

**UNIVERSIDADE FEDERAL DE ITAJUBÁ  
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO  
EM ENGENHARIA MECÂNICA**

**DISSERTAÇÃO DE MESTRADO**

**AVALIAÇÃO DOS DANOS PRODUZIDOS  
POR FADIGA SÔNICA “SIMULADA POR  
VIBRAÇÕES” EM MATERIAIS COMPÓSITOS  
FIBRA DE CARBONO/EPÓXI**

**Mestrando: Yullian Devis Alvarado Villarreal**

**Orientador: Prof. Dr. Antonio Carlos Ancelotti Junior**

**Co-orientador: Prof. Dr. Sebastião Simões da Cunha Jr**

Itajubá  
2016

**UNIVERSIDADE FEDERAL DE ITAJUBÁ  
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO  
EM ENGENHARIA MECÂNICA**

**Yullian Deivis Alvarado Villarreal**

**AVALIAÇÃO DOS DANOS PRODUZIDOS  
POR FADIGA SÔNICA “SIMULADA POR  
VIBRAÇÕES” EM MATERIAIS COMPÓSITOS  
FIBRA DE CARBONO/EPÓX**

Dissertação submetida ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica como parte dos requisitos para obtenção do título de **Mestre em Ciências em Engenharia Mecânica**

Área de Concentração: **Materiais e Processos**

Orientador: **Prof. Dr. Antonio Carlos Ancelotti Junior**

Co-orientador: **Prof. Dr. Sebastião Simões da Cunha Jr**

Itajubá  
2016

**UNIVERSIDADE FEDERAL DE ITAJUBÁ  
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO  
EM ENGENHARIA MECÂNICA**

**Yullian Deivis Alvarado Villarreal**

**AVALIAÇÃO DOS DANOS PRODUZIDOS  
POR FADIGA SÔNICA “SIMULADA POR  
VIBRAÇÕES” EM MATERIAIS COMPÓSITOS  
FIBRA DE CARBONO/EPÓXI**

Dissertação aprovada por banca examinadora em 23 de setembro de 2016, conferindo ao autor o título de *Mestre em Ciências em Engenharia Mecânica*.

**Banca Examinadora:**

Prof. Dr. Antonio Carlos Ancelotti Junior (Orientador).

Prof. Dr. Sebastião Simões da Cunha Jr. (Co-orientador)

Prof. Dr. Edson Botelho Cocchieri

Prof. Dr. André Garcia Chiarello

Itajubá  
2016

## Dedicatória

*À Deus ...*

*...E a Virgem de Coromoto, patroa de Venezuela, por sempre ter me dado saúde, sabedoria, paciência e humildade para fazer cada coisa que meu proponho. Por ter me abençoado e nunca me deixar andar pelo caminho do mal.*

*...A minha duas mães Blanca Josefina e Carla Flores, que nunca me negaram apoio e lutaram sempre para garantir que eu tivesse a mão tudo o que precisasse para dedicar minha vida ao estudo, porque sempre me brindaram com bons conselhos e me apoiaram em cada decisão que tomei na minha vida até agora.*

*...A Paola Lioy por ser mais que uma namorada, por ser minha amiga, por saber compreender cada sacrifício meu, pela força que me dava quando mais precisei e pelo amor incondicional.*

*...A todas aquelas pessoas que por causas maiores não tem a oportunidade de estudar e demonstrar seus conhecimentos.*

## Agradecimentos

Ao Prof. Dr. Antônio Carlos Ancelotti Junior pela boa orientação, por ter me transmitido bons conhecimentos, pela sua paciência e oportunidade de ter me brindado durante o desenvolvimento deste trabalho. Ao meu co-orientador Prof. Dr. Sebastião Simões Cunha Jr. pela grande ajuda na área de vibrações mecânicas, por sempre ficar atento no desenvolvimento da dissertação e por uma vez ter sido meu orientador.

Ao meu grande amigo Yohan alí Diaz por brindar-me com sua amizade, pelos seus conselhos e pelo convívio em momentos bons e ruim. Também a Willmari e Oliver por ter me recebido na sua casa desde o primeiro dia em Itajubá.

À minha família, Blanca, Carla, Danny, Carolina, Darwin, Oscar, Charly, Oliver, e meus sobrinhos, agradeço vocês por ter compreendido minha ausência, e ainda assim, me apoiado e dado forças para não desistir. Aos amigos que sempre estão em todo momento: Angel, Belkis, Maria, Yoselin, Donald, Nelson, Zé Eduardo, Ruddy e especialmente a Willmari pela amizade, companheirismo e convívio nos momentos difíceis.

À Paola, pelo amor e compreensão infinita, por me-permitir estar a seu lado, por seu apoio incondicional e pela sua paciência durante o mestrado.

Ao Instituto de Engenharia Mecânica da UNIFEI, aos companheiros do GEMEC pela amizade, a cada pessoa que conforma o Núcleo de Tecnologia em Compósitos – NTC, a Ângelo pelo apoio e tempo para fazer os ensaios estáticos e dinâmicos e a Andrés pela ajuda em alguns testes.

À Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior (CAPES), pelo apoio financeiro por meio do programa de bolsas que me possibilitou acesso à educação de melhor qualidade. Finalmente meus respeitosos agradecimentos aos membros da banca: Prof. Dr. Edson Botelho Cochieri e Prof. Dr. Andre Garcia Chiarello pelo tempo, participação e valiosas contribuições.

## Resumo

**VILLARREAL, Y. D. A. (2016)**, *Avaliação dos Danos Produzidos por Fadiga Sônica “Simulada por Vibrações” em Materiais Compósitos Fibra de Carbono/Epóxi*. Itajubá, 108 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) – Instituto de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Itajubá.

Os grandes avanços que tem tido a indústria aeronáutica nas últimas décadas tem exigido o uso de novos materiais assim como a utilização de técnicas de monitoramento que permitam a prevenção de danos que possam vir a causar falhas catastróficas. Este trabalho tem como objetivo principal, avaliar os danos produzidos por fadiga sônica em materiais compósitos de fibra de carbono/epóxi, por meio da aplicação de cargas cíclicas produzidas por vibrações acústicas. Para suportar estes carregamentos é de grande importância a escolha de parâmetros como a sequência de empilhamento, número de camadas e volume de fibra do laminado. Fabricaram-se amostras do tipo viga com fibras orientadas a  $[(0/90)_2/0]_s$ ,  $[(90/0)_2/90]_s$  e  $[(+45/-45)_2/+45]_s$ . Foram feitos ensaios de vibração livre e vibração forçada sob a condição de contorno engastada–livre com o intuito de simular fadiga sônica nestes materiais e deste modo observar o decaimento das frequências naturais. Efetuaram-se ensaios de resistência máxima a tração e resistência máxima ao cisalhamento no plano após submeter os corpos à fadiga sônica a fim de verificar a perda de resistência do material. Realizaram-se ensaios de DMA ao início e ao final dos experimentos para comparar o comportamento do material a 1Hz, 5Hz, 10Hz e 50 Hz e avaliar o comportamento do material segundo o domínio de fibra e matriz. Esta análise foi feita plotando os gráficos da curva  $\tan \delta$  vs temperatura. A microscopia óptica foi usada para verificar a presença de porosidade nas vigas, delaminações e para detectar micro trincas ou defeitos ao longo da espessura. A microscopia foi realizada ao início e final dos experimentos para observar a geração de danos após submeter os amostras a fadiga. Foi usado o método de correlação digital de imagens durante os ensaios estáticos para acompanhar a evolução dos danos por meio do mapa de deformação, obtendo uma variação nos pixels, o que indica que há uma deformação no material. Posteriormente aplicou-se líquido penetrante para conferir com mais detalhe os danos que se produziram durante o desenvolvimento dos ensaios. Os dados experimentais obtidos demonstraram que com o aumento do número de ciclos, laminados com predominância das propriedades da matriz, tendem a sofrer danos prematuramente em diferença aqueles com predominância da fibra, já que este último tende a se degradar mais lento pela resistência que opõe o reforço; portanto serão observadas reduções notáveis nas frequências naturais e no módulo elástico. Os ensaios de DMA, o método de correlação digital de imagens, líquido penetrante e microscopia mostraram-se eficientes como técnicas de avaliação de danos pelo fato de serem métodos não invasivos e fornecerem resultados coerentes.

### *Palavras-chave*

Fadiga Sônica, Materiais Compósitos Carbono/Epóxi, Vibrações em Compósitos, Danos em materiais compósitos.

## Abstract

**VILLARREAL, Y. D. A. (2015)**, *Study of Resistance Sonics Fatigue in Composite Materials Carbon/Epoxy*, Itajubá, 108 p. MSc. Dissertation – Institute of Mechanical Engineering, Federal University of Itajubá.

The major advances that the aeronautic industry has had in recent decades have required the use of new materials, as well as the use of monitoring techniques to prevent damage that can cause catastrophic failures. This study aims to assess the damage caused by sonic fatigue in composites of carbon fiber/epoxy through the application of cyclic loading produced by acoustic vibrations. In order to support these loads it is of great importance to adequately choose parameters such as, the stacking sequence, number of layers and laminate fiber volume. Beam type samples with stacking sequence: [(0/90)<sup>2</sup>/0] s, [(90/0) 2/90] and [(+45/-45) 2/+45] were manufactured. Free and forced vibration tests of the samples under the boundary condition clamped-free were performed in order to simulate sonic fatigue in these materials. Maximum tensile and shear strength tests were carried up after subjecting the body to the sonic fatigue in order to verify the loss of material strength. DMA tests were made at the beginning and at the end of the experiments in order to determine the loss factor by  $\tan(\delta)$  curve. Optical microscopy was used to verify the presence of porosity in the beams, and to detect flaws or microcracks along the thickness. It was used the method of digital correlation of images during the static tests to monitoring the evolution of the damage. Subsequently it was applied a liquid penetrant inspection to observe with more detail the damage which were produced during the development of assays. The experimental data obtained showed that with increasing the number of cycles, laminates with predominantly matrix properties tend to suffer premature damage; so it will experiment notable reductions in their natural frequencies and elastic modulus. Finally, the DMA testing, method of digital correlation of images, liquid penetrant and microscopy techniques showed to be effective to be used as techniques of damage detection because they are not invasive and provide consistent results.

### *Key-words*

Sonics Fatigue, Composite Materials Carbon/Epoxy, Vibrations in Composites, Damages in Composites.

## LISTA DE FIGURAS

Figura 1. 1 Distribuição percentual do peso usado na fabricação das aeronaves; BOEING 777; b) AIRBUS A380; e c) EMBRAER 170. Fonte: Rezende (2007).....	17
Figura 2. 1 Crescimento do uso de compósitos avançados em estruturas de aeronaves. ....	23
Figura 2.2 Características dos compósitos. Fonte: Belo (2006). ....	24
Figura 2.3 Clasificação dos compósitos de acordo as propriedades de Fibra e Matriz. Fonte: Adaptado de Baker, Dutton e Kelly (2004). ....	25
Figura 2.4 Ensaio de pás feitas a partir de compósitos de matriz cerâmica (CMC's).....	26
Figura 2.5 Estruturas básicas das moléculas reagentes e do epóxi DGEBA. Fonte: Kakiuchi, Thoi e Quang (1981).....	29
Figura 2.6 Manufatura do Processo VARTM. Fonte: BRIGHT COMPOSITES.....	34
Figura 2.7 Exemplo de força harmônica. Fonte: Adaptado de Silva (2009). ....	37
Figura 2.8 Exemplo de força Periódica. Fonte: Adaptado de Silva (2009). ....	37
Figura 2.9 Exemplo de força Transitória. Fonte: Adaptado de Silva (2009). ....	38
Figura 2.10 Exemplo de força Aleatória. Fonte: Adaptado de Silva (2009). ....	38
Figura 2.11 (a) Sistema massa-mola com Amortecimento viscoso; (b) Impulso unitário Fonte: Rao (2008).....	40
Figura 2.12 Curva de ressonância. Fonte: Adaptado de Ancelotti et al. (2000).....	41
Figura 2.13 Proliferação de danos produzidos em compósitos por cargas cíclicas. Fonte: Yamane (2016).....	43
Figura 2.14 Diagrama de vida em Fadiga para compósitos de matriz polimerica. Fonte: Dharan (1975).....	44
Figura 2.15 Curvas DMA típicas de material viscoelástico. ....	52
Figura 2.16 (a) Imagem de referência e (b) Imagem deformada. ....	56
Figura 2.17 Outras técnicas para a medição de deformação do DIC. Fonte: Pycoy (2016). ....	56
Figura 3. 1 Fluxograma do processo experimental realizado. Fonte: Autor .....	60
Figura 3.2 Representação esquemática do processo VARTM. Fonte: Yamane (2016) .....	62

Figura 3.3 Processo de corte dos corpos de prova a) [(0/90)2/0]s b) [(90/0)2/90]s e c) [(+45/-45)2/+45]s. Fonte: Autor. ....	62
Figura 3.4 Microscópio Óptico Feldmann Wild Leitz utilizado na detecção de danos. Fonte: Autor. ....	63
Figura 3.5 Parte examinada por microscopia óptica. Fonte: Autor. ....	63
Figura 3.6 Características geométricas dos CDP's. Fonte: Mendez (2013). ....	64
Figura 3.7 Disposição dos equipamentos para o ensaio de vibração engastado-livre. Fonte: Autor. ....	66
Figura 3.8 Aparelhos para o Ensaio de Vibração forçada. Fonte: Autor. ....	67
Figura 3.9 Sistema de engaste para submeter a placa a vibração forçada. Fonte: Autor. ....	67
Figura 3.10 Máquina universal de ensaios INSTRON 8801. Fonte: Autor. ....	68
Figura 3.11 Evolução do dano em função da carga aplicada Fonte: Oxford Materials (2012). ....	69
Figura 3.12 Seção tomada para obter as amostras para à análise de DMA. ....	71
Figura 4.1 Microscopia óptica das vigas (0/90)2/0]s e [(90/0)2/90]s a 0 ciclos.....	73
Figura 4.2 Microscopia óptica da viga [ (+45/-45)2/+45]s a 0 ciclos de fadiga. Fonte: Autor. ....	73
Figura 4.3 Os principais modos de vibração transversal. Fonte: Autor.....	74
Figura 4.4 Valores médios de frequências para a amostra [(0/90)2/0]s. Fonte: Autor. ....	75
Figura 4.5 Valores médios de frequências para a amostra [(90/0)2/90]s. Fonte: Autor. ....	76
Figura 4.6 Valores médios de frequências para a amostra [(+45/-45)2/+45]s. Fonte: Autor. ....	77
Figura 4.7 Comparação qualitativa entre os modos de vibrar da placa (numérico e experimental). Fonte: Autor. ....	78
Figura 4.8 Comportamento das frequências por fadiga sônica para o laminado [(0/90)2/0]s. Fonte: Autor. ....	79
Figura 4.9 Comportamento das frequências por fadiga sônica para o laminado [(90/0)2/90]s. Fonte: Autor. ....	80
Figura 4.10 Comportamento das frequências por fadiga sônica para o laminado [(+45/-45)2/+45]s. Fonte: Autor. ....	80
Figura 4.11 Comportamento das frequências por fadiga sônica para o laminado [(0/90)2/0]s após ensaio de tração. Fonte: Autor .....	82

Figura 4.12 Comportamento das frequências por fadiga sônica para o laminado [(90/0)2/90]s após ensaio de tração. Fonte: Autor.....	82
Figura 4.13 Comportamento das frequências por fadiga sônica para o laminado [(+45/-45)2/+45]s após ensaio de tração. Fonte: Autor.....	83
Figura 4.14 Resistência máxima a tração para os laminados [(0/90)2/0]s e [(90/0)2/90]s. Fonte: Autor.....	85
Figura 4.15 Resistência máxima ao cisalhamento para o laminado [(+45/-45)2/+45]s. Fonte: Autor.....	86
Figura 4.16 Obtenção do módulo de elasticidade a 0 ciclos para os laminados [(0/90)2/0]s e [(90/0)2/90]s. Fonte: Autor.....	87
Figura 4.17 Evolução do módulo elástico em função dos números de ciclos para os laminados [(0/90)2/0]s e [(90/0)2/90]s. Fonte: Autor.....	88
Figura 4.18 Obtenção do módulo de cisalhamento no plano para a configuração de laminado [(+45/-45)2/+45]s. Fonte: Autor.....	89
Figura 4.19 Evolução do módulo elástico em função do número de ciclos para o laminado [(+45/-45)2/+45]s. Fonte: Autor.....	90
Figura 4.20 Deformação dos corpos de prova até ruptura. Fonte: Autor.....	93
Figura 4.21 Detecção da evolução dos danos por meio da técnica DIC. Fonte: Autor.....	94
Figura 4.22 Microscopia óptica da viga [(0/90)2/0]s com 1.5x10 <sup>6</sup> ciclos de fadiga, após ensaio de líquido penetrante. Fonte: Autor.....	95
Figura 4.23 Microscopia óptica da viga [(90/0)2/90]s com 1.5x10 <sup>6</sup> ciclos de fadiga, após ensaio de líquido penetrante. Fonte: Autor.....	96
Figura 4.24 Microscopia óptica da viga [(+45/-45)2/+45]s com 8x10 <sup>5</sup> ciclos de fadiga, após ensaio de líquido penetrante. Fonte: Autor.....	96
Figura 4.25 Resposta do tan δ para a viga de fibra de carbono/resina epóxi [(0/90)2/0]s, para os quatro níveis de frequência. Fonte: Autor.....	99
Figura 4.26 Resposta da tan δ para a viga de fibra de carbono/resina epóxi [(90/0)2/90]s, para os quatro níveis de frequência. Fonte: Autor.....	100
Figura 4.27 Resposta da tan δ para a viga de fibra de carbono/resina epóxi [(+45/-45)2/+45]s, para os quatro níveis de frequência. Fonte: Autor.....	101

## LISTA DE TABELAS

Tabela 2.1 Vantagens e desvantagens dos polímeros em relação aos metais e outros materiais. Fonte: Adaptado de Mendonça (2005). .....	27
Tabela 2.2 Valores Característicos da Resina Termorrígidas. Fonte: Mazundar (2002).....	30
Tabela 2.3 Características e Aplicações das fibras de carbono. Fonte: <a href="http://www.metactual.com/revista/11/materialescarbono.pdf">http://www.metactual.com/revista/11/materialescarbono.pdf</a> .....	31
Tabela 2.4 Tipos de fibras para uso Gerais. Fonte: Adaptado de <a href="http://www.metactual.com/revista/11/materialescarbono.pdf">http://www.metactual.com/revista/11/materialescarbono.pdf</a> .....	32
Tabela 3. 1 Propriedades da resina epóxi Araldite® LY 5052/Aradur® 5052. Fonte: Adaptado de HUNSTMAN. ....	58
Tabela 3.2 Propriedades da fibra de carbono GA045. Fonte: Adaptado de Hexcel (2010). ....	58
Tabela 3.3 Família de compósitos, orientação e número de camadas utilizadas no trabalho experimental. Fonte: Autor .....	61
Tabela 3.4 Dimensões dos Corpos de Prova. Fonte: Autor. ....	64
Tabela 4.1 Frequências encontradas pelo Software Nastran, correspondentes a cada modo de vibração. Fonte: Autor .....	74
Tabela 4.2 Comparação entre os resultados numéricos e experimentais. Fonte: Autor .....	77
Tabela 4.3 Valores de frequência correspondentes a cada laminado em função aos ciclos de fadiga. Fonte: Autor. ....	81
Tabela 4.4 Valores de frequência correspondentes a cada laminado em função aos ciclos de fadiga após ensaio de tração. Fonte: Autor .....	84
Tabela 4.5 Valores de resistência máxima a tração para as configurações de laminados [(0/90)2/0]s e [(90/0)2/90]s. Fonte: Autor. ....	85
Tabela 4.6 Valores de resistência máxima ao cisalhamento para a configuração de laminado [(+45/-45)2/+45]s. Fonte: Autor. ....	85
Tabela 4.7 Valores de módulo elástico e deformação para os laminados [ (0/90)2/0]s e [(90/0)2/90]s. Fonte: Autor. ....	88

Tabela 4.8 Valores do módulo elástico e deformação do laminado $[(+45/-45)_2/+45]$ s. Fonte: Autor. ....	90
Tabela 4.9 Propriedades físicas utilizada nos ensaios de média potência. Fonte: Autor. ....	91
Tabela 4.10 Resultados obtidos pelo método de média potência do laminado $[(0/90)_2/0]$ s. Fonte: Autor. ....	91
Tabela 4.11 Resultados obtidos pelo método de média potência do laminado $[(90/0)_2/90]$ s. Fonte: Autor. ....	91
Tabela 4.12 Resultados obtidos pelo método de média potência do laminado $[(+45/-45)_2/+45]$ s. Fonte: Autor. ....	92

# Sumário

CAPITULO 1.....	16
INTRODUÇÃO .....	16
1.1    Considerações Gerais .....	16
1.2    Apresentação do Problema .....	19
1.3    Objetivos.....	20
1.4    Apresentação da Dissertação .....	21
CAPÍTULO 2.....	22
REVISÃO BIBLIOGRÁFICA .....	22
2.1    Materiais Compósitos .....	22
2.1.1    Matrizes.....	25
2.1.2.    Matrizes Poliméricas (CMP).....	27
2.1.3.    Resinas Termorrígidas .....	28
2.2.    Reforços.....	30
2.3    Fabricação em Materiais Compósitos .....	33
2.4    Vibrações Mecânicas .....	34
2.4.1    Definição .....	34
2.4.2    Vibração Livre e Vibração Forçada .....	35
2.4.2.1    Vibração não Amortecida e Amortecida.....	35
2.4.3    Forças de Excitação .....	36
2.4.4    Resposta a um Impulso .....	39
2.4.5    Método do Decremento logarítmico .....	40
2.5    Fadiga Sônica .....	42
2.5.1    Fatores que influenciam a vida de fadiga.....	46
2.5.2    Mecanismos de Danos em Fadiga.....	47
2.6    Comportamento mecânico de materiais.....	49
2.7    Técnicas usadas na análise do comportamento mecânico na avaliação de danos em materiais compósitos .....	50
2.7.1    Análise dinâmico – mecânica (DMA) .....	50

2.7.2	Correlação digital de imagens ( <i>Digital Image Correlation - DIC</i> ).....	53
2.7.2.1	Histórico das aplicações do DIC .....	54
2.7.3	Microscopia Óptica (MO).....	57
Capítulo 3	.....	58
Materiais e Metodologia Experimental	.....	58
3.1	Material Utilizado.....	58
3.2	Equipamentos .....	59
3.3	Procedimento Experimental .....	60
3.3.1	Fabricação dos Corpos de Prova (CDP's) .....	61
3.3.2	Análise dos Compósitos por Microscopia óptica (MO) .....	62
3.3.3	Ensaio de Vibração .....	64
3.3.3.1	Engastada – Livre.....	64
3.3.3.2	Vibração Forçada .....	66
3.3.4	Ensaio Estáticos e Ensaio do DIC-Correlação Digital de Imagens .....	68
3.3.4.1	Ensaio de Tração .....	68
3.3.4.2	DIC-Correlação Digital de Imagens .....	69
3.3.4	Análise de Microscopia óptica e líquido penetrante .....	70
3.3.6	Ensaio de DMA (Análise dinâmico-mecânica).....	70
Capítulo 4	.....	72
RESULTADOS E DISCUSSÕES	.....	72
4.1	Microscopia óptica (MO) .....	72
4.3	Ensaio de vibração livre e vibração forçada .....	74
4.3.1	Vibração Livre .....	74
4.3.2	Vibração Forçada .....	78
4.4	Caracterização mecânica dos compósitos .....	84
4.4.1	Ensaio de resistência à tração e cisalhamento no plano .....	84
4.4.2	Efeito da Fadiga no Módulo Elástico do Material .....	86
4.4.3	Análise de Danos pelo método DIC .....	92
4.4.4	Ensaio de Microscopia óptica e líquido penetrante .....	95
4.4.3	Ensaio de Análise Dinâmico-Mecânica (DMA) .....	97
Capítulo 5	.....	102
Conclusões	.....	102

5.1 Sugestões para trabalhos futuros .....	103
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS .....	104
ANEXO A .....	109
A.1 Gráficos de frequência Natural CDPX e CDPY .....	109
A.1 Gráficos de frequência Natural CDPZ.....	115

# CAPITULO 1

## INTRODUÇÃO

### 1.1 Considerações Gerais

Hoje em dia com o avanço das tecnologias, a procura de novos materiais é cada vez mais desafiadora, visto que, os mesmos precisam ter boa eficiência estrutural (estática e dinâmica), comportamento térmico estável, resistentes à corrosão e de baixo peso.

O uso de compósitos em componentes estruturais e principalmente os reforçados com carbono, tem permitido uma significativa redução do peso destes componentes, bem como contribuído para melhorar a resistência à corrosão e à fadiga de uma infinidade de componentes de aeronaves de última geração, plataformas marítimas de petróleo, satélites, submarinos, foguetes, veículos automotores, trens de alta velocidade, implementos de artigos esportivos como, raquetes de tênis, tacos de golfe e de implantes ortopédicos, entre outras aplicações (LEVY NETO e PARDINI, 2006).

O primeiro uso dos materiais compósitos em aeronaves comerciais aconteceu nos anos de 1950, a fábrica de aviões Boeing fez o B707 com 2% de fibra de vidro, após algumas décadas de seu adversária Airbus acrescentou 3% a mais de compósito na fabricação da aeronave A310-300. As duas companhias têm incrementado de forma gradual o uso dos materiais compósitos ao longo dos anos. Depois de uma década, a quantidade de material compósitos utilizados pela Airbus no A340 é de aproximadamente 10% e em um Boeing B777 de aproximadamente de 12%. Recentemente a Boeing aumentou de 12% para 50% na aeronave B787 e a empresa Airbus de 10% para 53% no desenvolvimento do A350XWB. Na atualidade outras indústrias aeronáuticas vêm utilizando os compósitos por suas grandes vantagens, como é o caso da Embraer. Compósitos destacam-se pela nobreza das aplicações e a engenharia aplicada para novas soluções tanto a nível de materiais, como de processo, o que explica o alto valor agregado em termos de valor de mercado (ANCELOTTI, 2006).

As indústrias aeronáuticas e espacial são as grandes impulsionadoras do desenvolvimento dos materiais compósitos estruturais, por necessitarem de componentes de baixo peso e que atendam aos severos requisitos de resistência mecânica em serviço. Desde o advento das fibras

de vidro, aramida e carbono, a indústria aeronáutica tem utilizado esta tecnologia na fabricação de peças para aeronaves (REZENDE, 2007). A Figura 1.1 ilustra o uso de materiais compósitos, em substituição dos materiais metálicos, das aeronaves Boeing 777, Airbus A380 e do Embraer 170.

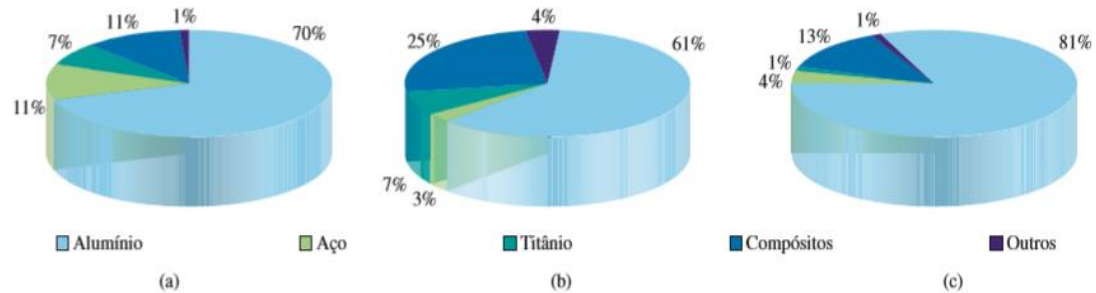


Figura 1. 1 Distribuição percentual do peso usado na fabricação das aeronaves; BOEING 777; b) AIRBUS A380; e c) EMBRAER 170. Fonte: Rezende (2007)

Mais recentemente, mesmo no setor aeroespacial, a obtenção de componentes em compósitos estruturais tem procurado correlacionar às propriedades dos materiais, o desempenho estrutural do componente e os diferentes processos de manufatura com a redução de custos. Processos que favoreçam maior produtividade a menores custos e com qualidade compatível à utilização do produto estão sendo investigados. Com isto, os compósitos avançados têm ampliado as suas aplicações em outras áreas da engenharia, ao nível mundial. Exemplos de alguns desses processos são a moldagem por transferência de resina assistida a vácuo (*Vaccum-Assisted Resin Transfer Molding - VARTM*) e a moldagem por transferência de resina (*Resin Transfer Molding - RTM*), bem como, numerosas modificações de processos básicos têm sido realizadas recentemente (*CAPRI- Controlled Atmospheric Pressure Resin Infusion*, *VAP- Vacuum Assisted Process*, *SCRIMP- Seemann Composites Resin Infusion Molding Process*, etc.). Inovações nas técnicas de processamento têm propiciado uma maior utilização desses compósitos nos setores de transporte, artigos esportivos, médicos e na área da engenharia de construção (REZENDE e BOTELHO, 2000).

Estruturas manufaturadas em compósitos são submetidas a cargas cíclicas ao longo do tempo, tais como as cargas flutuantes sobre uma asa de avião. Este carregamento cíclico pode

enfraquecer o material e dar-lhe uma vida finita. Por exemplo, uma pá de helicóptero feita de compósito pode ter uma vida de serviço de 10.000 horas (KAW, 2006).

Esses altos números de horas ou ciclos no qual os materiais trabalham podem gerar uma degradação inicialmente na matriz, e logo no reforço. Contudo, se a frequência for muito alta a tal ponto de gerar dissipação de calor em excesso, a falha poderia ocorrer prematuramente. Durante a evolução de um ensaio de fadiga, uma parte da energia mecânica dissipada é transformada em calor, podendo gerar um aumento de temperatura na amostra, principalmente se a frequência de ciclagem é excessiva (HAHN, 1996).

Uma dificuldade importante em estruturas submetidas a vibrações é a estimação da resposta devido a uma excitação aleatória de alto nível, resposta refere-se às características dinâmicas das mesmas, por exemplo, amplitude e frequência de ressonância provocando danos e consequentemente um comportamento não linear (SUN e MILES, 1991). Esta resposta, no caso de materiais compósitos, depende dos parâmetros constituintes da peça, entre eles têm-se: o número de camadas, a orientação das fibras, o material das fibras e resinas, entre outros. Condições de carga, umidade e temperatura de operação da peça também influenciam na resposta dinâmica.

A resistência à fadiga acústica está se tornando, cada vez mais, um critério de projeto primário. Em alguns casos, peças ou estruturas são projetadas para ter alta resistência à fadiga convencional, mas não necessariamente tem alta resistência à fadiga acústica, onde sua frequência natural (primeira) gera a maior amplitude, resultando em um alto nível de tensão que possam colocar em risco a integridade de toda a estrutura. A excitação acústica produz vibrações de amplitude variável, porém, a previsão de vida em fadiga acústica a partir de dados de fadiga convencional requer de uma teoria de dano adequada (LAZAN, 1961).

Mandell (1997) e Antaquera (1991) demonstraram que o aumento do percentual de fibra no laminado diminui a resistência à fadiga devido ao aumento das tensões internas que facilitam a formação e propagação de danos no laminado. Este porcentual encontra-se entre 93-95%, sendo caracterizadas como fibras de alta resistência (KRUCKENBERG, 1998).

Diferentemente dos materiais metálicos, os danos provocados por fadiga em compósitos são multidirecionais, propagando-se por regiões ricas em resina e promovendo falhas na interface fibra/matriz. Em alguns casos a propagação do dano pode-se alterar, passando de microtrincas na resina a grandes delaminações e, finalmente, à ruptura das fibras (REIFSNIDER, 1986;

TALREJA, 1987; DEGRIECK, 2001; SEON et al, 2013). Assim, os materiais compósitos oferecem cada vez mais melhorias quando comparados com os metais para aplicações em estruturas sujeitas a cargas de fadiga.

Um dos objetivos desta dissertação é fornecer uma visão ampla dos trabalhos que têm sido desenvolvidos nas últimas décadas na área de fadiga dos materiais compósitos carbono/epóxi, mais especificamente estudar o comportamento da resistência à fadiga acústica nesses materiais já que os mesmos são submetidos, na maioria dos casos, a grandes carregamentos dinâmicos. No desenvolvimento deste trabalho, a fadiga sônica é simulada mediante vibrações mecânicas com ajuda do Shaker (excitador eletrodinâmico) e observar o comportamento mecânico do material, além disto, pretende-se mensurar os danos gerados. O monitoramento da evolução dos danos é feito por ensaios de vibração livre, correlação digital de imagens, análises microscópicas e de DMA (análise dinâmico-mecânica).

## 1.2 Apresentação do Problema

Atualmente, muitas indústrias, em particular a indústria aeroespacial vêm trabalhando com materiais compósitos, principalmente aqueles que são fabricados de fibra de carbono/epóxi, pelo fato destes materiais garantirem elevada eficiência estrutural (alta resistência/baixo peso), quando submetidas a efeitos acústicos (solicitações dinâmicas), por exemplo: as carenagens estruturais de jatos, pás de helicópteros, sistemas de saída de gases em foguetes, etc.

Embora os materiais compósitos tenham evoluído de maneira exponencial, não há muitos estudos experimentais nas últimas décadas em relação a fadiga sônica. Com o intuito de preencher esse vazio, o desenvolvimento deste trabalho aborda um estudo experimental referente à análise de fadiga sônica, especificamente em vigas fabricadas de fibra de carbono/epóxi. Para os ensaios de vibração livre, é usada a condição de contorno engastada-livre para determinar as frequências naturais de cada corpo de prova, selecionar-se-á a frequência do primeiro modo de vibração como frequência de excitação no ensaio de vibração forçada, o qual permitirá simular a fadiga sônica, além disso, serão utilizados ensaios estáticos (tração) e DMA (análise mecânico-dinâmica) para avaliar o comportamento mecânico dos laminados. Também serão utilizadas as técnicas do DIC (correlação digital de imagens), Microscopia óptica (MO) e líquido penetrante para observar a propagação de danos.

## 1.3 Objetivos

O presente trabalho tem como objetivo principal avaliar experimentalmente o efeito que a fadiga sônica produz nos materiais compósitos de fibra de carbono/epóxi, sendo a fadiga sônica "simulada por vibrações" em diferentes configurações de laminados.

Os objetivos específicos são:

- Definir os parâmetros necessários para avaliação do comportamento do laminado sob fadiga acústica e das técnicas que permitam mensurar a degradação nos materiais compósitos de fibra de carbono/epóxi;
- Desenvolver um processo experimental que simule o efeito da fadiga sônica por meio de vibrações mecânicas em diferentes configurações de laminados;
- Comparar qual das configurações de laminados propostos para o estudo apresentam maiores variações do módulo elástico, deformação e propagação de danos devido à influência da fadiga sônica;
- Monitorar a evolução das frequências naturais das diferentes configurações de laminados após os ensaios de fadiga sônica vibracional;
- Avaliar os ensaios de vibração livre e DMA como técnicas de verificação do comportamento mecânico em compósitos;
- Verificar se a técnica DIC pode ser utilizada como ferramenta alternativa para avaliar danos em compósitos, além de microscopia óptica e líquidos penetrantes.

## 1.4 Apresentação da Dissertação

O trabalho está dividido em cinco capítulos, apresentados da seguinte forma:

O Capítulo 1 teve como objetivo apresentar os trabalhos científicos desenvolvidos em relação ao tema do estudo proposto, descrevendo a influência da fadiga sônica nos materiais compósitos. Além disso, apresentou o problema fundamental da dissertação e os objetivos do estudo.

O Capítulo 2 é dedicado à fundamentação teórica sobre os materiais compósitos, fadiga sônica e vibrações mecânicas, descreve-se o ensaio de DMA como uma ferramenta para avaliação de danos, além disso, outras técnicas utilizadas para avaliar danos em materiais compósitos são apresentadas.

No Capítulo 3 é apresentada a metodologia utilizada em conjunto com um fluxograma que descreve o processo experimental desenvolvido neste trabalho; definem-se as ferramentas e materiais utilizados, modelagem numérica e o tipo de processo aplicado na fabricação dos compósitos (VARTM), assim como também, os ensaios estáticos e dinâmicos realizados.

O Capítulo 4 exhibe os resultados obtidos durante os ensaios experimentais e das simulações numéricas, as tabelas e os gráficos que ajudam na análise do comportamento das diferentes configurações de laminados.

No Capítulo 5 são discutidas as conclusões e algumas sugestões para trabalhos futuros.

## CAPÍTULO 2

### 2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

#### 2.1 Materiais Compósitos

Um compósito consiste de um material multifásico que pode ser natural ou artificial, onde as fases constituintes devem ser quimicamente diferentes e devem estar separadas por uma interface distinta. A maioria dos compósitos foram criados para melhorar as características mecânicas, tais como, a rigidez, a tenacidade e a resistência à altas temperaturas (CALLISTER, 2002).

O avanço em materiais estruturais para aplicações aeroespaciais leva em conta uma melhoria no desempenho que inclui a diminuição do consumo de combustível e do número de operações de manutenção, além do prolongamento da vida útil e redução do impacto ambiental. Como consequência dessa tendência, os materiais aeronáuticos têm evoluído desde simples madeiras até ligas de alumínio, titânio e compósitos poliméricos, sendo estes últimos comumente reforçados por fibras de carbono, resultando em componentes de alta resistência (WILLIAMS, 2003; YE, 2005).

O uso de compósitos de fibra e matriz polimérica de alto desempenho em estruturas de aeronaves cresceu de forma constante, em razão do baixo peso específico e outras vantagens que estes compósitos podem proporcionar (BAKER, DUTTON, KELLY, 2004). A Figura 2.1 apresenta o crescimento dos compósitos na indústria aeronáutica até o ano de 2010. Atualmente, os compósitos, especificamente os de fibra de carbono/epóxi, são usados com maior frequência devido à boa resistência mecânica, boa resistência à fadiga em altos ciclos, e peso reduzido em relação aos metais.

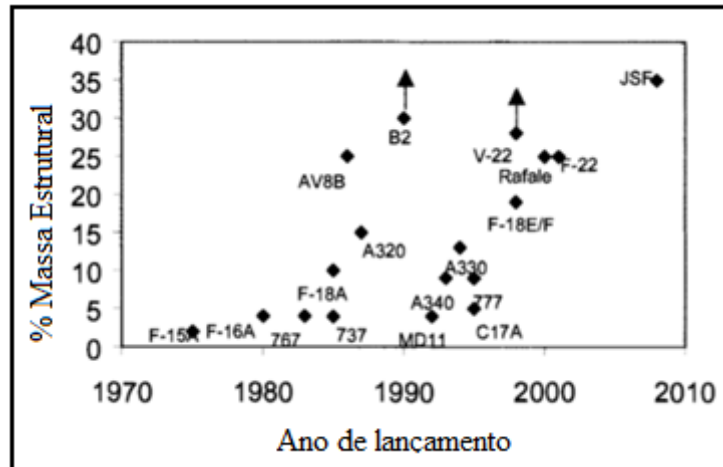


Figura 2.1 Crescimento do uso de compósitos avançados em estruturas de aeronaves.

Fonte: Adaptado de Baker, Dutton e Kelly (2004).

Daniel e Ishai (1994) afirmam que as propriedades de um compósito dependem das propriedades de seus constituintes, da geometria e da distribuição das fases, sendo que um dos parâmetros mais importantes é a fração volumétrica da fibra (reforço). Quanto menos uniforme é a distribuição do reforço, mais heterogêneo é o material e mais susceptível à ocorrência de falhas também.

Os materiais compósitos estão divididos em duas grandes categorias: materiais compósitos naturais, aqueles criados pela natureza, como por exemplo, a madeira, os ossos e os músculos e materiais compósitos sintéticos, aqueles fabricados pelo homem. Ainda segundo este autor, a mais relevante classificação é quanto ao tamanho, forma e distribuição dos reforços (HULL, 1988).

Belo (2006) caracteriza os compósitos em três grupos principais: na (Figura 2.2 (a), (b) e (c)), compósitos fibrosos; aqueles constituídos de fibras curtas ou longas envolvidas na matriz, os particulados (Figura 2.2 (d)), formados por pequenas partículas dispersas na matriz, e compósitos laminados (Figura 2.2 (e) e (f)), aqueles formados por uma ou mais lâminas.

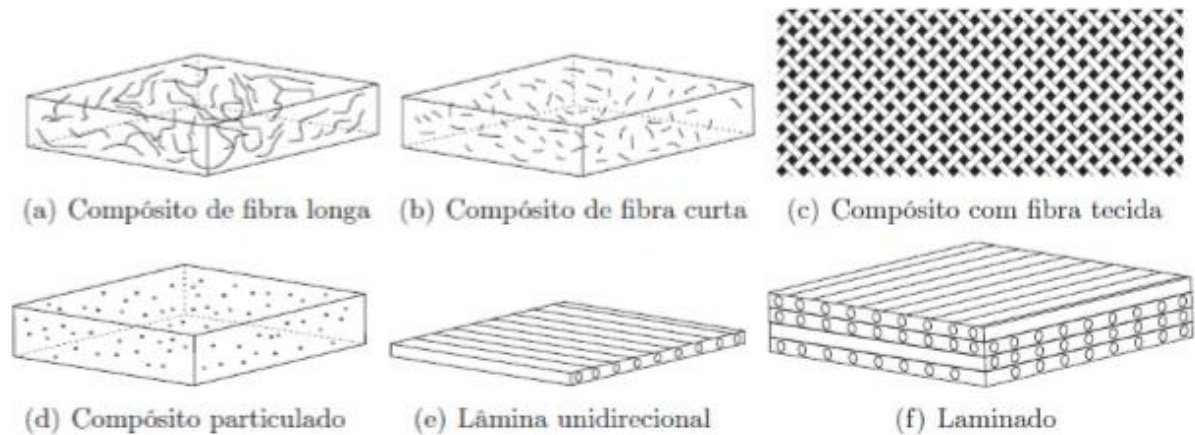


Figura 2.2 Características dos compósitos. Fonte: Belo (2006).

De acordo com Baker, Dutton e Kelly (2004) os compósitos constituintes (fibras e matriz) podem ser convenientemente classificados de acordo com seu módulo elástico ( $E$ ) e ductilidade, como mostra a Figura 2.3, a qual apresenta a classificação das fibras e matrizes de acordo com seu módulo. Do lado esquerdo estão apresentadas as matrizes de alto módulo de elasticidade, como por exemplo: o carbono, vidro, cerâmica, etc., que são materiais predominantemente frágeis. Entre os materiais dúcteis têm-se, por exemplo: alumínio, níquel e cobre. Dentre as matrizes de alto módulo de elasticidade encontram-se o epóxi, poliéster, matriz fenólica, poliamida e gesso, sendo o epóxi um dos mais usados em estruturas aeronáuticas. Por fim, têm-se os que possuem maior ductilidade, sendo alguns exemplos: o polipropileno, nylon e polisulfona.

Diversas combinações entre fibras e matrizes podem ser feitas a fim de obter componentes com desempenho final desejado. Dentre as combinações mais frequentemente utilizadas, podemos citar: carbono/epóxi, vidro/epóxi, aramida/epóxi, carbono/carbono, entre outros.

(Intencionalmente deixada em branco)

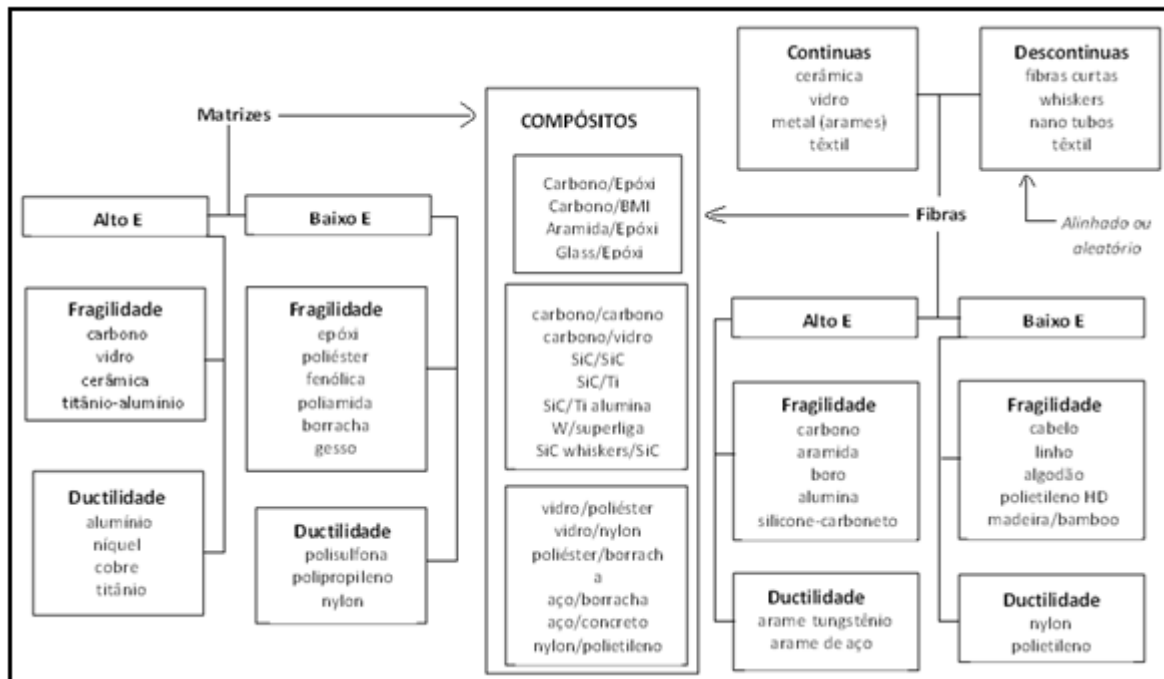


Figura 2.3 Classificação dos compósitos de acordo as propriedades de Fibra e Matriz. Fonte:

Adaptado de Baker, Dutton e Kelly (2004).

### 2.1.1 Matrizes

Vasiliev e Morozov (2001) mencionam que a matriz é a fase responsável pela união das fibras, definição do formato da peça e distribuição das tensões aplicadas no compósito, além de ser a fase que determina os parâmetros de processamento. A importância da matriz num compósito estende-se também na forma de proteção das fibras contra-ataques químicos ou danos provenientes do manuseio ou desgaste pelo uso (MENDONÇA, 2005). Para a fabricação de compósitos reforçados, três tipos principais de matrizes são usados:

- matrizes cerâmicas;
- matrizes metálicas;
- matrizes poliméricas, também denominadas resinas poliméricas.

Segundo Buckley e Edie (1993) compósitos de matriz cerâmica (CMC) apresentam boas propriedades à alta temperatura (1500°C) e são mais leves se comparados aos de matriz metálica.

As matrizes cerâmicas podem ser de carbono, carbetto de silício e cerâmicas vítreas obtidas a partir de óxidos metálicos.

Componentes feitos a partir de CMCs já estão sendo utilizados em motores civis e militares mais novos e mais avançados, como os motores LEAP (*Leading Edge Aviation Propulsion*) feitos pela CFM International em sociedade com GE Aviation e a francesa Snecma, que atualmente é a Safran. Após um teste num rotor de turbina com pás feitas a partir de compósitos de matriz cerâmica, as pás amarelas (Figura 2.4) são cobertas com intuito de protegê-las do meio ambiente para fins experimentais. Devido ao fato das pás serem feitas de CMC tornam-se mais leves e permitirão reduzir o tamanho e conseqüentemente o peso do cubo, resultando em um projeto mais eficiente nos motores a jato (GE REPORTS, 2015).



Figura 2.4 Ensaio de pás feitas a partir de compósitos de matriz cerâmica

Fonte: GE Aviation (2015).

As primeiras aplicações dos compósitos com matriz metálica (MMC) estão associadas às indústrias aeronáutica e espacial, na forma de chapas ou peças forjadas, devido à necessidade de obter componentes leves e de alta resistência. Na indústria automotiva utilizam-se na fabricação de pistões cuja matriz é de alumina. Suas principais características são: alta rigidez e resistência a elevadas temperaturas, maior condutividade térmica, como também alta tenacidade à fratura e elevada tolerância aos danos (ALMEIDA, 2005).

As matrizes poliméricas são de extrema importância para os compósitos. No item a seguir, serão detalhadas com maior empenho por fazer parte do presente estudo.

### 2.1.2. Matrizes Poliméricas (CMP)

Os polímeros possuem inúmeras vantagens quando comparados aos metais, e diversas de suas deficiências têm sido contornadas com o desenvolvimento contínuo de novas pesquisas. Entretanto, uma única restrição aparentemente permanece absoluta: a limitação ao uso em altas temperaturas (MENDONÇA, 2005). Algumas características dos polímeros são sumarizadas na seguinte Tabela 2.1

Tabela 2.1 Vantagens e desvantagens dos polímeros em relação aos metais e outros materiais.  
Fonte: Adaptado de Mendonça (2005).

<b>Vantagens</b>
<ul style="list-style-type: none"> <li>• Facilidade de Fabricação.</li> <li>• Baixo peso, baixa densidade.</li> <li>• Resistência a ataques químicos.</li> <li>• Isolamento térmico e elétrico.</li> <li>• Auto lubrificação.</li> <li>• Aparência decorativa.</li> <li>• Amortecimento mecânico, usado para absorção de energia.</li> <li>• Resistência a corrosão</li> </ul>
<b>Desvantagens</b>
<ul style="list-style-type: none"> <li>• Baixa resistência, mesmo considerando sua baixa densidade.</li> <li>• Rigidez inferior à dos metais, cerâmicos e madeira,</li> <li>• Dureza baixa, risca com facilidade.</li> <li>• Expansão térmica superior à dos metais (pode ser de 5 a 10 vezes maior).</li> <li>• Mais inflamáveis que os metais.</li> <li>• Temperatura máxima de serviço baixa. É susceptível a deterioração pela exposição à radiação ultravioleta como o presente na luz natural.</li> <li>• Muito susceptíveis a deformações por fluência.</li> <li>• Baixa resistência a produtos derivados de petróleo.</li> </ul>

As matrizes poliméricas são atualmente as mais usadas na fabricação de materiais avançados. No entanto, essa opção deve vir acompanhada pelo cuidadoso estudo térmico das matrizes, visto que a temperatura de operação da peça fabricada será limitada pela matriz. Nos polímeros o aquecimento além do limite de estabilidade térmica promove sua degradação, com a perda de suas propriedades mecânicas (VASILIEV e MOROZOV, 2001). As matrizes poliméricas podem ser do tipo termorrígidas ou termoplásticas.

### **2.1.3. Resinas Termorrígidas**

Em 1920, o tcheco-eslovaco Hans John sintetizou as primeiras resinas termorrígidas a base de ureia, cujo uso comercial foi difundido a partir de 1929, baseado nas boas propriedades e baixo custo desse tipo de material. Entre uma variada gamma de resinas termorrígidas, se apresenta algumas de elas:

- Poliéster;
- Vinil éster (alta resistência á corrosão);
- Epóxi (característica elétrica especial);
- Fenólica (alta resistência a temperaturas);
- Bismaleimida (BMI);
- Polimida (PI);
- Éster de cianato (CE).

As primeiras tentativas comerciais de preparo de uma resina termorrígida a partir da utilização de Epicloridrina aconteceram em 1927 nos Estados Unidos. O mérito da primeira síntese de uma resina baseada no Bisfenol foi compartilhado entre o Dr. Pierre Castan da Suíça e o norte-americano Dr. S. O. Greenle em 1936 e foi denominada Diglicidil Éter de Bisfenol (DGEBA), cuja formula é apresentada na Figura 2.4. O trabalho do suíço foi licenciado pela empresa química Novartis, também Suíça, que se converteu em um ano, numa das três maiores fabricantes mundiais de resina epóxi.

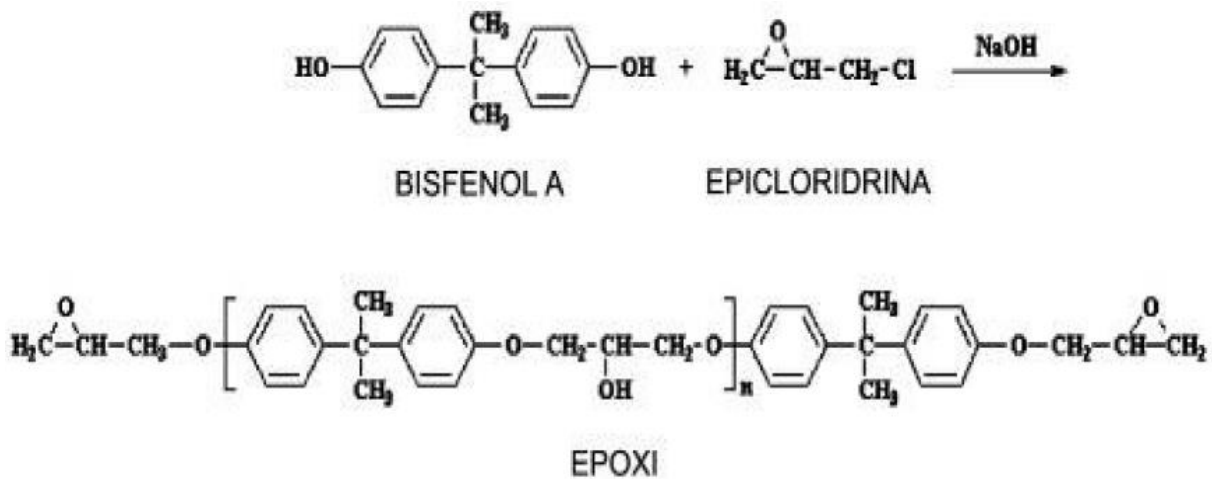


Figura 2.5 Estruturas básicas das moléculas reagentes e do epóxi DGEBA. Fonte: Kakiuchi, Thoi e Quang (1981).

As resinas epóxi, classificadas como termorrígidas, são as de maior destaque para o uso estrutural por apresentarem excelentes propriedades térmicas e mecânicas em relação a outras matrizes poliméricas, como alta resistência à tração, além disso, possuem excelente resistência química e propriedades elétricas, mantidas numa faixa de  $-60^{\circ}\text{C}$  a  $180^{\circ}\text{C}$  (TSANZALIS, *et al.*, 2007).

As resinas termorrígidas proporcionam fácil processabilidade e melhor impregnação da fibra. A resina líquida é usada a temperatura ambiente durante vários processos, tais como enrolamento filamentar, pultrusão e RTM (*Resin Transfer Molding*). Os termorrígidos oferecem uma maior estabilidade térmica e dimensional, melhor rigidez, alta resistência à condutividade eléctrica, resistência química, e a solventes (MAZUNDAR, 2002). Na Tabela 2.2 estão apresentadas as três principais resinas utilizadas em diferentes indústrias, além de suas características mecânicas, sendo a resina epóxi uma das mais equilibradas em função da sua massa específica, módulo de elasticidade e resistência à tração.

Tabela 2.2 Valores característicos de algumas resina termorrígidas. Fonte: Mazundar (2002)

<b>Resina</b>	<b>Massa Específica (g/cm<sup>3</sup>)</b>	<b>Modulo de Elasticidade GPa (10<sup>6</sup> Psi)</b>	<b>Tensão de Ruptura MPa (10<sup>3</sup> Psi)</b>
<b>Epóxi</b>	1.2 – 1.4	2.5 – 5.0 (0.36 – 0.72)	50 – 110 (7.2- 7.16)
<b>Fenólica</b>	1.2 – 1.4	2.7 – 4.1 (0.4 – 0.6)	35 – 60 (5- 9)
<b>Poliéster</b>	1.1 – 1.4	1.6 – 4.1 (0.23 – 0.6)	35 – 95 (5.0 – 13.8)

## 2.2. Reforços

Os reforços mais utilizados em compósitos estruturais são as fibras de carbono, de vidro, de aramida, e menos frequentemente, fibras de quartzo e cerâmicas, como por exemplo, a fibra de alumina.

O desenvolvimento de fibras de carbono, boro e quartzo oferecem aos projetistas a oportunidade de flexibilizar os projetos estruturais, atendendo às necessidades de desempenho em voo de aeronaves e veículos de reentrada. Em paralelo, os compósitos carbono/carbono (Compósitos de Carbono Reforçados com Fibras de Carbono - CRFC) e tecidos de fibra de quartzo foram desenvolvidos como o objetivo de compor peças que são submetidas à severas condições térmicas e de erosão, tais como: cones dianteiros de foguetes, partes externas de veículos submetidos à reentrada na atmosfera terrestre e em aviões supersônicos (REZENDE e BOTELHO, 2000).

As fibras de carbono apresentam alta relação resistência-peso, resistência à fadiga, elevado módulo elástico, elevadas resistências química e biológica, bem como, baixos valores de massa específica e coeficiente de expansão térmica, além de suportarem temperaturas acima de 1500°C, na ausência de O<sub>2</sub>, sem alteração na resistência mecânica.

De acordo com Vasiliev e Morozov (2001) existem diversos tipos de fibras de carbono, classificadas quanto ao processo de fabricação e ao tipo de precursor. Sua massa específica fica em torno de 1,8 g/cm<sup>3</sup>. Suas propriedades são afetadas pelo tamanho do cristalito, orientação

cristalina, porosidade e pureza da estrutura de carbono, todos influenciados pelo tipo de processo e precursor.

A superfície das fibras, em sua maioria, é tratada para garantir adesão da matriz, este processo é feito no decorrer do processo de fabricação por meio de tratamento da sua superfície por plasma, ácido ou recobrimento com material metálico ou cerâmico (VASILIEV; MOROZOV, 2001).

O tecido de fibra de carbono tem como principal precursor a PAN (poliacrilonitrila), que normalmente se junta com outros polímeros: metil acrilato, metil metacrilato, vinil acetato e cloreto de vinilo, todos estes derivados do petróleo. Na Tabela 2.3 estão apresentadas as características e aplicações principais das fibras de carbono.

Tabela 2.3 Características e Aplicações das fibras de carbono. Fonte:

<http://www.metactual.com/revista/11/materialescarbono.pdf>

<b>Características e Aplicações das Fibras de Carbono</b>	
<b>Propriedades</b>	<b>Aplicações</b>
<ul style="list-style-type: none"> <li>➤ Resistência mecânica, tenacidade e densidade.</li> <li>➤ Estabilidade dimensional (conserva sua forma).</li> <li>➤ Absorção de vibrações.</li> <li>➤ Resistência à fadiga e auto lubrificação.</li> <li>➤ Resistência química e térmica.</li> <li>➤ Alta condutividade elétrica.</li> <li>➤ Compatibilidade biológica.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>➤ Transporte e artigos esportivos.</li> <li>➤ Tecnologia aeroespacial.</li> <li>➤ Equipamentos de áudio, braços de robô.</li> <li>➤ Maquinaria têxtil, engenharia em geral.</li> <li>➤ Indústria química e nuclear.</li> <li>➤ Componente equipamentos eletrônicos.</li> <li>➤ Medicina (próteses, equipamento cirúrgico).</li> </ul>

Segundo Chung (1994) uma classificação comercial bastante utilizada diz respeito às propriedades de tensão de ruptura e módulo elástico, podendo então ser classificadas como fibras

de alta resistência, ultra alta resistência, baixo módulo, módulo intermediário, alto módulo e ultra alto módulo.

Apesar das boas propriedades e características que oferece o carbono, sua principal desvantagem está associada ao alto custo de produção e processo de manufatura. Algumas das propriedades do carbono em função do módulo de elasticidade de diversos tipos de fibra estão apresentadas na Tabela 2.4. Estes valores são para fibras obtidas a partir de PAN. Em geral, as fibras de carbono são classificadas atendendo dois critérios: tipo de precursor e valor de seu módulo de elasticidade. De acordo com o último critério, podem-se classificar em cinco classes de fibras: SM ("*Standard modulus*"), UHM ("*Ultra-high modulus*"), HT ("*High tenacity-high strength*") ou IM ("*Intermediate modulus*"), e LM ("*Low modulus*").

Tabela 2.4 Tipos de fibras para uso gerais. Fonte: Adaptado de <http://www.metallactual.com/revista/11/materialescarbono.pdf>

Propriedades	Tipos de Fibras				
	PAN			PICH	
	Fibras SM <sup>a</sup>	Fibras IM <sup>a/b</sup>	Fibras HM <sup>b</sup>	Fibras *LM <sup>b</sup>	Fibras *UHM <sup>b</sup>
Conteúdo em carbono (%)	95	95	>99	>97	>99
Diâmetro (µm)	6 - 8	5 - 6	5 - 8	11	10
Densidade (gtm)	1,8	1,8	1,9	1,9	2,2
Tensão à ruptura (MPa)	3.800	3450-6200	3450-5520	1380-3100	2410
Comprimento à ruptura	1,6	1,3 - 2,0	0,7 - 1,0	09	0,4 - 0,27
Resistência elétrica (µ <sub>cm</sub> )	1650	1450	900	1300	220 -130
Condutividade térmica (w/m.k)	20	20	50-80	-	-

a) Fibras para uso gerais;

b) Fibras para aplicações aeroespaciais.

## 2.3 Fabricação em Materiais Compósitos

Segundo Mazumdar (2002) os processos de fabricação de compósitos podem ser amplamente divididos em duas categorias principais de fabricação: processos de compósito termorrígidos e processos de compósitos termoplásticos. Estes processos, por sua vez, podem ser classificados em função do tipo de tecnologia da matéria-prima utilizada. (PETERS, 1998; MAZUMDAR, 2002, VERREY, 2006).

Muitas técnicas utilizadas para o processamento dos materiais compósitos poliméricos são similares às mesmas utilizadas para os polímeros sem reforço, porém, necessitando de algumas modificações como, por exemplo, maior pressão de moldagem devido a maior viscosidade (PARDINI & NETO, 2006).

Originalmente, as técnicas de fabricação de compósitos consistiam exclusivamente em trabalho manual. No início dos anos 50, com a diversidade e o volume de aplicação destes materiais tornando-se consideráveis, a indústria iniciou uma busca por formas de automatização e desenvolvimento de sistemas de produção (MARGOLIS, 1986).

Na literatura, existem diversas técnicas para o processamento de materiais compósitos, tanto para placas, vigas, tubos e também para estruturas mais complexas. Atualmente, os principais métodos de fabricação de compósitos são: *hand lay-up*, autoclave, pultrusão, RTM (*Resin Transfer Molding*), VARTM (*Vaccum-Assisted Resin Transfer Molding*), e enrolamento filamentar, sendo este último, utilizado para a fabricação de tubos e cilindros.

Neste trabalho, foi utilizado o processo VARTM, em razão de sua maior produtividade, menor custo, bom desempenho em relação à formação de porosidade, boa compactação das camadas e também por ser a técnica mais comumente utilizada no Núcleo de Tecnologia em Compósitos da UNIFEI.

Usualmente, o processo de VARTM consiste em posicionar uma pré-forma sobre um molde rígido, distribuir os canais de vácuo e de injeção de resina, e fechar a bolsa de vácuo. Após o fechamento da bolsa, a bomba de vácuo é acionada, e assim o ar entre as fibras da pré-forma é removido, promovendo uma pré-compactação do reforço para aumentar a fração volumétrica de fibras. Finalmente, a resina flui através da pré-forma, devido à diferença de pressão entre o canal de injeção e o ponto de vácuo. O perfeito ajuste da bolsa flexível à pré-forma reduz regiões com excesso de resina, e também proporciona um melhor controle das emissões de voláteis orgânicos,

em comparação aos processos que envolvem pulverização de resina e imersão (GRUJICIC *et al.*, 2005). No processo de VARTM, o reservatório da resina é mantido à pressão atmosférica, portanto a pressão de injeção é relativamente baixa (em torno de 1 atm.), quando comparada ao processo de RTM (KOEFOED, 2003). A aplicação do vácuo tem duas finalidades: compactar o reforço e conduzir a resina através da pré-forma porosa de tecido (BAYLDON; DANIEL, 2009; YUEXIN *et al.*, 2008).

O processo de VARTM, que, por não necessitar de altas pressões nem de altas temperaturas, pode ser realizado com baixos custos de produção (RESENDE; BOTELHO, 2000). A Figura 2.6 apresenta uma ilustração esquemática deste processo.

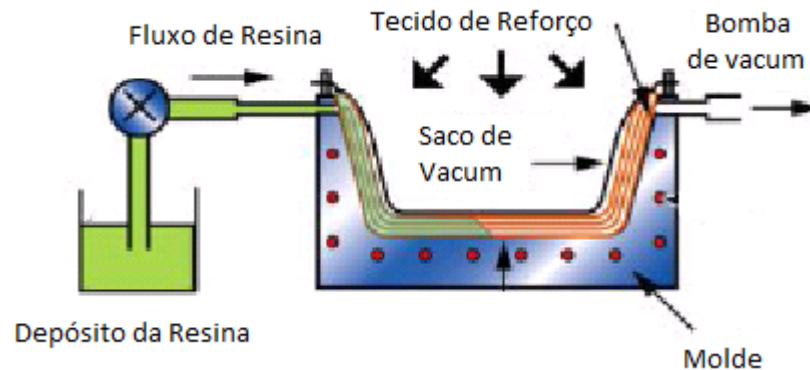


Figura 2.6 Manufatura do Processo VARTM. Fonte: BRIGHT COMPOSITES.

## 2.4 Vibrações Mecânicas

### 2.4.1 Definição

Segundo Rao (2008) as vibrações mecânicas podem ser definidas como qualquer movimento que se repete após um intervalo de tempo. A teoria de vibração trata do estudo de movimentos oscilatórios de corpos e as forças associadas a eles. As vibrações mecânicas podem ser classificadas de distintas maneiras, entre elas encontram-se a vibração livre e vibração forçada.

## **2.4.2 Vibração Livre e Vibração Forçada**

Ambas as formas de vibração serão fundamentais para o entendimento do trabalho, que torna importante conhecer estes dois conceitos, apresentados a seguir.

A vibração livre ocorre quando o movimento resulta somente de condições iniciais, não havendo nenhuma causa externa atuando durante o mesmo. O movimento de um pêndulo é um exemplo de vibração livre. Quando este é liberado, com uma determinada condição inicial (ângulo inicial, por exemplo) diferente da sua condição de equilíbrio, o mesmo oscilará livremente. Rao (2008) explica que trata-se de um sistema, que após uma perturbação inicial, continua a vibrar por conta própria. Nenhuma força externa age sobre o sistema.

A vibração forçada, por sua vez, é provocada por uma força externa que persiste durante o tempo em que o movimento vibratório existir. Um exemplo básico é o movimento de um rotor desbalanceado. Se a frequência da força excitadora coincidir com a frequência natural do sistema, o resultado é um fenômeno conhecido como ressonância, no qual o sistema pode experimentar oscilações muito grandes, que podem gerar falhas estruturais em prédios, turbinas, asas de aviões, etc.

Neste trabalho, foram estudados ambos os métodos de vibração, utilizando-se uma condição de contorno engastada-livre para obter as frequências naturais da viga e simular-se-á a vibração forçada quando forem aplicadas as cargas cíclicas ao corpo de prova, ditas cargas como já foi explicado, reproduzirão os efeitos da fadiga sônica.

### **2.4.2.1 Vibração não Amortecida e Amortecida**

O amortecimento é uma das propriedades mais sensíveis de materiais e estruturas, tanto em escala macro quanto microscópica. O amortecimento determina a amplitude de vibração na ressonância e o tempo de persistência da vibração depois de cessada a excitação (CASSOLINO; PEREIRA, 2010).

A vibração não amortecida é aquela em que a energia de vibração não se dissipa, de forma que o movimento vibratório permanece imutável no tempo. A vibração não amortecida ocorre em sistemas ideais, pois sempre alguma energia será dissipada em um sistema físico real. Porém, na maioria dos casos o amortecimento é tão pequeno que pode chegar a ser desprezado, pois estes

níveis de vibração diminuem pouco no tempo e matematicamente o problema pode ser mais simples (DOS SANTOS, 2012). Em Rao (2008), também podem ser classificadas as vibrações como: linear e não linear e determinística ou aleatória.

### 2.4.3 Forças de Excitação

De acordo com a força de excitação que age em um sistema mecânico, as respostas de vibração podem possuir comportamentos distintos. Os tipos de excitação mais comuns são a força harmônica, força periódica, força transitória e a força aleatória. Cada uma será apresentada com mais detalhe a seguir:

Força harmônica: A excitação é representada por uma função senoidal apresentando nas formas:

$$F(t) = F_o \text{Sen}(wt - \emptyset) \quad (2.1)$$

$$F(t) = F_o \text{Cos}(wt - \emptyset) \quad (2.2)$$

Onde  $F_o$  é a amplitude da força,  $\omega$  é a frequência com que a força é aplicada (igual a zero quando se trata de uma aplicação estática) e  $\emptyset$  é o ângulo de fase medido em relação ao referencial de tempo (atraso da resposta em relação à força). Podendo também ser escrita por:

$$F(t) = F_o e^{(wt - \emptyset)} \quad (2.3)$$

A Figura (2.7) mostra um exemplo desse caso:

(Intencionalmente deixada em branco)

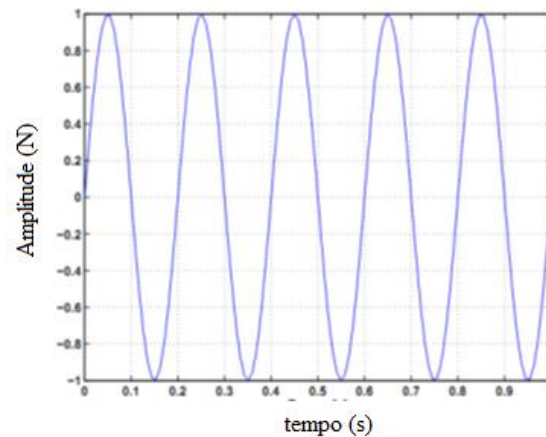


Figura 2.7 Exemplo de força harmônica. Fonte: Adaptado de Silva (2009).

Força periódica é o tipo de excitação que se repete após certo período, podendo ou não ser constante, conforme o exemplo apresentado na Figura 2.8.

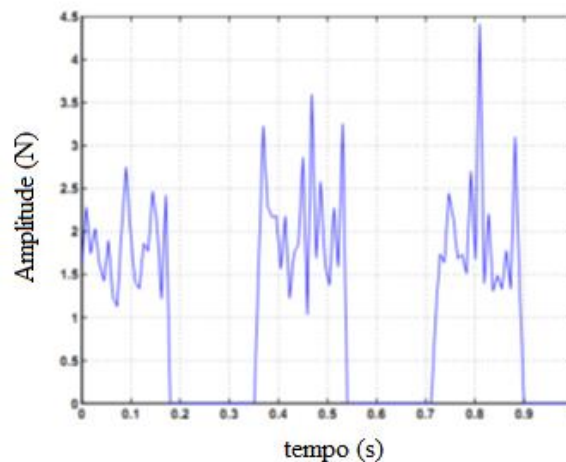


Figura 2.8 Exemplo de força Periódica. Fonte: Adaptado de Silva (2009).

A força transitória segundo Silva (2009) é um tipo de excitação caracterizada por uma liberação de energia grande em um intervalo curto de tempo. Este fenômeno pode ser observado em explosões, impactos, etc. Observe-se o comportamento na Figura 2.9 apresentada abaixo.

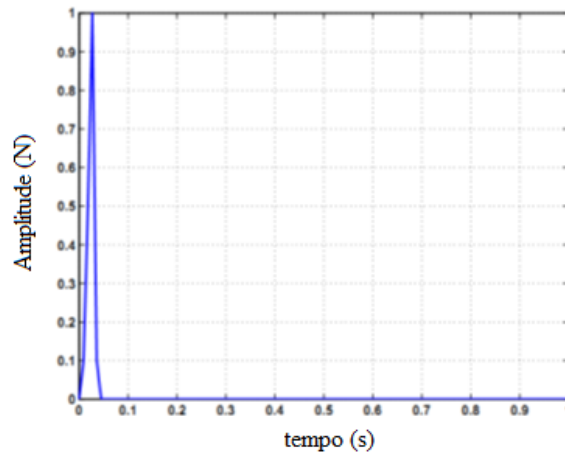


Figura 2.9 Exemplo de força Transitória. Fonte: Adaptado de Silva (2009).

Força aleatória: É um conjunto de forças de excitação que não descrevem uma forma padrão que possa ser definido por uma equação. Para tratar sistemas excitados por forças aleatórias é preciso utilizar métodos estatísticos. Este tipo de comportamento, denominado aeroelástico, é típico de sistemas excitados por forças aleatórias, como *flutter*, colunas de pontes, etc. Na Figura 2.10 se observa um exemplo de força aleatoria.

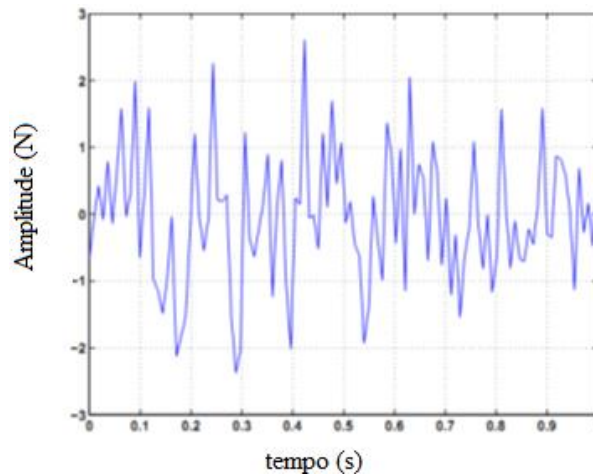


Figura 2.10 Exemplo de força Aleatória. Fonte: Adaptado de Silva (2009).

### 2.4.4 Resposta a um Impulso

Ao fazer análises de problemas de dinâmica estrutural, é usual analisar o transiente da resposta do sistema. Nestes casos, qualquer entrada do tipo impulso (podendo ser um impacto) ocupa um lugar de destaque. A resposta ao impulso basicamente tem a forma da resposta às condições iniciais. Muitos sistemas mecânicos são excitados por carregamentos que são aplicados por um tempo breve (Rao, 2008).

Considera-se um sistema massa-mola com amortecimento viscoso sujeito a um impulso unitário em um intervalo  $t=0$ , como mostrado na Figura 2.11 (a) e (b). Para um sistema subamortecido, a solução da equação de movimento;

$$m\ddot{x} + c\dot{x} + kx = 0 \quad (2.4)$$

é dada pela Equação (2.5) Rao (2008) como:

$$x(t) = e^{-\zeta\omega_n t} \left\{ x_0 \cos\omega_d t + \frac{\dot{x}_0 + \zeta\omega_n x_0}{\omega_d} \text{sen}\omega_d t \right\} \quad (2.5)$$

Sendo:

$$\zeta = \frac{c}{2m\omega_n} \quad (2.6)$$

$$\omega_d = \omega_n \sqrt{1 - \zeta^2} = \sqrt{\frac{k}{m} - \left(\frac{c}{2m}\right)^2} \quad (2.7)$$

$$\omega_n = \sqrt{\frac{k}{m}} \quad (2.8)$$

Se a massa estiver em repouso antes do impulso unitário ser aplicado ( $x_0 = \dot{x}_0 = 0$ ) para  $t < 0$  ou em  $t=0$ , obtemos pela relação impulso-momento,

Impulso =  $f=1$ .

$$m\dot{x}(t=0) = m\dot{x}_0, \quad mx(t=0) = mx_0 \quad (2.9)$$

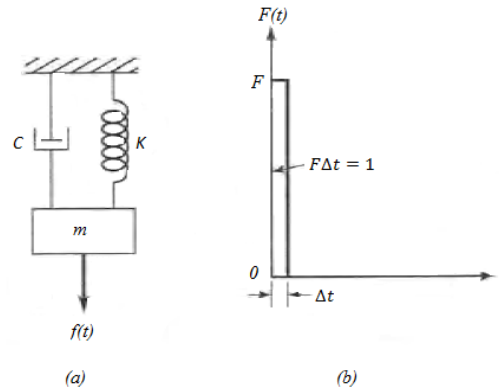


Figura 2.11 (a) Sistema massa-mola com amortecimento viscoso; (b) Impulso unitário Fonte: Rao (2008)

A importância de se conhecer este conceito será a aplicação do mesmo no processo de obtenção das frequências naturais em vibração livre para o qual será utilizado um martelo de impacto que simula este efeito.

### 2.4.5 Método do Decremento logarítmico

Basicamente existem duas maneiras de se medir parâmetros de amortecimento e o módulo dinâmico de materiais: métodos baseados na resposta no tempo e métodos baseados na resposta em frequência. Em geral, esses métodos são aplicáveis a sistemas de vibração de um grau de liberdade com amortecimento viscoso.

Os métodos para determinação de amortecimento baseados na resposta no tempo são:

- Método do Decremento Logarítmico
- Método da Histerese
- Método “Step-Response”

Os métodos que consideram a resposta em frequência são:

- Método Fator-Magnitude
- Método de Média potência

O método do Decremento Logarítmico é um dos métodos mais utilizados na determinação de propriedades dinâmicas e por esse motivo foi empregado no presente trabalho para obtenção das características dinâmicas do material a serem estudados (ANCELOTTI, 2006).

No trabalho de Souza (2013) afirma-se que o termo decremento logarítmico refere-se à taxa de redução logarítmica relacionada com a redução de movimentos após o pulso; a energia é transferida para outras partes do sistema ou pode ser absorvida pelo elemento.

O decremento logarítmico para as curvas de ressonância tal como mostrado na Figura 2.12 pode ser aproximado pela Equação (2.10) (SOUZA; LIMA, 2010).

$$\Delta = \frac{\pi(f_1 - f_2)}{f_n} \quad (2.10)$$

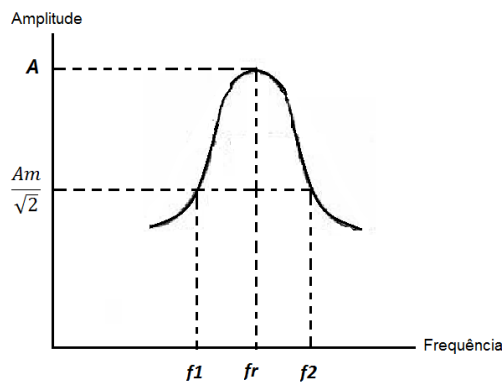


Figura 2.12 Curva de ressonância. Fonte: Adaptado de Ancelotti *et al.* (2000)

Sendo:  $f_n$  a frequência natural do sistema (Hz);  $f_1$  e  $f_2$  correspondem às frequências de banda associadas aos pontos de média potência (Hz). Determina-se então o módulo de armazenamento  $E'$ , que está relacionada com a energia elástica armazenada durante cada ciclo, podendo então ser calculado pela Equação (2.11) (ANCELOTTI *et al.* 2000)

$$E' = \left[ \left( \frac{4\pi^2 f n^2}{3I} \right) \left( M + \frac{33}{140} m \right) \left( 1 + \frac{\Delta^2}{4\pi^2} \right) \right] L^3 \quad (2.11)$$

Onde,  $I$  é o momento de inércia da seção transversal da viga,  $M$  é a massa do acelerômetro,  $m$  será a massa da viga e  $L$  o comprimento da viga. Lembrando que  $\Delta$  é o decremento logarítmico.

O fator de amortecimento é dado pela Equação (2.12) (ANCELOTTI *et al.* 2000)

$$\zeta = \frac{f_2 - f_1}{2f_r} \quad (2.12)$$

Quando  $\Delta \ll 1$ , resulta:  $\zeta = \frac{\Delta}{2\pi}$  podendo-se escrever que  $\eta \approx 2\zeta$  (Rosen, 1971), onde:  $\eta$  é o fator de perda do material da viga.  $E''$  corresponde ao módulo de perda e  $E'$  o módulo de armazenamento, para assim obter o módulo complexo, é descrito por meio da Equação (2.13):

$$E^* = E'' (1+i\eta) = E' + i E'' ; i = \sqrt{-1} \quad (2.13)$$

## 2.5 Fadiga Sônica

Em 1837, J. Albert publicou os primeiros resultados dos testes de fadiga conhecidos; para este fim, construiu uma máquina de teste para as cadeias de transporte que tinham falhado em serviço nas minas. Em 1843, A. Morin introduziu o conceito de "*fail-Safe*" (falha segura) sugerindo inspeções periódicas e limitando a vida útil dos trilhos ferroviários. Posteriormente, o termo "fadiga" foi mencionado pelo inglês Braithwaite em 1854 que descreveu as falhas em distintos equipamentos mecânicos e iniciou as discussões sobre tensões permissíveis em componentes sujeitos à fadiga (SCHUTZ, 1996).

A causa da fadiga foi principalmente observada nos materiais metálicos e por esse motivo a maioria dos estudos sobre fadiga estão relacionados a estes materiais. O efeito da fadiga nos materiais foi principalmente relacionado a falhas que ocorriam normalmente em máquinas, motores a vapor, locomotivas, trilhos ferroviários e bombas hidráulicas. O primeiro relato sobre os ensaios de fadiga não se referiu ao ensaio do material em si, e sim ao componente mecânico (SCHUTZ, 1996).

O comportamento em fadiga de um material é representado por curvas de tensão em função do número de ciclos de fadiga, comumente denominadas curvas S- N (SN equivale à designação *stress-number of cycles*). As curvas SN são obtidas por meio de ensaio de fadiga com amplitude de tensão constante até que ocorra a ruptura ou colapso do material ensaiado. Outro parâmetro importante para o estabelecimento de curvas SN é a razão de tensão (R), que corresponde à razão entre a tensão mínima e a tensão máxima. Além disso, as curvas SN podem sofrer alterações em função da frequência de ensaio adotada (ANCELOTTI, 2011).

Na Figura 2.13 é apresentada a propagação de danos produzidos por fadiga em materiais compósitos.

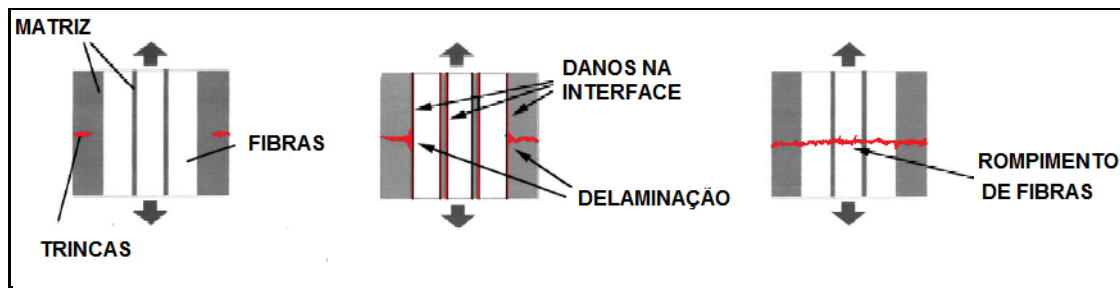


Figura 2.13 Proliferação de danos produzidos em compósitos por cargas cíclicas. Fonte: Yamane (2016)

Além de suportar grandes forças estáticas, o material compósito estrutural é obrigado a manter um nível aceitável de resistência sob as cargas dinâmicas flutuantes. Exemplos são as carenagens dos motores de aviação que são submetidas a grandes períodos de vibração pelo giro das pás das turbinas e pelo impacto do vento quando a aeronave se encontra na decolagem, voo cruzeiro e pouso.

Dharan (1975) estudou os mecanismos de fadiga em fibras de compósitos unidirecionais submetidos a tensões cíclicas ao longo das fibras, o chamado "Diagrama de vida em fadiga" é um diagrama simples para o estudo de compósitos de matriz polimérica. Na Figura 2.14 se apresenta o diagrama mencionado anteriormente.

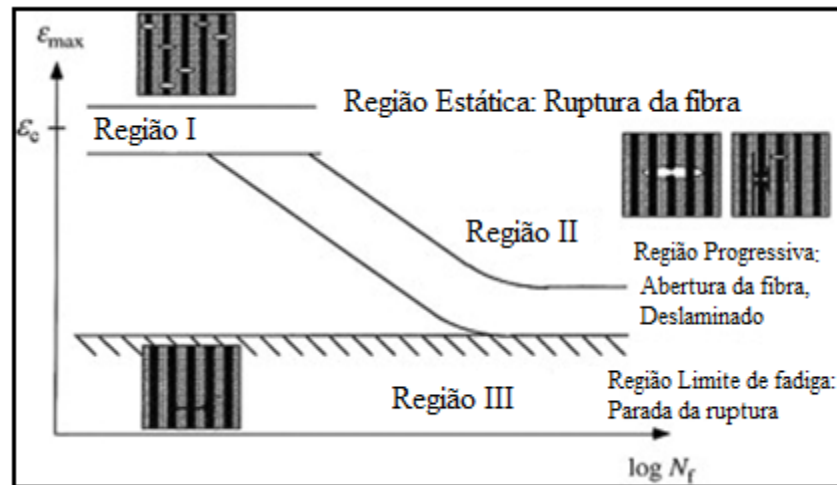


Figura 2.14 Diagrama de vida em Fadiga para compósitos de matriz polimérica. Fonte: Dharan (1975)

Tem-se uma ruptura da fibra na Região I, sendo esta a estática; para as Regiões II e III, começa-se a ter uma delaminação, enquanto que, para a última, se observa a iniciação da trinca, devido a se encontrar na região limite de fadiga.

Certos carregamentos podem levar o material a sofrer pequenas tensões, que com o decorrer do tempo, podem ocasionar pequenas trincas, delaminações e outros danos que possam produzir a falha da estrutura. Vibrações estruturais em altas e baixas frequências tem sido um grande problema nos últimos anos no que se refere ao projeto, operação e manutenção de aeronaves e outros veículos.

Segundo Trapp e Lazan (1961) o problema geral da fadiga acústica pode ser dividido em três partes:

- ✓ O ambiente acústico para o qual a estrutura é exposta trata-se de fontes de ruído e meio ambiente;
- ✓ A resposta da estrutura neste ambiente e as tensões cíclicas produzidos nos pontos críticos, e;
- ✓ A vida de fadiga estrutural em tensões cíclicas específicas.

Todos os projetos e elementos estruturais submetidos à ação de cargas cíclicas devem ser estudados tendo em conta a vida útil do material e utilizando alterações nas propriedades dinâmicas como um parâmetro chave. Um método para a análise dessas propriedades durante e

após o evento é a simulação de carga acústica aleatória (ANGELO, 2007; ESDU, 1984). Uma alta porcentagem de estruturas é excitada por ondas sonoras provenientes dos gases de escape de motores a jato. Estas estruturas recebem níveis de tensão normalmente menores quando comparados com as solicitações geradas por cargas aeroelásticas. (MONTEIRO, 2009)

Devido à característica anisotrópica e heterogênea dos materiais compósitos, eles apresentam um complexo comportamento em fadiga. Cada uma das fases do compósito responde de forma diferente à uma carga cíclica aplicada. A propagação de danos em escala microscópica é objeto de estudo e de intensa investigação (REIFSNIDER, 1991; CORONADO et al. 2012).

Os materiais compósitos têm resistência dependente das propriedades dos seus constituintes (matriz e reforço) bem como, a interação entre os mesmos. Mais especificamente, compósitos reforçados com fibras de carbono apresentam elevada resistência à fadiga (GUDE, HUFENBACH e KOCH, 2013).

Barron e colaboradores (2001), estudaram a influência da fadiga em materiais compósitos, variando a frequência em (5Hz, 10Hz e 20Hz) e a orientação das fibras a  $[0^\circ]$ ,  $[0^\circ/90^\circ]$  e  $[\pm 45^\circ]$ . Observaram que, de acordo com a orientação das fibras, a resistência à fadiga dos laminados não era a mesma. O aumento da frequência de excitação tem como resultado o aquecimento das amostras, tendo um efeito de degradação na matriz e a diminuição da vida útil.

Stinchcomb *et al.* (1975) obteve resultados que indicam que a frequência de 30 Hz resulta em um efeito mais degradante no comportamento em fadiga do material do que 15 ou 45 Hz. Como justificativa, o autor sugere que a não linearidade pode estar relacionada com a frequência de ressonância do material.

Embora os ensaios experimentais mais comuns utilizados na caracterização do comportamento à fadiga em compósitos sejam do tipo tração-compressão uniaxial ou qualquer combinação destes dois, optou-se neste trabalho utilizar o ensaio de flexão devido a que este não apresenta problemas de flambagem, quando ensaiados laminados finos (DEGRIECK, 2001). Já no caso de ensaios tração-compressão ou compressão-compressão este fenômeno se faz presente. Além disto, o ensaio de flexão reproduz fielmente a maior parte das condições de serviço destas estruturas (vigas) e requerem da aplicação de carregamentos relativamente mais baixos para conseguir gerar grandes deformações devido ao seu baixo momento de inercia transversal.

### 2.5.1 Fatores que influenciam a vida de fadiga

Segundo Silva (2014) o comportamento à fadiga de compósitos laminados é influenciado por vários fatores tais como: i) Sistema fibra/matriz; ii) Configuração do laminado; iii) Volume de fibra e matriz; iv) Formas de solicitação de carga; v) Frequência de solicitação e vi) condições ambientais.

No sistema fibra/matriz a resistência à fadiga aumenta com o módulo de elasticidade das fibras, que no caso de compósitos unidirecionais tem um papel relevante. As fibras de elevada rigidez como o carbono, limitam a deformação no compósito e assim as deformações elásticas e viscoelásticas na matriz. Entretanto, em relação à influência da matriz utilizada, pode-se dizer que esta não possui uma influência significativa na resistência à fadiga do laminado (SILVA, 2014).

A configuração do laminado influencia na distribuição de tensões ao que o mesmo fica submetido, de modo que, não só a resistência à fadiga será afetada, mas também as constantes elásticas do mesmo (SILVERIO, 2001).

É importante salientar que, se, por exemplo, a configuração do laminado for modificada, de modo que o limite de resistência, o módulo de elasticidade ou a deformação de ruptura do laminado diminuam, não significa dizer que a resistência à fadiga do laminado também vai diminuir, ou seja, a variação da resistência à fadiga com a modificação da configuração do laminado não necessariamente está relacionada (pelo menos de modo evidente) às mudanças dos valores das constantes elásticas (FERREIRA *et al.* (a), 1999; FERREIRA *et al.* (b), 1999; KOMOROWSKI *et al.*, 1995; BRANCO *et al.*, 1995; DING *et al.*, 1995; JEN *et al.* (a), 1998).

De forma geral, a resistência à fadiga em compósitos laminados vai aumentando com o aumento do volume de fibra, e em consequência sua resistência estática aumenta. Para as solicitações de carga é um fator fundamental que intervém no comportamento à fadiga dos compósitos. De um modo geral, considerando um determinado período de vida, a amplitude de tensão admissível diminui com o aumento da tensão média aplicada. Por outro lado, para uma dada tensão média, a vida à fadiga diminui com o aumento da amplitude de tensão (SILVA, 2014).

Portanto a influência da frequência de solicitação do compósito está relacionada com o

aumento da temperatura. A temperatura do compósito aumenta normalmente com o incremento da frequência de solicitação e com a amplitude de tensão sendo este fenômeno conhecido como “aquecimento por histerese”

Os efeitos ambientais causados pela temperatura e umidade relativa do ar podem ser reversíveis quando o período de exposição é de curta duração. Porém, quando a exposição ocorre em ciclos prolongados, onde a combinação da umidade com mudança de temperatura está presente, os efeitos produzidos podem ser irreversíveis devido à afinidade da água por grupos funcionais específicos de matrizes poliméricas de natureza polar (CUNHA e COLABORADORES, 2006).

### **2.5.2 Mecanismos de Danos em Fadiga**

O processo de falha por fadiga é caracterizado por diferentes formas de acordo com o material utilizado. Neste caso, os materiais compósitos acumulam danos não localizados, diferente de materiais isotrópicos que acumulam num único ponto, portanto a fratura ocorre por múltiplas trincas macroscópicas (BRYAN, 2003).

Realizando-se uma análise por meio da microscópica é observado o acúmulo de danos, que inclui ruptura da matriz, ruptura da fibra, delaminação e ruptura transversal da lamina, estes danos podem ocorrer de forma independente ou pela interação de fibra/matriz (BRYAN, 2003; GANGE, LANGE E SCHULTE, 2006).

A ruptura da fibra ocorre quando uma fissura se propaga na direção transversal ao seu comprimento, provocando a separação do laminado pela destruição do elemento mais resistente. Contudo, este mecanismo de dano contribui pouco para a absorção de energia em relação aos demais.

A ruptura da matriz ocorre quando uma fissura contorna a fibra, provocando a ruptura completa do compósito. Um fenômeno que promove o aumento da energia de fratura e consequentemente da tenacidade é o crescimento das fissuras na matriz. Este crescimento origina-se a partir do encontro de uma fissura e uma fibra, que se por hipótese forem perpendiculares entre si, geraram crescimentos paralelas à fibra (isto é, a origem de fissuras secundárias que provocam o descolamento entre a fibra e a matriz).

Os mecanismos de falha da interface baseiam-se nos mecanismos ou teorias de adesão entre fibra e matriz. Assim, se a adesão for comprometida, ocorrerá ruptura na interface. Contudo, convém salientar que a ruptura pode ou não ocorrer na interface, isto é, a ruptura pode ser adesiva (na interface) ou coesiva (na fibra ou matriz). Tais mecanismos podem ocorrer simultânea ou isoladamente, promovendo rupturas por descolamento, ou interferirem em outros mecanismos como a delaminação (SILVA 2014).

Os compósitos unidirecionais possuem uma elevada resistência à fadiga na direção das fibras, o qual está relacionado com as boas propriedades destas para solicitações de carga cíclicas. Nos materiais com fibra de alto módulo de elasticidade, como é o caso do carbono/epóxi, as curvas S-N são praticamente planas e estão próximas de resultados da resistência estática. Dependendo do valor máximo da tensão aplicada, dois mecanismos de dano podem ocorrer em compósitos unidirecionais. Para cargas mais elevadas, o dano inicia-se pela ruptura individual de algumas fibras. Isto origina uma zona de concentração de tensões e promove a ruptura de fibras contíguas. Rapidamente este fenómeno debilita o compósito resultando no seu colapso que pode ocorrer para baixos números de ciclos. Para cargas de fadiga mais baixas, as tensões nas fibras são inferiores à sua resistência, mas a deformação da matriz pode exceder o limite de fadiga. Neste caso, o dano se inicia por ruptura da matriz que induz descolamento fibra/matriz. Este processo ocorre de uma forma progressiva e pode ocorrer durante um elevado número de ciclos. Para valores intermediários de solicitação, o mecanismo de dano consiste numa mistura dos dois processos descritos. Assim, a ruptura de algumas fibras induz uma sobrecarga na matriz e na interface fibra/matriz, originando a falha entre ambas e a ruptura da matriz.

Os compósitos multidirecionais apresentam menor rigidez e resistência que os compósitos unidirecionais, relativamente à solicitações de carga na direção das fibras. Como consequência, o mecanismo de dano é diferente e sua sequência pode ser dividida em três fases. A primeira fase caracteriza-se por uma queda abrupta da rigidez relacionada com a ruptura da matriz nas camadas com orientação diferente da solicitação. Em geral, consiste num descolamento fibra/matriz provocando microfissuras que conduzem à ruptura da matriz. A delaminação ou deslocamento está ligada à diferença de rigidez entre matriz e fibra e fatores concentradores de tensões. Após a primeira fase de iniciação, a fissura se propaga paralelamente às fibras e estende-se a toda a espessura da camada. A densidade destas fissuras aumenta com o número de ciclos até um valor

crítico, provocando um ligeiro decréscimo da rigidez. Após a segunda fase, as fissuras atingem as interfaces entre camadas com orientações diferentes, originando delaminações, cuja propagação rápida resulta na separação do laminado, o que promove a ruptura de fibras das camadas alinhadas com a solicitação, conduzindo à ruptura final do laminado (SILVA 2014).

## 2.6 Comportamento mecânico de materiais

A determinação e/ou conhecimento das propriedades mecânicas de um material é muito importante para o desenvolvimento de um projeto de diversas aplicações, bem como para a fabricação de componentes. As propriedades mecânicas irão definir, em grande parte, o comportamento do material quanto sujeito a esforços mecânicos, pois estão relacionadas à capacidade do material de resistir ou transmitir estes esforços sem se romper e sem se deformar de forma incontrolável.

As propriedades mecânicas que descrevem o comportamento do material por meio de carregamento mecânicos são comumente a: tração, compressão, flexão e cisalhamento. As mesmas terão influência de acordo a natureza da carga aplicada, tempo da carga aplicada e as condições ambientais; podendo variar com o tempo, condições climáticas e temperatura.

As principais propriedades em materiais são:

- Tensão de ruptura à tração
- Módulo de elasticidade (longitudinal /transversal)
- Dureza superficial
- Fluência
- Fadiga
- Propriedades viscoelásticos
- Cisalhamento

Neste trabalho será estudado a resistência à tração, a elasticidade, o cisalhamento no plano e a fadiga.

Para materiais de baixa massa molecular, o comportamento mecânico é descrito em termos de dois tipos de material ideal: o sólido elástico e o líquido viscoso. O sólido elástico retorna a sua forma inicial depois de removido o esforço e a deformação do líquido viscoso é

irreversível na ausência de forças externas. Os polímeros se caracterizam por apresentar um comportamento intermediário entre o sólido elástico e o líquido viscoso, dependendo da temperatura e da escala de tempo do experimento. Esta característica é denominada viscoelasticidade (PESSAN, HAGE, 2002), que também será avaliada neste trabalho.

## **2.7 Técnicas usadas na análise do comportamento mecânico na avaliação de danos em materiais compósitos**

No desenvolvimento deste trabalho serão usadas diferentes técnicas que irão a determinar o comportamento mecânico das amostras a serem usadas, a fim de permitir a avaliação e determinação de danos produzidos pela fadiga sônica. Serão apresentadas estas técnicas nos itens seguintes:

### **2.7.1 Análise dinâmico – mecânica (DMA)**

A análise térmica é o conjunto de técnicas que possibilitam analisar uma propriedade física ou química (massa, entalpia, dimensão, propriedades magnéticas, propriedades elétricas, temperatura, reações, etc.) de uma substância e/ou de seus produtos de reação a uma taxa de temperatura controlada (aquecimento ou resfriamento) ou como uma função do tempo (t) a uma temperatura constante (modo isotérmico), utilizando-se uma atmosfera controlada (NUNES, 2013).

Dentre as diversas técnicas existentes, a análise dinâmico-mecânica (DMA) tem-se mostrado uma boa alternativa para avaliar as propriedades de materiais compósitos, em especial os parâmetros viscoelásticos em função do tempo, temperatura ou frequência. Por ser uma técnica específica para estudar as propriedades viscoelásticas de materiais, o DMA apresenta características únicas para a análise de polímeros, compreendendo os seus mais variados tipos.

No DMA é possível a determinação dos módulos mecânicos de um material em função do tempo, da temperatura ou de uma frequência. É um método bastante comum utilizado para caracterização de materiais, em especial polímeros, devido a sua característica viscoelásticos. Identificar a transição vítrea e a forma como as várias modificações do sistema afetam essa transição é a aplicação principal para DMA em análise térmica. A transição vítrea é geralmente

identificada facilmente pelos dados mecânicos dinâmicos da curva do módulo de armazenamento ( $E'$ ) e do módulo de perda ( $E''$ ), bem como por meio do pico da curva  $\tan \delta$  (MOTHÉ e AZEVEDO, 2002).

Para a realização de ensaio dinâmico-mecânico, aplica-se sobre a amostra uma força estática a qual a sustenta ou a mantém em contato com a haste, e uma força alternada responsável pela determinação da viscoelasticidade do material.

Ao aplicar uma força alternada sobre uma amostra mede-se a resposta em deformação simultaneamente. No regime viscoelásticos linear, quando o equilíbrio é restabelecido, ambas, força e deformação variam senoidalmente, onde a deformação está defasada em relação à força, e então:

$$\text{Força} \quad F = F_0 \text{sen}(wt) \quad (2.14)$$

$$\text{Deformação específica} \quad \varepsilon = \varepsilon_0 \text{sen}(wt + \delta) \quad (2.15)$$

$\omega$  é a frequência angular e  $\delta$  o atraso de fase.

A relação tensão-deformação pode ser definida por  $E'$  (módulo de armazenamento) em fase com a deformação, e  $E''$  (módulo de perdas) o qual está  $90^\circ$  fora de fase com a deformação,  $\sigma_0$  é a tensão aplicada ao material.  $\varepsilon_0$  a deformação após aplicada a carga, por tanto:

$$E' = \frac{\sigma_0}{\varepsilon_0} \cos \delta \quad (2.16)$$

$$E'' = \frac{\sigma_0}{\varepsilon_0} \text{sen} \delta \quad (2.17)$$

$$E^* = E' + iE'' \quad (2.18)$$

Sendo:

$$\tan \delta = \frac{E''}{E'} \quad (2.19)$$

Pela tangente de perda é possível analisar qualitativamente propriedades macroscópicas, tais como o amortecimento através de vibrações livres, atenuação de ondas propagadas, e a frequência da resposta de ressonância (KREVELEN, 1990). O módulo de armazenamento ( $E'$ ) caracteriza a energia armazenada através da resposta ao estímulo aplicado; o módulo de perda ( $E''$ ) define a energia dissipada.

Os efeitos de dissipação e armazenamento provenientes da força alternada podem ser descritos através da viscosidade complexa,  $\eta^* = \eta' + i \eta''$ , determinada da mesma maneira que  $E^*$ , sendo,  $\eta^* = E^*/i\omega$ , e as componentes individuais serão.

$$\eta' = E''/\omega \quad (2.22)$$

$$\eta'' = E'/\omega \quad (2.23)$$

Observa-se na Figura 2.15 o comportamento de um material viscoelástico submetido a ensaios de DMA e representando as curvas de módulo de armazenamento, módulo de perda e tangente de perda, todas estas sempre em função da temperatura.

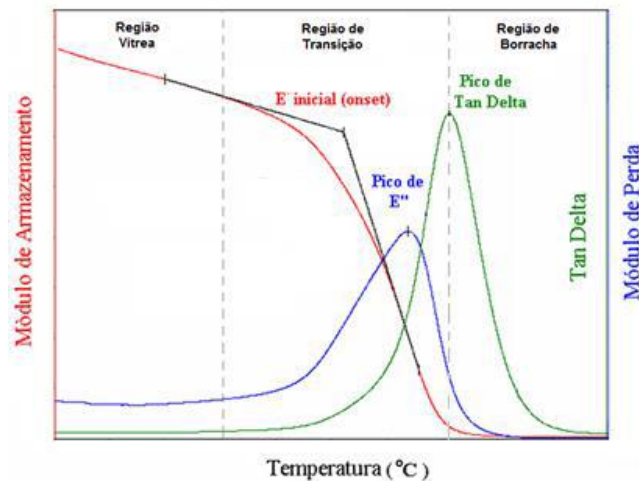


Figura 2.15 Curvas DMA típicas de materiais viscoelásticos.

Fonte: Neto (2014)

O comportamento dessas curvas está diretamente relacionado ao modelo estrutural interno do material, ou seja, sua estrutura molecular. Portanto, a interpretação dessas curvas pode ser

uma ferramenta de grande utilidade no estudo do comportamento das macromoléculas que compõem o material, podendo-se obter dados em relação a:

- \* Transição vítrea;
- \* Transições secundárias;
- \* Cristalinidade;
- \* Massa Molecular e ligações cruzadas;
- \* Separação de Fases (Blendas Poliméricas, Copolímeros...);
- \* Compósitos;
- \* Envelhecimento (físico e químico);
- \* Processos de cura;
- \* Orientação;
- \* Efeitos de aditivos.

### **2.7.2 Correlação digital de imagens (*Digital Image Correlation - DIC*)**

Novas tecnologias tem possibilitado a evolução dos analisadores de imagem, hardwares, softwares e métodos modernos de análise numérica de dados ópticos. Muitos destes são utilizados para técnicas de medição de deformações ou análises de danos por meio de microscopia. O termo Correlação Digital de Imagens (*Digital Correlation Image - DIC*) é comumente usados quando se aplica esta técnica para os sólidos deformáveis. Sendo que o campo de deslocamento é um mapa de deslocamentos na superfície de um objeto deformado por rastreamento de grupos de pixels, a partir de uma sequência de imagens adquiridas antes e após a deformação.

A imagem digital surgiu para satisfazer a necessidade de transmitir imagens entre pontos distantes na época da exploração espacial, sendo que cada unidade da imagem é denominada de pixel, o qual é transformado em valores numéricos e depois em pulsos elétricos, posteriormente transmitidos (SILVA; ALVES; COSTA, 2007).

Gonzalez e Woods (2009) definem uma imagem como uma função bidimensional  $f(x, y)$ , onde  $x$  e  $y$  são coordenadas espaciais no plano e a amplitude para  $f(x, y)$  é a intensidade ou escala de cinza nesse ponto, sendo que, quando  $x$ ,  $y$  e os valores de intensidade de  $f$  são quantidades finitas e discretas, a imagem é considerada uma imagem digital.

Ao analisar imagens brancas e pretas, estas podem ser representadas como uma só matriz de números finitos, mas as imagens coloridas são registradas em três matrizes (BULNES, 2013).

### **2.7.2.1 Histórico das aplicações do DIC**

As primeiras aplicações do processamento digital de imagens ocorreram na indústria de jornais, onde se buscava aprimorar a qualidade de impressão das imagens digitalizadas, transmitidas por meio do sistema *Bartlane*. O sistema desenvolvido promovia a transmissão de imagens por cabo submarino na década de 1920. Essa capacidade seria expandida em 1929 para 15 níveis (MARQUES FILHO; VIEIRA NETO, 1999).

Os pioneiros no desenvolvimento da técnica DIC, foram os pesquisadores da Universidade da Carolina do Sul nos Estados Unidos: Peters, Ranson, Anderson e, principalmente, Sutton, cujos trabalhos serviram de referência para que escrevessem um artigo descrevendo um algoritmo, que é a base da técnica de correlação utilizada para medição de deslocamentos no plano (SUTTON *et al.*, 1983).

Com a invenção do transistor, em 1948, na empresa Bell Laboratories, iniciou-se o desenvolvimento de linguagens de programação de alto nível (COBOL) nas décadas de 1950 e 1960. Além disso, a invenção do circuito integrado, em 1958, pela empresa Texas Instruments, o desenvolvimento de sistemas operacionais na década de 1960, o desenvolvimento do microprocessador na década de 1970, pela empresa Intel, o lançamento do computador pessoal em 1981, pela empresa IBM, e a miniaturização progressiva de componentes entre 1970 e 1980, contribuíram para o avanço tecnológico do processamento digital de imagens.

Na década de 60, foram desenvolvidos os primeiros computadores poderosos para realizar tarefas de processamento de imagens.

Na década de 80, foram publicados os primeiros resultados de uma investigação de deformação de um objeto usando imagens digitais (PETERS; RANSON, 1982). Para isso,

comparou-se a localização de pequenas regiões de uma imagem digital do objeto de teste antes e após a aplicação do carregamento, possibilitando obter a medição de deslocamentos entre os dois estados. A partir daí esse método foi melhorado por meio da inclusão do algoritmo de otimização numérica, usando o método de Newton-Raphson, resultando no desenvolvimento de técnica de correlação digital de imagem (SUTTON; ORTEU; SCHREIER, 2009).

Paralelamente às aplicações espaciais, foram desenvolvidas técnicas de processamento digital de imagens para serem usadas em imagens médicas, na década de 1960. Assim, pode-se inferir que a década de 1960 foi o ponto de partida para o início das aplicações na área de processamento digital de imagens e que é uma área em expansão e que vem expandindo rapidamente suas aplicações de modo que, atualmente, poucos são os ramos da atividade humana que não sejam impactados pelo processamento digital de imagens (GONZALEZ; WOODS, 2009).

Correlação Digital de Imagens é uma técnica óptica sem contato para medição de deformação do campo total do material. Dado um par de imagens capturadas antes e após a deformação, a DIC extrai os deslocamentos da imagem, por meio da otimização da correlação entre as intensidades das localizações correspondentes (ZHOU *et al.*, 2014).

Yuan *et al.* (2014) desenvolveram um algoritmo auto adaptativo para medições do deslocamento da superfície inteira, podendo otimizar automaticamente a distribuição de toda a amostragem. Chen *et al.* (2015) identificaram as deformações descontínuas no alumínio mediante DIC e Xu *et al.* (2015) utilizaram DIC para estudar as propriedades eletromecânicas do osso que, segundo a lei de Wolff, pode sofrer alteração de forma quando existe necessidade de adaptação ao ambiente externo, em um fenômeno conhecido como remodelação óssea.

Wu *et al.* (2015) utilizaram a técnica DIC, baseada no modelo Newton-Raphson em peças de turbinas eólicas e concluíram que a técnica, por não ser destrutiva e invasiva fornece assistência importante para o monitoramento de condições e a detecção de falhas em peças de turbinas eólicas em etapa inicial.

A técnica DIC está se tornando cada vez mais uma ferramenta analítica para aplicações mecânicas e estruturais, em razão do baixo custo e fácil disponibilidade de equipamentos e software (XIE; KANG, 2015). DIC é baseada na comparação das imagens de luz branca, antes, durante e após a deformação de um corpo de prova (Figura 2.16). As imagens são divididas em

sub-regiões e a correlação entre as imagens coletadas gera uma matriz de vetores de deslocamento em toda a imagem.

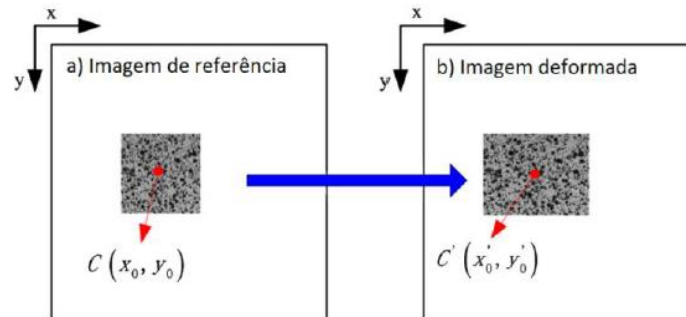


Figura 2.16 (a) Imagem de referência e (b) Imagem deformada.

Fonte: Adaptado de Tang *et al.* (2012)

A robustez de uma análise DIC pode ser comprometida por um número de diferentes fatores, tais como, deslocamento elevado entre as imagens subsequentes ou diferentes fatores introduzidos durante a captação das imagens, como trincas, sombras, etc., (FAGERHOLT; BORVIK; HOPPERSTAD, 2012).

Na Figura 2.17 se observa entre as técnicas de medição para obter o plano de deslocamentos de um determinado corpo, além da DIC, outras técnicas ópticas são aplicadas como: fotoelasticidade, moiré, holografia, etc.

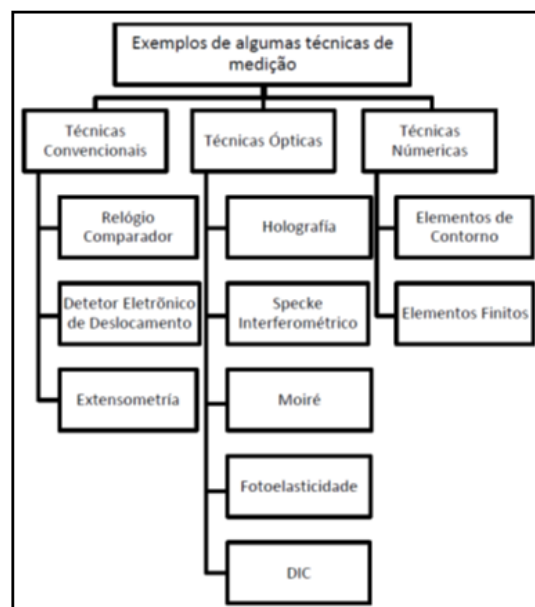


Figura 2.17 Outras técnicas para a medição de deformação do DIC. Fonte: Pycoy (2016).

### 2.7.3 Microscopia Óptica (MO)

O microscópio estereoscópico difere do microscópio óptico convencional, não só pelo seu desenho, mas também, pelo seu poder de aumento e na finalidade de seu emprego.

Desde sua introdução por Horatio S. Greenough, a microscopia estereoscópica baseia-se em fundamentos ópticos, que haviam sido pesquisados por Ernst Abbe. Durante mais de um século, grandes projetistas e engenheiros ópticos trabalharam para levar o aumento, a resolução e fidelidade na reprodução até os limites do que é possível desde o ponto de vista óptico (GÖGGEL, BERCHTEL, 2008).

Por muitos anos, tem sido usados protótipos que consistem na montagem de dois tubos ópticos independentes, projetados de modo que cada olho do microscopista observe a imagem ampla por uma lente objetiva comum, a partir de posições diferentes, o que favorece uma visão estereoscópica ou tridimensional do objeto. Hoje, modelos mais modernos são equipados com um prisma que reflete a imagem a partir de diferentes ângulos para ambas lentes. As lentes objetivas, geralmente são duas, encontram-se montadas no interior do revólver tubular e se caracterizam por apresentarem baixo poder de aumento (2x ou 4x), enquanto que as lentes oculares apresentam poder de aumento entre 5x a 10x, proporcionando um aumento potencial total, entre 10x e 40x.

O sistema de iluminação consiste em duas lâmpadas: uma encontra-se localizada na base do microscópio e outra instalada na articulação que suporta o sistema de lentes.

Os parâmetros de funcionamento permitem diversas aplicações que ainda não exploradas até o momento. Devido à imagem estereoscópica, não é possível obter resultados qualitativos e quantitativos para amostras grandes devido ao equipamento ser pequeno, permitindo examinar estruturas menores, especificamente aquelas onde o estudo esteja baseado na área da micromecânica.

## Capítulo 3

### Materiais e Metodologia Experimental

#### 3.1 Material Utilizado

Os materiais utilizados encontram-se disponíveis no Núcleo de Tecnologia em Compósitos (NTC), situado na Universidade Federal de Itajubá (UNIFEI). Trata-se de uma fibra de carbono unidirecional (tape) GA045, fornecido pela indústria Hexcel; bem como da resina epóxi Araldite® LY 5052/Aradur® 5052 fornecida pela Huntsman. Esta resina é comumente utilizada em processos de laminação manual, RTM e infusão, apresentando boas propriedades sem pós-cura, o que permite sua aplicação em peças aeronáuticas. Nas Tabelas 3.1 e 3.2 estão apresentadas as propriedades especificadas pelos fornecedores para a resina epóxi e para a fibra de carbono, respectivamente.

Tabela 3.1 Propriedades da resina epóxi Araldite® LY 5052/Aradur® 5052. Fonte: Adaptado de HUNSTMAN.

Propriedades	Valores	Unidades
Proporção de mistura [massa]	100:38	g
Viscosidade da mistura a 25° C	500-700	cP
Tempo de uso sugerido (para 100 ml a 25 °C)	110-160	min
Ciclo de cura sugerido	8 h à 80 °C	---
Temperatura de Transição vítrea (T <sub>g</sub> DSC)	114-122	°C
Resistência à Flexão	116-122	MPa
Tenacidade K1C	0,7-0,9	MPa√m
Energia de Fratura	192-212	J/m <sup>2</sup>

Tabela 3.2 Propriedades da fibra de carbono GA045. Fonte: Adaptado de Hexcel (2010).

Propriedades	Valores	Unidades
Gramatura	149	g/m <sup>2</sup>
Espessura	0,17	mm
Tipo de Linha	6K, 33MSI	----
Tipo de tecido	Unidirecional	----

### 3.2 Equipamentos

Os principais equipamentos utilizados para a realização dos ensaios experimentais estão localizados no Campus Prof. José Rodrigues Seabra da Universidade Federal de Itajubá e estão descritos a seguir:

- ✓ Laser OMETRON VQ-500-D - Power 12V - Max 15W
- ✓ Analisador de sinais RT pro PHOTON 7.10
- ✓ Mesa de usinagem do tipo Router marca *Excitech*®, modelo SHG1212.
- ✓ Shaker TIRA *vib*
- ✓ Model SC-121 Sine Servo Controller - LABWORKS INC
- ✓ INSTRON 8801: Sistema de teste de fadiga axial-torcional
- ✓ Software para simulação – FEMAP/NASTRAN v11. 2 64-bit
- ✓ Software para simulação – ANSYS 14.0 64-bit
- ✓ DMA modelo Exstar 6000 da Seiko
- ✓ Microscópio Óptico Feldmann Wild Leitz com sistema de aquisição de dados  
*Micrometrics SE Premium*
- ✓ Líquido penetrante

### 3.3 Procedimento Experimental

O fluxograma apresentado na Figura 3.1 apresenta a metodologia experimental utilizada no trabalho; cada item será descrito com maior detalhe, a seguir.

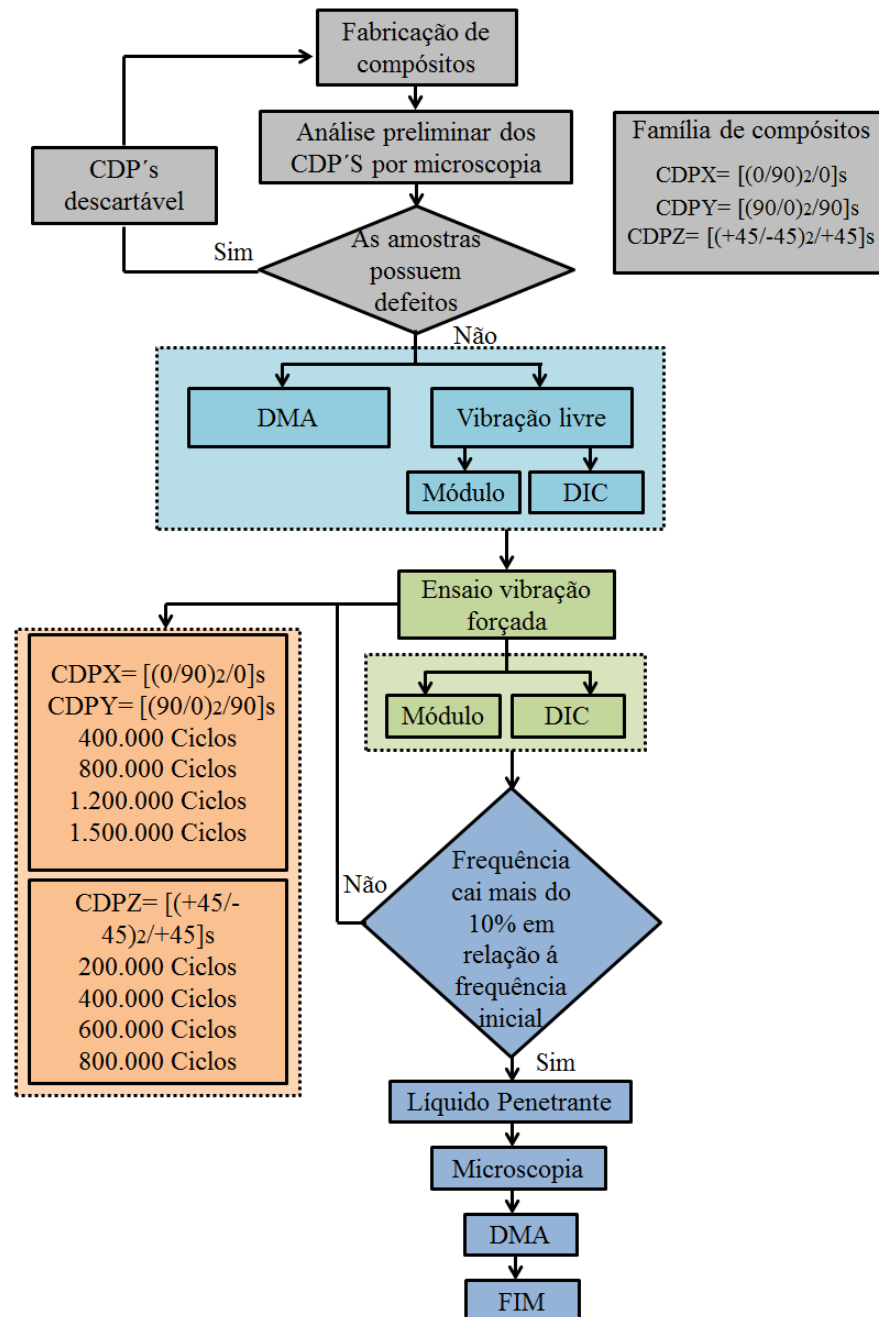


Figura 3.1 Fluxograma do processo experimental realizado. Fonte: Autor

### 3.3.1 Fabricação dos Corpos de Prova (CDP's)

As placas de compósito foram laminadas manualmente em um ferramental plano, utilizado para a preparação dos corpos-de-prova. O ferramental foi previamente limpo e preparado com um desmoldante para facilitar a remoção da placa após o processo de cura. As placas foram laminadas com o número de camadas iguais e as sequências de empilhamento conforme apresentadas na Tabela 3.3. Nesta tabela pode-se indicar a quantidades de CDP (corpo de prova), 1 CDP para cada laminado, ademais os três tipos de laminados utilizados; onde, Df indica que o laminado tem domínio na fibra pelo fato desta predominar a orientação a 0 graus. Seguidamente se tem um laminado equilibrado entre fibra e matriz predominando a matriz pelo sentido de 90 graus ainda tendo algumas fibras a 0 grau; e finalmente o laminado com domínio na matriz (Dm) já a orientação das fibras encontra-se a 45 graus, sendo a matriz a que absorve as maiores tensões.

Tabela 3.3 Família de compósitos, orientação e número de camadas utilizadas no trabalho experimental. Fonte: Autor

CDP	Orientação	Domínio
X	$[(0/90)_2/0]_s$	Df
Y	$[(90/0)_2/90]_s$	+Df/-Dm
Z	$[(+45/-45)_2/+45]_s$	Dm

O processo utilizado para a fabricação da placa é a moldagem por transferência de resina assistida a vácuo (*Vaccum-Assisted Resin Transfer Molding - VARTM*). Realizou-se a montagem do sistema VARTM e a construção da pré-forma, seguida da preparação do ferramental e adição dos tecidos auxiliares (mídia de transporte), como é mostrado na Figura 3.2. Para compactação prévia das camadas foi aplicado vácuo de 77,8 KPa, com uma temperatura no local de 22°C e 48% de umidade; o vácuo foi desconectado durante a cura.

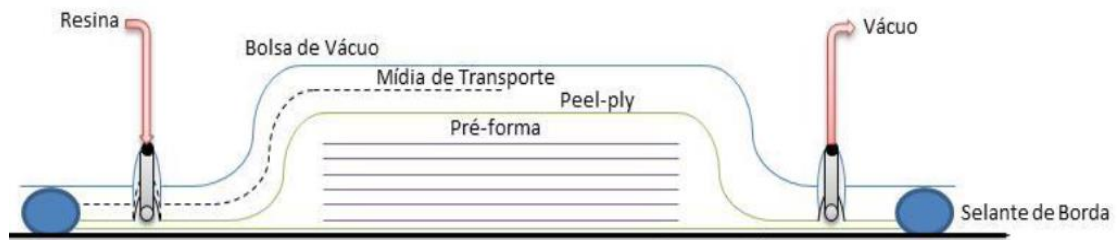


Figura 3.2 Representação esquemática do processo VARTM. Fonte: Yamane (2016)

A placa foi fabricada com 300 mm de largura, 300 mm de comprimento e 2,46 mm de espessura, a partir da qual foram obtidos seis corpos de prova, dos quais três foram empregados nos ensaios. Os corpos de prova foram cortados em uma mesa de usinagem do tipo router marca *Excitech*®, modelo SHG1212, com as orientações previamente estabelecidas como pode ser observado nas Figuras 3.3.

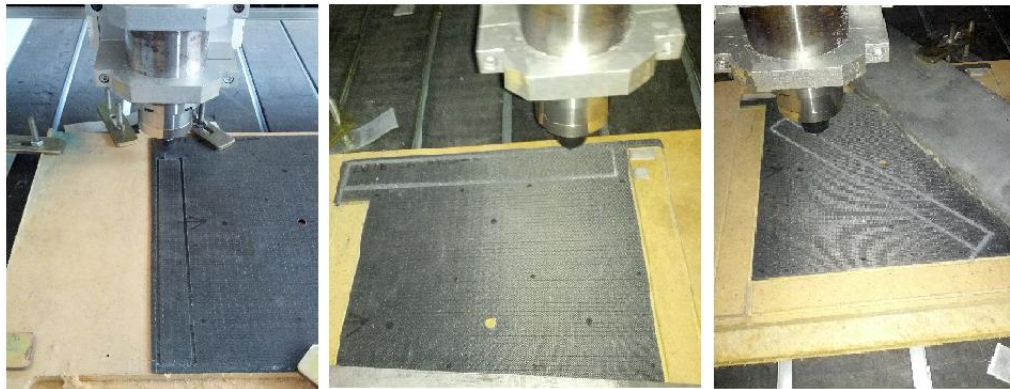


Figura 3.3 Processo de corte dos corpos de prova: a) CDPX; b) CDPY e; c) CDPZ. Fonte: Autor.

### 3.3.2 Análise dos Compósitos por Microscopia óptica (MO)

As imagens obtidas da seção transversal retangular dos CDP mostram grande parte da morfologia do material compósito, assim como a compactação das camadas de fibra de carbono, e homogeneidade, que permite avaliar a distribuição do conteúdo de vazios e de resina, a porosidade e qualquer outra característica que possa influenciar na qualidade do material. Na Figura 3.4 se apresenta o microscópio Óptico Feldmann Wild Leitz com sistema de aquisição de

dados Micrometrics SE Premium do laboratório do NTC o mesmo foi utilizado para obter as imagens correspondentes.

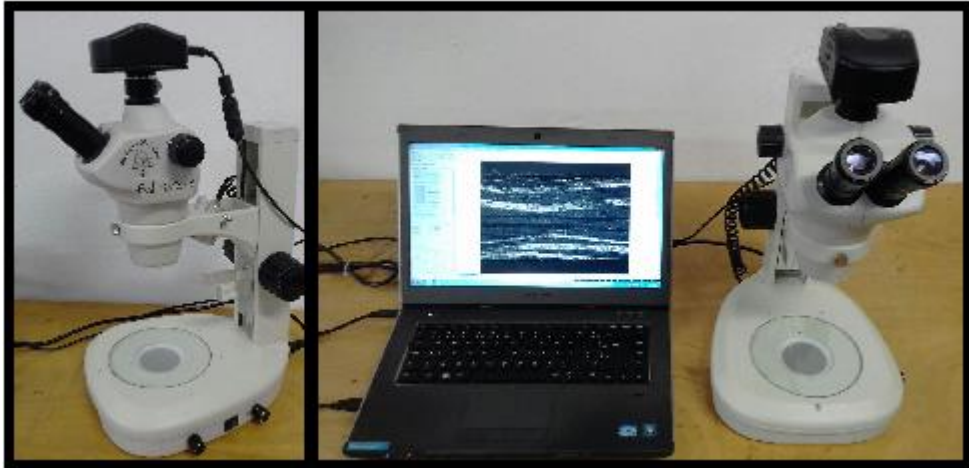


Figura 3.4 Microscópio Óptico Feldmann Wild Leitz utilizado na detecção de danos.

Fonte: Autor.

A preparação das amostras se resume em duas etapas: o lixamento em lixa de 400 e 600 grão, e o polimento com lixa de 1200 grão. Após fazer este procedimento, foi determinada a região na qual se irão a obter as imagens; representada na Figura 3.5. Isto se aplica para as três configurações de CDP usadas no experimento. As imagens foram capturadas com uma resolução de 400x para uma melhor qualidade visual tanto na parte superior com inferior da amostra.

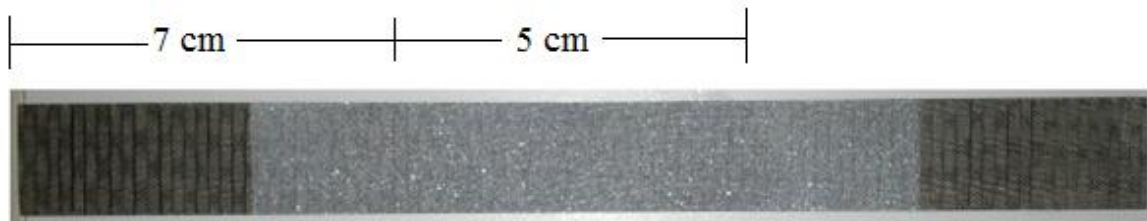


Figura 3.5 Parte examinada por microscopia óptica. Fonte: Autor.

### 3.3.3 Ensaio de Vibração

#### 3.3.3.1 Engastada – Livre

O objetivo principal da realização do ensaio de vibração livre é poder obter as frequências naturais do material e seus modos de vibração, com a finalidade de simular, por meio da vibração forçada, a fadiga sônica. Definiu-se que a primeira frequência natural sempre será utilizada, pelo fato desta ser lateral e não torcional ou transversal; produzindo a maior amplitude e tensões permitindo simular a fadiga sônica.

Para esta análise, as amostras foram ensaiadas em uma configuração de viga, feita de fibra de carbono/resina epóxi, engastada aproximadamente 25,00 mm em uma extremidade e com a outra extremidade livre. Os corpos de prova apresentaram seção transversal retangular constante ao longo do seu comprimento, segundo ilustra a Figura 3.6. A Tabela 3.4 apresenta as principais dimensões geométricas do CDP's.

Tabela 3.4 Dimensões dos Corpos de Prova. Fonte: Autor.

Propriedade	Valor
Comprimento (L)	250,00 mm
Largura da seção transversal (b)	25,00 mm
Espessura da seção transversal (h)	2,46 mm

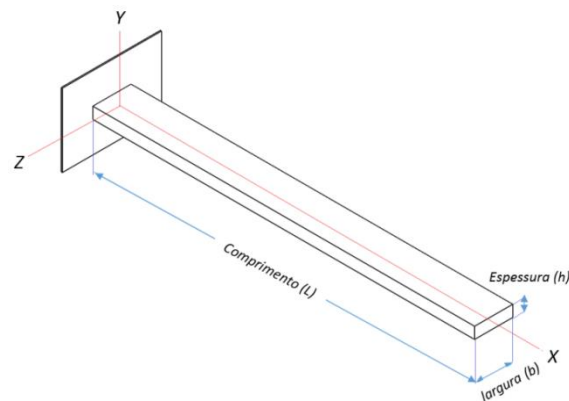


Figura 3.6 Características geométricas dos CDP. Fonte: Mendez (2013).

A modelagem numérica por elementos finitos da viga foi realizada utilizando o software comercial FEMAP/NASTRAN. Para a modelagem foi considerado um material ortotrópico (2D); elemento de viga *QUAD*, com 4 nós e 6 graus de liberdade (DOF). A viga foi modelada em dez seções, onde a primeira corresponde à condição de contorno (engastada) deixando nulas as translações e rotações. Os valores atribuídos a este material foram obtidos do banco de dados de ensaios anteriormente feitos no laboratório de materiais compósitos, no Núcleo de Tecnologia em Compósitos NTC. Estas propriedades são as seguintes: 101,86 GPa de módulo longitudinal (direção 0°), 3,41 GPa de módulo transversal (direção 90°), o módulo de cisalhamento no plano é 7,56 GPa, coeficiente de Poisson 0,29 e uma massa específica de 1,54 g/cm<sup>3</sup>, para orientação das fibras de cada camada com ângulo de 0° (no sentido do comprimento 250mm). Uma vez aplicadas as condições de contorno no engaste, desenvolveu-se uma análise modal de vibrações livres com o intuito de determinar as três primeiras frequências naturais e os modos de vibração, que foram consideradas como frequências alvo.

A partir das frequências naturais obtidas através da modelagem numérica, procedemos a determiná-las de maneira experimental; para isto usou-se o vibrometro Laser OMETRON VQ-500-D – Power 12V – Max 15W junto com o analisador de sinais RT pro PHOTON 7.10. A viga foi engastada em uma das extremidades num suporte de ferro e o vibrometro foi colocado aproximadamente entre 35 e 40 cm conforme o manual do equipamento, e focalizado na extremidade livre. Para a aplicação do impacto se utilizou o martelo que vem junto ao equipamento. Os impactos foram gerados aproximadamente 2 cm depois do engaste, para reduzir a variação na leitura dos dados em razão da rigidez da viga. A Figura 3.7 apresenta a disposição dos equipamentos para o ensaio experimental.

(Intencionalmente deixada em branco)



Figura 3.7 Disposição dos equipamentos para o ensaio de vibração engastado-livre. Fonte: Autor.

Para obter uma resposta precisa, foram realizados quatro testes para cada uma das vigas, onde se programou o equipamento para realizar cinco impactos por cada teste e obter a média, ao realizar todos os testes se obteve um valor de frequência geral.

### 3.3.3.2 Vibração Forçada

Mediante os resultados obtidos a partir dos ensaios de vibração forçada foram realizadas as simulações de fadiga sônica, com o propósito de avaliar a influência da fadiga nos laminados escolhidos para o desenvolvimento deste trabalho. Tendo assim, parâmetros para se observar a perda de rigidez, o decaimento da frequência, aumento ou diminuição do módulo elástico, tanto antes como após os ensaios.

Inicialmente foi feito o ajuste do equipamento responsável pela regulagem da frequência e amplitude do *Shaker*. Utilizou-se uma amplitude fixa de 2 mm, variando-se somente os valores de frequência. Na Figura 3.8 estão apresentados os dois equipamentos utilizados para os ensaios de vibração forçada.



Figura 3.8 Aparelhos para o Ensaio de Vibração forçada. Fonte: Autor.

Outra etapa da calibração foi realizada utilizando-se uma placa quadrada do mesmo material (fibra de carbono/epóxi), com dimensões 305,00 x 305,00 mm e espessura constante de 2,46 mm. A placa não foi engastada, mas apenas fixada pelo meio com um parafuso colocado no *Shaker* para transmitir as frequências obtidas pela modelagem numérica e comprovar que os modos de vibração são coincidentes com aqueles obtidos experimentalmente. Esta montagem está apresentada na Figura 3.9.

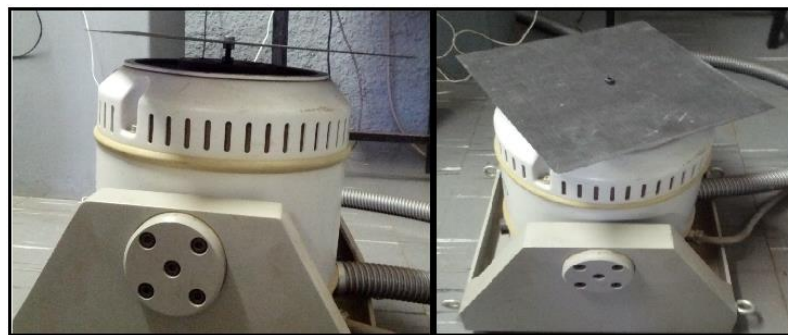


Figura 3.9 Sistema de engaste para submeter a placa a vibração forçada. Fonte: Autor.

Uma das formas mais utilizada em demonstrações de modos de vibrar tanto em placas como vigas é o uso de areia ou um tipo de pó que se possa movimentar de maneira fácil com baixas frequências. Para comprovar a correspondência entre os modos de vibração da placa e os obtidos via utilização do software foi utilizada farinha de rosca convencional, já que a mesma é seca e fácil de manusear. No próximo capítulo se apresentaram a comparação entre os modos de vibrar da placa, numérica e experimental.

### 3.3.4 Ensaios Estáticos e Ensaio do DIC-Correlação Digital de Imagens

#### 3.3.4.1 Ensaio de Tração

Os ensaios estáticos têm como finalidade determinar os módulo elástico longitudinal e transversal do material e também a correlação de imagens digitais (DIC) a cada intervalo de ciclagem e identificar possíveis variações nas propriedades em função dos danos acumulados. O DIC permite obter um mapa de deformação que serve para a determinação de geração de danos.

Os corpos de prova para os ensaios estáticos foram cortados em uma máquina de usinagem do tipo router marca *Excitech*®, modelo SHG1212, nas dimensões especificadas pela norma ASTM D3039/D3039M-14: *Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials1*. Para os ensaios, foi utilizada a máquina universal de ensaios INSTRON 8801 (Figura 3.10), a uma temperatura de 19 °C com umidade relativa de aproximadamente 55 %.

Tomaram-se amostras com as mesmas características dos corpos de provas a serem ensaiados, as quais foram submetidas à ruptura, com a finalidade de conhecer qual é a carga máxima que poderiam suportar. Desta maneira, estabeleceu-se a quantidade de carga que será aplicada aos CDP's sem que estes chegassem a sofrer algum dano por tração.

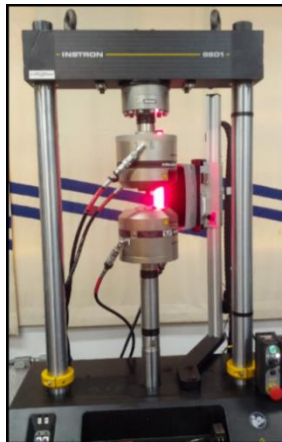


Figura 3.10 Máquina universal de ensaios INSTRON 8801. Fonte: Autor.

### 3.3.4.2 DIC-Correlação Digital de Imagens

Neste ensaio, pretende-se obter, a partir de imagens, o mapa de deformação do material, ou seja, qual a deformação do material em função da aplicação de carga. Este método vem sendo muito utilizado devido a sua simplicidade e eficácia, podendo ser realizado simultaneamente ao ensaio de tração. Para tal, deve-se aplicar uma tinta branca (qualquer) numa superfície determinada da amostra; a leitura é feita por uma câmera instalada na mesma máquina de ensaios INSTRON 8801, que faz uma correlação dos deslocamentos de cada ponto de tinta colado no material. Uma das grandes vantagens do método é a substituição dos *strain gages* físicos por digitais do Software do DIC. Assim, é possível selecionar uma área específica que se deseja estudar. Na Figura 3.11, é mostrada parte do princípio básico do DIC e como ele é analisado, podendo-se notar que resultados experimentais coincidem com resultados teóricos, o que valida a aplicabilidade do método, podendo ser utilizado em corpos de prova grandes e médios.

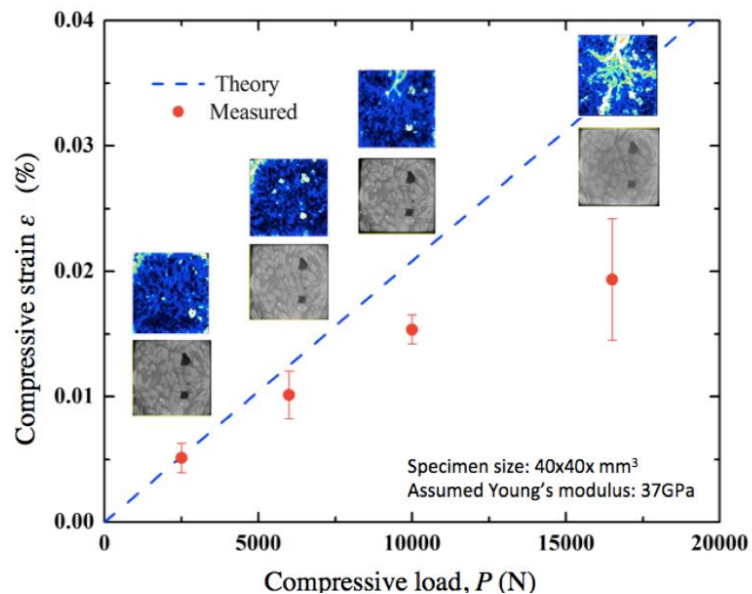


Figura 3.11 Evolução do dano em função da carga aplicada Fonte: Oxford Materials (2012).

### 3.3.4 Análise de Microscopia óptica e líquido penetrante

As análises para determinar os danos produzidos pela fadiga sônica, na qual, é simulada por vibração forçada, baseia-se na aplicação de microscopia óptica e na técnica de líquido penetrante.

A técnica de líquidos penetrantes permitiram a visualização dos danos produzidos durante os ensaios de fadiga, permitindo mensurar estes com auxílio da técnica de microscopia óptica com intuito de determinar qual família de compósitos utilizada apresentou mais danos. Esta análise foi feita nas secções transversais anteriormente mencionadas, a fim de obter uma validação de resultados.

### 3.3.6 Ensaios de DMA (Análise dinâmico-mecânica)

As análises de DMA foram realizadas de acordo com a norma ASTM 4762-11a: *Standard Guide for Testing Polymer Matrix Composite Materials*. Esta norma estabelece diversos métodos de aplicação de testes em compósitos. Existem algumas normas padrão que regem a análise de DMA, onde cada uma referênciam um método de observação e cálculo para se determinar os parâmetros de um material, por exemplo, a temperatura de transição vítrea.

A análise dinâmico-mecânica trata, de modo geral, sobre a aplicação de um carregamento mecânico oscilatório, normalmente senoidal, de baixa amplitude a materiais sólidos ou líquidos viscosos, com o objetivo de estimar o módulo elástico através da deformação e tensão suportada por este. Cabe salientar que tal ensaio é feito a diferentes frequências, uma de cada vez e partindo de temperatura ambiente até uma temperatura específica.

Após as amostras serem submetidas a fadiga sônica, ensaios de microscopia óptica e líquido penetrante, estas amostras foram cortadas na forma de corpos de prova para utilização do DMA. A Figura 3.12 indica a região do corte, cujas dimensões são as seguintes: comprimento de 20 mm, largura de 8,85 mm e uma espessura de 2,33 mm, em média. Este ensaio permite conhecer o fator de perda, a temperatura de transição vítrea da resina, bem como os módulos de armazenamento e de perda. A medição dos módulos é de grande importância para este trabalho, em razão da possibilidade de comparação destes valores com aqueles obtidos via ensaios

estáticos e a possibilidade de correlacionar danos acumulados com fator de perda. Os parâmetros utilizados para a realização da análise foram: frequências de oscilação iguais a 1, 5, 10 e 50 Hz, respectivamente; taxa de aquecimento de 3 °C/min, começando a uma temperatura ambiente de 25°C até 280°C (o equipamento realiza o controle da temperatura), uma força de 9800 mN a uma amplitude de 30 µm, o ensaio é feito no modo flexão.



Figura 3.12 Seção tomada para obter as amostras para à análise de DMA.

Fonte: Autor.

## Capítulo 4

# RESULTADOS E DISCUSSÕES

A fim de avaliar a metodologia adotada, fizeram-se simulações numéricas no domínio da frequência para se determinar os três primeiros modos de vibração, tomando a primeira frequência de cada um dos CDP's, porque esta gera maior amplitude e maior tensão. Esta primeira frequência simulará a fadiga sônica, que é o objetivo principal no desenvolvimento desta dissertação. Neste capítulo apresentam-se os resultados obtidos para cada configuração de laminados apresentados no Capítulo 3.

No desenvolvimento deste trabalho, foi fabricada uma placa de compósito laminado carbono/epóxi com a intenção de se obter os corpos de provas correspondentes aos ensaios. Após o processo de fabricação por VARTM, foi analisada a placa mediante a microscopia óptica para se determinar a presença de porosidade, delaminados e outras imperfeições, de tal forma que a qualidade da viga esteja dentro dos níveis de qualidade exigidos. Durante a análise não foi observada nenhuma imperfeição no material. Realizaram-se medições em diferentes pontos da placa para observar que a espessura se mantinha constante, uma vez verificada a uniformidade da placa procedeu-se à realização dos cortes dos corpos de prova mediante a máquina router.

### 4.1 Microscopia óptica (MO)

Utilizando uma resolução de 4x, e sobrepondo a captura de 12 fotografias consecutivas especificamente na região central da viga tal como mostrado na Figura 3.5, foram obtidas as imagens por microscopia óptica ilustrada na Figura 4.1 Estas imagens revelam a uniformidade da disposição das fibras e ausência de vazios, o que indica uma boa compactação das mesmas, isto pro caso de estático. Com o intuito de selecionar uma melhor configuração do microscópio óptico apresentam-se dois modos, modo normal e modo negativo. Segundo o observado nas Figuras 4.1 e 4.2 percebe-se que a matriz representa a parte clara e a fibra a parte escura, por tanto seria mais fácil apreciar qualquer mudança na estrutura do laminado devido ao contraste. Mostram-se a disposição (fibra e matriz) para as 3 diferentes configurações de laminados, a Figura 4.1

representa a seção transversal do CDPX e CDPY nas duas configurações anteriormente preestabelecidas. Como ambas amostras apresentam semelhança na sua estrutura se decidiu representá-la em uma única imagem.

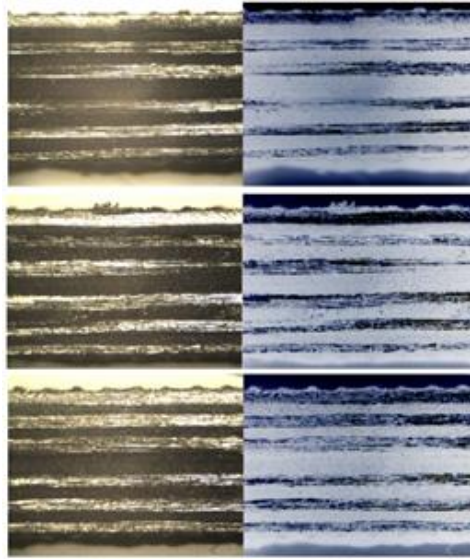


Figura 4.1 Microscopia óptica dos CDPX e CDPY a 0 ciclos. Fonte: Autor

Pretende-se reproduzir esta análise por microscopia óptica após os ciclos de fadiga serem atingidos em conjunto com a técnica de líquido penetrante. Ambas as análises vão permitir evidenciar os danos produzidos nos laminados ao final deste processo. Estes resultados serão apresentados na Seção 4.4.4.

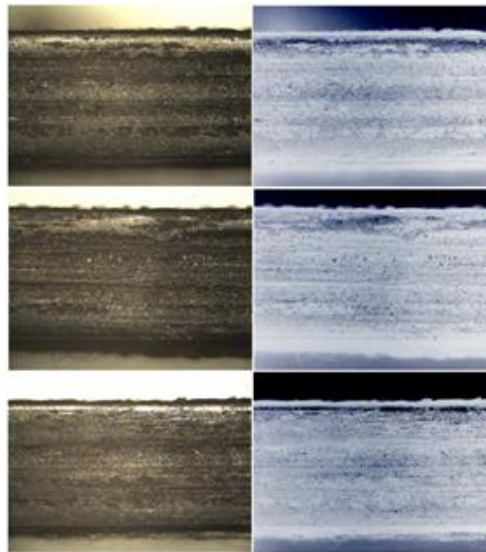


Figura 4.2 Microscopia óptica do CDPZ a 0 ciclos de fadiga. Fonte: Autor.

## 4.3 Ensaios de vibração livre e vibração forçada

### 4.3.1 Vibração Livre

Foi detalhado na metodologia, o processo para obtenção das frequências naturais através do ensaio de vibração livre. Com a modelagem feita em Nastran® obtiveram-se os três primeiros modos de vibração que são apresentados na Figura 4.3. Na Tabela 4.1 especificam-se os valores das frequências correspondentes aos três primeiros modos de vibração transversal obtidos do software Nastran®.

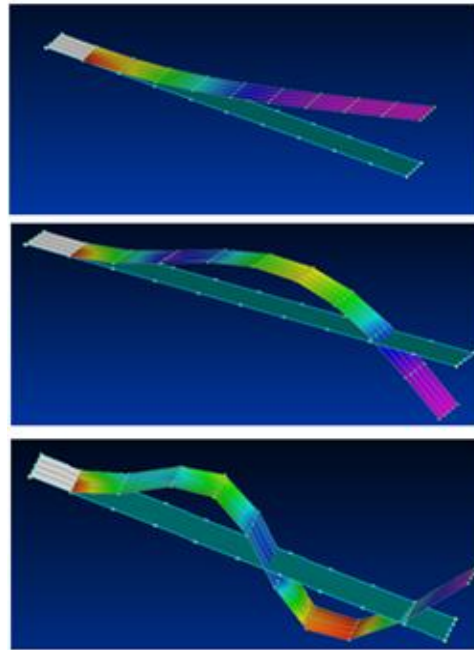


Figura 4.3 Os principais modos de vibração transversal. Fonte: Autor

Tabela 4.1 Frequências encontradas pelo Software Nastran® correspondentes a cada modo de vibração. Fonte: Autor

	CDPX	CDPY	CDPZ
Modos	Frequências	Frequências	Frequências
1	49,4 Hz	37,1 Hz	30,2 Hz
2	305,5 Hz	229,9 Hz	187,5 Hz
5	844,9 Hz	635,8 Hz	572,0 Hz

Uma vez obtidas as frequências pelo método dos elementos finitos, comparam-se com as experimentais. Apresentam-se nas Figuras 4.4, 4.5 e 4.6 a média das frequências naturais obtidas experimentalmente para as configurações CDPX, CDPY e CDPZ respectivamente. Cada medição da função de resposta em frequência (FRF) foi realizada quatro vezes, a curva vermelha nesses gráficos representa a média dessas medições e as frequências naturais especificadas nas figuras correspondem aos picos de ressonância da curva de FRF's média. Com o intuito de comparar as frequências naturais tanto numéricas quanto experimentais para as três configurações de laminado, apresentam-se de maneira resumida na Tabela 4.2 todos esses dados. No Anexo A encontram-se cada teste feito de vibração livre para determinar o valor médio de cada frequência natural.

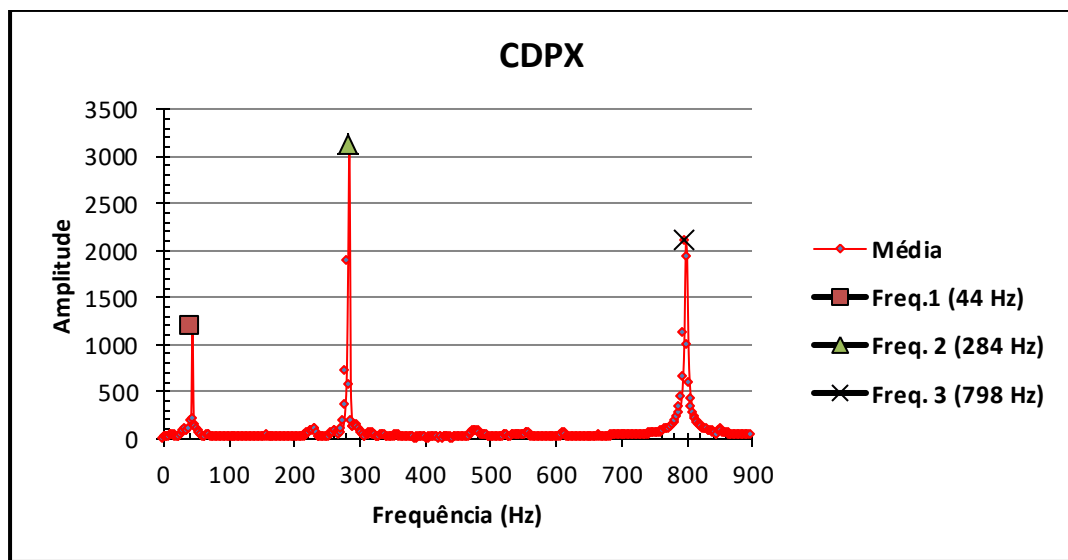


Figura 4.4 Valores médios de frequências para o CDPX. Fonte: Autor.

(Intencionalmente deixada em branco)

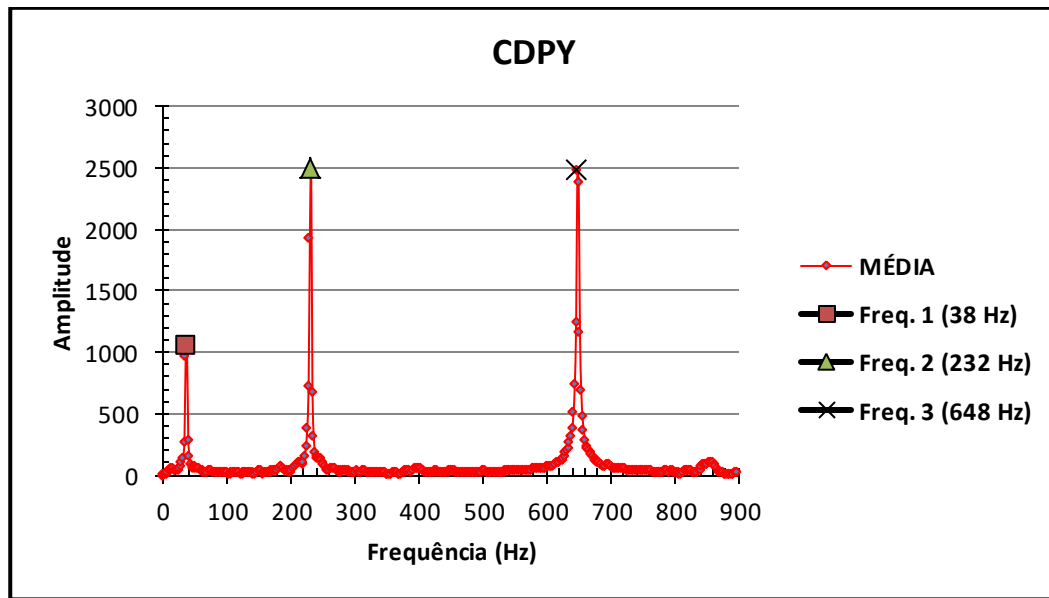


Figura 4.5 Valores médios de frequências para o CDPY. Fonte: Autor.

É importante destacar que no caso da análise experimental do laminado CDPZ na Figura 4.6, o analisador de sinais *RT pro PHOTON 7.10* gerou os quatro picos de frequência, condição que não ocorreu nas duas configurações anteriores, tal fenômeno pode ter sido causado pela orientação das camadas, como também, o impacto do martelo, já que se o impacto não for no meio da viga poderia estar excitando-se o modo de vibração torcional. A correlação entre as frequências numéricas e experimentais, como pode ser observado na Tabela 4.2 para este caso particular não foi tão próxima quanto nas duas primeiras configurações. Possíveis causas desta diferença podem ser a sensibilidade do vibrômetro, cabe salientar que as amplitudes de vibração variam de um teste para outro já que dependem da magnitude da força de impacto, porém os valores das frequências naturais deveriam ser invariáveis.

(Intencionalmente deixada em branco)

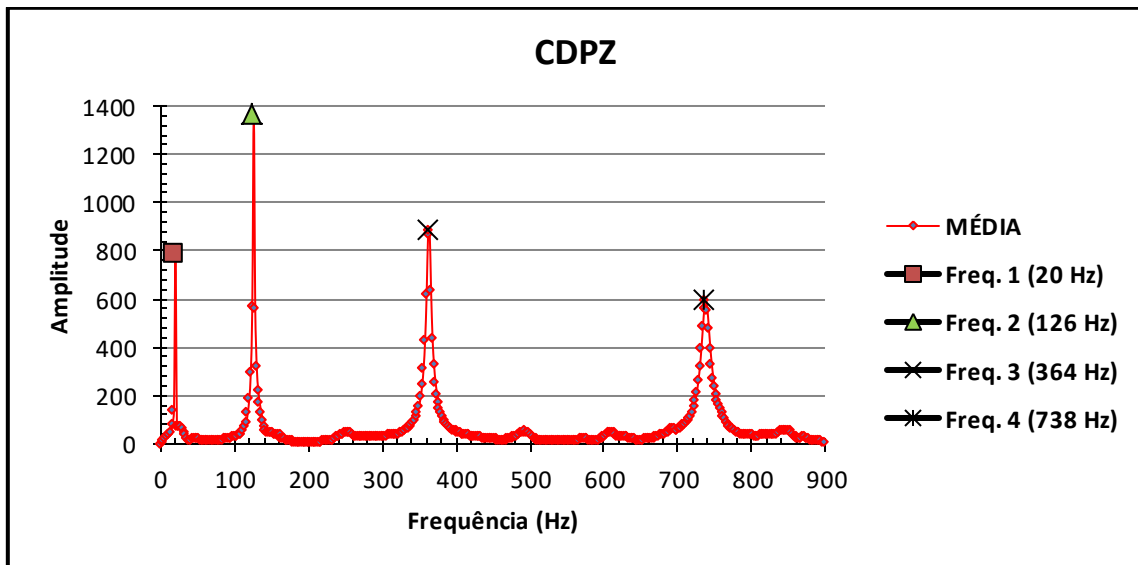


Figura 4.6 Valores médios de frequências para o CDPZ. Fonte: Autor.

Tabela 4.2 Comparação entre os resultados numéricos e experimentais. Fonte: Autor

CDPX		CDPY		CDPZ	
Nastran®	Experimental	Nastran®	Experimental	Nastran®	Experimental
49,4 Hz	44 Hz	37,1 Hz	38 Hz	30,2 Hz	20 Hz
305,5 Hz	284 Hz	229,9 Hz	232 Hz	187,5 Hz	126 Hz
844,9 Hz	798 Hz	635,8 Hz	648 Hz	572,0 Hz	738 Hz

Uma variação nos resultados numéricos como experimentais podem estar relacionado ao fato que, as condições de contorno e propriedades físicas são consideradas quase o até perfeitas a diferença das que podem ser observadas experimentalmente. Estas diferenças poderiam ser: a força na qual são apertados os parafusos, massa da amostra, seção transversal constante ao longo da amostra e uma variação de até 10% das propriedades do material e como foi dito anteriormente a influência do impacto. Portanto, estes resultados não se consideram errados quanto à série de fatores que se encontram no meio do estudo.

### 4.3.2 Vibração Forçada

Uma vez analisada a similaridade entre as respostas em vibração livre numérica e experimental, procede-se nesta seção a realizar os ensaios de vibração forçada, ou seja, submeter os corpos de prova a carregamentos dinâmicos permanentes durante certo número de ciclos. Inicialmente, fez-se uma comparação entre os modos de vibrar (obtidos numericamente e experimentalmente) da placa utilizada para obtenção das amostras. As dimensões físicas da placa podem ser definidas como quadrada de 300 mm de lado e 2,46 mm de espessura total. As propriedades mecânicas já foram especificadas na seção 3.3.3.1. Mostra-se na Figura 4.7 do lado esquerdo os dois primeiros modos de vibrar fornecidos numericamente pelo software Nastran® e do lado direito os modos correspondente de vibração experimentais; observa-se coerência entre a modelagem numérica e o procedimento experimental.

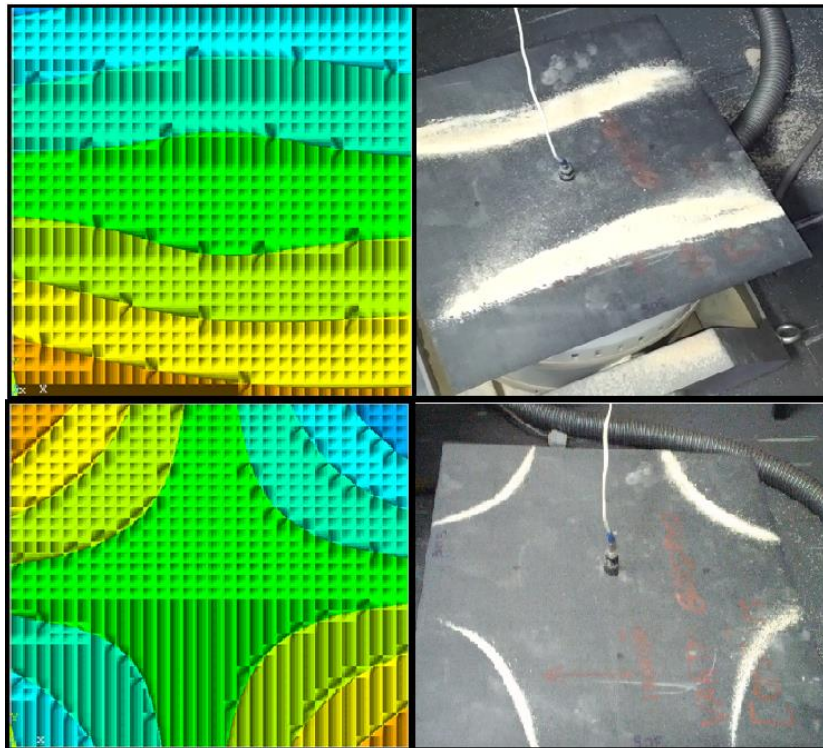


Figura 4.7 Comparação qualitativa entre os modos de vibrar da placa (numérico e experimental).

Fonte: Autor.

Após ter sido comprovada a precisão do *Shaker* e do Software, foram realizadas as simulações de fadiga por meio de vibração forçada nos corpos de prova (vigas). O primeiro corpo

de prova submetido à fadiga sônica foi aquela da configuração CDPX. Com o intuito de estabelecer o intervalo de número de ciclos do ensaio, procedeu-se a incrementar o número de ciclos até que a amplitude de vibração começasse cair. Este fato serve como indicador da geração de um dano. O número de ciclos para tal monitoramento da primeira e segunda configuração de laminado foi de  $4 \times 10^5$  até  $1,2 \times 10^6$  ciclos, após este período um último ciclo de  $3 \times 10^5$  é realizado atingindo  $1,5 \times 10^6$  em total. A configuração CDPZ foi ensaiada com números de ciclos menores devido ao fato da sua degradação na amplitude de vibração ser mais rápida.

Os resultados obtidos após os ensaios de fadiga são apresentados nas Figuras 4.8, 4.9 e 4.10. Percebe-se na Figura 4.8 que o comportamento do material compósito quando submetido à fadiga sônica "simulada por vibrações mecânicas" experimenta um decremento nos valores da frequência ao longo dos ciclos, pode-se inferir então que houve um decremento também na rigidez transversal da amostra devido à relação direta entre frequência natural e rigidez.

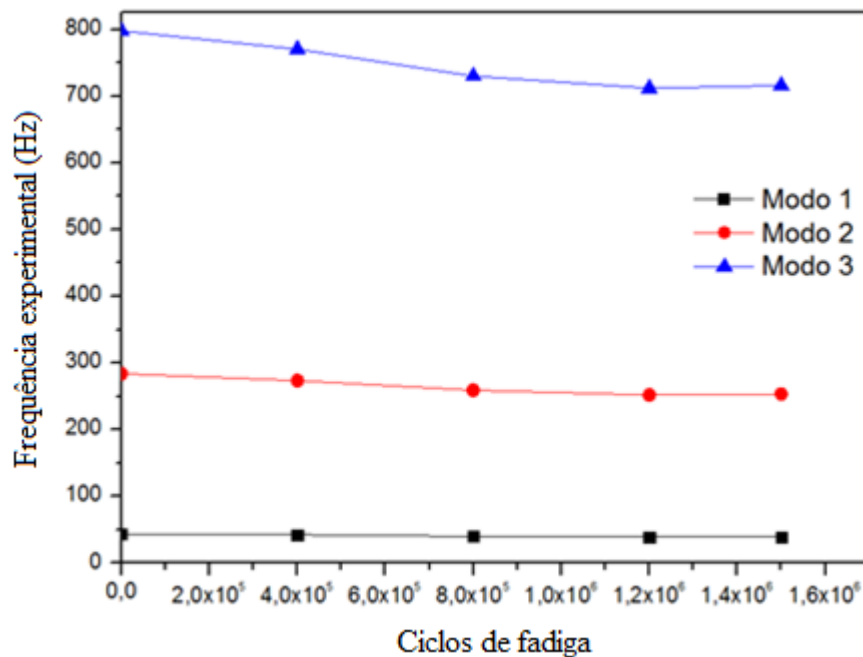


Figura 4.8 Comportamento das frequências por fadiga sônica para o CDPX. Fonte: Autor.

Para os modos de vibrar 1 e 2 nas curvas da Figura 4.8, nota-se que a frequência decresce de maneira quase linear, pode-se dizer que de 0 até  $1,5 \times 10^6$  ciclos a fadiga não houve nenhuma mudança significativa na amostra, fato que não se manifesta no terceiro modo de vibrar, nesse caso, experimentou-se uma queda de 648 Hz (o ciclos) até 602 Hz ( $4 \times 10^5$  ciclos), provavelmente pode ter ocorrido por causa do descolamento entre a fibra/matriz por causa das tensões às quais é

submetido o material. Neste caso, obteve-se uma queda de frequência de 59 Hz equivalente a 9%; sendo mais evidente o efeito da fadiga sônica.

Na Figura 4.9 observa-se que o comportamento do CDPY é similar ao da primeira configuração, experimentando um ligeiro decremento na frequência natural ao longo dos ciclos de fadiga. Cabe salientar que, a cada intervalo de inspeção, a frequência de excitação usada no *shaker* foi atualizada a fim de garantir que a cada ciclagem se trabalhasse na frequência de ressonância.

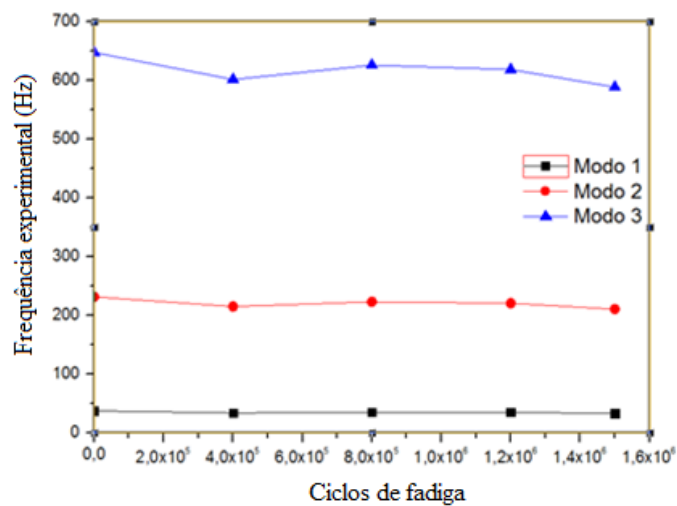


Figura 4.9 Comportamento das frequências por fadiga sônica para o CDPY. Fonte: Autor.

No caso do CDPZ unicamente os dois últimos modos de vibrar sofreram alteração significativa, tal como pode ser visto na Figura 4.10.

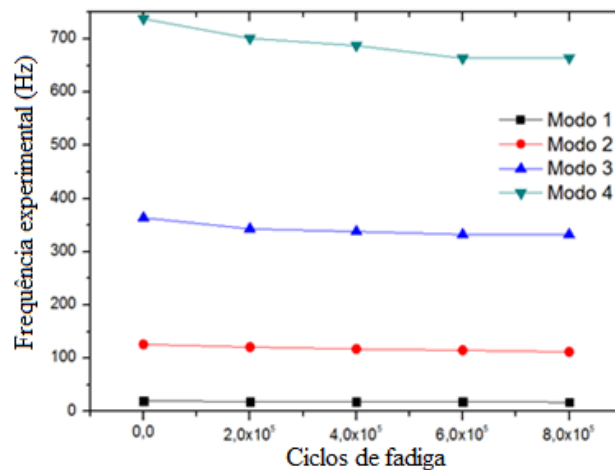


Figura 4.10 Comportamento das frequências por fadiga sônica para o CDPZ. Fonte: Autor.

Apresenta-se na Tabela 4.3 um resumo da evolução das frequências naturais das amostras ao longo dos ciclos de fadiga. Tal como demonstrado nas figuras anteriores, houve uma diminuição progressiva da frequência, fenômenos até agora atribuído à degradação das fibras, devido ao atrito produzido pelas oscilações. Posteriormente, será demonstrado experimentalmente através de medição dos danos, que efetivamente, houve diminuição do módulo elástico das amostras.

Tabela 4.3 Valores de frequência correspondentes a cada tipo de laminado em função aos ciclos de fadiga. Fonte: Autor.

	0 ciclos	$4 \times 10^5$ Ciclos	$8 \times 10^5$ Ciclos	$1.2 \times 10^6$ Ciclos	$1.5 \times 10^6$ Ciclos
<b>CDPX</b>					
Modo 1	44 Hz	42.5 Hz	40 Hz	39 Hz	39 Hz
Modo 2	284 Hz	273,5 Hz	259 Hz	252 Hz	253,5 Hz
Modo 3	798 Hz	770,5 Hz	730 Hz	712 Hz	716 Hz
<b>CDPY</b>					
Modo 1	38 Hz	34,5 Hz	35,5 Hz	35,5 Hz	33,5 Hz
Modo 2	232 Hz	215,5 Hz	223,5 Hz	221 Hz	211 Hz
Modo 3	648 Hz	602 Hz	626,5 Hz	619 Hz	589 Hz
	0 ciclos	$2 \times 10^5$ Ciclos	$4 \times 10^5$ Ciclos	$6 \times 10^5$ Ciclos	$8 \times 10^5$ Ciclos
<b>CDPZ</b>					
Modo 1	20 Hz	18,5 Hz	18,5 Hz	18 Hz	17,5 Hz
Modo 2	126 Hz	121 Hz	117,5 Hz	115 Hz	112 Hz
Modo 3	738 Hz	701 Hz	687,5 Hz	663,5 Hz	664,5 Hz

O ensaio de tração das amostras foi realizado dentro do regime elástico, a fim de mensurar o módulo de elasticidade. As frequências naturais também foram medidas após este ensaio, com o intuito de verificar a influência do mesmo na evolução do valor das frequências medidas. Das Figuras 4.11 até 4.13 é observado um decaimento notável nos valores de frequência tal como

ocorreu nos ensaios da vibração forçada, cabe salientar que estes valores correspondem às frequências medidas após o ensaio de tração ter sido realizado.

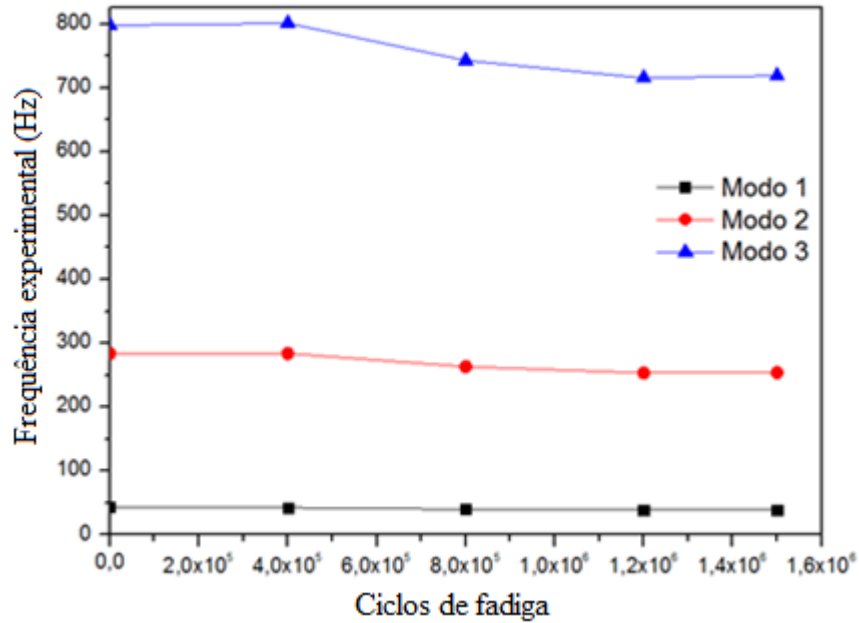


Figura 4.11 Influência das frequências naturais após ensaio de tração para o CDPX. Fonte: Autor

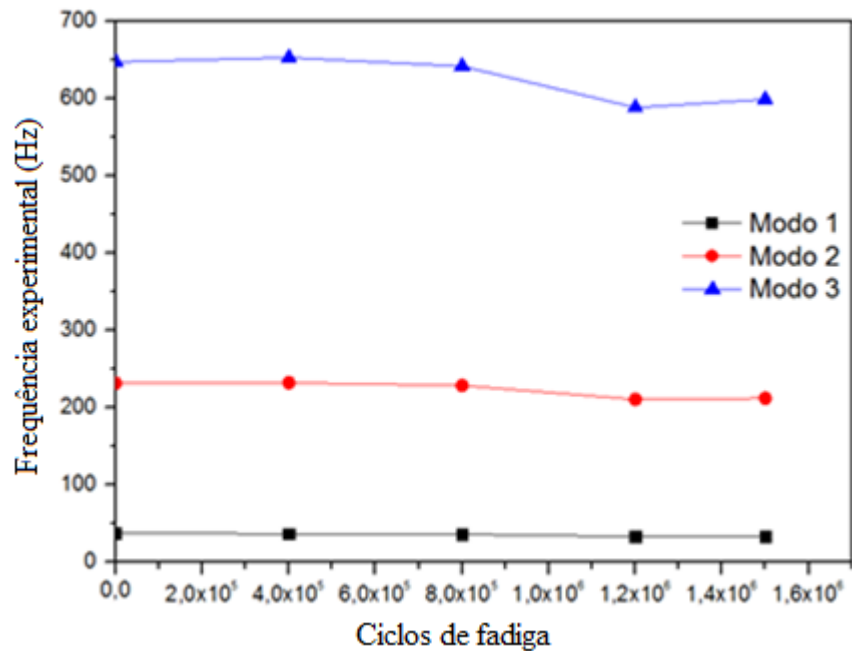


Figura 4.12 Influência das frequências naturais após ensaio de tração para o CDPY. Fonte: Autor

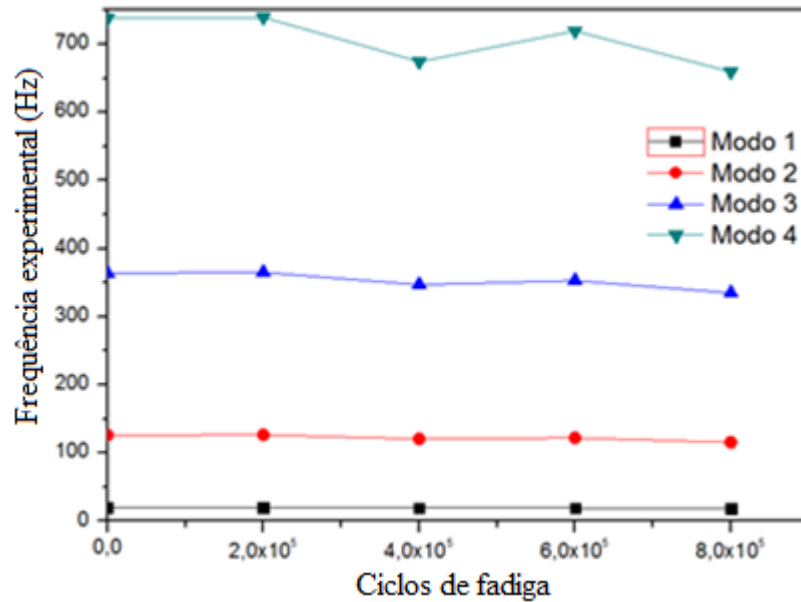


Figura 4.13 Influência das frequências naturais após ensaio de tração para o CDPZ. Fonte: Autor

Na Tabela 4.4 é apresentada a evolução das frequências naturais das amostras em suas três configurações ao longo dos ciclos de fadiga. O quarto modo de vibrar na terceira configuração teve um comportamento não esperado devido ao fato de experimentar aumentos e quedas de frequências ao longo dos ciclos, suspeita-se que o ensaio de tração tenha influenciado na integridade da placa.

(Intencionalmente deixada em branco)

Tabela 4.4 Valores de frequência correspondentes a cada tipo de laminado em função aos ciclos de fadiga após ensaio de tração. Fonte: Autor

	0 ciclos	$4 \times 10^5$ Ciclos	$8 \times 10^5$ Ciclos	$1.2 \times 10^6$ Ciclos	$1.5 \times 10^6$ Ciclos
<b>CDPX</b>					
Modo 1	44 Hz	44 Hz	40,5 Hz	39 Hz	39 Hz
Modo 2	284 Hz	284 Hz	263,5 Hz	253,5 Hz	254 Hz
Modo 3	798 Hz	801 Hz	743 Hz	715,5 Hz	719 Hz
<b>CDPY</b>					
Modo 1	38 Hz	37 Hz	36,5 Hz	33,5 Hz	34 Hz
Modo 2	232 Hz	232,5 Hz	229 Hz	211 Hz	212,5 Hz
Modo 3	648 Hz	653,5 Hz	642,5 Hz	589 Hz	599,5 Hz
	0 ciclos	$*2 \times 10^5$ Ciclos	$*4 \times 10^5$ Ciclos	$*6 \times 10^5$ Ciclos	$*8 \times 10^5$ Ciclos
<b>CDPZ</b>					
Modo 1	20 Hz	20 Hz	19 Hz	19 Hz	18 Hz
Modo 2	126 Hz	126,5 Hz	120,5 Hz	122 Hz	115,5 Hz
Modo 3	738 Hz	739,5 Hz	674,5 Hz	719,5 Hz	659,5 Hz

## 4.4 Caracterização mecânica dos compósitos

### 4.4.1 Ensaio de resistência à tração e cisalhamento no plano

Os ensaios de tração foram realizados para determinar o valor de carga máxima que o material consegue suportar, de modo que se estabeleceu uma carga de tensão inferior para os ensaios posteriores. As Figuras 4.14 e 4.15 ilustram a resistência máxima a tração e cisalhamento no plano. Na Tabela 4.5 resume os valores máximos de resistência suportados pelas amostras das duas primeiras configurações de laminados.

Tabela 4.5 Valores de resistência máxima a tração para o CDPX e CDPY. Fonte: Autor.

Laminados	Resistência máxima à Tração	Deformação na ruptura
CDPX	687,7 MPa.	168.017 [ $\mu\epsilon$ ]
CDPY	745,1 MPa.	169.811 [ $\mu\epsilon$ ]

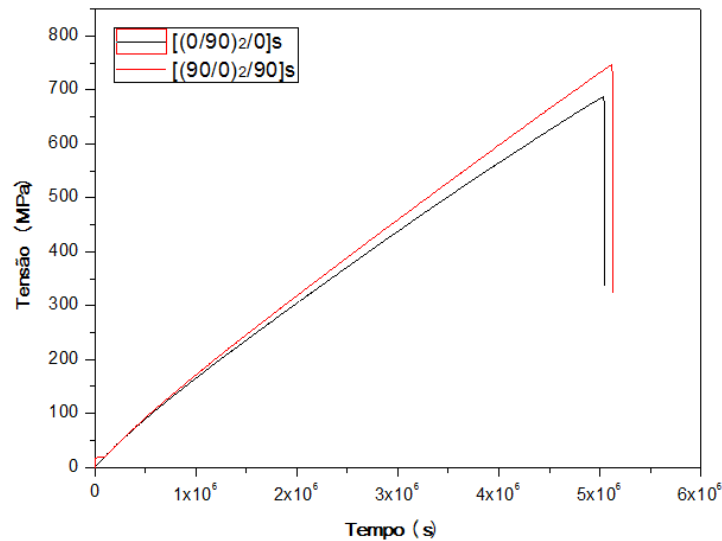


Figura 4. 14 Resistência máxima a tração para os laminados CDPX e CDPY. Fonte: Autor.

Para os ensaios estáticos (de tração), aplicou-se uma carga de 5000 Newtons para as duas primeiras configurações de laminados e 1000 Newtons para a terceira configuração. O ensaio de cisalhamento no plano é o mesmo ensaio de tração, a variante é que se deve somar a deformação transversal e a longitudinal pelo fato de ter a orientação das fibras a  $\pm 45$  e assim obter a deformação total. Na tabela 4.6 apresenta-se o valor da resistência máxima ao cisalhamento no plano da terceira configuração.

Tabela 4.6 Valores de resistência máxima ao cisalhamento no plano para o CDPZ. Fonte: Autor.

Laminado	Resistência máxima ao cisalhamento no plano	Deformação na ruptura
CDPZ	121,2 MPa.	100.010 [ $\mu\epsilon$ ]

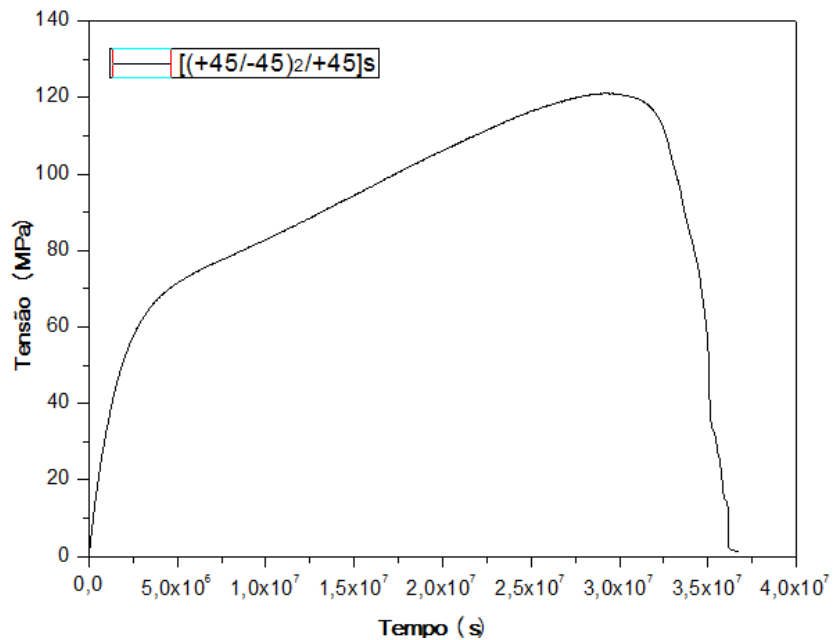


Figura 4.15 Resistência máxima ao cisalhamento no plano para o CDPZ. Fonte: Autor.

#### 4.4.2 Efeito da Fadiga no Módulo Elástico do Material

Os valores obtidos nos ensaios de fadiga "simulada por vibrações mecânicas" nos materiais compósitos carbono/epóxi, a diferentes números de ciclos, permitiu fazer ensaios para determinar as propriedades mecânicas dos mesmos após o corpo de prova ter sido submetido a carregamentos cíclicos. A Figura 4.16 ilustra a curva de tensão-deformação da primeira e segunda configuração antes de serem submetidas ao ensaio de vibração forçada, percebe-se um módulo elástico maior na primeira configuração, o que era de se esperar pelo fato de possuir maior domínio de fibras a zero graus quando comparados com a segunda.

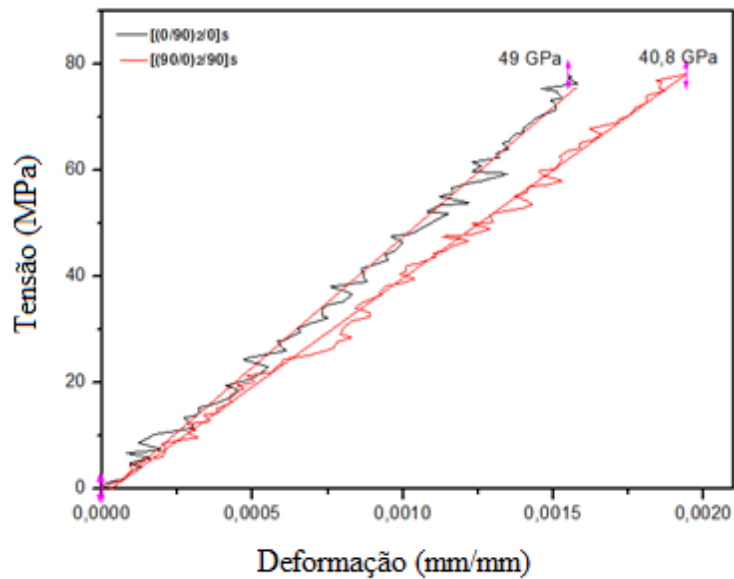


Figura 4.16 Obtenção do módulo de elasticidade a 0 ciclos para CDPX e CDPY. Fonte: Autor.

Altos níveis de tensão cíclica produzem uma redução na vida em fadiga (YAMANE, 2016), muitas vezes gerando perda da resistência à fadiga. Ancelotti (2011) e Yamane (2016) observaram que valores de resistência residual podem ser superiores que os valores médios obtidos nos ensaios estáticos. Estes valores são observados na Tabela 4.5 onde se indica quais são as cargas máximas para CDPX, CDPY e CDPZ. Com o crescimento e diminuição do módulo elástico podem-se avaliar os danos em materiais compósitos. Esta redução do módulo elástico é causada por delaminações e trincas na matriz em função da temperatura e da tensão de solicitação. O aumento destes parâmetros acelera a redução do módulo de elasticidade (BROCKS, 2015).

Observa-se na Figura 4.17 a evolução do módulo em função do número de ciclos de fadiga. No CDPX nota-se que não houve mudança do valor do módulo inicial (49 GPa.) especificamente no intervalo de  $0-4 \times 10^5$  ciclos, daí até alcançar os  $8 \times 10^5$  ciclos incrementou-se até um máximo de 51 GPa. Reduzindo-se a partir desse valor até o final do ensaio aos  $1.5 \times 10^6$  ciclos. O contrário ocorre para CDPY sendo que seu módulo aumenta no primeiro intervalo e sofre variações ao longo dos ciclos.

O aumento do módulo pode estar relacionado com a resistência residual; pois o CDPX teve um aumento de 1,75 GPa, caso contrário para o CDPY que teve uma perda de aproximadamente 2,62 GPa, e ainda apresenta maiores deformações em relação à amostra CDPX.

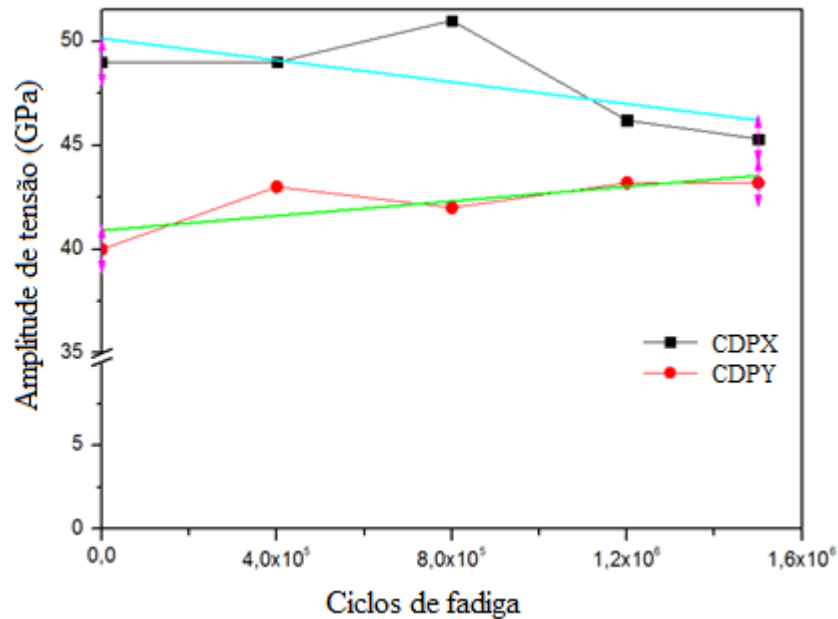


Figura 4.17 Evolução do módulo elástico em função dos números de ciclos para CDPX e CDPY.

Fonte: Autor.

Na Tabela 4.7 apresenta-se um resumo dos módulos obtidos durante o processo para as amostras [(0/90)<sub>2</sub>/0]<sub>s</sub> e [(90/0)<sub>2</sub>/90]<sub>s</sub> e sua correspondente deformação.

Tabela 4.7 Valores de módulo elástico e deformação para CDPX e CDPY. Fonte: Autor.

Ciclos	CDPX		CDPY	
	Módulo	Deformação [mm/mm]	Módulo	Deformação [mm/mm]
0	49 GPa	0,00155	40,8 GPa	0,00193
4x10 <sup>5</sup>	49 GPa	0,00158	43 GPa	0,00188
8x10 <sup>5</sup>	51,7 GPa	0,00153	42,4 GPa	0,00174
1,2x10 <sup>6</sup>	46,2 GPa	0,00178	43,2 GPa	0,00176
1,5x10 <sup>6</sup>	45,3 GPa	0,00168	43,2 GPa	0,00179

Uma vez determinado o comportamento para CDPX e CDPY, foram abordados os mesmos procedimentos para CDPZ com a finalidade de determinar os módulos de cisalhamento

no plano em cada um dos ciclos de fadiga (nos intervalos de inspeção), podendo ser analisados a partir da Figura 4.18.

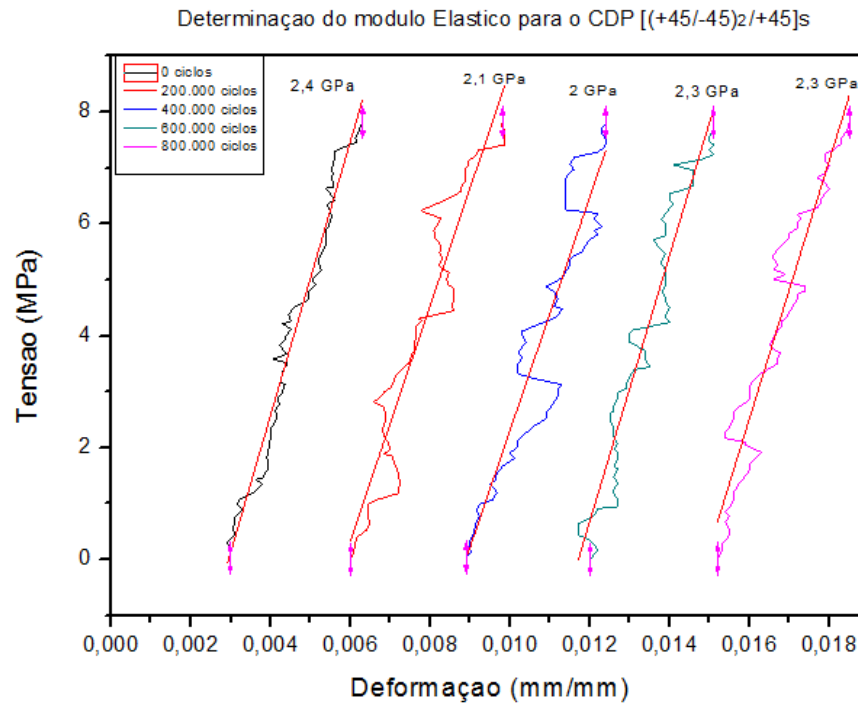


Figura 4.18 Obtenção do módulo de cisalhamento no plano para CDPZ. Fonte: Autor.

Na Figura 4.18 são apresentadas as curvas obtidas do CDPZ desde 0 ciclos até  $8 \times 10^5$  ciclos. O módulo de cisalhamento apresenta uma queda evidente aos  $4 \times 10^5$  ciclos tendo um aumento no seu valor até o ciclo final. Esta configuração teve uma redução média no seu módulo de aproximadamente 2,27 GPa. Observa-se na Figura 4.19 que a variação do módulo de cisalhamento ao longo dos ciclos de fadiga em média não foi tão significativa, fato que pode ser conferido nos dados apresentados na Tabela 4.8.

(Intencionalmente deixada em branco)

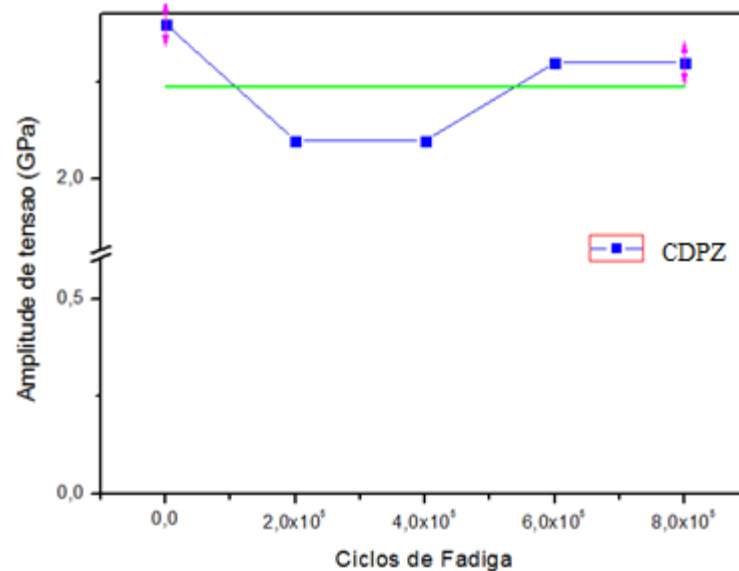


Figura 4.19 Evolução do módulo elástico em função do número de ciclos para CDPZ.

Fonte: Autor.

Tabela 4.8 Valores do módulo elástico e deformação para CDPZ. Fonte: Autor.

CDPZ		
Ciclos	Módulo	Deformação [mm/mm]
0	2,4 GPa	0,00329
2,0x10 <sup>5</sup>	2,1 GPa	0,00381
4,0x10 <sup>5</sup>	2 GPa	0,00334
6,0x10 <sup>5</sup>	2,3 GPa	0,00309
8,0x10 <sup>5</sup>	2,3 GPa	0,00349

Todos os dados referentes aos ensaios de tração e obtenção do módulo para as três configurações indicadas foram coletados pela máquina de ensaios *Instron* 8801. A seguir será apresentado o uso do método de média potência já usado por (Ancelotti, 2000), para estimar os módulos de armazenamento e de perda para materiais viscoelásticos assim como também do módulo elástico.

Na Tabela 4.9 são apresentadas as propriedades geométricas e de massa dos laminados utilizados, estes dados são substituídos nas equações da seção 2.4.5 com o intuito de se determinar o decremento logarítmico, o módulo elástico e posteriormente os fatores de

amortecimento e de perda, todos eles são apresentados nas Tabela 4.10, 4.11 e 4.12, para as três amostras respectivamente.

Tabela 4.9 Propriedades físicas utilizada nos ensaios de média potência. Fonte: Autor.

<b>CDP</b>	<b>L (m)</b>	<b>B (mm)</b>	<b>H (mm)</b>	<b>I (m<sup>4</sup>)</b>	<b>M (Kg)</b>
CDPX	0,25	25	2,46	3,10E-11	0,0205
CDPY	0,25	25	2,46	3,10E-11	0,0216
CDPZ	0,25	25	2,46	3,10E-11	0,020

Tabela 4.10 Resultados obtidos pelo método de média potência do CDPX. Fonte: Autor.

<b>Ciclos de Fadiga</b>	<b>Decremento logarítmico <math>\Delta</math></b>	<b>Módulo elástico E (GPa)</b>	<b>Fator de Amortecimento <math>\zeta</math></b>	<b>Fator de perda <math>\eta</math></b>	<b>Módulo de perda E'' (GPa)</b>
0 ciclos	0,116	62,1	0,018	0,037	2,3
4x10 <sup>5</sup> ciclos	0,028	57,9	0,004	0,009	0,53
8x10 <sup>5</sup> ciclos	0,034	51,3	0,005	0,011	0,56
1,2x10 <sup>6</sup> ciclos	0,078	48,8	0,012	0,025	1,22
1,5x10 <sup>6</sup> ciclos	0,033	48,8	0,005	0,010	0,51

Tabela 4.11 Resultados obtidos pelo método de média potência do CDPY. Fonte: Autor.

<b>Ciclos de Fadiga</b>	<b>Decremento logarítmico <math>\Delta</math></b>	<b>Módulo elástico E (GPa)</b>	<b>Fator de Amortecimento <math>\zeta</math></b>	<b>Fator de perda <math>\eta</math></b>	<b>Módulo de perda E'' (GPa)</b>
0 ciclos	0,287	48,8	0,045	0,091	4,47
4x10 <sup>5</sup> ciclos	0,041	40,1	0,006	0,013	0,53
8x10 <sup>5</sup> ciclos	0,033	42,5	0,005	0,010	0,45
1,2x10 <sup>6</sup> ciclos	0,0734	42,5	0,011	0,023	0,99
1,5x10 <sup>6</sup> ciclos	0,0328	37,8	0,005	0,0104	0,39

Tabela 4.12 Resultados obtidos pelo método de média potência CDPZ. Fonte: Autor.

<b>Ciclos de Fadiga</b>	<b>Decremento logarítmico <math>\Delta</math></b>	<b>Módulo elástico E (GPa)</b>	<b>Fator de Amortecimento <math>\zeta</math></b>	<b>Fator de perda <math>\eta</math></b>	<b>Módulo de perda E'' (GPa)</b>
0 ciclos	0,204	12,5	0,032	0,065	0,814
$2 \times 10^3$ ciclos	0,091	10,7	0,014	0,029	0,312
$4 \times 10^3$ ciclos	0,078	10,7	0,012	0,024	0,266
$6 \times 10^3$ ciclos	0,148	10,1	0,023	0,047	0,479
$8 \times 10^3$ ciclos	0,186	9,5	0,029	0,059	0,570

#### 4.4.3 Análise de Danos pelo método DIC

A técnica da correlação de imagens digitais utiliza fotos adquiridas durante o processo de deformação de um sólido, realizando-se uma comparação entre duas imagens fotográficas obtidas em instantes diferentes de um ensaio, tal como foi descrito na seção 2.7.2. Um primeiro ensaio de ruptura foi feito com o intuito de observar as mudanças na deformação da amostra ao longo do tempo. Este ensaio consistiu na aplicação de uma tensão normal crescente até a amostra romper.

Na Figura 4.20 mostra-se um mapeamento dos deslocamentos para as três configurações no momento da ruptura podendo-se diferenciar os modos de falha de cada configuração. Os deslocamentos maiores são denotados por cores mais intensas (tons vermelhos) enquanto que as deformações baixas são representadas por cores menos intensas (tons azuis). As regiões pretas dentro da zona colorida estão relacionadas com danos na estrutura do compósito, por exemplo; delaminação e trincas.

(Intencionalmente deixada em branco)

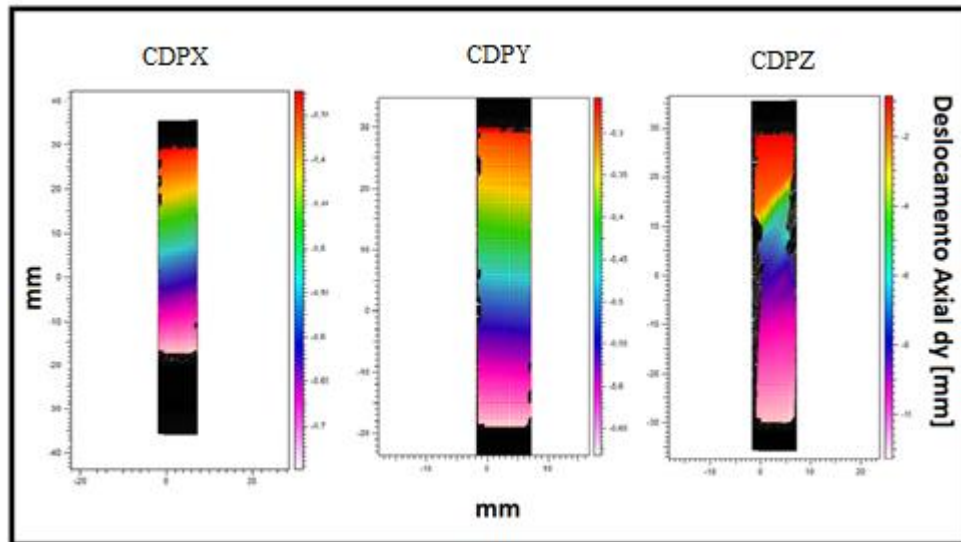
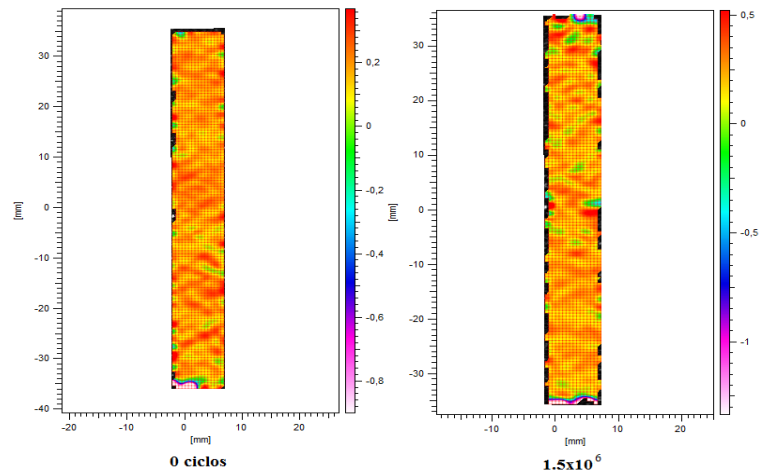


Figura 4.20 Mapa de deformação dos CDP's até ruptura Fonte: Autor.

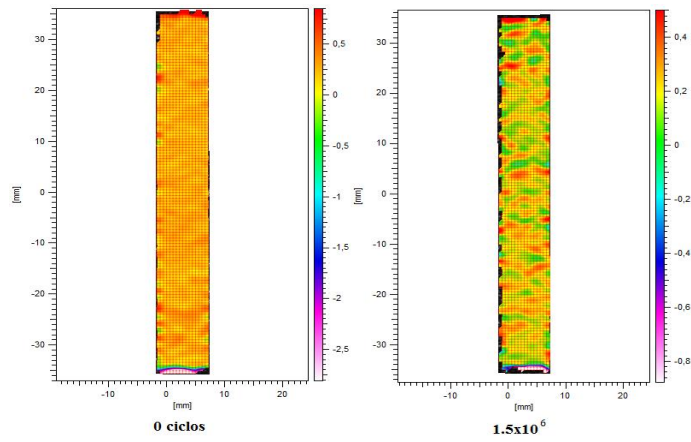
A captura das imagens foi também realizada em paralelo com o ensaio de tração dos três CDP's nos intervalos de inspeção (a cada certo número de ciclos), na Figura 4.21 observa-se a deformação que tem os corpos de prova ao começo e final dos experimentos.

Observa-se nas três configurações de laminados após fadiga a formação de pequenos pontos pretos como também, variação nas cores, permitindo observar a formação de acúmulos de tensões e danos. A grande vantagem desta técnica é que ela pode ser aplicada sem ter que se alcançar a ruptura do material, por tanto, se reafirma então que o DIC resulta ser uma ferramenta útil na análise de danos.

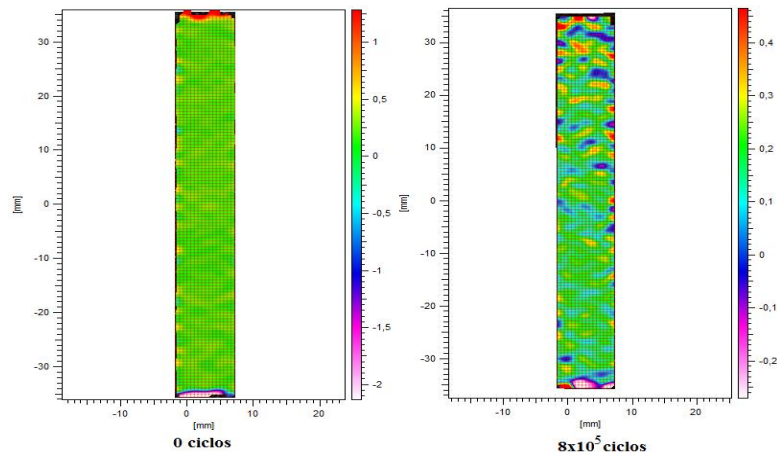
(Intencionalmente deixada em branco)



CDPX



CDPY



CDPZ

Figura 4.21 Detecção da evolução dos danos por meio da técnica DIC. Fonte: Autor.

#### 4.4.4 Ensaio de Microscopia óptica e líquido penetrante

Apresentam-se nesta seção os resultados das análises feitas por microscopia óptica, assim como também, ensaios de líquido penetrante com o objetivo de observar e mensurar os danos que puderam ter ocorrido após os ensaios de fadiga sônica. Nas Figuras 4.23, 4.24 e 4.25 observam-se os danos que surgiram efeito da fadiga sônica encontrando-se diversos tipos de danos, como delaminado, fissuras e pequenas trincas.

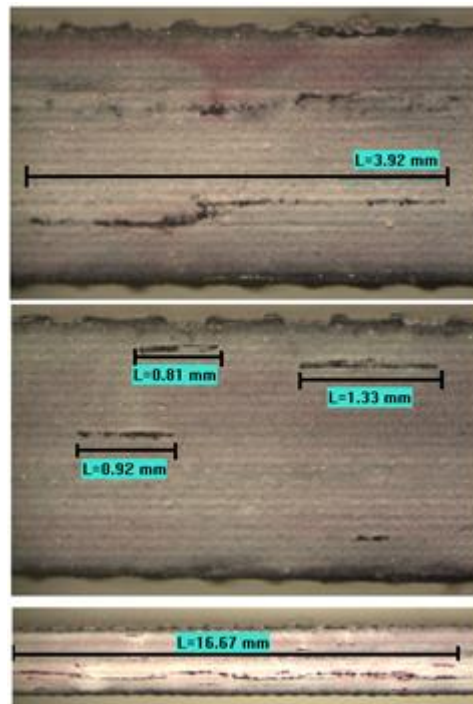


Figura 4.22 Microscopia óptica do CDPX com  $1,5 \times 10^6$  ciclos de fadiga e após ensaio de líquido penetrante. Fonte: Autor

(Intencionalmente deixada em branco)

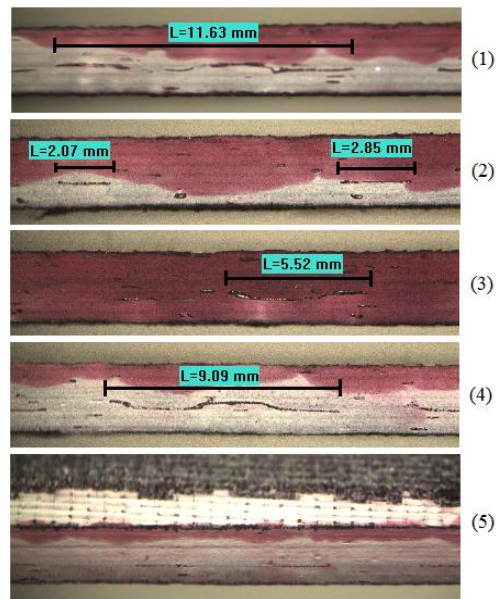


Figura 4.23 Microscopia óptica da viga [(90/0)<sub>2</sub>/90]s com  $1.5 \times 10^6$  ciclos de fadiga, após ensaio de líquido penetrante. Fonte: Autor

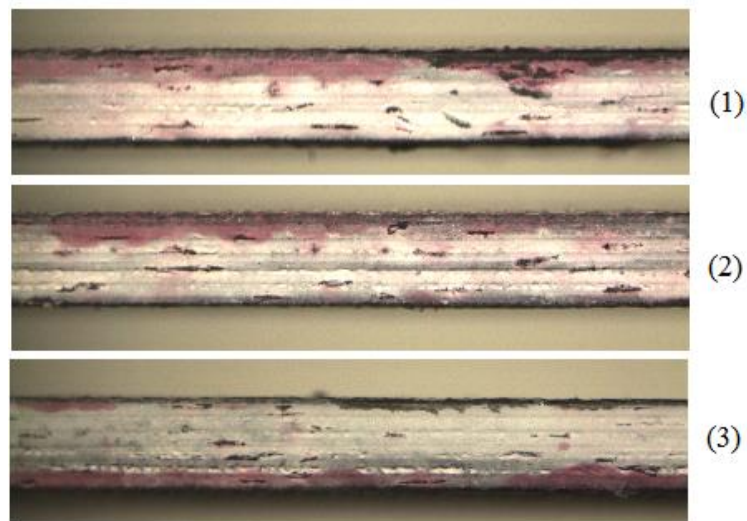


Figura 4.24 Microscopia óptica da viga [(+45/-45)<sub>2</sub>/+45]s com  $8 \times 10^5$  ciclos de fadiga, após ensaio de líquido penetrante. Fonte: Autor

É importante ressaltar que os danos encontrados pela microscopia com ajuda do líquido penetrante tem relação com os danos observados pelo método do DIC permitindo avaliar a correlação de ambos os processos.

### 4.4.3 Ensaios de Análise Dinâmico-Mecânica (DMA)

Por meio dos ensaios da análise dinâmica mecânica realizada foi possível esboçar as curvas de  $\tan \delta$  em função da temperatura, as quais permitem determinar o fator de perda do material entre 25 e 280°C para diferentes frequências.

Segundo Neto (2015), as curvas obtidas via DMA caracterizam macroscopicamente as propriedades mecânicas de materiais viscoelásticos podendo também ser interpretadas como resultado direto do comportamento da estrutura molecular desse material relacionando-se principalmente com a cristalinidade, massa molecular e ligações cruzadas. Normalmente, para obter o pico do fator de perda, utiliza-se uma frequência fixa de 1Hz a amplitude constante, sendo a identificação deste pico a metodologia mais utilizada na literatura para definir o valor da temperatura de transição vítrea (NETO, 2014). Os experimentos realizados, no entanto, estiveram focados em diferentes frequências (1, 5, 10 e 50 Hz) e, portanto, estas mesmas frequências foram utilizadas nos ensaios de DMA, conforme apresentado nas Figuras 4.29, 4.30 e 4.31 respectivamente.

A frequência de 50 Hz foi escolhida por apresentar mais detalhes sobre o comportamento do compósito durante o aquecimento devido à alta temperatura atingida com frequências altas. No trabalho desenvolvido por Goertzen e Kessler (2007) mostraram que quanto maior a frequência utilizada no ensaio maior será a temperatura do pico  $\tan \delta$ , devido às relações fundamentais entre temperatura e mudanças conformação de cadeia.

Nota-se na Figura 4.29 um comparativo do comportamento do material antes e após sua submissão a ensaios de fadiga. Antes da fadiga, o corpo de prova se encontra a 0 ciclos; e após ao corpo de prova submetido a  $1.5 \times 10^6$  ciclos de trabalho para as configurações [(0/90)<sub>2</sub>/0]<sub>s</sub> e [(90/0)<sub>2</sub>/90]<sub>s</sub>, e a  $8 \times 10^5$  ciclos para a configuração de viga a [(+45/-45)<sub>2</sub>/+45]<sub>s</sub>. Uma variação dos picos ( $\tan \delta$ ) é notável na Figura 4.30 onde as curvas após o teste de fadiga se deslocaram para a direita, característica que não ocorreu para os outros laminados; podendo ter influência o fato de que este laminado não tem domínio da fibra diferença que pode ser observada na família de compósitos [(+45/-45)<sub>2</sub>/+45]<sub>s</sub>, no qual, há um maior domínio na matriz. Pode ser visto na Figura 4.31 quando após da fadiga a curva vermelha encontra-se por cima da curva preta, indicado que houve uma redução no valor do módulo elástico. Outra razão das mudanças nestas

curvas deve-se ao fato de serem materiais polifásicos, o que faz com que não haja mudanças no valor da temperatura de transição vítrea dos componentes e sim uma diminuição mais acentuada no valor do fator de perda ou amortecimento (NETO, 2014).

Ainda nas Figuras 4.29, observa-se que há uma variação no início das curvas nas quatro frequências da viga [(0/90)<sub>2</sub>/0]s tanto para o material tanto antes quanto após a aplicação dos ciclos de fadiga. Trata-se de uma variação na amplitude, sendo que as curvas pretas (após fadiga) se iniciam com valores de  $\tan\delta$  de 0,05 e 0,08, comportamento que se diferencia da curva do ensaio inicial (0 ciclos de fadiga) e para a frequência de 50 Hz o  $\tan\delta$  permanece constante entre os 25°C (temperatura inicial do ensaio) até aproximadamente uns 60°C, onde começa-se observar um decaimento na curva por causa do fenômeno de relaxação; como mencionam Cassu e Felisberti (2005) as relaxações são dependente da temperatura, decaindo com o aumento desta por meio de absorção de energia.

Para as outras duas configurações ([90/0]<sub>2</sub>/90]s e [(+45/-45)<sub>2</sub>/+45]s), ressalta-se que nas curvas não existe presença de relaxações como o primeiro caso. Além disso, os picos da  $\tan\delta$  apresentaram maior largura, o que indica um maior espectro de relaxação do material, sendo que uma faixa mais ampla de frequência poderá ser absorvida por este material.

Essa absorção se manifesta por meio do aumento da amplitude do fator de perda para a viga [(+45/-45)<sub>2</sub>/+45]s o que indica que houve um decaimento do módulo no material; sendo este CDP o mais danificado pelos efeitos da fadiga, indicando que o sentido de orientação das fibras só produz uma variação nos módulos de armazenamento.

(Intencionalmente deixada em branco)

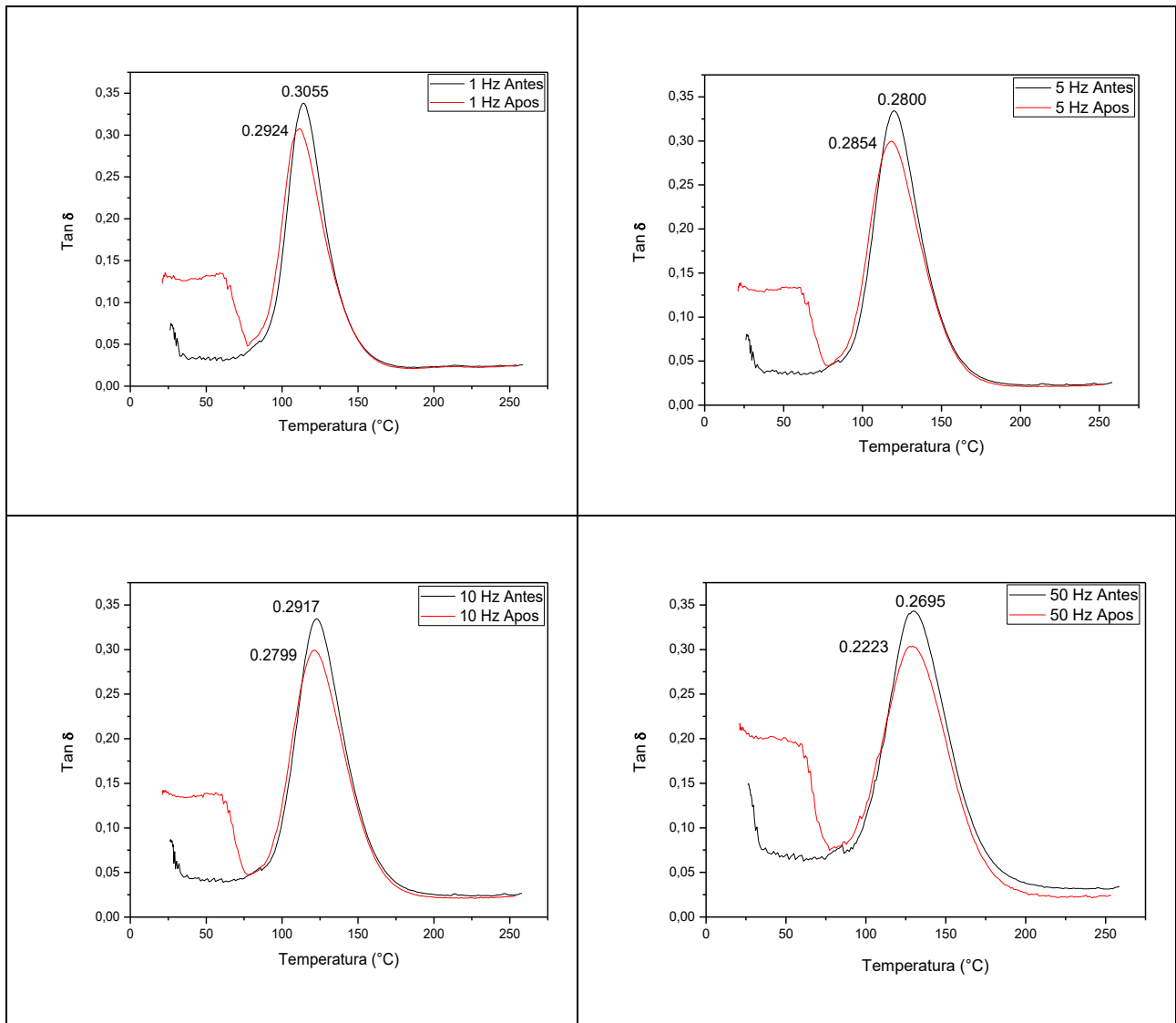


Figura 4.25 Resposta do  $\tan \delta$  para a viga de fibra de carbono/resina epóxi  $[(0/90)_2/0]_s$ , para os quatro níveis de frequência. Fonte: Autor.

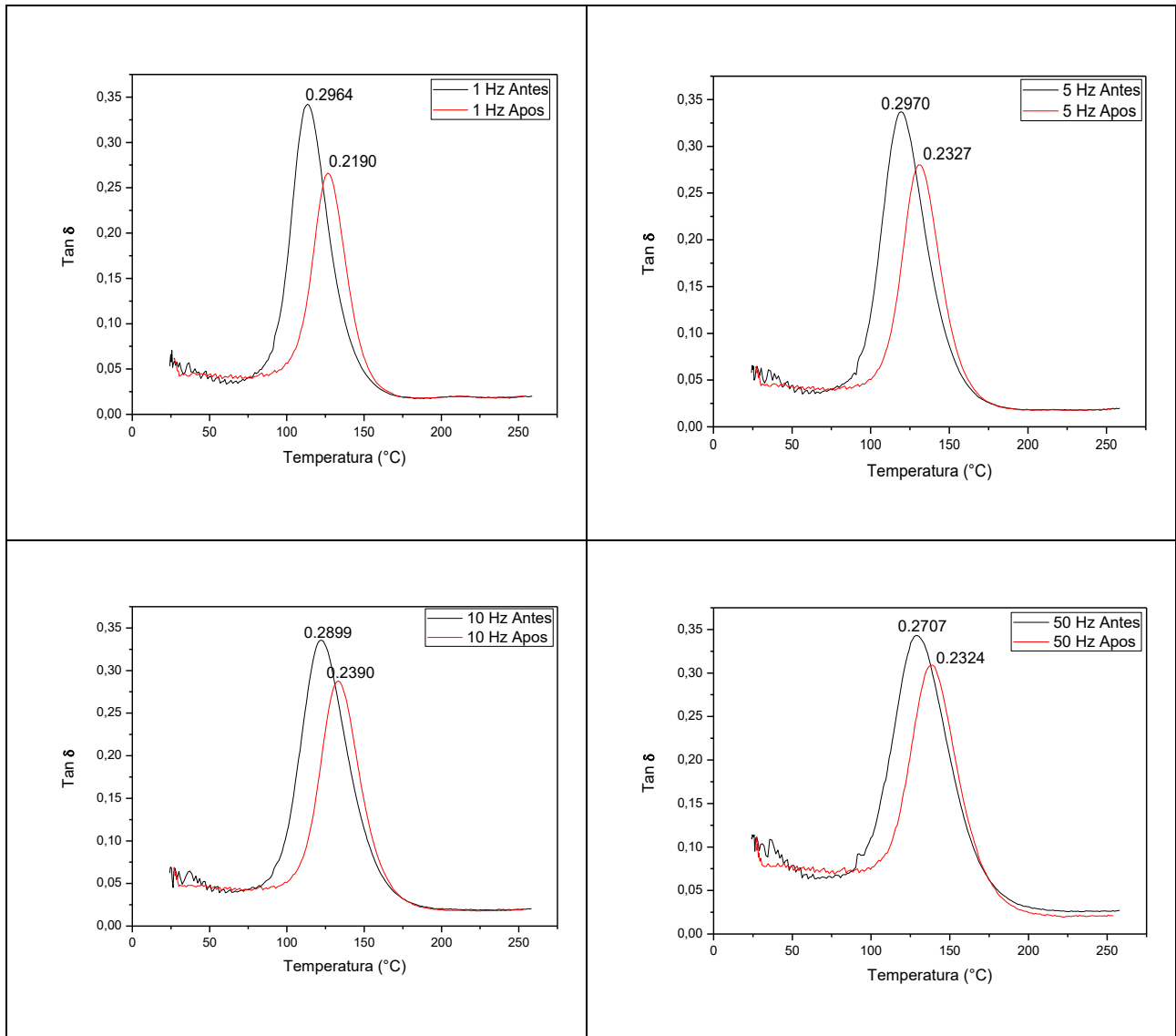


Figura 4.26 Resposta da  $\tan \delta$  para a viga de fibra de carbono/resina epóxi [(90/0)<sub>2</sub>/90]<sub>s</sub>, para os quatro níveis de frequência. Fonte: Autor.

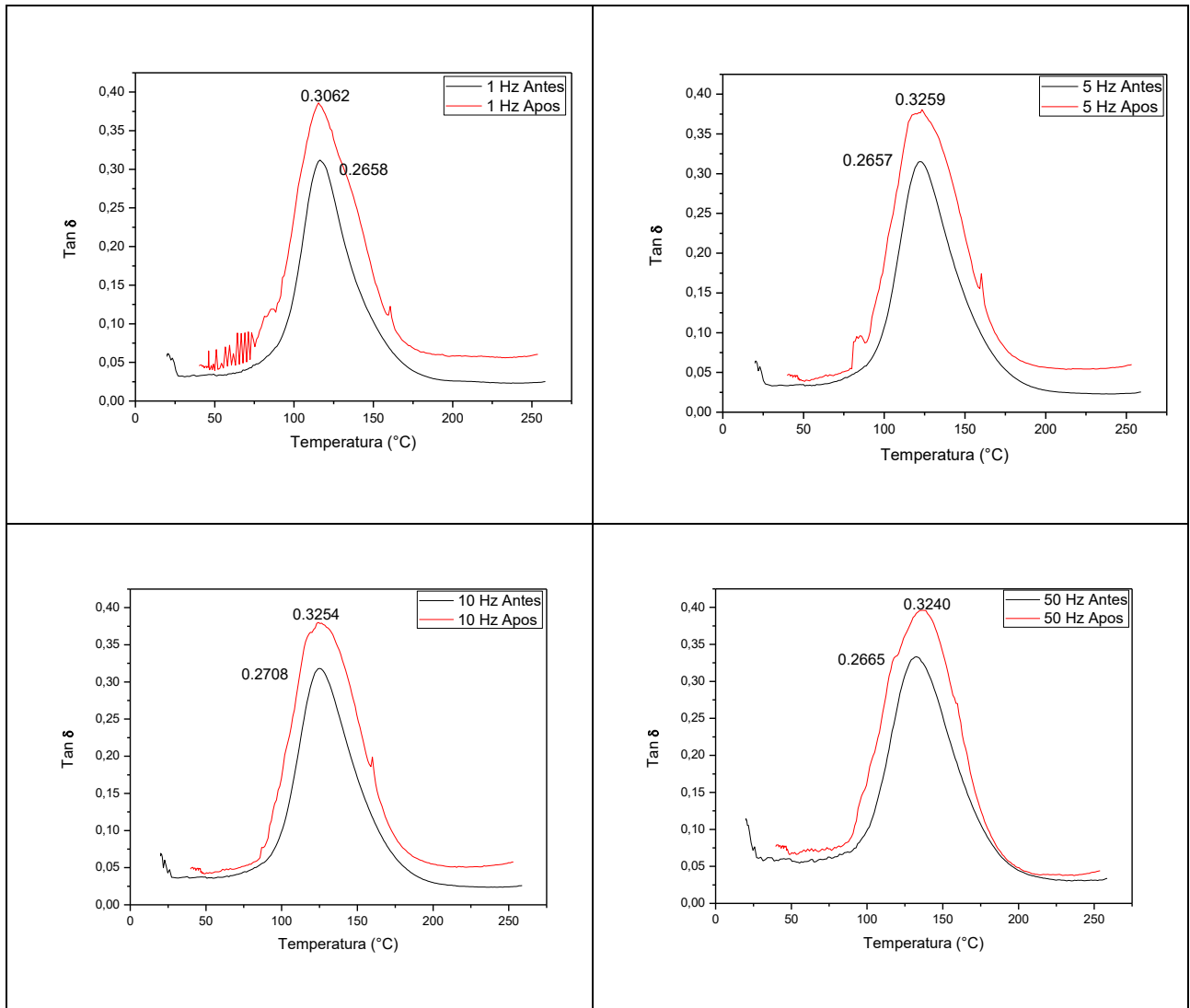


Figura 4.27 Resposta da  $\tan \delta$  para a viga de fibra de carbono/resina epóxi [(+45/-45)<sub>2</sub>/+45]<sub>s</sub>, para os quatro níveis de frequência. Fonte: Autor

## Capítulo 5

### Conclusões

No presente trabalho foram avaliados os danos produzidos por fadiga sônica "simulada por vibrações mecânicas" em materiais compósitos de fibra de carbono/epóxi usando diferentes técnicas, tais como: vibrações mecânicas, ensaio de tração, DMA, microscopia óptica, líquido penetrante e correlação digital de imagens.

Os resultados mostraram que a fadiga influencia mais nos laminados com domínio da matriz, como no caso do CDPZ, desde os primeiros ciclos de fadiga até o final dos ensaios produzindo uma redução no módulo elástico, na frequência e um aumento na propagação de danos. As frequências naturais e os módulos se reduziram entre 10 e 15% aproximadamente, quando comparadas as frequências na ciclagem final com relação aos valores iniciais das mesmas.

Os ensaios de vibração livre e DMA podem ser empregados como métodos para avaliar danos devido à sua simplicidade de aplicação e coerência nos resultados obtidos. As análises por DMA permitiram observar que a fadiga sônica afeta as características micro e macroscópicas do compósito, principalmente aqueles que possuem domínio na fibra e na matriz tal como foi observado nas análises de microscopia óptica e líquido penetrante.

Conseguiu-se verificar através das diferentes técnicas e métodos empregados que configurações de laminado com maior domínio de fibra a zero graus tendem a ter reduções do módulo elástico mais lentas, já para laminados como CDPZ seu módulo elástico tende a diminuir com maior rapidez quando submetidos a fadiga sônica.

Por meio da técnica DIC permitiu-se observar a evolução de danos nos CDP utilizados. Estes danos tiveram relação com os danos encontrados através da técnica de microscopia óptica e com auxílio do líquido penetrante.

## 5.1 Sugestões para trabalhos futuros

Como sugestões para trabalhos futuros listam-se as seguintes propostas:

- Avaliar a fadiga sônica em peças aeronáuticas (carenagens, foguetes e áreas de pós-combustão em motores a jato);
- Estudar detalhadamente as características de danos que são produzidos nos materiais compósitos, especificamente de fibra de carbono/epóxi fazendo ênfase na propagação das trincas ao longo dos ciclos;
- Propor um método para simulações de fadiga sônica utilizando software de elementos finitos;
- Analisar dados de deformação através de rotinas da ferramenta Corr que oferece Matlab e compará-los com os obtidos pelo DIC;
- Realizar comparações dos ensaios feitos neste trabalho com o uso de outras técnicas para a avaliação de danos, por exemplo, Ultrassom e/ou emissão acústica;
- Comparar a influência que tem o laminado unidirecional com o bidirecional;
- Fazer comparação entre o efeito ambiental e a fadiga ultrassônica nos compósitos fibra de carbono/epóxi;
- Determinar experimentalmente os modos de vibração dos CDP.

## REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ALMEIDA, S. F. Mecânica dos materiais compósitos (Disciplina de nível de pós-graduação – CTA), notas de aula, 2005.

ANCELOTTI JR, A. C. Efeitos da porosidade na resistência ao cisalhamento e nas propriedades mecânicas de compósitos de fibra de carbono/resina epóxi. 2006. 203f. Tese (Mestrado em Engenharia Aeronáutica e Mecânica), Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

ANGELO, C. M. Variable amplitude fatigue as design parameter for automotive rear axles: an analysis of the effect of overload and filtering mathematics to predict fatigue life. 2007. Tese (Master in Metallurgical and Materials Engineering) - Polytechnic University of São Paulo.

ANTAQUERA, P.; JIMENEZ, L.; MIRAVETE, A. Los Materiales Compuestos de Fibra de Vidrio. Ed. Secretariado de Publicaciones, 1991.

BAKER, A.; DUTTON, S.; KELLY D. Composite Materials for Aircraft Structures. 2<sup>nd</sup>. Blacksburg, Virginia, 2004.

BARRON, V.; BUGGY, M.; McKENNA, N. H. Frequency effects on the fatigue behavior on carbon fibre reinforced polymer laminates. Journal of Materials Science, v. 36, p. 1755-1761, 2001.

BRANCO, C. M.; FERREIRA, J. M.; FAELT, P.; RICHARDSON, M. O. W.: “A Comparative Study of the Fatigue Behavior of GRP Hand Lay-up and Pultruded Phenolic Composites”, International Journal of Fatigue, Vol. 18, N. 4, pp. 255-263, 1995.

BRIGHT COMPOSITES. On line: VARTM. Disponível em: <http://brightcomposites.com/about-us/the-bright-advantage/vartm/> Acesso em: 12 fev. 2016.

BRYAN, H. Fatigue in Composites. First Edition, CRC, Cornwall – England, 2003, pág. 4.

BUCKLEY, J. L.; EDIE, D. D. Carbon-Carbon Materials and Composites. New Jersey, USA: Noyes Publication, 1993.

CALLINAN, R. J.; WANG, C. H.; SANDERSON, S and GALEA, S. C. Generic Design Procedures for the Repair of Acoustically Damaged Panels. **Air Vehicles Division**. Defence Science and Technology Organisation. 2008.

CALLISTER, W. D. Ciência e Engenharia de Materiais: 5ta ed. LTC, 2002. 975p.

CHUNG, D. D. L. Carbon Fiber Composites. Butterworth-Heinemann, 1994.

CORONADO, P.; ARGÜELLES, A.; VIÑA, J.; MOLLÓN, V.; VIÑA, I. Influence of temperature on a carbon–fibre epoxy composite subjected to static and fatigue loading under mode-I delamination. *International Journal of Solids and Structures*, v. 49, p. 2934-2940, 2012.

COSTA, G. G., BOTELHO, E. C., PARDINI, L. C., REZENDE, M.C., determinação de constantes viscoelásticas de compósitos termoplásticos pelo método de vibração livre. 8vo. Congresso Brasileiro de Polímeros, p. 955 – 956. 2005.

DHARAN, C. K. H., 1975. Fatigue failure in graphite fibre and glass fibre-polymer composites. *Journal of Materials Science* 10, 1665-1670.

DING, Y. Q.; YAN, Y.; McIHAGGER, R.; BROWN, D.: “Comparison of the Fatigue Behavior of 2- D and 3-D Woven Fabric Reinforced Composites”, *Journal of Materials Processing Technology*, Vol. 55, pp. 171-177, 1995.

DANIEL, I, M.; ISHAI, O. Engineering Mechanics of Composite Materials. New York: Oxford University Press, Inc., 1994.

DEGRIECK, J.; PAEPEGEM, W. V. Fatigue damage modeling of fibre-reinforced composite materials: Review. *Applied Mechanics Review*, v. 54, n. 4, p. 279-300, 2001.

ESDU. Endurance of fibre-reinforced composite. Laminated structural elements Subjected to simulated random acoustic loading. Item, 84027. ESDU, 1984.

FERREIRA, J. A. M.; COSTA, J. D. M.; REIS, P. N. B. (a). “Static and Fatigue Behaviour of Glassfibre-reinforced Polypropylene Composites”, *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, Vol. 31, pp. 67-74, 1999.

FERREIRA, J. A. M.; COSTA, J. D. M.; REIS, P. N. B. (b)., RICHARDSON, M. O. W.: “Analysis of Fatigue and Damage in Glass-fiber-reinforced Polypropylene Composite Materials”, *Composites Science and Technology*, Vol. 59, pp. 1461-1467, 1999.

GAGEL, A; LANGE, D; SCHULTE, K. On the relation between crack densities, stiffness degradation, and surface temperature distribution of tensile fatigue loaded glass-fiber non-crimp-fabric reinforced epoxy. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 37 (2006) 222-228.

GE REPORTS: Ceramic matrix composites allow GE Jet engines to fly longer. Disponível em: <<http://www.gereports.com/post/110549411475/ceramic-matrix-composites-allow-ge-jet-engines-to/>>. Acesso em: 23 nov. 2015.

GÖGGEL, D.; BERCHTEL, M. La Microscopia Estereoscópica entra en una nueva dimensión. *Leyca Microsystems*. Novembro/ 2008.

GUDE, M., HUFENBACH, W., e KOCH, I. (2013). Fatigue testing of carbon fibre Reinforced polymers under VHCF loading. *Materials Science*, 18-24.

HAHN, H. T.; TIMMER, J. L.; BARTLEY-CHO, J.; LEE, S.; LIM, S. G. The effect of preloading on fatigue damage in composite structures: part I. Washington, DC: Federal Aviation Administration, Department of Transportation, 1996.

HEXCEL COMPOSITES: Disponível em: <<http://www.hexcel.com/Products/Fabrics/Carbon/>>. Acesso em 23 mar. 2010.

JEN, M.-H. R.; LEE, C.-H. (a): “Strength and Life in Thermoplastic Composite Laminates under Static and Fatigue Loads. Part II: Formulation”, *International Journal of Fatigue*, Vol. 20, pp. 617-629, 1998.

KAKIUCHI, H.; THOI, H. H.; QUANG, T. V. The synthesis of new epoxy resins and their physical properties, *The Journal of Adhesion*, v.11, n.4, p.291-304. 1981

KAW, Autar. K. *Mechanics of composite materials*. 2<sup>nd</sup> (Ed.) New York: Taylor & Francis, 2006.

KREVELEN, D. W. V., *Properties of Polymers*, New York, 3a. Edição, Elsevier, 1990.

KOMOROWSKI, J. P.; LEFEBVE, D.; ROY, C.; RANDON, C.: “Stacking Sequence Effects and Delamination Growth in Graphite/Epoxy Laminates Under Compression-Dominated Fatigue Loading”, *Composite Materials: Fatigue and Fracture*, Vol. 5, pp. 249-267, 1995.

LAZAN, B. J. *Material Properties that Affect Acoustical Fatigue Life, and the Role of Damping*. In: ASTM, 1961. *Symposium on Acoustical Fatigue of American society for Testing Materials*, Baltimore, Maryland, 1961.

LEVY NETO, F.; PARDINI, L. C. *Compósitos Estruturais*. Ciência e Tecnologia. Ed. Edgard Blücher, 2006.

MANDELL JF, Samborsky DD. *DOW/MSU Composite Material Fatigue Database: test Methods, Materials and Analysys*. SAND97-3002, Sandia National Laboratories, 1997.

MAZUMDAR, S. K. *Composites Manufacturing, Materials, Product and Process Engineering*. Boca Raton, Florida: CRC Press LCC, 2002.

MENDEZ, Y. A. D. *Um Estudo dos Absorvedores Dinâmicos de Vibrações Multimodais*. 2014. 113 f. Dissertação de Mestrado - Universidade Federal de Itajubá, Itajubá, MG.

MENDONÇA, P. T. R. *Materiais Compostos e Estruturas Sanduíche*. 1ra ed. Barueri, SP. Manole, 2005.

MIRAVETE A. *Materiales compuestos*. Vol. I y II. INO Reproducciones, S. A., 2000.

MONTEIRO, Y. A. D. Determinação da Tensão RMS e Análise da Resistência a Fadiga Sônica de Painéis Reforçados de Alumínio Submetidos a um Carregamento Acústico Randômico. 2009. 90f. Dissertação de Mestrado – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, SP.

RAO, S. Vibrações Mecânicas. Prentice Hall, 2008. 4v.

REIFSNIDER, K. L. Fatigue of Composite Materials. Elsevier Science Publishers, New York, USA, 1991.

REZENDE, M. C.; BOTELHO, E. C. O uso de Compósitos Estruturais na Indústria Aeroespacial. Polímeros: Ciência e Tecnologia, 10, 2, p. E4 - E10 (2000).

REZENDE, M. C.; BOTELHO, E. C. High performance solutions. Sup composites, 2009. Disponível em: <[http://www.supcomposites.com.br/page\\_12.html](http://www.supcomposites.com.br/page_12.html)>. Acesso em: 09 fev. 2016.

REZENDE, M. C. - Polímeros: Ciência e Tecnologia, 17, 3, p. E4 - E11 (2007).

RHODES M.B., “Damage Tolerance Research on Composite Panels”, Selected NASA Research in Composite Material and Structures, NASA CP-2142, 1987.

SCHUTZ, W. A history of Fatigue. Engineering Fracture Mechanics, 54, p. 263-300, 1996.

OLLER, S.; SUERO, A. Tratamiento del fenómeno de fatiga isotérmica mediante la mecánica de medios continuos. 15, 1, 113-133 (1999).

PESSAN, L. A., HAGE JR, E. Curso UFSCar: Correlação entre processamento, estrutura e propriedades dos polímeros, Aperfeiçoamento em tecnologia de plásticos. Setembro/2002.

SILVA, H. P. Comportamento mecânico de compósitos de fibra de vidro/epóxi na no-reforçados. 2014. 271-f. Tese de Doutorado. Universidade de Coimbra

SILVA, S. Vibrações Mecânicas - Notas de Aulas, 2009. 2v.

SILVEIRO, R. C. Estudo da Prevenção de Falha por Fadiga em Laminados de Plástico Reforçado com Fibra de Vidro. 2001. 155 f. Dissertação de Mestrado - Universidade Federal do Rio Grande do Norte, Natal, (RN).

STINCHCOMB, W. W.; REIFSNIDER, K. L.; MARCUS, L. A.; WILLIAMS, R. S. Effects of Frequency on the Mechanical Response of two Composites Materials. In: HANCOCK, J. R. (Ed.). **Fatigue of composites materials**, Philadelphia: American Society for Testing and Materials, 1975. p. 115-129. (ASTM STP 569).

SUN, J. Q.; MILES, R.N. *Acoustic Fatigue Life Prediction for Non-Linear Structures*. Journal of Sound and Vibration V. 150(3), p. 531-535, 1991.

TRAPP, W. J. and LAZAN, B. J. Material Properties that Affect Acoustical Fatigue Life and the Role of Damping. p. 3-18, 1961.

TSANZALIS, S.; KARAPAPPAS, P.; VAVOULIOTIS, A.; TSOTRA, P.; PAIPETIS, A.; KOSTOPOULOS, V.; FRIEDRICH, K. Enhancement of the mechanic performance of an epoxy resin and fiber reinforced epoxy resin composites by the introduction of CNF and PZT particles at the microscale. *Composites: Part A*. v.38, p.1076, 2007.

VASILIEV, V. V.; E. V. MOROZOV. *Mechanics and Analysis of Composite Materials*. 1a. ed. Inglaterra. Elsevier, 2001.

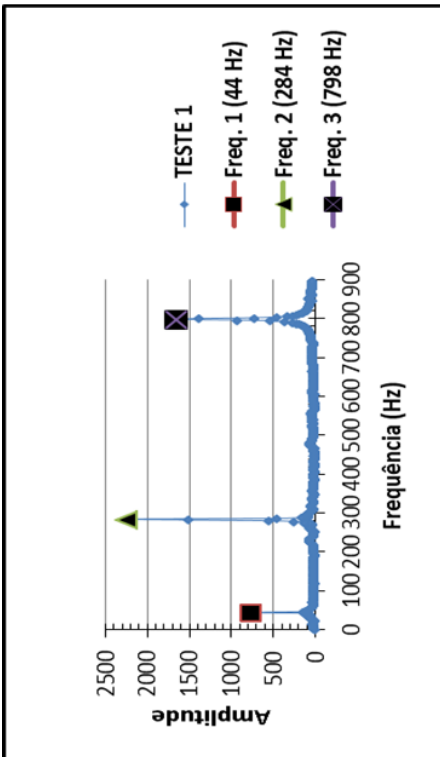
YAMANE, Y. A. D. *Fadiga de Compósitos de Fibra de Carbono/Epóxi obtidos pelo Processo de Moldagem por Transferência de Resina Assistida a Vácuo*. 2016. 117 f. Dissertação de Mestrado - Universidade Federal de Itajubá, Itajubá, MG.

YE, L., LU, Y., SU, Z., MENG, G. Functionalized composite structures for new generation airframes: a review. *Composites Science and Technology*, v.65, p.1436-1446, 2005.

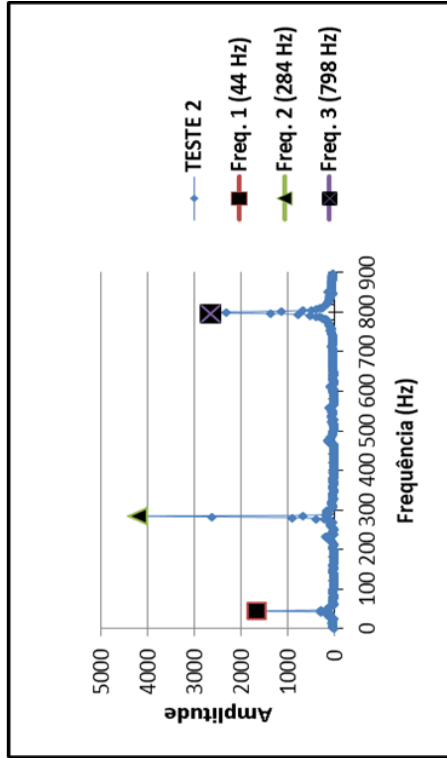
WILLIAMS, J. C., STARKE, E. A. Progress in structure materials for aerospace systems. *Acta Materialia*, v.51, p.5775 – 5799. 2003.

# ANEXO A

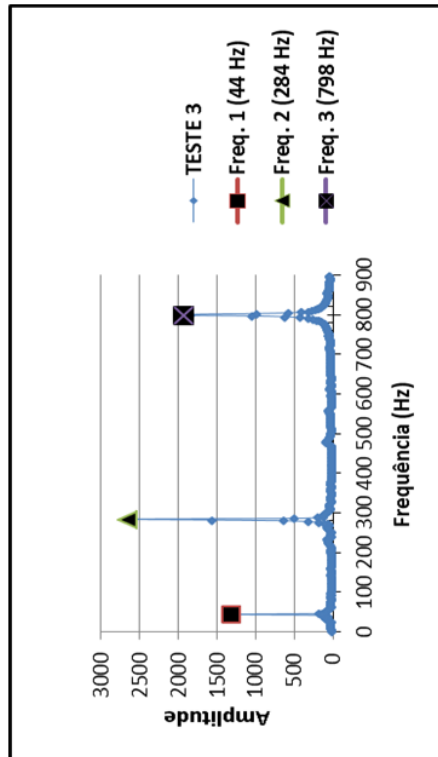
## A.1 Gráficos de frequência Natural CDPX e CDPY



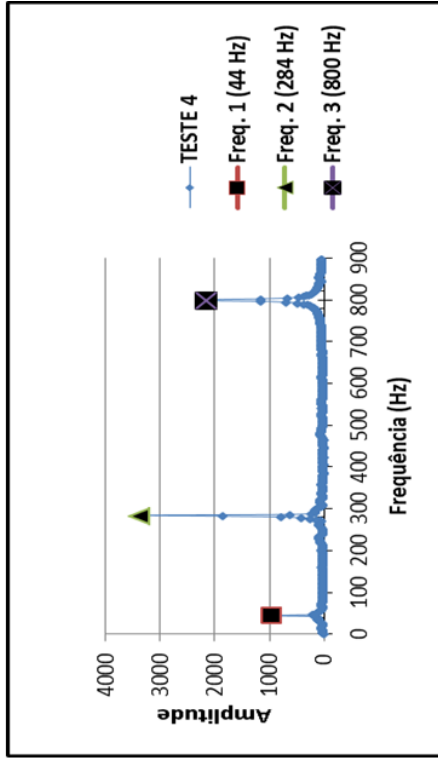
Teste 1 – CDPX



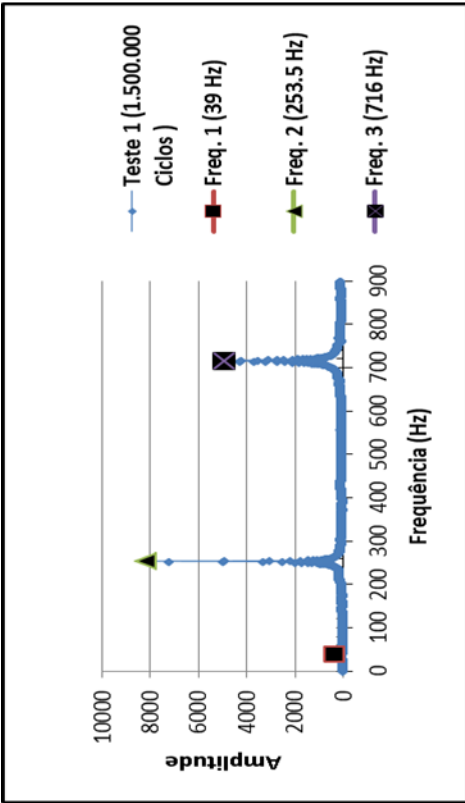
Teste 2 – CDPX



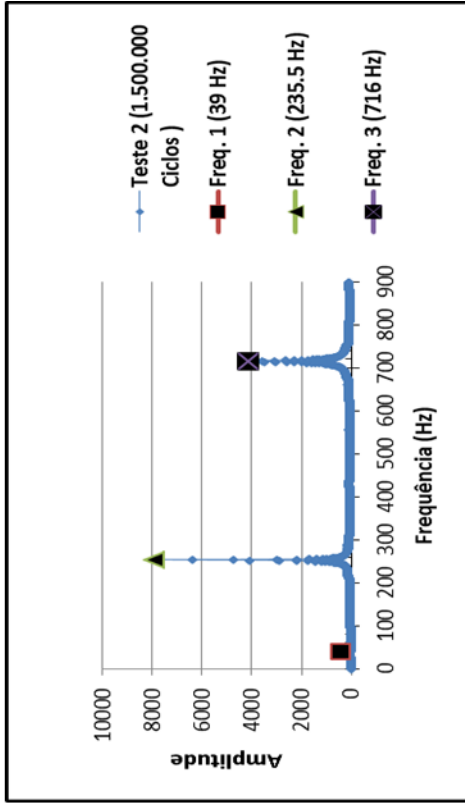
Teste 3 – CDPX



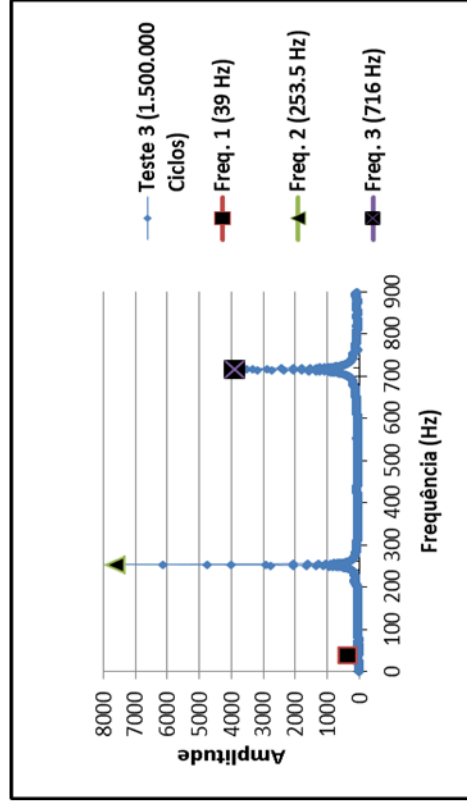
Teste 4 – CDPX



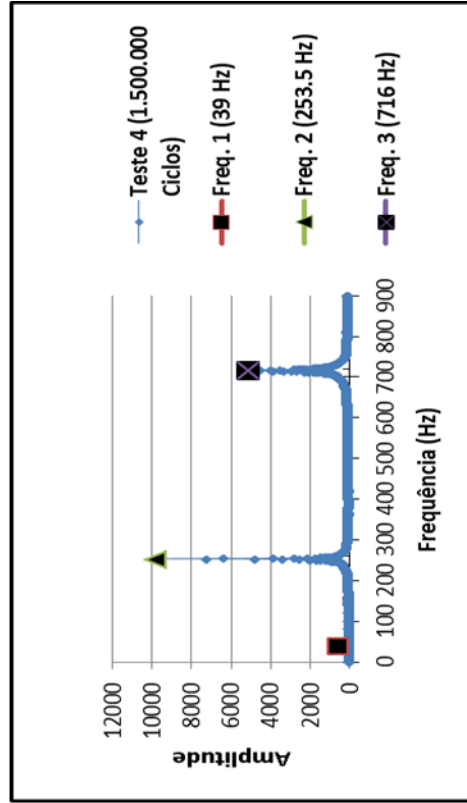
Teste 1 – CDPX (1,5x10<sup>6</sup>Ciclos)



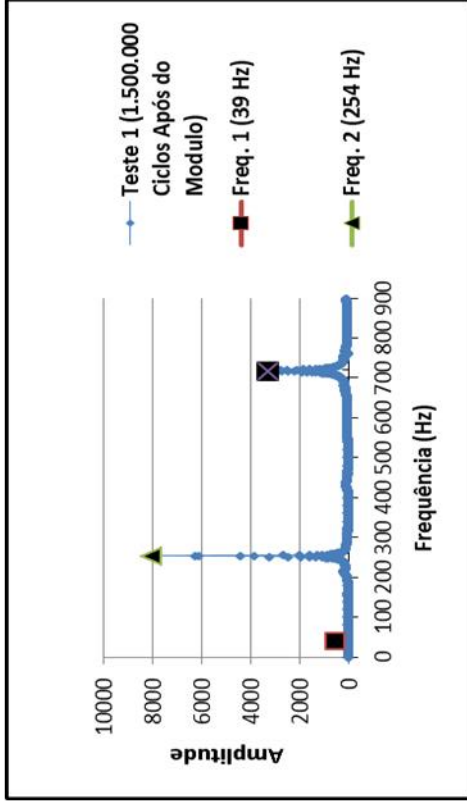
Teste 2 – CDPX (1,5x10<sup>6</sup>Ciclos)



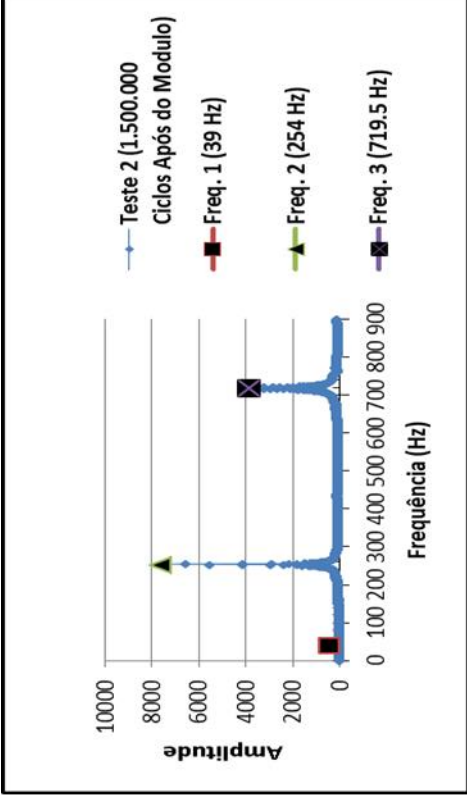
Teste 3 – CDPX (1,5x10<sup>6</sup>Ciclos)



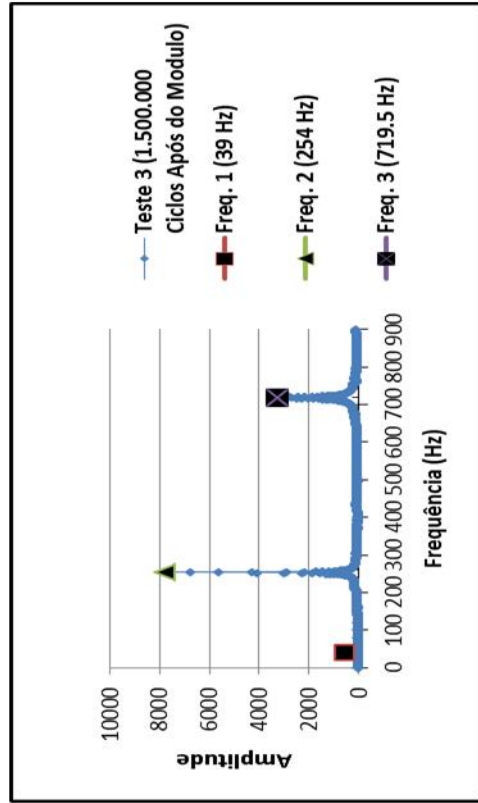
Teste 4 - CDPX (1,5x10<sup>6</sup>Ciclos)



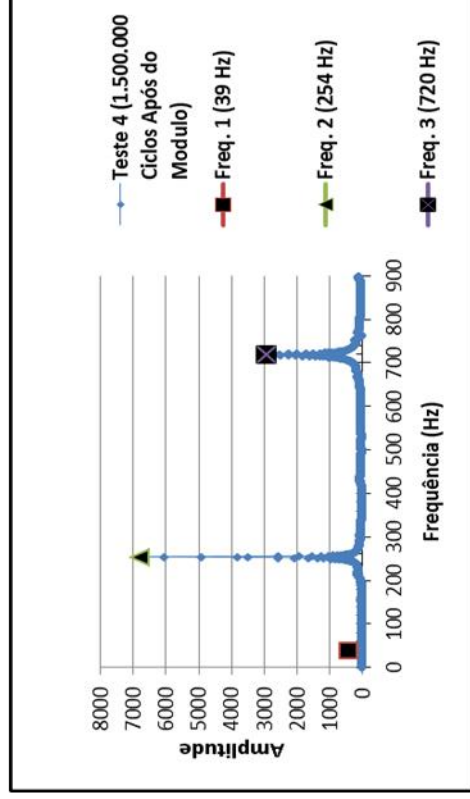
Teste 1 – CDPX (1,5x10<sup>6</sup>Ciclos) Pós-módulo



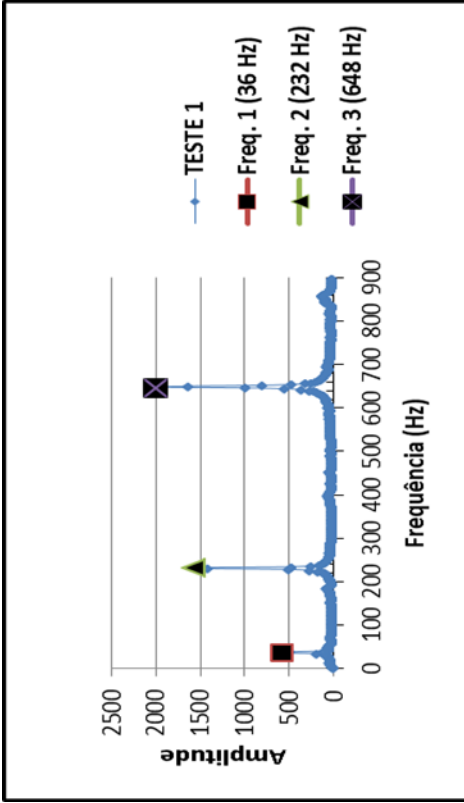
Teste 2 – CDPX (1,5x10<sup>6</sup>Ciclos) Pós-módulo



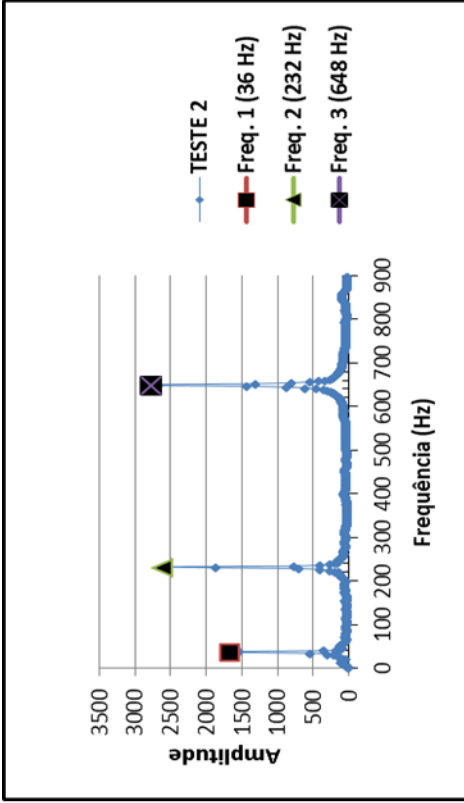
Teste 3 – CDPX (1,5x10<sup>6</sup>Ciclos) Pós-módulo



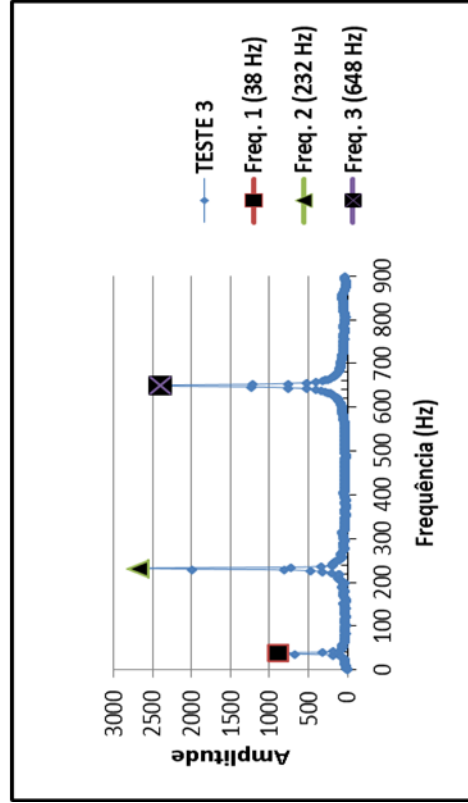
Teste – CDPX (1,5x10<sup>6</sup>Ciclos) Pós-módulo



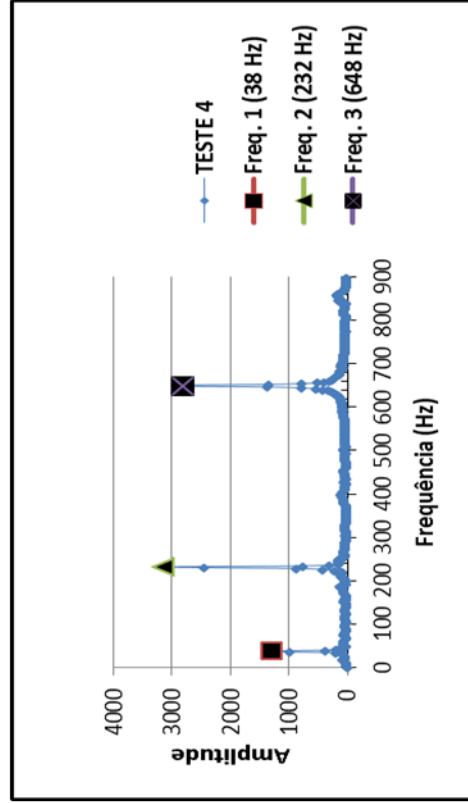
Teste 1 – CDPY



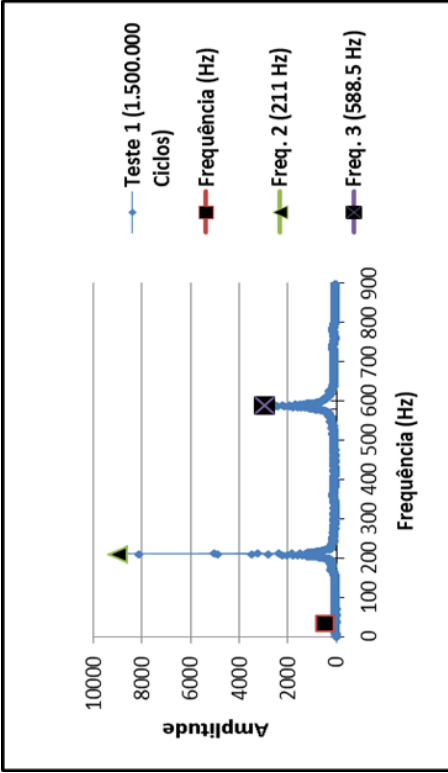
Teste 2 – CDPY



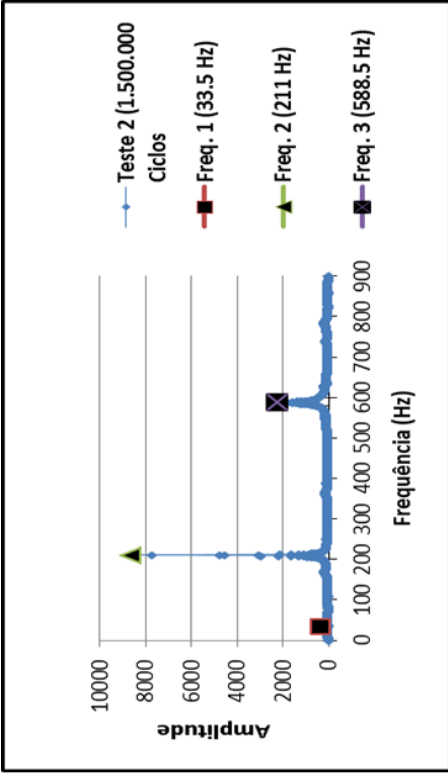
Teste 3 – CDPY



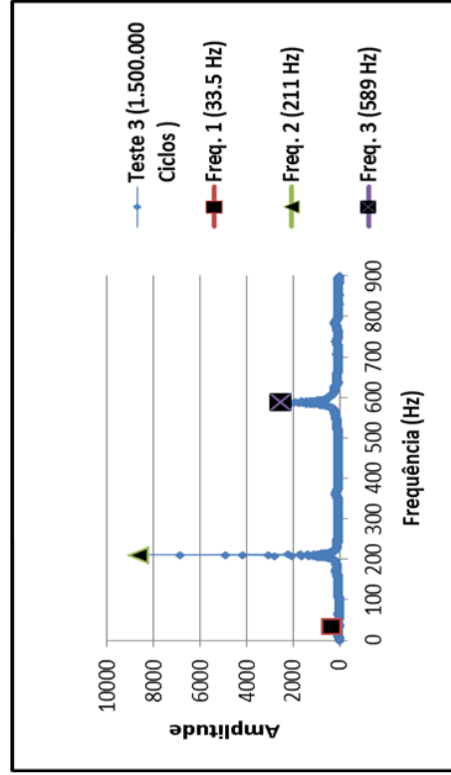
Teste 4 – CDPY



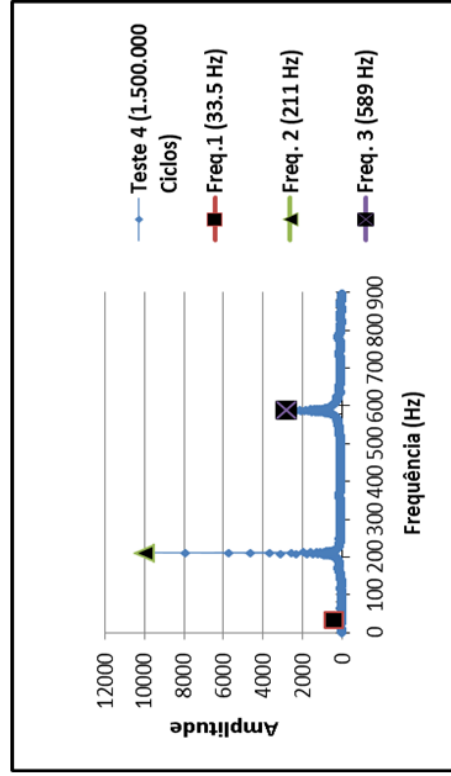
Teste 2 - CDPY (1,5x10<sup>6</sup>Ciclos)



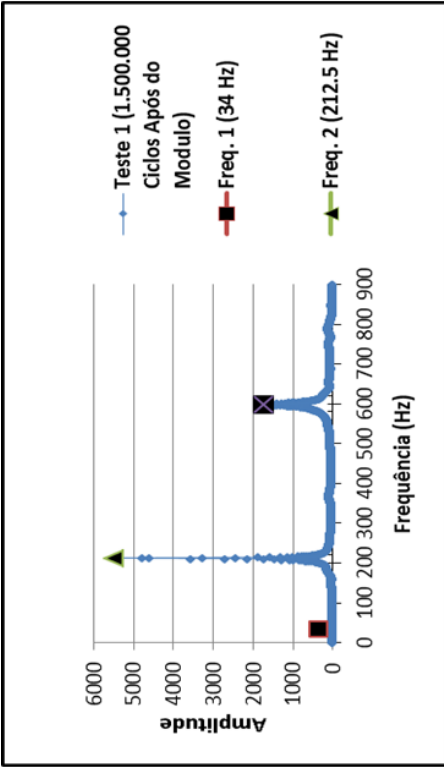
Teste 2 - CDPY (1,5x10<sup>6</sup>Ciclos)



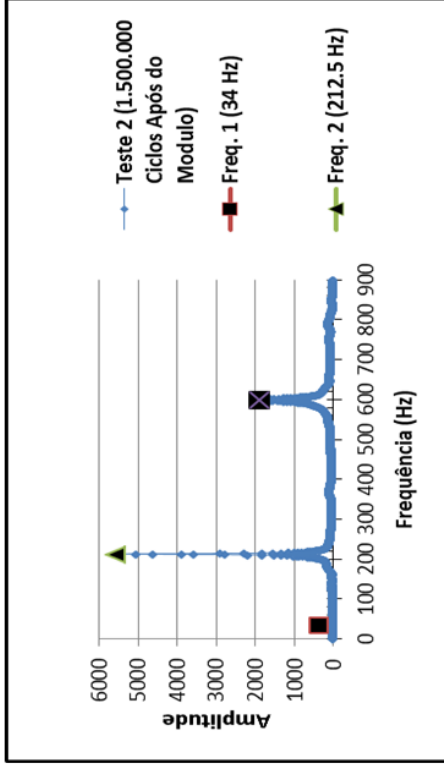
Teste 3 - CDPY (1,5x10<sup>6</sup>Ciclos)



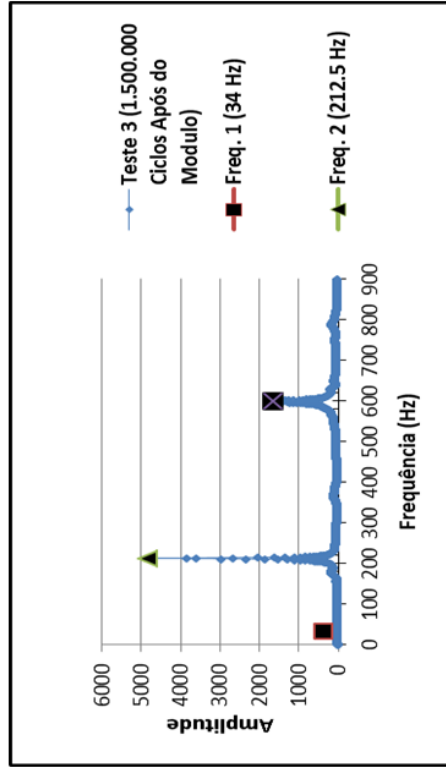
Teste 4 - CDPY (1,5x10<sup>6</sup>Ciclos)



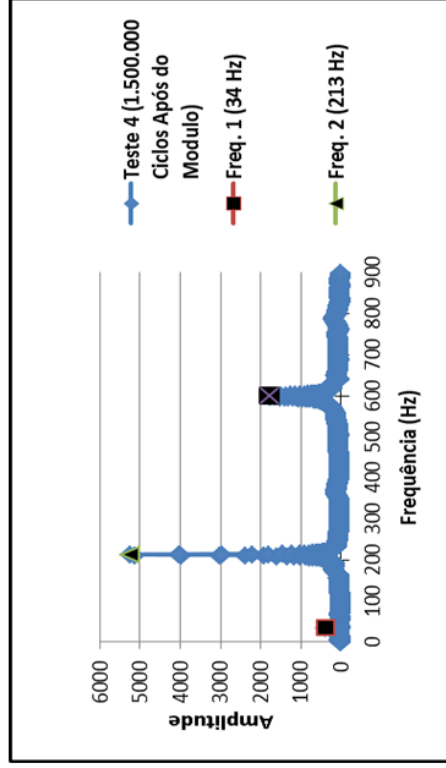
Teste 1 - CDPY (1,5x10<sup>6</sup>Ciclos) Pós-módulo



Teste 2 - CDPY (1,5x10<sup>6</sup>Ciclos) Pós-módulo

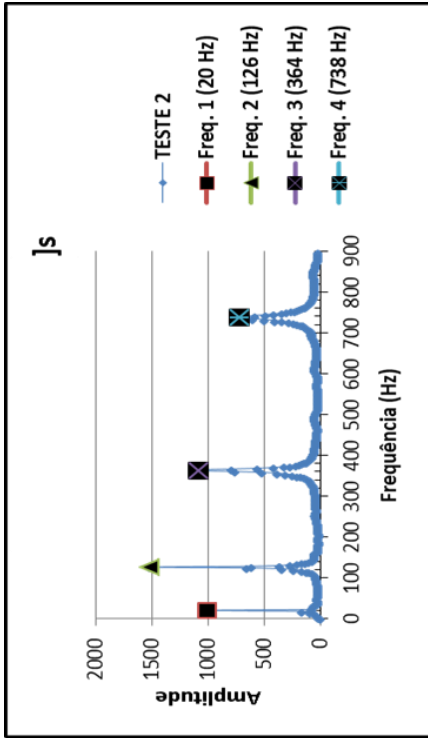


Teste 3 - CDPY (1,5x10<sup>6</sup>Ciclos) Pós-módulo

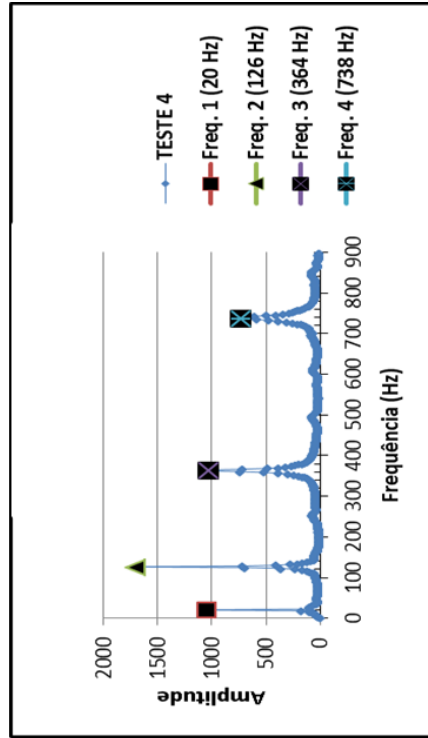


Teste 4 - CDPY (1,5x10<sup>6</sup>Ciclos) Pós-módulo

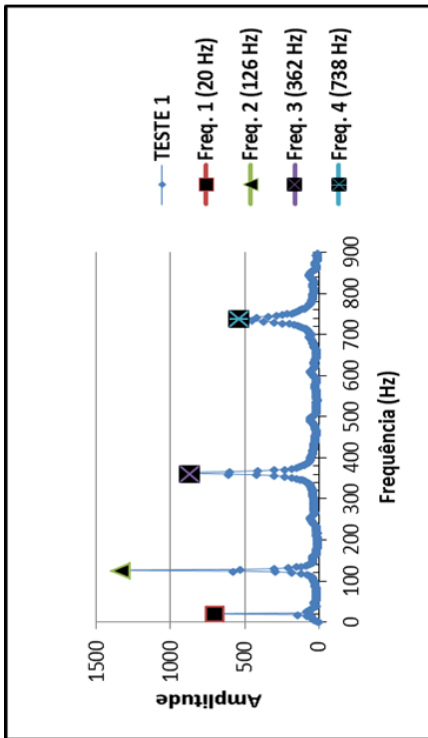
## A.1 Gráficos de frequência Natural CDPZ



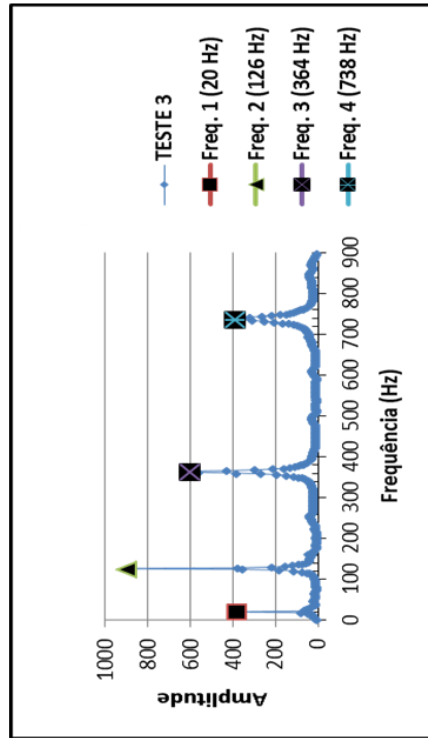
Teste 2 – CDPZ



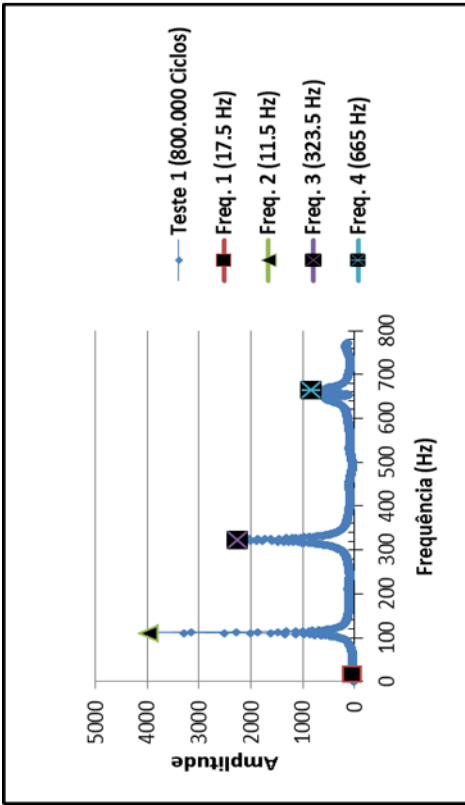
Teste 4 – CDPZ



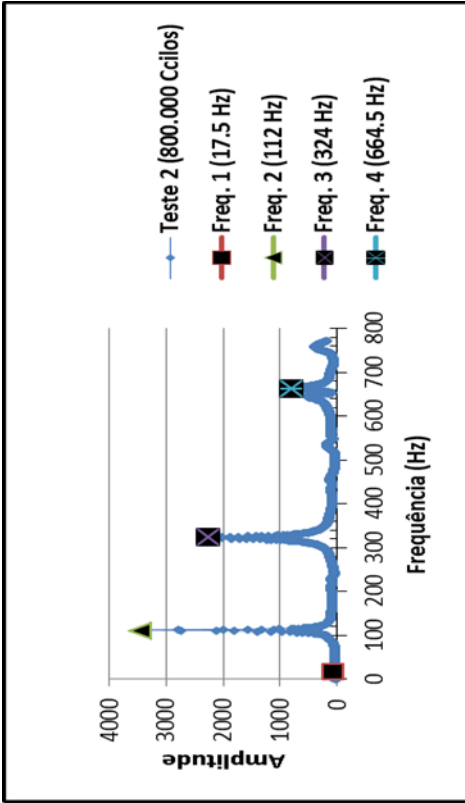
Teste 1 – CDPZ



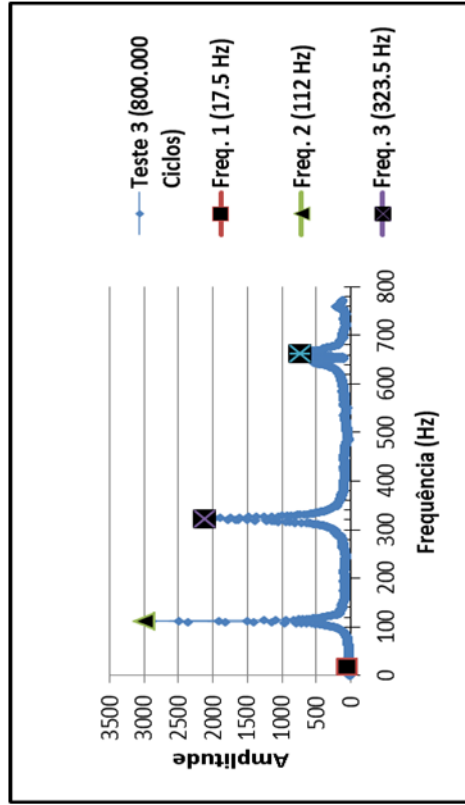
Teste 3 – CDPZ



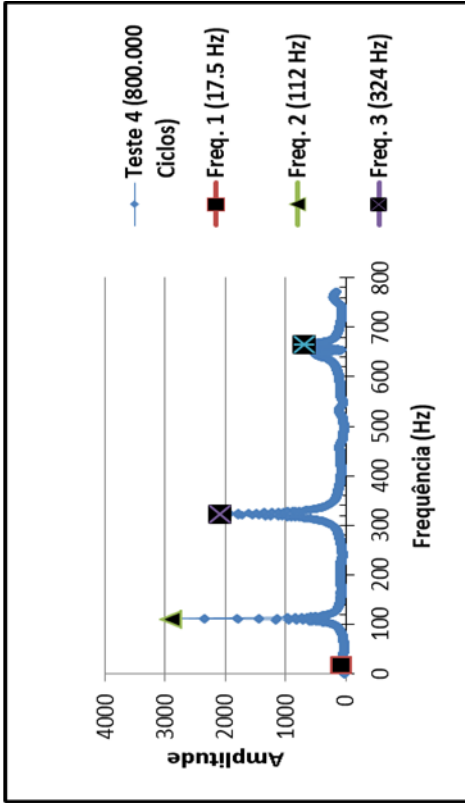
Teste 1 – CDPZ ( $8 \times 10^5$  Ciclos)



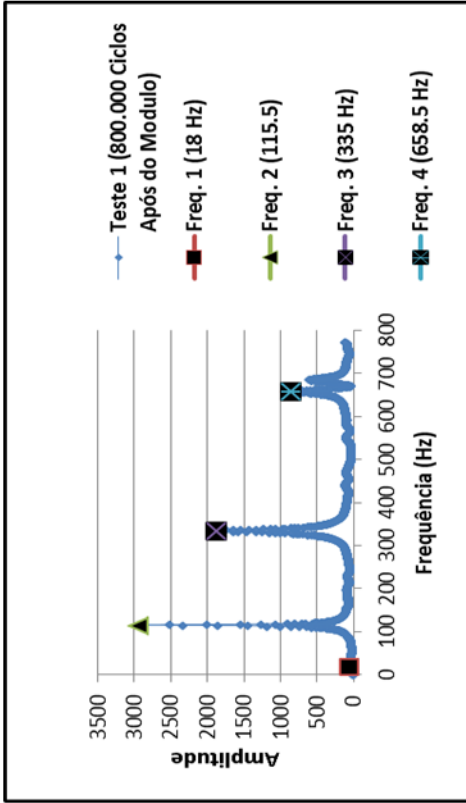
Teste 2 – CDPZ ( $8 \times 10^5$  Ciclos)



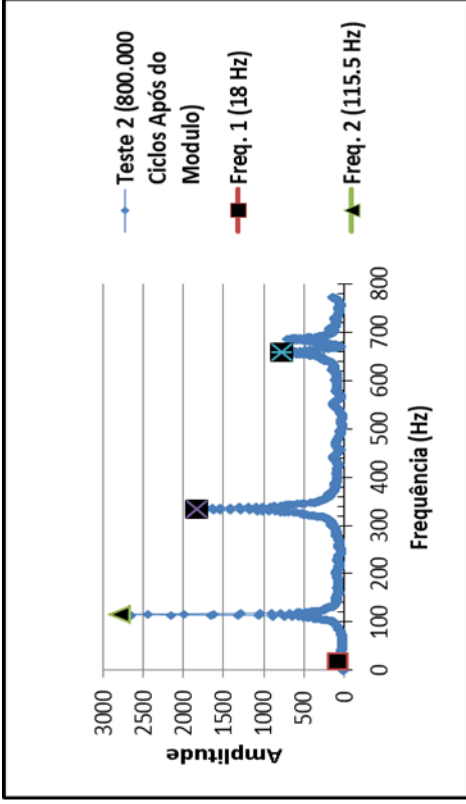
Teste 3 – CDPZ ( $8 \times 10^5$  Ciclos)



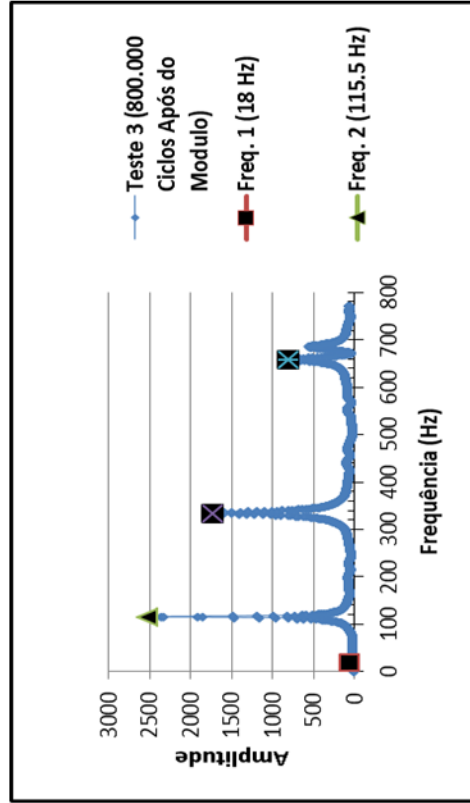
Teste 4 – CDPZ ( $8 \times 10^5$  Ciclos)



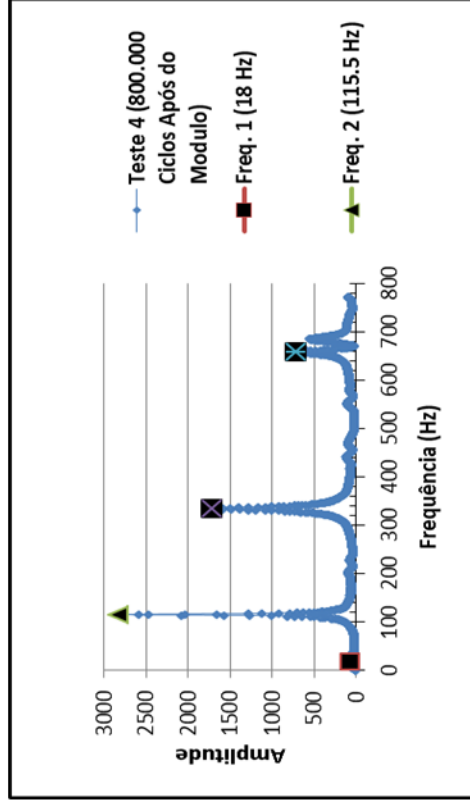
Teste 1 - CDPZ ( $8 \times 10^5$  Ciclos) – Pós-módulo



Teste 2 - CDPZ ( $8 \times 10^5$  Ciclos) – Pós-módulo



Teste 3 - CDPZ ( $8 \times 10^5$  Ciclos) – Pós-módulo



Teste 4 - CDPZ ( $8 \times 10^5$  Ciclos) – Pós-módulo