (\omega_n)^2} \quad (3.6)$$

A demonstração física da Equação 3.6 é caracterizada por (RAO, 2008) pela relação entre razão de amortecimento e frequência natural. O sistema pode ser classificado como: Subamortecido, crítico e Supercrítico como mostrado na Figura 3.13. A condição para classificação do sistema correlaciona amortecimento com amortecimento crítico mostrado na Equação 3.7.

$$\xi = \frac{c}{c_c} \quad (3.7)$$

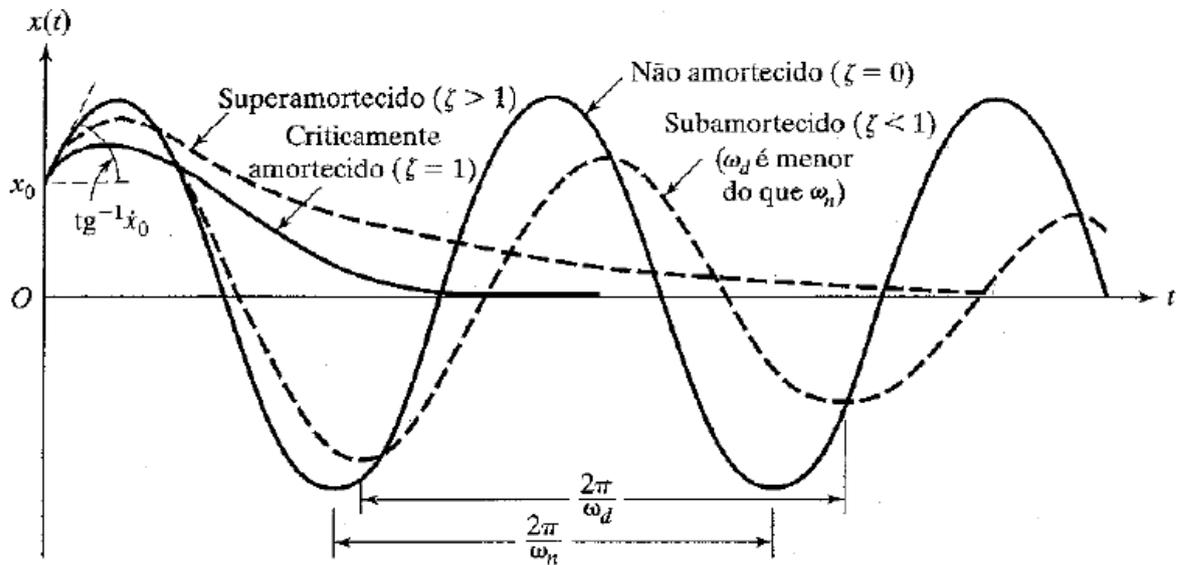


Figura 3.13: Comparação entre movimentos com diferentes tipos de amortecimento. (RAO, 2008)

3.6.2 Vibração Forçada

A vibração é caracterizada como forçada quando está sujeita a forças externas normalmente sendo repetitivas. O termo $f(t)$ mostrado na Equação 3.6 é diferente de zero, caracterizando o sistema com vibração forçada. A solução geral da equação neste caso é obtida através da solução homogênea e particular do sistema.

3.6.3 Vibração Amortecida

Ocorre quando qualquer tipo de energia for dissipado através de atrito ou de qualquer resistência durante o período de oscilação ou movimento. É caracterizado pelo amortecimento (c) da Equação 3.5.

3.6.4 Vibração não amortecida

Ocorre quando não há dissipação de energia por meio de amortecimento. É caracterizada pela ausência do amortecimento (c) na Equação 3.4.

3.7 FUNÇÃO DE RESPOSTA EM FREQUÊNCIA

Segundo (Sampaio, 2016) Função de Resposta em Frequência (FRF) é uma razão entre a amplitude do deslocamento de um determinado sistema e a amplitude forçada correspondente a cada frequência.

Para um sistema massa-mola-amortecedor temos a Equação 3.6. Podemos escrever $f(t) = F(\omega)e^{i\omega t}$, sendo $F(\omega)$ um número real representando amplitude forçada correspondente a cada frequência, e $x(t) = X(\omega)e^{i\omega t}$ onde $X(\omega)$ é um número complexo que representa a amplitude de fase do deslocamento do sistema.

Substituindo $x(t)$ e $f(t)$ na Equação 3.6 temos:

$$(-m\omega^2 + c\omega i + k)X(\omega)e^{i\omega t} = F(\omega)e^{i\omega t}$$

Onde K_{din} pode ser interpretado como uma rigidez dinâmica do sistema

$$K_{din} = (-m\omega^2 + c\omega i + k)$$

$$H(\omega) = \frac{X(\omega)}{F(\omega)} = \frac{1}{K_{din}} = \frac{1}{k - m\omega^2 + c\omega i}$$

A Função de Resposta em Frequência permite avaliar a resposta de um sistema forçado harmônico. Pode-se assim extrair a magnitude e fase da resposta:

$$H(\omega) = \frac{k}{(k - m\omega^2)^2 + c^2\omega^2}$$

O gráfico de Bode é o conjunto de dois gráficos da magnitude e fase em função da frequência. Tal representação é muito utilizada pois permite identificar as frequências naturais e amplitudes de vibração associada a cada uma das frequências correspondentes mostrada na Figura 3.14.

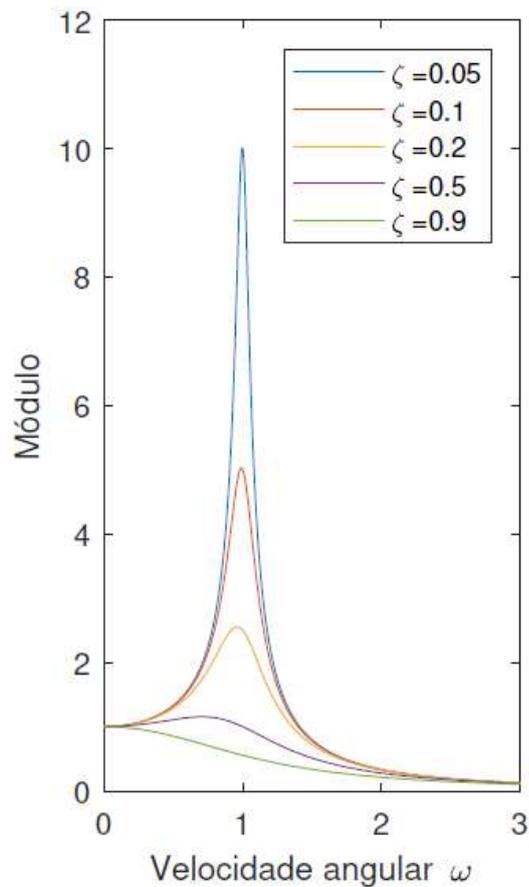


Figura 3.14: Função de Resposta em Frequência (Sampaio, 2016)

3.8 ANÁLISE MODAL

O principal objetivo da análise modal é o cálculo das frequências e dos modos de vibrar de uma estrutura. Dessa forma, é possível prever se a frequência de trabalho da estrutura ou no caso de uma asa (objeto de estudo da presente obra) está muito perto das frequências naturais da estrutura. Em engenharia aeronáutica, a análise modal é de suma importância no estudo do *flutter*, fenômeno aeroelástico que pode provocar o colapso da estrutura da aeronave. Para validar que a mesma está fora dos níveis de frequências naturais, são realizados cálculos analíticos, modelos computacionais em elementos finitos e por fim o ensaio estrutural, que na referida obra é regida pela norma FAR-23 norma para aeronaves de pequeno porte e subsônicas.

Analisar as frequências naturais de uma estrutura, é verificar as faixas de frequências e modos de vibrar da mesma, tomando atitudes a fim de fugir dos níveis de

frequências indesejadas e dessa forma otimizar o sistema até sair da proximidade das frequências naturais.

3.8.1 Análise Modal Experimental

Análise Modal Experimental (AME) consiste em extrair parâmetros modais de um determinado modelo físico. Parâmetros modais, são características de cada sistema, sendo assim, compostos por frequências naturais, fatores de amortecimento e modos de vibrar. O método experimental é muito utilizado na indústria aeronáutica a fim de submeter a estrutura da aeronave a níveis de frequência com o intuito de verificar o comportamento estrutural visando prever o fenômeno do *flutter*, previsão de fadiga, detecção de falhas, entre outras

Para assegurar que a aeronave está livre de fenômenos aeroelásticos indesejados, as estruturas aeronáuticas precisam ser submetidas a algum tipo de verificação modal antes de voo. Através de ensaios em solo, são obtidas as funções de resposta em frequência (FRF), obtendo a partir das respostas de frequências os parâmetros modais do sistema e os respectivos modos de vibrar.



Figura 3.15: Ensaio *Ground Test Vibration* em drone pertencente a NASA (2014)

3.8.2 Análise Modal Numérica

Métodos numéricos são amplamente utilizados para obtenção de parâmetros modais como forma de estimar de forma prévia as frequências naturais e modos de vibrar de determinada estrutura.

De acordo com (SILVA, 2009) os modos de vibrar de uma estrutura dizem respeito a forma que o sistema assume quando exposto a determinadas frequências.

O Método dos Elementos Finitos (MEF) é muito utilizado no âmbito numérico por realizar análises dinâmicas em geometrias complexas. As interpretações das análises numéricas se dão por meio de funções de resposta em frequências, onde são analisadas as amplitudes de vibração em função das frequências correspondentes da estrutura.

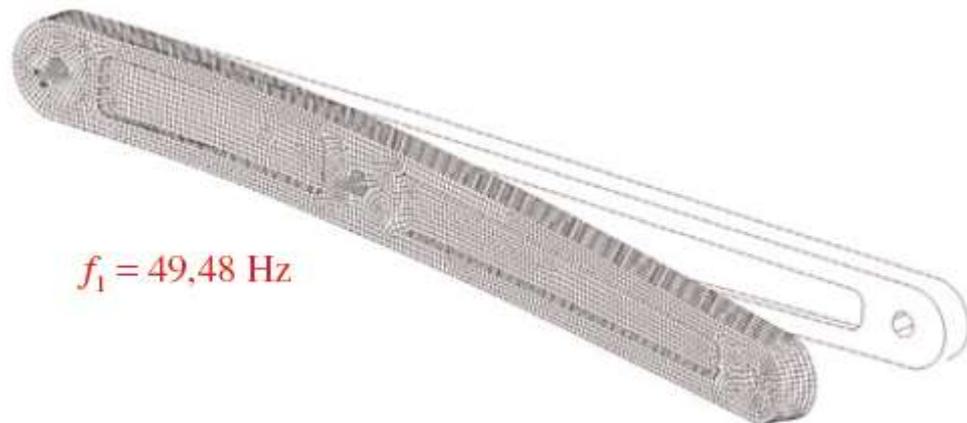


Figura 3.16: Modelagem 3D demonstrando o primeiro modo de vibrar de uma estrutura com frequência correspondente. (NORTON, 2013)

4 MATERIAIS E MÉTODOS

4.1 ANÁLISE NUMÉRICA

Para a realização de análise modal numérica, foi modelada a estrutura da asa da aeronave conforme mostra a Figura 4.1.

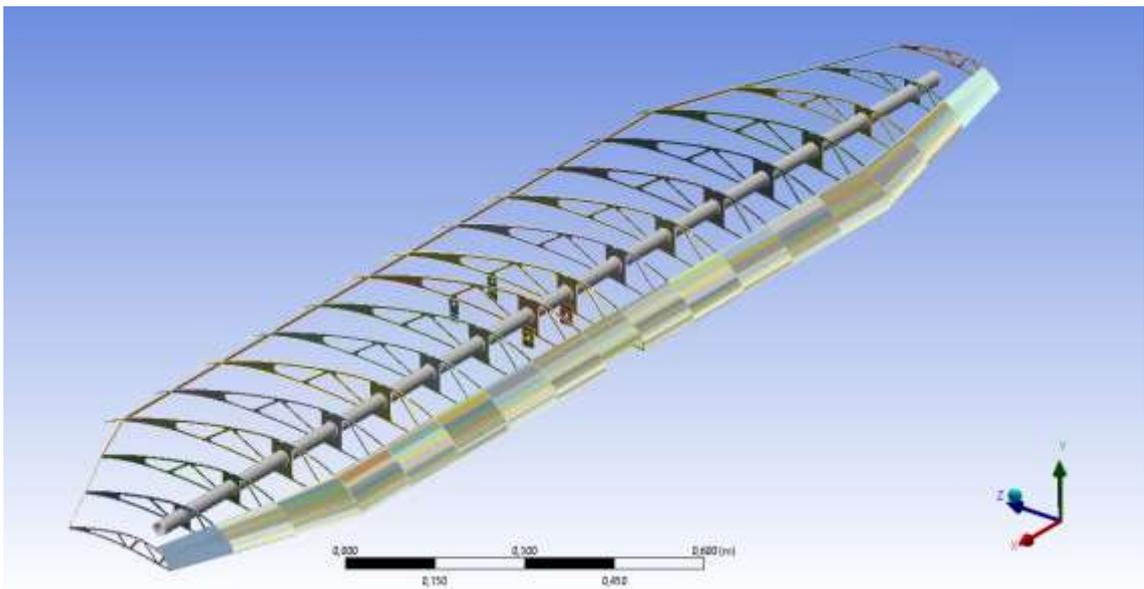


Figura 4.1: Modelagem 3D da asa da aeronave (AUTOR, 2019)

A atribuição das propriedades dos materiais compostos no modelo, deu-se pela obtenção dos dados da chapa balsa, material este utilizado nos perfis aerodinâmicos e pela caracterização das propriedades mecânicas do perfil da raiz e da longarina, visto que esse é um material compósito de fabricação própria da equipe Zeus.

Material	Tecido Fibra de Carbono Bidirecional/Epóxi
Densidade (g/cm ³)	1,58
Módulo Long. E ₁ (GPa)	65
Módulo Transv. E ₂ (GPa)	65
Coefficiente de Poisson, ν	0,05
Tensão Última (MPa)	680

Figura 4.2: Propriedades mecânicas da Fibra de carbono. (AUTOR 2019)

		Direção das Fibras	Massa específica (g/cm ³)		
			0,124	0,25	0,33
COMPRESSÃO	σ_u (MPa)	paralela	5	13	20
	E(MPa)	paralela	2300	5300	8000
		perpendicular	75	175	260
TRAÇÃO	σ_u (MPa)	paralela	10	21	31
	E(MPa)	paralela	0,65	0,95	0,30
		perpendicular	1930	4310	6380
CISALHAMENTO	τ_u (MPa)	paralela	1,00	2,50	3,25
	G(MPa)	paralela	96	200	250

Figura 4.3: Propriedades mecânicas da madeira Balsa. (AUTOR 2019)

A malha gerada apresentou 64744 nós e 57460 elementos com predominância de elementos do tipo SOLID185 no tubo de fibra de carbono e SHELL181 nas demais partes da estrutura composta por chapa balsa.

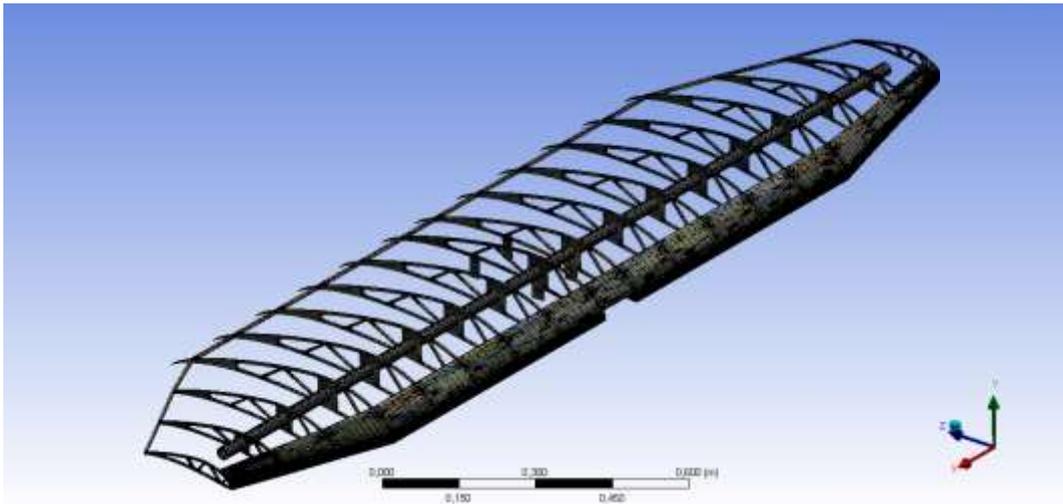


Figura 4.4: Malha gerada com elementos predominantes SOLID 185 e SHELL 181. (AUTOR)

Dessa forma, foram inseridas as condições de contorno do sistema variando em três tipos de contorno com o modelo Livre-Livre, ou seja, sem fixação em qualquer parte da asa, Fixo-Fixo com todos os pontos fixados e Livre-fixo somente em um dos lados fixados.

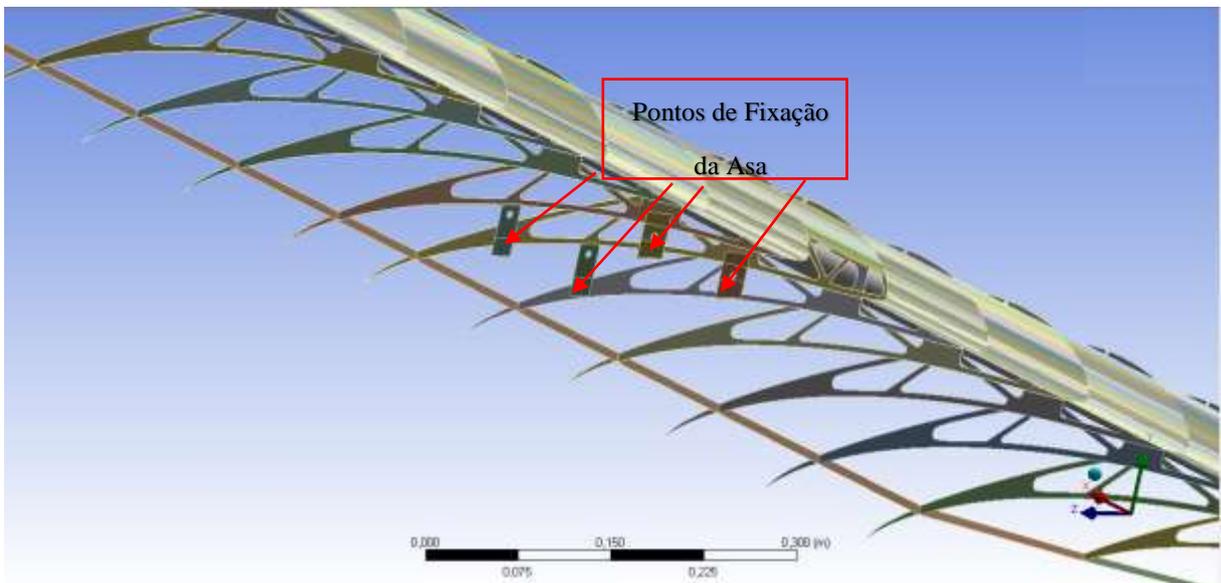


Figura 4.5: Asa com condições de contorno livre-livre, ou seja, sem fixação. (AUTOR, 2019)

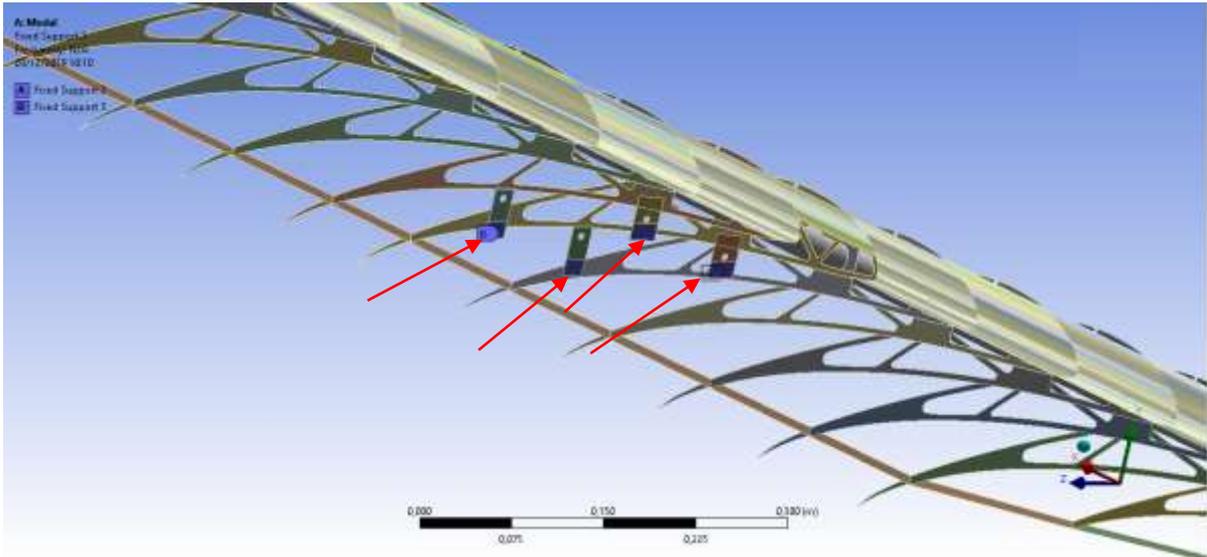


Figura 4.6: Asa com condições de contorno Fixo-Fixo, ou seja, com fixação dos dois lados. (AUTOR, 2019)

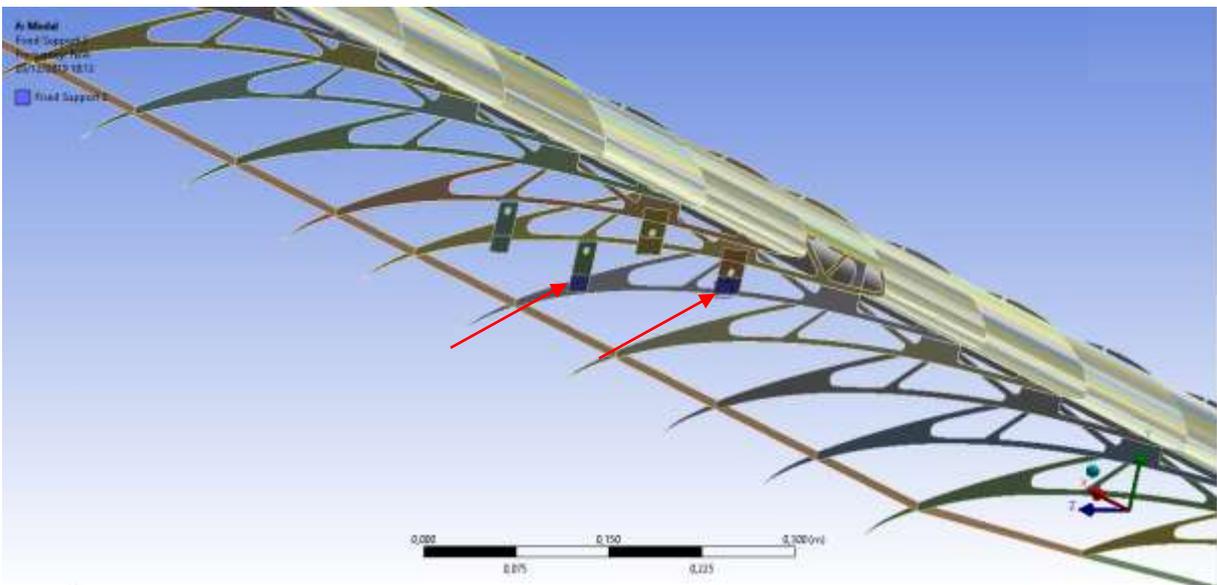


Figura 4.7: Asa com condições de contorno Livre-Fixo, ou seja, com fixação somente em um dos lados. (AUTOR, 2019)

A partir da realização da análise modal, foram gerados os gráficos de Função de Resposta em Frequência para cada condição de fixação de asa. Colocou-se os pontos de

leitura de amplitude na mesma posição do modelo real bem como o ponto de força da asa mostrado na Figura 4.8.

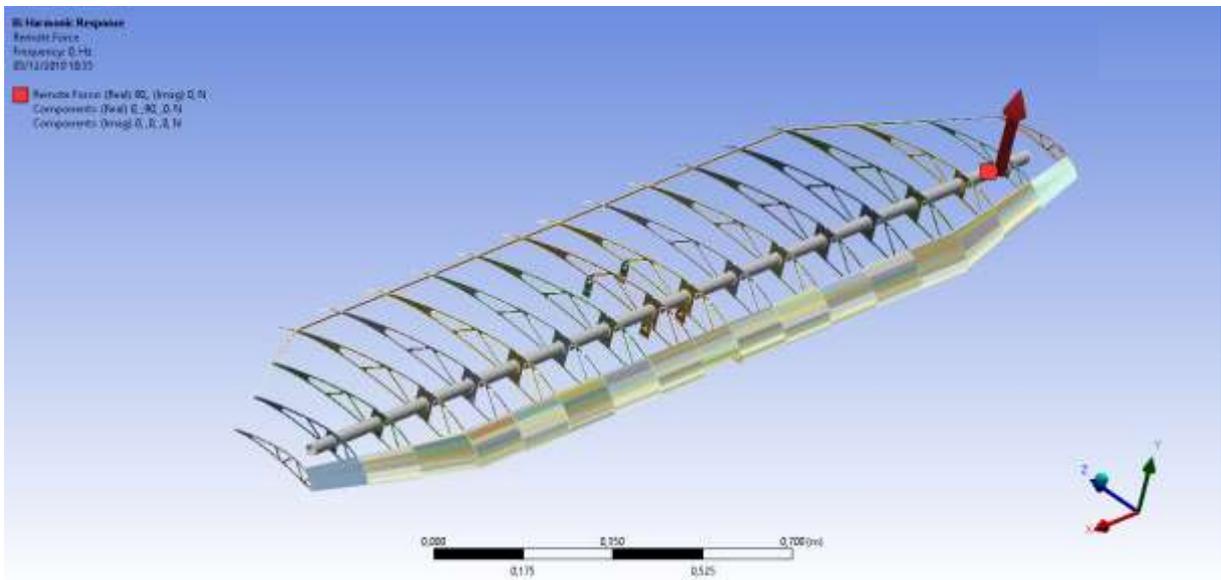


Figura 48: Atribuição do vetor Força para realizar simulação de Função de Resposta em Frequência para cada condição de fixação da asa. (AUTOR, 2019)

4.2 ANÁLISE EXPERIMENTAL

A norma FAR Part 23 Sec. 23.629 sugere que para encontrar as frequências naturais de um sistema seja realizado testes de vibração a fim de expor antes do voo as superfícies de sustentação da aeronave a excitações aproximadas as de voo. Dessa forma, fora utilizado o *Ground Test Vibration GVT* para a excitação da asa da aeronave.

O ensaio de vibração também denominado teste modal é largamente utilizado em protótipos de aeronaves para estimativa das frequências naturais, formas modais e taxas de amortecimento em determinadas estruturas como fuselagem, asa e empenagens horizontais e verticais.

O sistema de excitação utilizado é composto por uma fonte estimuladora que é um motor de indução (Figura 4.9 a) para excitação da asa. Para o controle de rotação do motor, fora utilizado um inversor de frequência (Figura 4.9 b) com frequência máxima de 66 Hz interligado com o motor como mostra na Figura (4.9 c).

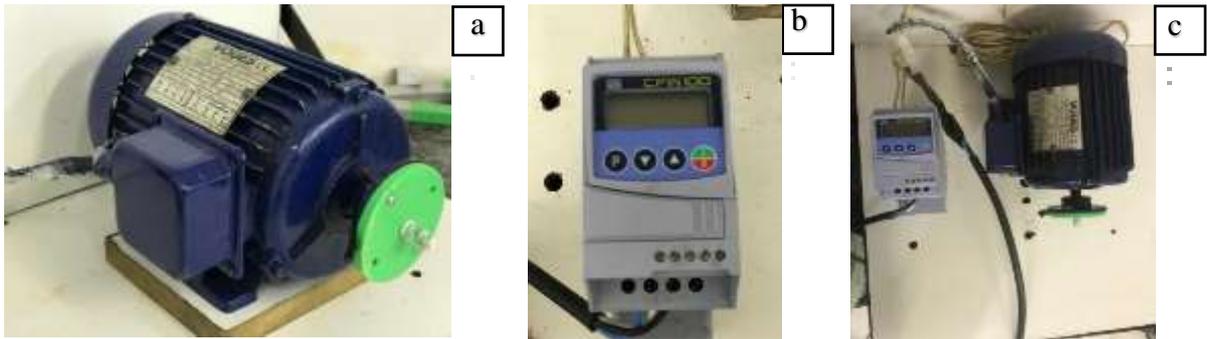


Figura 4.9: a) Motor de indução utilizado para gerar movimentos de excitação da asa. (AUTOR) b) Inversor de frequência utilizado para controle dos níveis de frequência da asa. (AUTOR) c) Motor e inversor de frequência interligados para controle de frequência (AUTOR)

Frequência (Hz)	60	a
Rotação (rpm)	1680	"
Corrente (I)	1,44	"
Tensão (V)	220	"

Frequência Mínima (Hz)	3	b
Frequência Máxima (Hz)	66	"
Corrente (A)	1,6	"
Tensão (V)	200-240	"

Figura 4.10: Informações técnicas referentes: a) Motor VOGES e b) Inversor de frequência CFW 100.

Para gerar a amplitude de movimento da asa, fora projetado um sistema biela manivela (Figura 4.11 a) com excentricidade de 3 mm fixado a um conjunto de hastes fabricados em impressora 3D. Para transmissão dos movimentos fora utilizado um rolamento acoplado a uma das hastes como mostra a (Figura 4.11 a) e figura (4.11 b) com o sistema de transmissão de vibração montado.

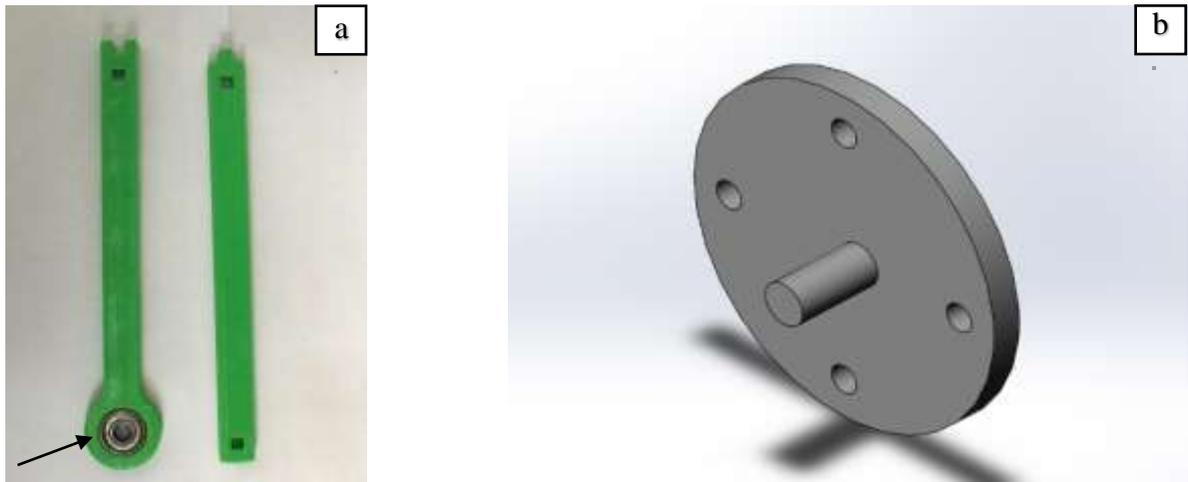


Figura 4.11: a) Hastes para composição do sistema biela manivela para transmissão de movimento de excitação. (Autor,2019) b) Batente com excentricidade de 3mm para gerar transmissão de movimento de excitação da asa. (Autor,2019)

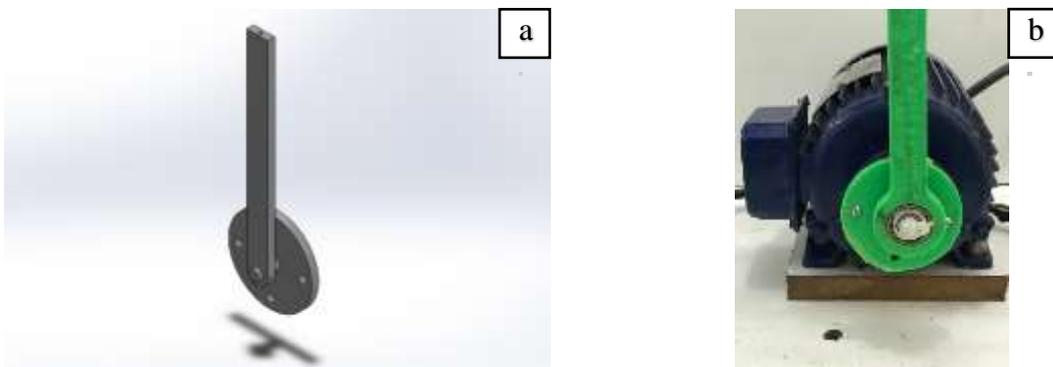


Figura 4.12: Sistema biela manivela montado: a) Sem montagem com o motor (Autor,2019) b) Sistema acoplado ao motor (Autor, 2019)

A aquisição do sistema fora realizada através de dois acelerômetros ADXL 135 Figura 4.13 a) em conjunto com Arduíno Uno na Figura 4.13 b).

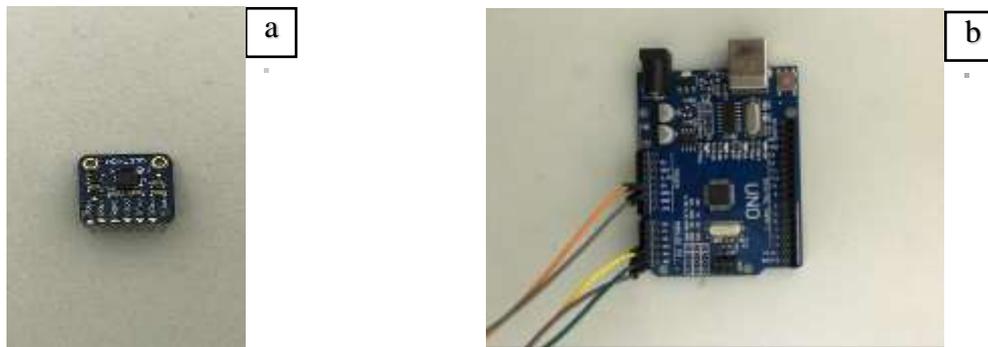


Figura 4.13: a) Acelerômetro ADXL 135 utilizado para captação dos dados. (AUTOR,2019)
 b) Placa Arduino UNO utilizado para transmissão dos dados para o computador. (AUTOR,2019)

Os acelerômetros foram fixados nas duas extremidades da asa (Figura 4.12 a) a fim de captar a amplitude correspondente a cada faixa de frequência onde a asa era imposta. Dessa forma, a frequência fora sendo variada com incremento de 2 Hz com o intuito de verificar a reação da asa aos níveis de frequência onde a mesma iria ser exposta. A fixação da asa fora realizada por em pontos de fixação da asa (Figura 4.14 b) tentando aproximar ao máximo da fixação do modelo numérico para obtenção dos dados sem interferências.

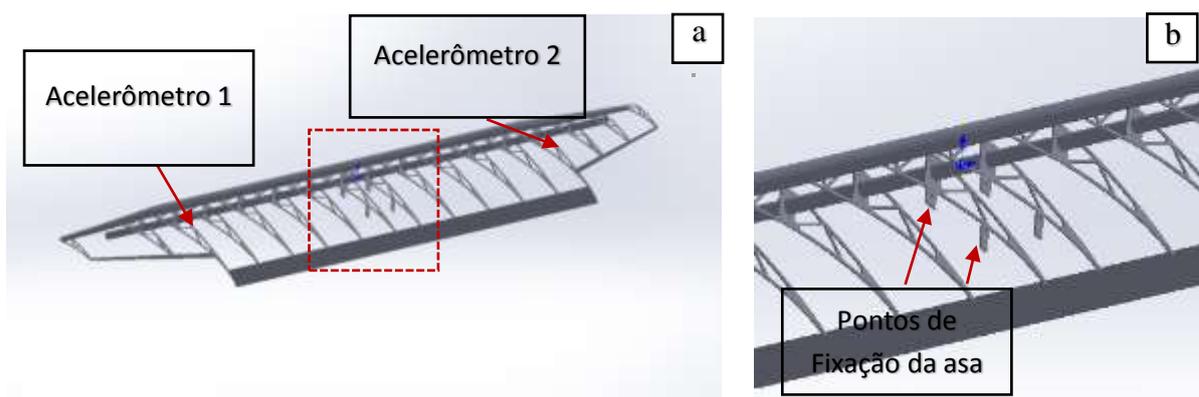


Figura 4.14: Modelo em 3D da asa: a) Visão geral da asa mostrando a posição de fixação dos acelerômetros. (AUTOR,2019) b) Aproximação para visualização dos pontos de fixação da asa. (AUTOR,2019).

5 RESULTADOS E DISCURSÕES

As análises numéricas foram realizadas utilizando três condições de contorno, verificando os modos de vibrar de flexão e torção nas diferentes condições. Observou-se que há uma diferença entre as frequências naturais dos seus respectivos modos de vibrar em se tratando da fixação da asa. Foram realizadas as análises modais somente no primeiro e segundo modo de vibrar de cada condição, haja vista que os mesmos seriam os mais suscetíveis a aparecerem durante o voo da aeronave pelo fato das baixas frequências.

5.1 ANÁLISE NUMÉRICA LIVRE-LIVRE DA ASA

Para a primeira análise modal, a Figura XX mostra o primeiro modo de flexão o mesmo ocorre na frequência de 214,17 Hz.

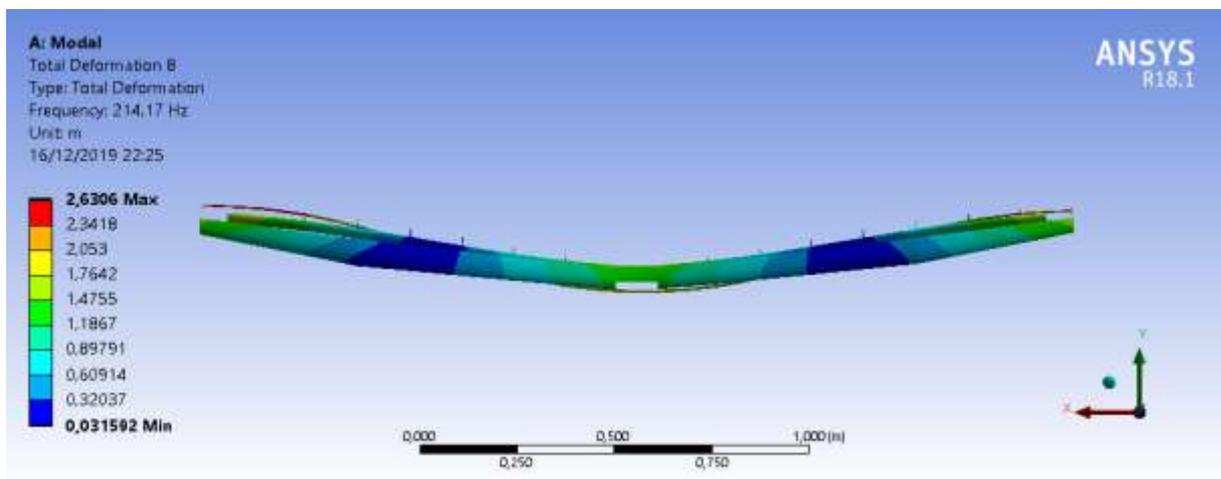


Figura 5.1: Primeiro modo de flexão (214,17 Hz) sem fixação da asa (AUTOR)

A Figura 5.2 mostra o primeiro modo de torção ocorrendo na frequência de aproximadamente 282,38 Hz.

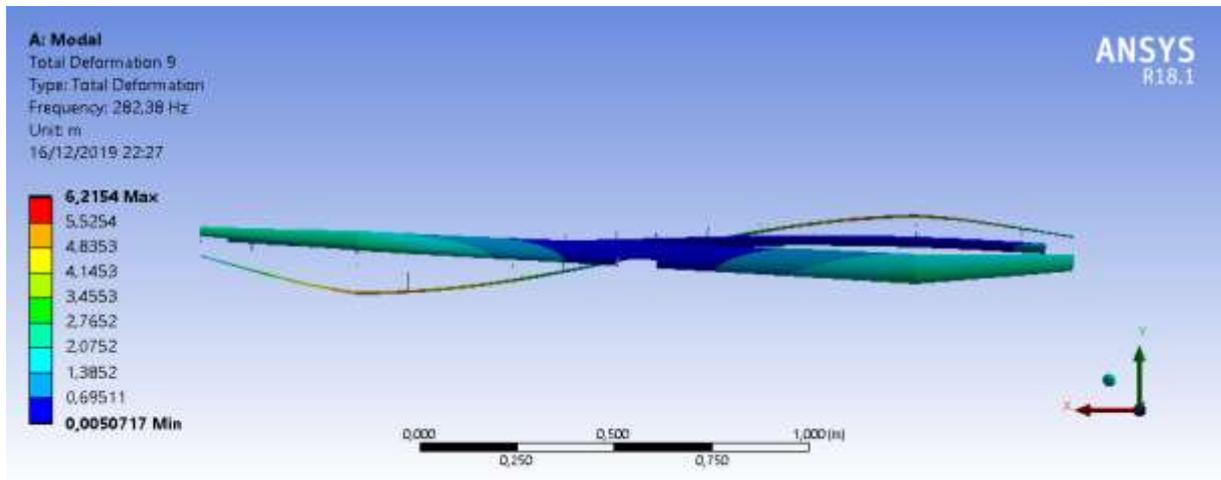


Figura 5.2: Primeiro modo de torção (282,38 Hz) sem fixação da asa (AUTOR)

A Figura 5.3 mostra o segundo modo de flexão na condição Livre-Livre, obtendo como frequência natural 732,69 Hz, evidenciando um aumento de frequência alto se comparado com o primeiro modo de Flexão.

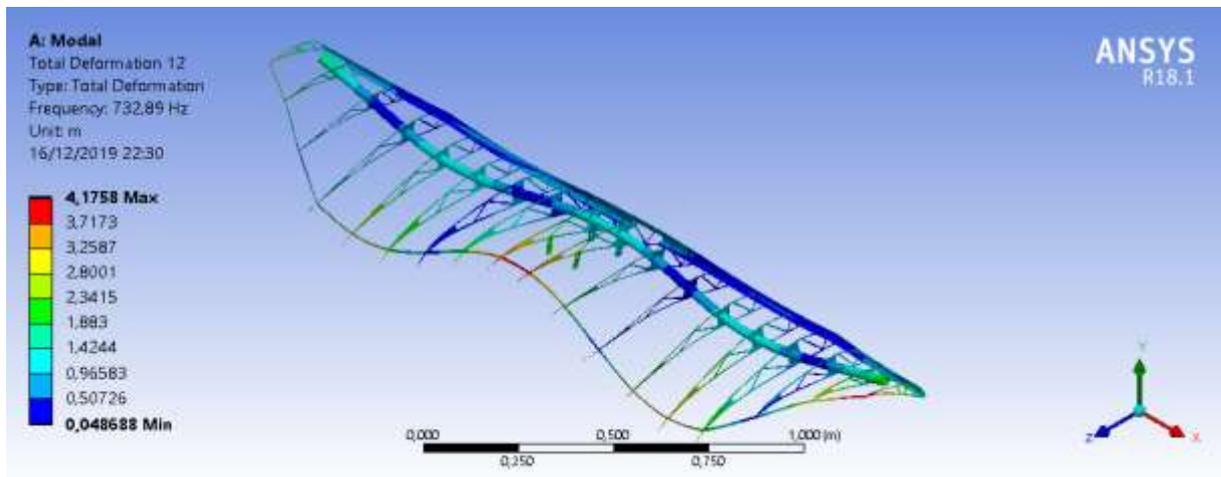


Figura 5.3: Segundo modo de flexão (732,69 Hz) sem fixação da asa (AUTOR)

A figura 5.4 mostra o Segundo modo de torção da asa na condição Livre-Livre com frequência de 508,18 Hz.

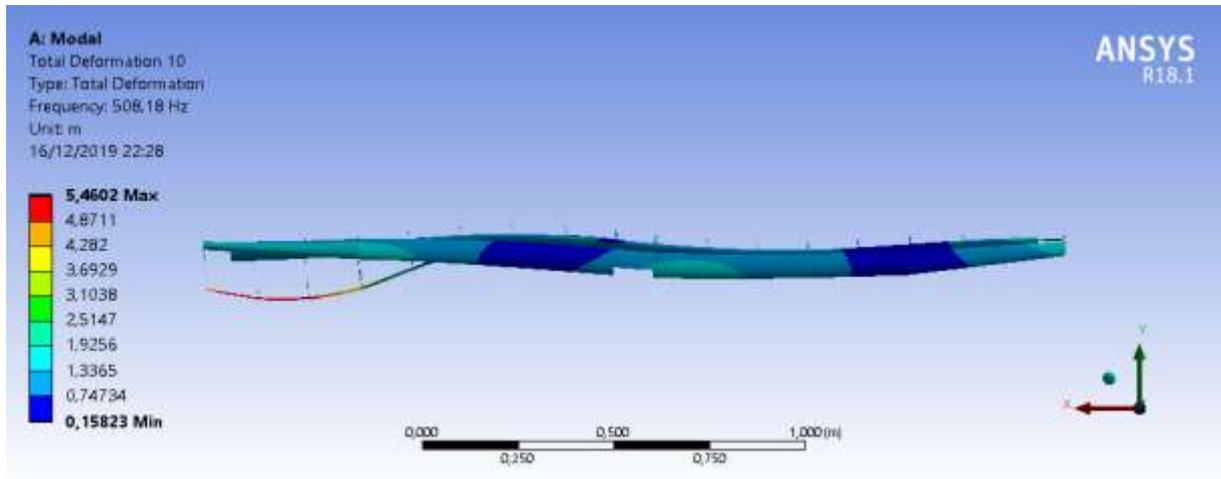


Figura 5.4: Segundo modo de torção (508,18 Hz) sem fixação da asa (AUTOR)

5.2 ANÁLISE NUMÉRICA FIXO-FIXO DA ASA

A Figura 5.5 mostra o primeiro modo de vibrar com condição de contorno Fixo-Fixo com frequência natural de 84,77 Hz.

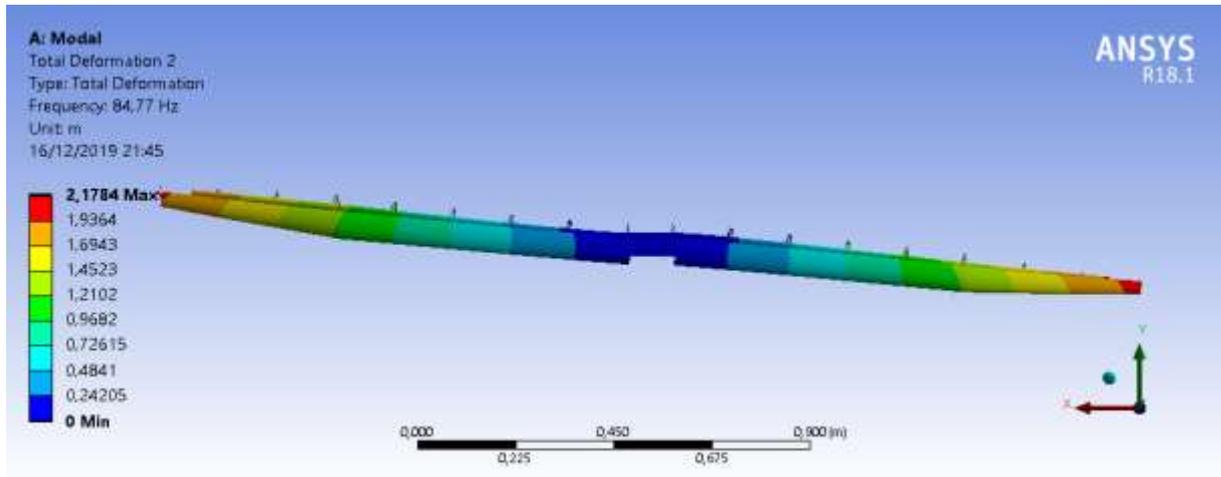


Figura 5.5: Primeiro modo de flexão (84,77 Hz) fixo - fixo da asa (AUTOR)

A Figura 6.6 mostra o primeiro modo de torção na condição de contorno Fixo-Fixo apresentando frequência natural de 189,73 Hz.

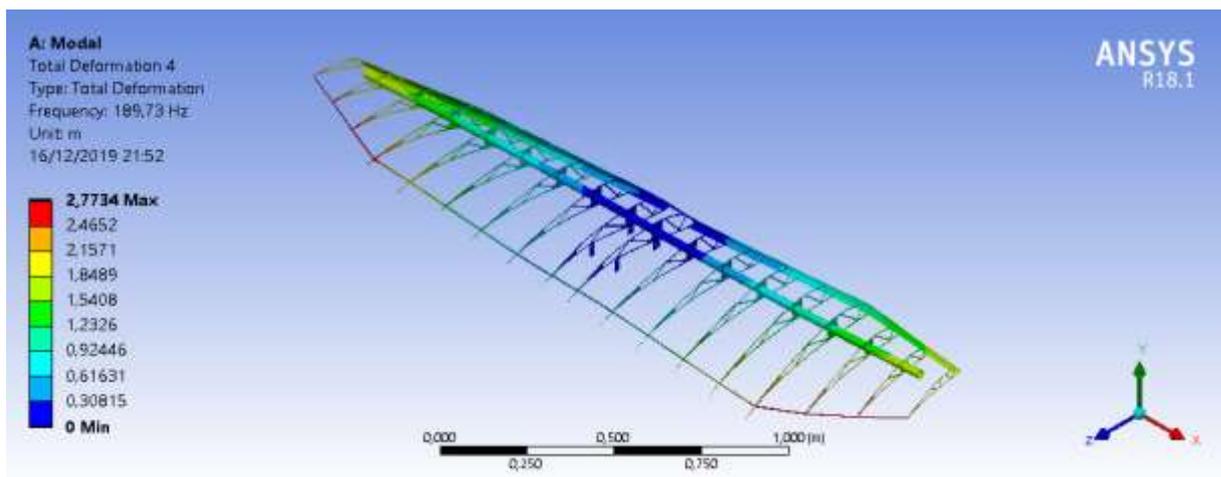


Figura 5.6: Primeiro modo de torção (189,73 Hz) fixo - fixo da asa (AUTOR)

A Figura 5.7 apresenta o segundo modo de vibrar de flexão na condição de contorno Fixo-Fixo, retornando como frequência natural 124,25 Hz.

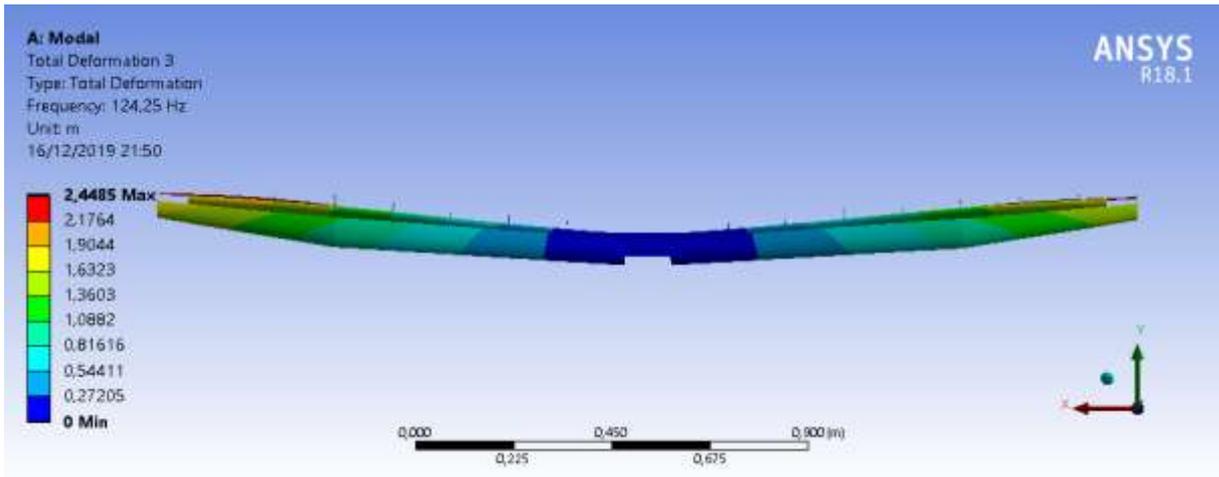


Figura 5.7: Segundo modo de flexão (124,25 Hz) fixo-fixo da asa (AUTOR)

A Figura 5.8 mostra o segundo modo de torção com condição de contorno Fixo-Fixo apresentando frequência natural de 291,23 Hz.

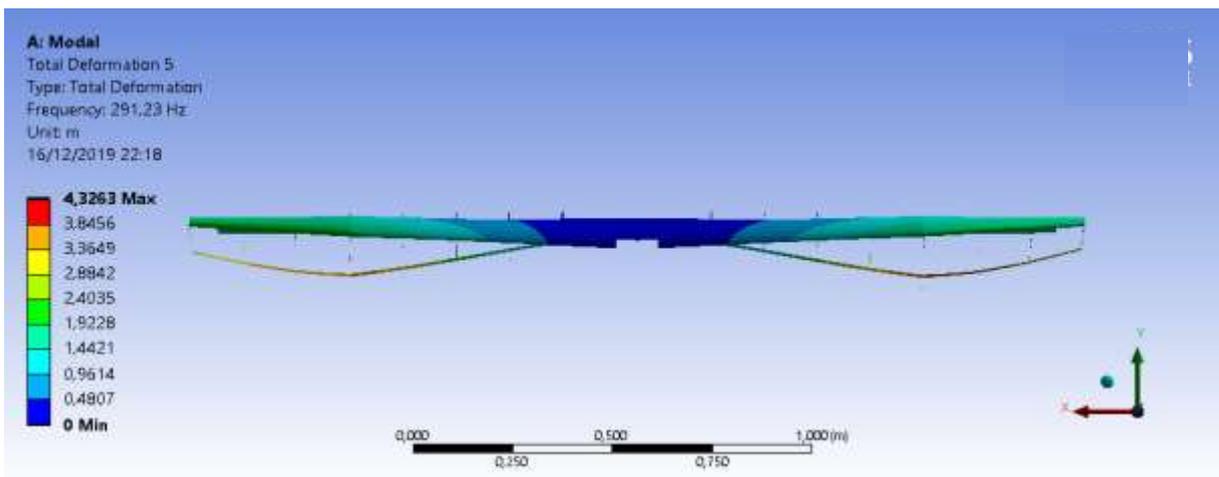


Figura 5.8: Segundo modo de torção (291,23 Hz) fixo-fixo da asa (AUTOR)

A avaliação da Função de Resposta em Frequência - FRF foi realizada no range de frequência de 2 a 100 Hz.

A Figura 5.9 nos mostra os resultados da FRF para condição de avaliação do acelerômetro posicionado do lado esquerdo da asa.

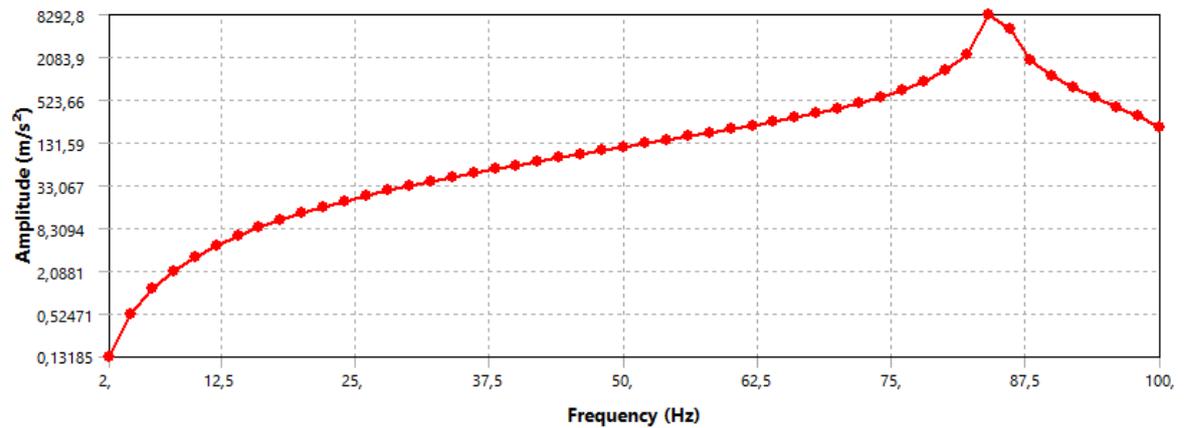


Figura 5.9: Função de Resposta em Frequência da asa totalmente fixa com Acelerômetro 1 posicionado do lado esquerdo da asa. (AUTOR)

A Figura 5.10 mostra o resultado da FRF para condição de acelerômetro fixado no lado direito da asa.

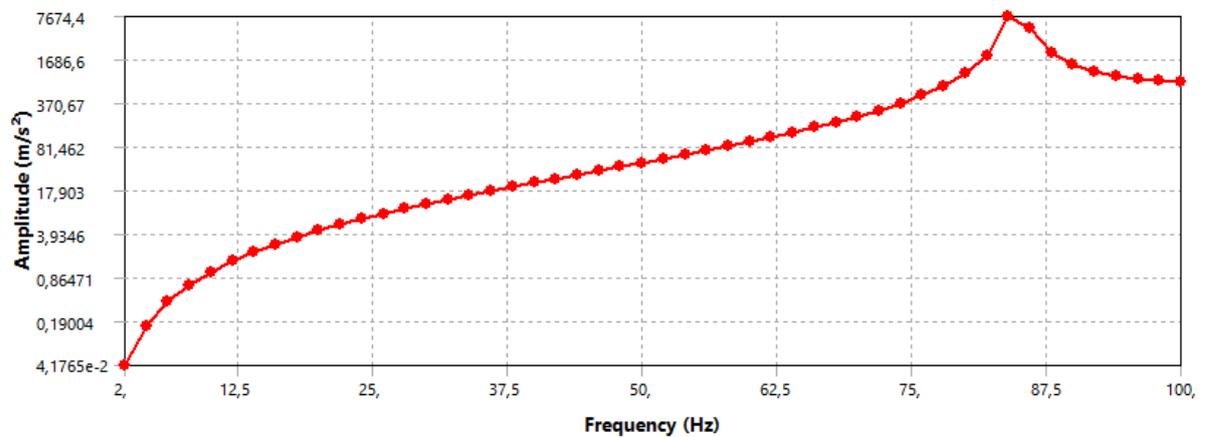


Figura 5.10: Função de Resposta em Frequência da asa totalmente fixa com Acelerômetro 2 posicionado do lado direito da asa. (AUTOR)

5.3 ANÁLISE NUMÉRICA LIVRE - FIXO DA ASA

A Figura 5.11 mostra o primeiro modo de Flexão em relação ao eixo “x” na condição de contorno Livre-Fixo retornando como valor de frequência natural de 31,726 Hz.

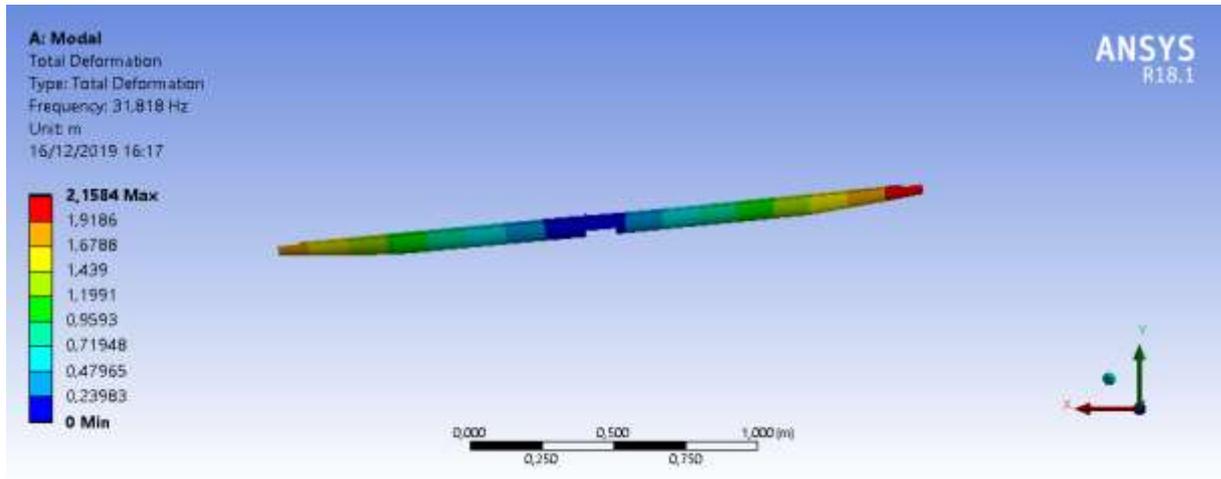


Figura 5.11: Primeiro modo de flexão (31,726 Hz) livre – fixo da asa (AUTOR)

A Figura 5.12 apresenta o primeiro modo de vibrar torcional na vista isométrica com condição de contorno Livre – Fixo retornando 277,33 Hz de frequência natural.

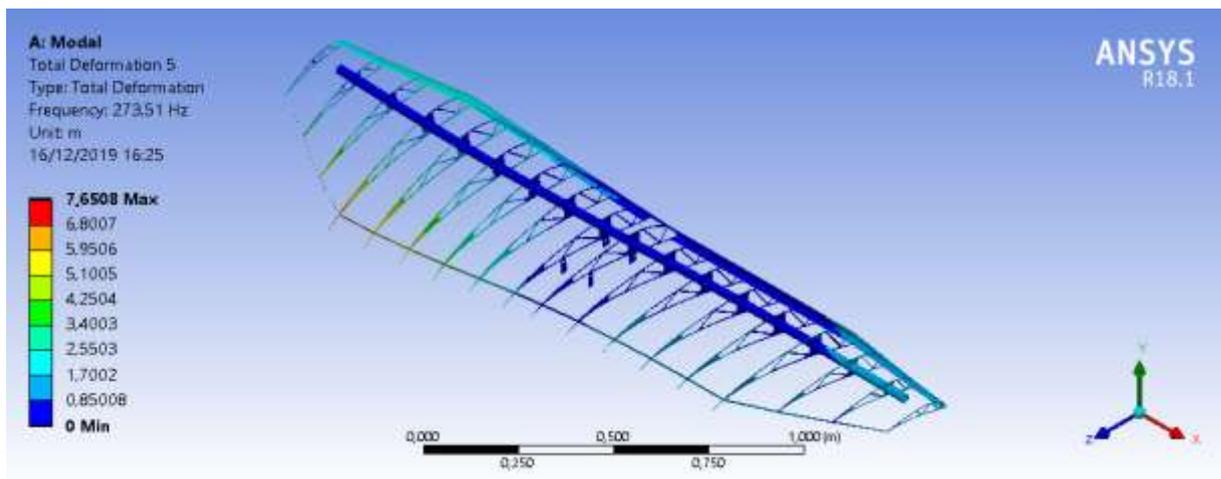


Figura 5.12: Primeiro modo de torção (277,51 Hz) livre – fixo da asa (AUTOR)

A Figura 5.13 demonstra o segundo modo de flexão em relação ao eixo “z” com frequência natural de 59,442 Hz.

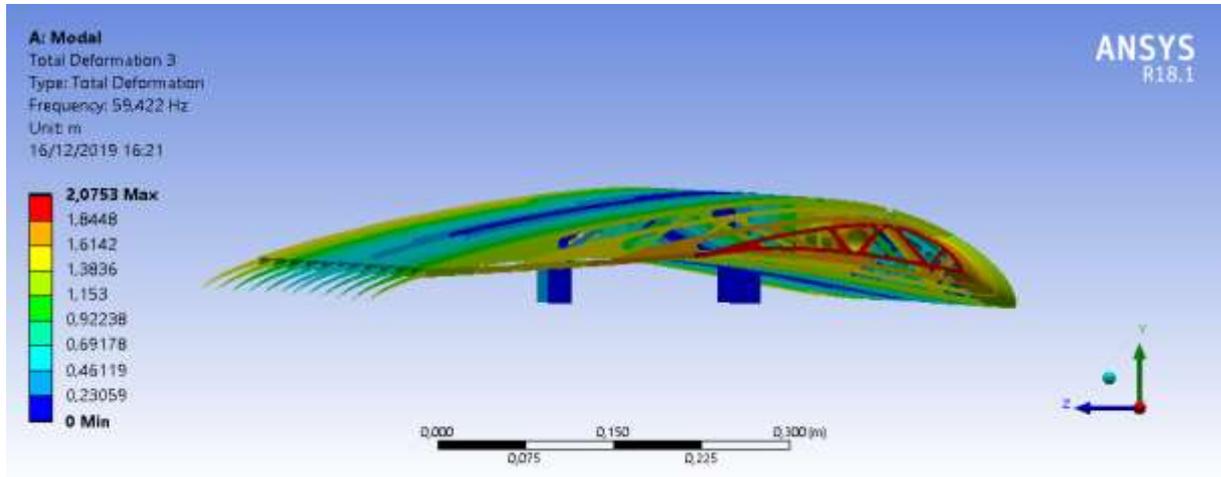


Figura 5.13: Segundo modo de flexão (59,442 Hz) livre – fixo da asa (AUTOR)

A Figura 5.14 demonstra o segundo modo de torção em vista isométrica com frequência natural de 296,94 Hz.

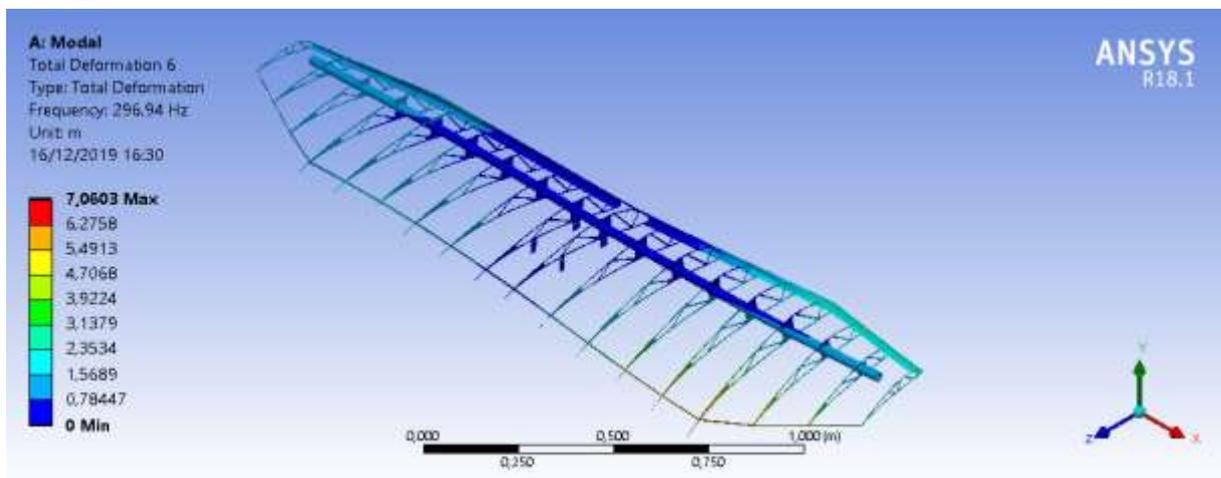


Figura 5.14: Segundo modo de torção (293,37 Hz) livre – fixo da asa (AUTOR)

Entre os modos de vibrar de flexão e torção, a simulação numérica retorna um terceiro modo de flexão antecedente ao primeiro modo de torção tendo como resultado uma frequência de 120,89Hz como mostra a Figura 5.15.

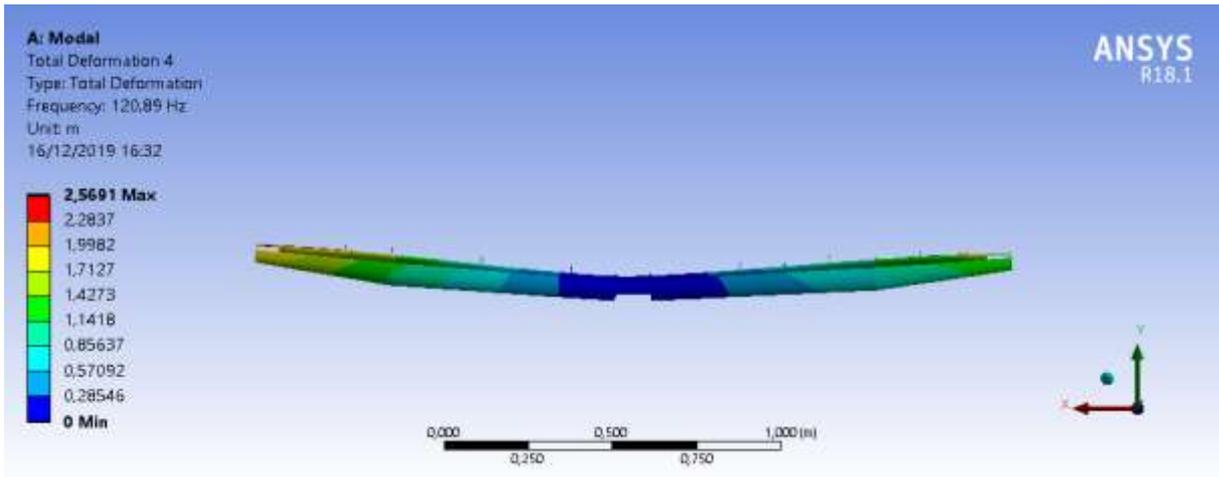


Figura 5.15: Terceiro modo de torção (120,89 Hz) livre – fixo da asa (AUTOR)

A Figura 5.16 apresenta o resultado da FRF na condição de contorno Livre-Fixo da asa com acelerômetro fixado no lado esquerdo da asa.

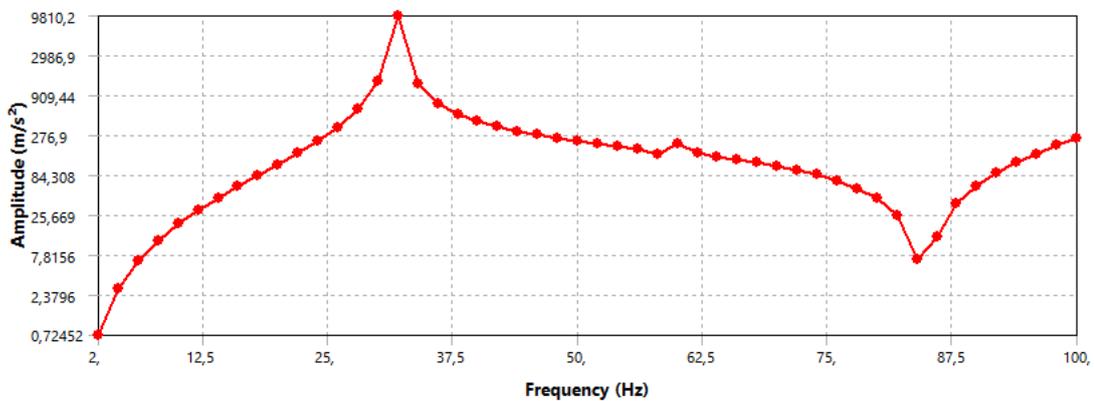


Figura 5.16: Função de Resposta em Frequência da asa fixa somente em um lado com Acelerômetro 1 posicionado do lado esquerdo da asa. (AUTOR)

A Figura 5.17 apresenta o resultado da FRF na condição de contorno Livre-Fixado com Acelerômetro 1 fixado no lado direito da asa.

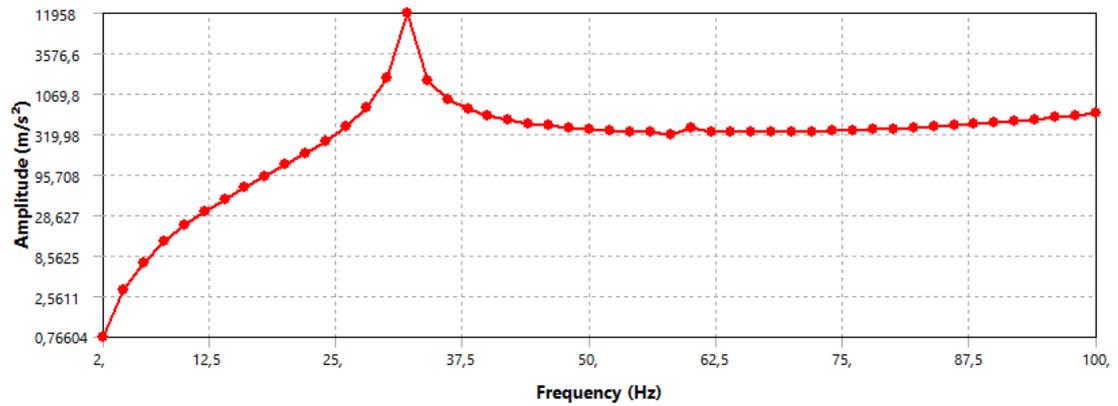


Figura 5.17: Função de Resposta em Frequência da asa fixa somente em um lado com Acelerômetro 2 posicionado do lado direito da asa. (AUTOR, 2019)

5.4 RESULTADOS ESPERIMENTAIS.

Para avaliação da análise modal experimental, utilizou-se a condição de contorno Livre-Fixo, pelo de a mesma apresentar a primeira frequência natural abaixo de 66 Hz sendo a referida frequência o limite máximo do sistema de excitação. A Figura 5.13 mostra os dois acelerômetros fixados sobre a asa (Sinalizados com fita azul). Também fora observado o mecanismo biela manivela ligando o motor elétrico ao ponto de excitação da asa.



Figura 5.18: Montagem do experimento com fixação dos acelerômetros, motor e inversor de frequência (AUTOR,2019)

A Figura 5.19 apresenta os resultados experimentais encontrados na faixa de frequência avaliada que vai de 6 a 60 Hz. É apresentado um pico enfatizando o primeiro modo de vibrar para o sistema quando utilizada a condição de contorno Livre-Fixo.

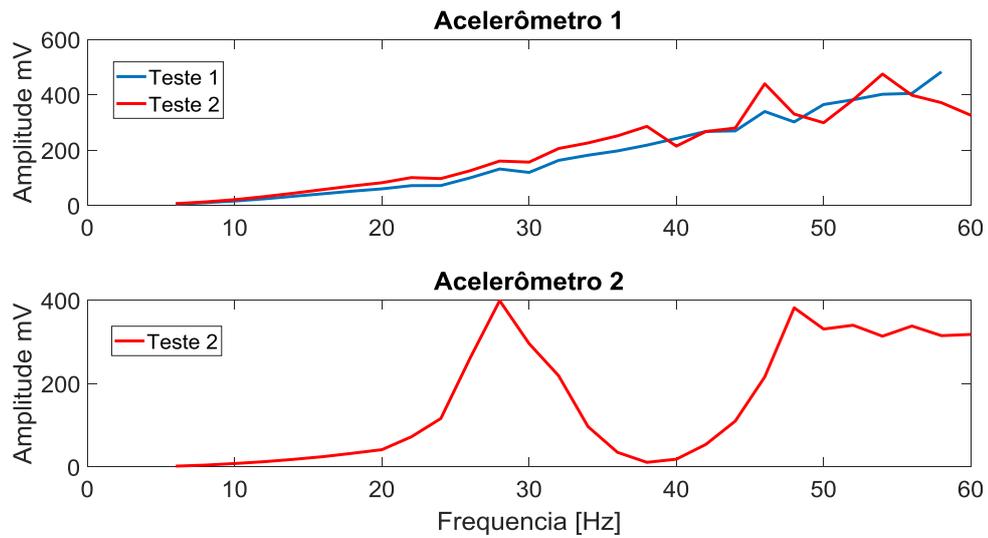


Figura 5.19: Função de Resposta em Frequência encontrada a partir do teste experimental com condição de contorno Livre-Fixo. (AUTOR, 2019)

Dos dados experimentais são integrados dividindo os valores encontrados em mV por $(2\pi f)^2$ onde f é o valor da frequência em Hz. O gráfico 5.8 mostra o valor da primeira frequência natural em 28 Hz e para o acelerômetro 2 existe um pico próximo do valor de 48 Hz que representa o segundo modo de vibrar da asa Livre-Fixo.

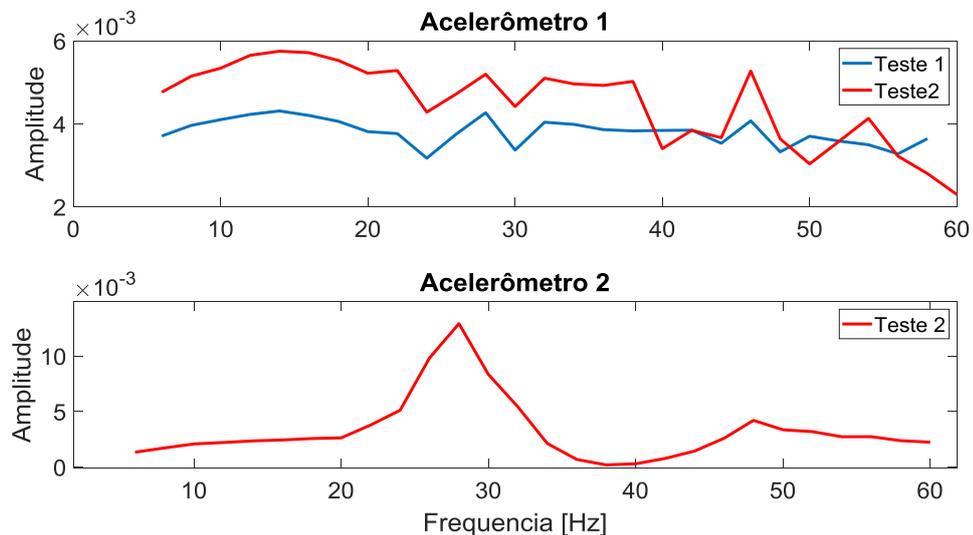


Gráfico 5.20: Função de Resposta em Frequência do Acelerômetro 1 e Acelerômetro 2 evidenciando as frequências naturais bem vistas pelo Acelerômetro 2. (AUTOR, 2019)

Os resultados encontrados nos experimentos para o Acelerômetro 1 não evidenciam claramente as frequências naturais.

O Gráfico 5.21 é uma nova simulação onde o valor da Força de estímulo é $F_y=90, F_x=9$ e $F_z=9$. Diferenciando dos casos anteriores por um acréscimo de 10% do valor da força nos outros eixos. Para o caso Livre-Fixo. Com esse novo valor de força próximo do valor de 58 existe um pico representando o segundo modo de vibrar.

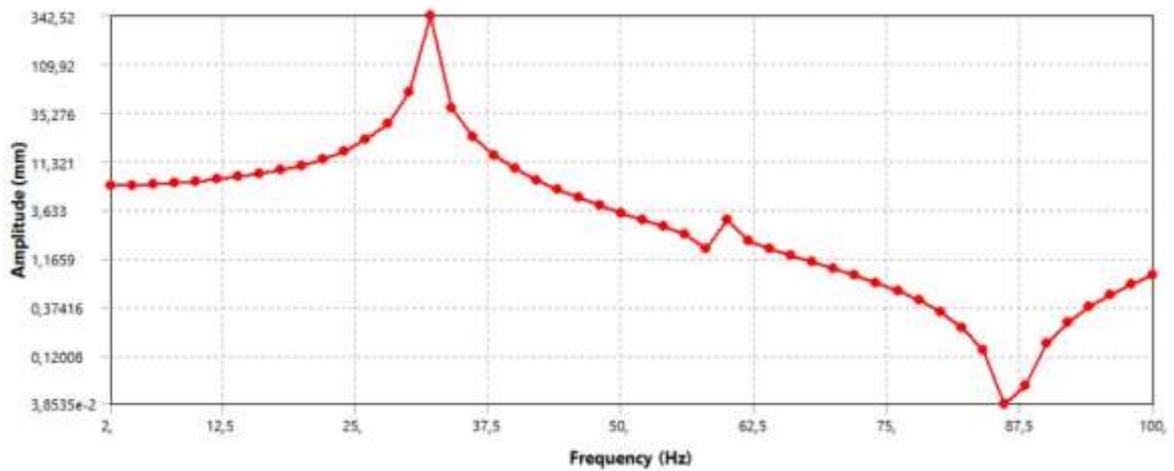


Gráfico 5.21: Função de Resposta em Frequência aplicando 10% da força do eixo y para os eixos X e Z.

5.5 CONSIDERAÇÕES FINAIS

A asa foi modelada utilizando elemento de casca contendo três condições de contorno Livre-Livre, Fixo-Fixo, Livre-Fixo. Para a condição de contorno Livre-Livre a frequência natural do primeiro modo de vibrar ficou acima de 200 Hz. Para a condição Fixo-Fixo a frequência natural ficou acima de 80 Hz. Para a condição de contorno Livre-Fixo a frequência natural correspondente ao primeiro modo de vibrar ficou próximo de 31 Hz. Como a configuração Livre-Fixo continha frequências abaixo de 60 Hz, fora esta escolhida para as análises experimentais.

Para o sistema de transmissão do movimento de excitação proveniente do motor, foi projetado em software 3D e confeccionado em impressora 3D do sistema biela manivela bem como batente para fixação do mecanismo de excitação.

Foi observado que no momento em que a asa estava passando pela rampa de 3 Hz até o ponto de frequência máxima do inversor de frequência de 60 Hz a mesma apresentava instabilidade por volta de 28 Hz, apresentando um alto índice de vibração, caracterizando uma frequência natural. Este fenômeno é validado quando observamos os gráficos dos resultados experimentais, onde é encontrada a primeira frequência natural de 28 Hz.

As condições de contorno Livre-Livre e Fixo-Fixo não foram testadas pela falta de equipamento que chegassem as primeiras frequências naturais obtidas através da análise numérica, ficando como sugestão para trabalhos futuros a aquisição de um sistema de excitação que chegue nas frequências naturais das condições de contorno não testadas.

REFERÊNCIAS

ANSYS® Product Launcher Release 18.1. ANSYS 18.1 Help

Azevedo, A. F. M.; Barros, J. A. O. – O Método dos Elementos Finitos - Versão .1, Porto, 2003.

BERGAMI, Leonardo. Aeroelastic Stability of a 2D Airfoil Section equipped with a Trailing Edge Flap. Technical University of Denmark Roskilde, 2008.

BIDIONOTTO, Jorge Henrique. Proposta conceitual de Excitador de *Flutter* alternativo para ensaios de voo. São Carlos, 2007

BISPLINGHOFF, R. L.; ASHLEY, H. Principles of Aeroelasticity. [S.l.]: Dover Publications Inc, 1962.

CUNHA, F.S. Apostilla do curso Estruturas Aeroespaciais. Lisboa: Universidade Tecnica de Lisboa, 2004

DOWELL, E. H; CLARK, R.; COX, D.; CURTISS JR., H. C. ESQARDS, J. W.; K. C; PETERS, D. A.; SCANLAN, R.; SIMIU, E.; SISTO F.; STRGANAC, T. W. A Mordern Course in Aeroelasticity. Kluwer Academic Publishers, 4ª ed Holanda, 2004. England: Wiley, 2015.

FAR (Federal Aviation Regulation – Part 23)

Nasa, 2014. https://www.nasa.gov/centers/armstrong/research/X_56/index.html

NÓBREGA, M. V. **Investigação do estado de aderência em revestimento de tubos metálicos utilizando parâmetros modais visando a utilização em poços de petróleo.** 2010. 146 f. Tese (Doutorado em Engenharia Mecânica) – Centro de Tecnologia da Universidade federal da Paraíba- PB, 2010.

Norton, Robert L. Projeto de máquinas [recurso eletrônico] : uma abordagem integrada / Robert L. Norton ; [tradução: Konstantinos Dimitriou Stavropoulos ... et al.]. – 4. ed. – Dados eletrônicos. – Porto Alegre : Bookman, 2013.

PORTELA, Marcelo. Aeroelasticidade da seção típica com quarto grau de liberdade, 2004. 57f.

RAO, S. S. **Vibrações mecânicas.** 4. ed. São Paulo: Pearson Prentice hall, 2008.

RODRIGUES, L. E. MIRANDA. J. Fundamentos da Engenharia Aeronáutica – Aplicações ao Projeto SAE AeroDesign. Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo. São Paulo, SP. 2009.

SAMPAIO, G.B.W.R. APOSTILA DE ANÁLISE MODAL. 1. ed. [S. l.: s. n.], 2016

SILVA, A. R. D. **Sistema computacional para análise avançada estática e dinâmica de estruturas metálicas**. 2009. 322 f. Tese (Doutorado em Engenharia Civil) – Departamento de engenharia civil da Universidade Federal de Ouro Preto- MG, 2009.

SOUSA, B. S. **Projeto de Perfis Aerodinâmicos Utilizando Otimização Mono e Multiobjetivos**. 2008. 154 f. Dissertação (Mestre em Engenharia Mecânica). Instituto de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Itajubá. Itajubá, 2008.

STEARMAN, R.O.; et al. Aircraft damage detection from acoustic signals found by a cockpit voice recorder. Austin, Texas : 1997.

STRGANAC, T.W.; et al. Investigations of Nonlinear Pathologies in Aeroelastic Systems. Texas, 2003 Disponível em: http://www.aeweb.tamu.edu/aeroel/Galley/Current/seminar_auburn-s.pss Acesso em: 08 jun. 2019.

TAVARES, E. J. **Modelo experimental para ensaios de Flutter de uma seção típica aeroelásticas**. 2009. 101 f. Dissertação (Mestrado em engenharia mecânica). Escola de engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo. São Paulo.

Trabalho de conclusão de curso. (Graduação) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São Jose dos Campos.

WRIGHT, J. E.; COOPER, JAN,R. *Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads*.