

Análise dinâmica de sensibilidade aplicada a placas de material compósito laminado

*Luiz Fernando dos Santos Souza,
Ricardo de Medeiros
Universidade do Estado de Santa Catarina, UDESC
Departamento de Engenharia mecânica
Joinville/SC, Brasil*

*Volnei Tita
Departamento de Engenharia Aeronáutica
Universidade de São Paulo
Escola de Engenharia de São Carlos, EESC-USP
São Carlos/SP, Brasil*

Resumo—Neste artigo é realizada uma análise dinâmica de sensibilidade de material compósito através da variação de três parâmetros, espessura total da placa, curvatura da placa e módulo de elasticidade na direção axial as fibras. Através da obtenção da função resposta em frequência (FRF), a partir de simulação no software *AbaqusTM* em análise dinâmica no domínio da frequência, para os diferentes valores de parâmetros definidos previamente são levantados o comportamento vibracional das placas. A obtenção dos valores médios dos parâmetros a serem analisados foi realizada através de análise estatística dos dados obtidos, empregando uma máquina de medir por coordenadas. Os corpos de prova utilizados foram também submetidos a ensaios dinâmicos com intuito de obter suas FRFs, servindo como base para validação do modelo criado e verificação da metodologia utilizada para identificação de placas sem dano. Com os resultados numéricos foi possível obter um conjunto de FRF's que representam uma placa de compósito intacta, levando em consideração possíveis variações na fabricação.

Palavras-chave—Materiais compósitos; análise dinâmica; Análise por elementos finitos; Função Resposta em Frequência;

I. INTRODUÇÃO

Conhecer a integridade estrutural de uma estrutura é um parâmetro muito importante no projeto de sistemas mecânicos, pois permite prever com maior exatidão falhas que podem vir a ocorrer, auxiliando na melhoria dos programas de manutenção, tornando-os mais eficazes e menos custosos. Adams [1] lista como diferentes fontes de danos estruturais, defeitos na micro estrutura, corrosão, tensão residual, fratura, falha repentina e instabilidades estruturais. O desenvolvimento de metodologias e sistemas para detectar dano em estruturas, e avaliar sua severidade, é de suma importância para evitar rupturas repentinas antes do fim de vida estimado no projeto, o que leva a necessidade da realização de inspeções periódicas.

Programas de manutenção tem o objetivo de verificar o estado da estrutura e avaliar sua vida útil restante, auxiliando em decisões como reparar ou substituir componentes. Para este tipo de análise é possível encontrar diferentes técnicas não-destrutivas (NDT) [2], como por exemplo tecnologias que avaliam vibração e acústica estrutural, impedância eletromecânica, emissões acústicas e testes com ultrassom [3]. Na indústria aeronáutica 27% do custo do ciclo de vida médio de uma aeronave é gasto em inspeções e reparos [4]. Periyarselvam et al. [5] apresenta duas formas de reduzir custos diretos em manutenção, uma delas é melhorando a

confiabilidade intrínseca e a segunda é atingindo um ótimo plano de manutenção.

Isto pode ser obtido a partir de um sistema que realiza o monitoramento contínuo da estrutura fornecendo informações em tempo real para atualizar o plano de manutenção de acordo com o estado da estrutura, otimizando assim o processo de manutenção.

Neste contexto, sistemas de monitoramento da integridade estrutural (SHM) baseados no comportamento vibracional vem sendo o foco de atenção de diversos pesquisadores. Tais pesquisas buscam ferramentas para detectar, localizar e mensurar dano em estruturas, avanços importantes nesta área tem sido discutidos por [6], [7], [8], os quais apresentam revisões sobre o tema, assim como trabalhos mais recentes publicados por [9], [10] e [11].

De acordo com Housner et al. [12], SHM é um método de avaliação estrutural não destrutivo, o qual usa uma variedade de sensores para monitorar a resposta da estrutura analisando suas características com o intuito de estimar a severidade do dano e avaliar as consequências na estrutura em termos de sua vida futura de operação.

Métodos baseados em vibração tem como principio que um dano induz mudanças nas propriedades físicas do material (massa, amortecimento, rigidez) e por consequência, mudanças nas propriedades modais (frequência natural, amortecimento modal e formas de vibrar), mudanças estas que podem ser detectadas [2].

Diversas técnicas experimentais tem sido criadas para medir os parâmetros de forma localizada (variável local) ou distribuída (variável global) na estrutura [13]. Estas metodologias vem sendo baseadas na resposta estrutural. Com isto, o desenvolvimento de técnicas baseadas em vibração utilizando sensores piezoelétricos vem sendo cada vez mais estudadas. Para Rytter [14], um sistema para classificação de identificação de dano possui quatro níveis, sendo eles: Determinação da presença de dano na estrutura, determinação da localização geométrica do dano, quantificação da severidade do dano e predição do tempo remanescente de vida da estrutura.

Desta forma, SHM tem sido definido na literatura como a aquisição, validação e análise técnica de dados para facilitar as decisões no gerenciamento do ciclo de vida de um componente estrutural [4].

Em complemento a metodologia de identificação de danos, Medeiros [15] propõe um questionamento adicional a lista de Rytter apresentada anteriormente, sendo este a identificação do tipo de dano causado a estrutura.

Como todo processo de fabricação, a tecnologia de *Filament Winding* não resulta em componentes exatos, devido ao método utilizado no processo, algumas incertezas são inseridas na peça, como por exemplo a não uniformidade da espessura da placa em toda sua extensão. Outro fator que sofre influência do processo de fabricação são as propriedades elásticas do material, as quais podem ter variações devido aos tempos de cura da resina por exemplo [16]. Com isto torna-se necessário um estudo de identificação de danos levando em consideração aspectos de fabricação, para isto o primeiro passo é entender como os parâmetros sensíveis ao processo de fabricação influenciam a resposta da estrutura.

Neste trabalho será apresentada uma análise dinâmica de sensibilidade de material compósito em relação a variação das propriedades de espessura total, curvatura da placa e módulo de elasticidade do material. Este estudo busca mapear qual a variação resultante na FRF devido a variações do processo de fabricação, apresentando uma metodologia para identificação de placas de compósito intactas a partir de simulações computacionais. Esta metodologia baseia-se na obtenção de um intervalo de FRFs o qual engloba as possíveis variações oriundas do processo de fabricação na análise da integridade estrutural de placas de compósito, por meio da comparação de resultados experimentais versus simulações numéricas.

II. ANÁLISE EXPERIMENTAL

A análise experimental foi conduzida utilizando 7 placas de compósito, fibra de carbono e resina epóxi, fabricadas por *Filament Winding*, com 8 camadas orientadas a zero grau. Sendo que foram obtidos resultados experimentais de FRF para apenas 5 delas (P1,P5,P6,P7,P8). O processo utilizou um mandril com formato de paralelepípedo para permitir a produção de placas. A confecção destas placas foi realizada no Centro de Tecnológico da Marinha em São Paulo (CTM-SP). Neste trabalho serão apresentadas as propriedades de material obtidas por [17] - [18] as quais se aproximam do material utilizado.

Os corpos de prova estudados por [17] - [18] foram fabricados com prepeg M10 da *HexelTM*, fibras unidirecionais de carbono com resina epoxy e razão volumétrica de fibra em torno de 63%. As propriedades elásticas são apresentadas na Tabela I, sendo estes valores utilizados como base para os estudos apresentados neste trabalho.

A análise experimental para obtenção da FRF das placas foi conduzida através de ensaio de vibração das placas de compósito suspensa por fios de elastômero, visando simular condições de contorno livre-livre. A análise modal foi realizada utilizando quatro acelerômetros (obtendo o sinal de saída) e o teorema da reciprocidade de Maxwell, onde o martelo de impacto foi utilizado para prover o sinal de impulso em 63 pontos diferentes (Figura 1). Cada sinal obtido consiste de 2048 pontos amostrados a 512Hz. É importante ressaltar que

Tabela I
PROPRIEDADES DO MATERIAL ESTUDADO POR [17]- [18]

Propriedades do Material	
E_{11}	127 GPa
$E_{22} = E_{33}$	10 GPa
$G_{12} = G_{13}$	5.44 GPa
G_{23}	3.05 GPa
$\nu_{12} = \nu_{13}$	0.34 GPa
ν_{23}	0.306 GPa
ρ	1580 kg/m ³

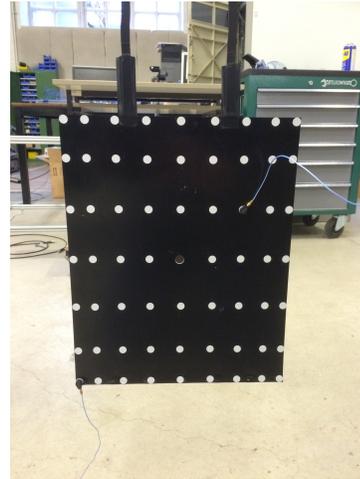


Figura 1. Configuração experimental para análise modal

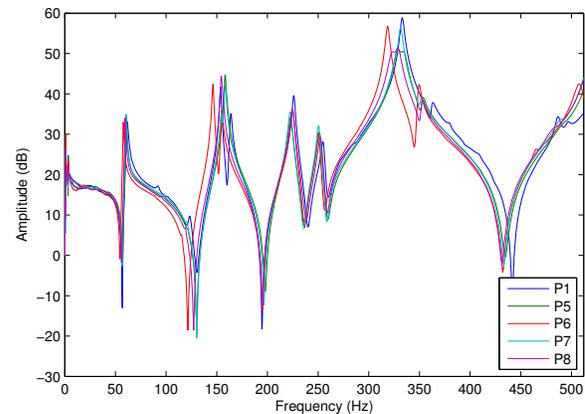


Figura 2. FRFs resultantes das medições experimentais

no presente trabalho foram utilizados apenas as informações do acelerômetro que se encontra posicionado no mesmo ponto da análise numérica, esquematizado na Figura 5.

Com este procedimento obteve-se as FRFs experimentais das placas de compósito em estudo, as quais são apresentadas na Figura 2.

Como o objetivo deste trabalho consiste da análise de sensibilidade de parâmetros na resposta em frequência de estruturas em compósito, foram realizadas medidas nas placas fabricadas visando conhecer quais os parâmetros mais significativos. Desta forma foram analisados os parâmetros de espessura da

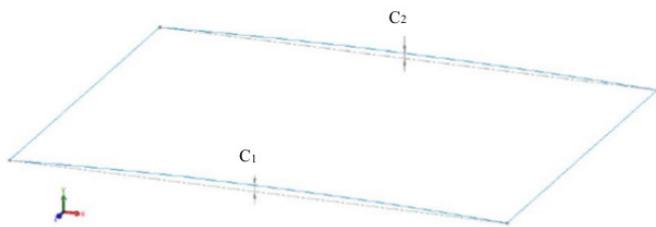


Figura 3. Representação da curvatura da placa de compósito.

placa, curvatura da placa e módulo de elasticidade definindo assim os intervalos nas simulações numéricas.

A definição dos valores de espessura a serem utilizados na simulação para o estudo de sensibilidade foram obtidos através de um sistema de medir coordenadas 3D, isto possibilitou uma avaliação mais precisa da espessura média de cada placa assim como o conhecimento do desvio padrão dos valores de espessura. Para isto foi utilizado o equipamento "ATOS Compact Scan" que garante uma avaliação rápida de superfícies complexas, este equipamento gera coordenadas 3D dos pontos da superfície do componente através de sensores ópticos.

De posse destes dados uma análise estatística foi conduzida para identificar qual o intervalo de valores em que 99,7% (3 sigmas) dos pontos de espessura mensurados se encontravam. Podendo assim definir quais os valores máximo e mínimo que serão avaliados nas análises numéricas. A Tabela II mostra o resumo das medidas obtidas. É interessante notar que as medidas C1 e C2 (Figura 3) apresentam valores diferentes, porém neste trabalho serão modelados componentes considerando C1 e C2 iguais. Esta curvatura ocorre devido a configuração de direção de fibras utilizado nestas placas, as quais foram confeccionadas com fibras unidirecionais de carbono com direção zero graus, este fato faz com que devido ao processo de cura durante a fabricação a placa tenha uma leve curvatura resultante das tensões residuais decorrentes do comportamento higroscópico do material empregado, como apresentado na Figura 3.

Tabela II
ANÁLISE EXPERIMENTAL DOS PARÂMETROS GEOMÉTRICOS DAS PLACAS EM ESTUDO (MEDIDAS EM MM)

Placas	Espessura média	Desvio padrão	C1	C2
P1	2,2046	0,0906	3,924	3,219
P2	2,1992	0,1046	3,959	3,666
P3	2,2141	0,0939	4,111	4,324
P4	2,172	0,1428	3,923	4,319
P5	2,1755	0,0946	3,337	4,816
P6	2,1702	0,0572	3,686	4,639
P7	2,1733	0,0642	3,88	4,765
Média	2,18	0,0939	3,923	4,324

A Figura 4 apresenta a distribuição de valores para uma das placas avaliadas, validando a hipótese de que os dados seguem uma distribuição normal e que a utilização dos intervalos $+3\sigma$ e -3σ são válidos.

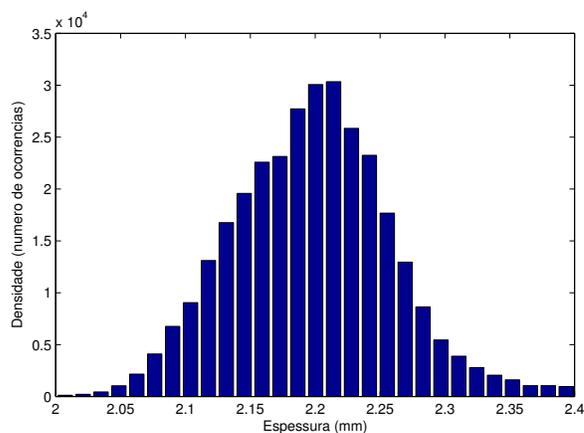


Figura 4. Distribuição de ocorrências na medição de espessura de placas de compósito utilizando "ATOS Compact Scan".

Com isto tem-se que a espessura média das placas avaliadas é de 2,18 mm com desvio padrão de 0,09 mm, resultando em um limite superior de 2,46 mm e um limite inferior de 1,90 mm. Para a curvatura serão utilizados os valores de 3,923 e 4,324 mm. Para a análise da sensibilidade ao módulo de elasticidade serão utilizados os valores de propriedades de materiais apresentados na Tabela I com variação positiva de 10% e uma variação negativa de 10%.

Um resumo das configurações resultantes para a análise numérica é apresentada na Tabela III, onde nota-se que para a variação do módulo de elasticidade optou-se por variar apenas a propriedade na direção das fibras (E_{11}), devido ao fato de que as placas são compostas por fibras unidirecionais e o valor do módulo de elasticidade nas demais direções é significativamente inferior ao da direção da fibra.

Tabela III
CONFIGURAÇÕES PARA ANÁLISE NUMÉRICA

Teste	Espessura (mm)	C1=C2 (mm)	E11 (GPa)
T1	2,464657143	3,923	140
T2	2,186985714	3,923	140
T3	1,909314286	3,923	140
T4	2,464657143	4,324	140
T5	2,186985714	4,324	140
T6	1,909314286	4,324	140
M1	2,186985714	3,923	140
M2	2,186985714	3,923	127
M3	2,186985714	3,923	114

III. MODELO COMPUTACIONAL E VALIDAÇÃO

O modelo computacional foi elaborado com base em uma placa retangular como apresentada na Figura 5, sendo oito camadas de fibra de carbono orientadas a zero graus.

Neste trabalho, para a discretização do modelo, foi adotado o elemento S8R5 que é um tipo de elemento de placa fina. Este tipo de elemento é quadrilateral, possui oito nós e utiliza integração reduzida. Os graus de liberdade considerados são seis: três componentes de deslocamento e três componentes

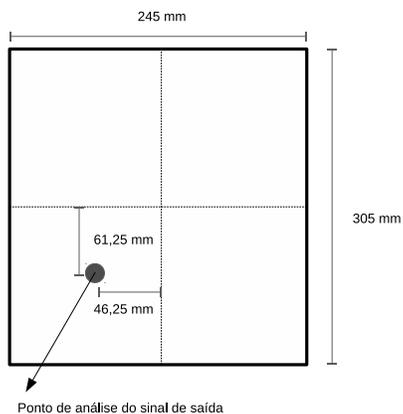


Figura 5. Dimensões das placas estudadas.

de rotação no plano, por nó. A placa foi modelada com 2928 elementos quadráticos com 9003 nós.

A simulação numérica realizada neste trabalho consistiu inicialmente na solução por elementos finitos da análise modal da placa, sendo esta análise realizada utilizando condição de contorno livre-livre e obtendo os 20 primeiros modos de vibrar. Esta condição foi modelada utilizando fios ligados a placa de compósito, de forma semelhante aos testes experimentais apresentados anteriormente, sendo que estes fios foram modelados utilizando elementos de mola com rigidez de $10 \frac{N}{m}$. De forma similar aos ensaios experimentais o intervalo de frequência utilizado foi de 0-512 Hz para o estudo numérico.

Para obtenção da função resposta em frequência (FRF) foi utilizado análise dinâmica no domínio da frequência com as mesmas condições de contorno descritas anteriormente. Neste passo uma força periódica senoidal de amplitude unitária foi aplicada no mesmo ponto de aquisição dos dados como apresentado na Figura 5.

Em Borges [19] pode-se encontrar análises de diferentes modelos de elementos para obtenção de FRF utilizando o solver Abaqus com diferentes modelos de elementos, demonstrando que este algoritmo apresenta resultados consistentes. Neste trabalho a validação foi realizada utilizando os resultados experimentais de uma das placas avaliadas e o comparando com o resultado numérico para um modelo com propriedades geométricas idênticas aos valores medidos para a respectiva placa. Esta comparação é observada na Figura 6, onde nota-se uma boa aproximação entre a curva experimental e a resultante da análise numérica, validando desta forma o modelo numérico utilizado. A convergência de malha foi obtida realizando diferentes graus de refinamento e como não apresentou significativas diferenças entre essas análises, foi escolhido essa configuração (9003 nós e 2928 elementos).

Para uma melhor aproximação do método numérico foi necessário extrair dos dados experimentais os coeficientes de amortecimento, sendo inseridos modo a modo na solução numérica, como apresentados na Tabela IV.

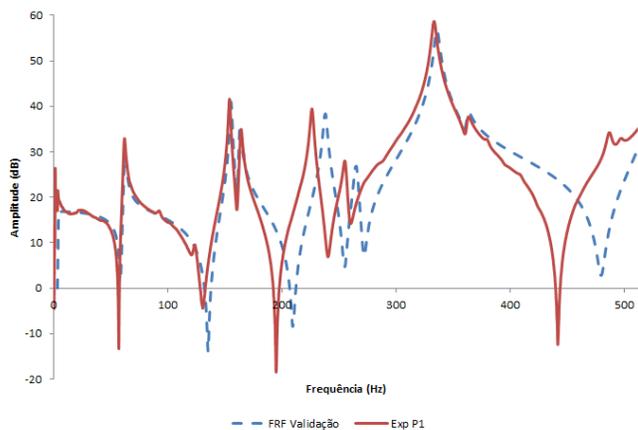


Figura 6. Resultados da análise experimental x computacional.

Tabela IV
COEFICIENTES DE AMORTECIMENTO

Frequência (Hz)	Amortecimento(%)
61,35	1,23
153,772	0,50
163,497	0,64
226,081	0,63
255,113	0,68
333,019	0,56
336,376	1,79
362,036	0,55

IV. ANÁLISE DE RESULTADOS

Para este trabalho foram realizados simulações variando parâmetros como espessura da placa, curvatura e módulo de elasticidade. Este estudo visa avaliar a influência destes parâmetros na resposta em frequência da estrutura para inferir se uma dada placa é ausente de danos ou não.

A. Sensibilidade a variação de espessura

Pode-se notar que a mudança da espessura da placa resulta na translação dos picos da FRF no eixo da frequência, sendo que com o aumento da espessura observa-se a ocorrência de picos em frequências mais elevadas. Isto ocorre principalmente pelo fato de que com o aumento da espessura se tem um aumento da rigidez estrutural da placa fazendo com que as frequências de ressonância transladem para valores de frequência superiores.

B. Sensibilidade a variação de curvatura

Para esta análise foram selecionadas a menor e a maior curvatura. Mantendo a espessura fixa em 2,18 mm e o módulo de elasticidade em 140 GPa. Os resultados numéricos para este caso são apresentados na Figura 8.

Nota-se que as curvas obtidas se sobrepõem, mostrando que para o caso em estudo não se tem influência da curvatura da placa na resposta em frequência da estrutura.

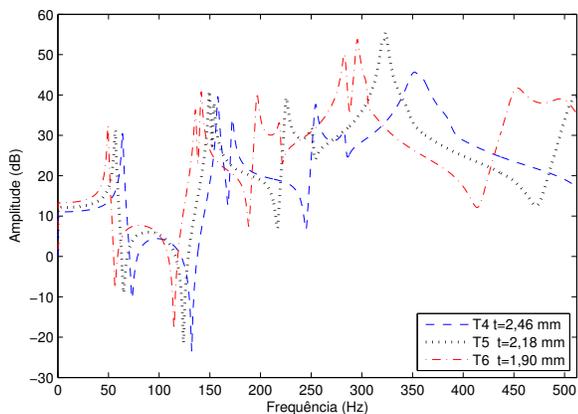


Figura 7. Resultados da análise em espessura.

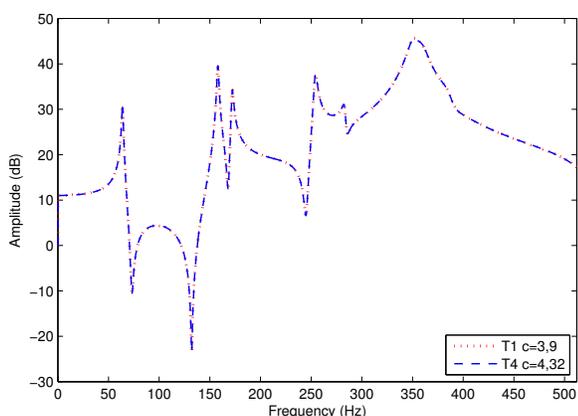


Figura 8. Resultados da análise da curvatura.

C. Sensibilidade a variação do módulo de elasticidade

A terceira avaliação realizada foi a variação do módulo de elasticidade do material. O valor base para as análises foi obtido a partir de [17] - [18] sendo estabelecido um valor 10% superior (140GPa) e um valor 10% inferior (114GPa). Esta margem visa englobar os valores reais das características do material utilizado.

Os resultados numéricos apresentados na Figura 9 indicam que com o aumento do módulo de elasticidade se tem uma translação a direita para os picos, de forma semelhante ao efeito do aumento da espessura, porém com uma menor intensidade. Outro comportamento interessante é que nos modos pares (2^o e 4^o) a diferença das FRFs é bem inferior a diferença ocorrida nos modos ímpares. Este comportamento pode ser explicado ao analisar os modos de vibrar da estrutura (Figura 10), onde o quarto modo apresenta a deformação da placa na direção axial a direção das fibras, fazendo com que a mudança realizada no módulo de elasticidade desta direção apresente efeito na FRF. Por outro lado como não ocorrerão mudanças nos módulos das demais direções, os modos de vibrar os quais solicitam estas direções não apresentam diferenças na resposta

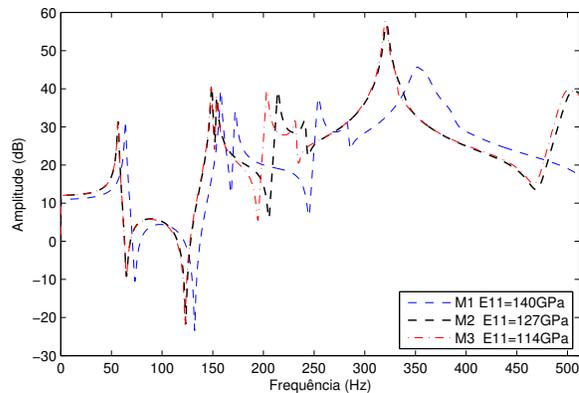


Figura 9. Resultados da análise do módulo de elasticidade.

em frequência.

D. Análise global

Compilando todos os resultados obtidos (Figura 11) tem-se a visão geral das FRFs das placas de compósito com as diferentes variações realizadas na espessura e no módulo de elasticidade. Esta perspectiva permite avaliar os limites superior e inferior para as curvas FRF de uma placa de compósito que pode estar livre de danos e/ou defeitos. Formando uma espécie de envelope onde se encontrariam as curvas experimentais de placas intactas.

Para melhor visualização deste envelope (Figura 12) foram escolhidas as curvas T6 e M1, sendo estas, as que se encontram mais a esquerda e a direita, respectivamente, assim como as FRFs obtidas durante as análises experimentais.

Na Figura 12 nota-se que os picos das curvas experimentais se encontram entre os picos das curvas T6 e M1. Isto mostra que o modelo elaborado com as variações propostas representam todo um conjunto de placas intactas.

V. CONCLUSÃO

O presente trabalho apresentou uma análise dinâmica de sensibilidade aplicada a materiais compósitos, visando identificar a influência dos parâmetros de espessura, curvatura e módulo de elasticidade na resposta em frequência da placa em estudo. Para isto foram analisadas sete placas de compósito, com o intuito de conhecer as variações dos parâmetros de interesse devido ao processo de fabricação. Utilizando estas mesmas placas foram levantadas as curvas de resposta em frequência das mesmas.

Através das análises numéricas realizadas observou-se que existe uma forte influência da espessura da placa na resposta em frequência, assim como a influência da variação do módulo de elasticidade para as frequências em modos de vibrar que causam deformação na direção das fibras. Nota-se também que a curvatura presente nas placas devido ao processo de fabricação de placas com fibras unidirecionais não influencia em sua resposta em frequência para o valor de espessura analisado.

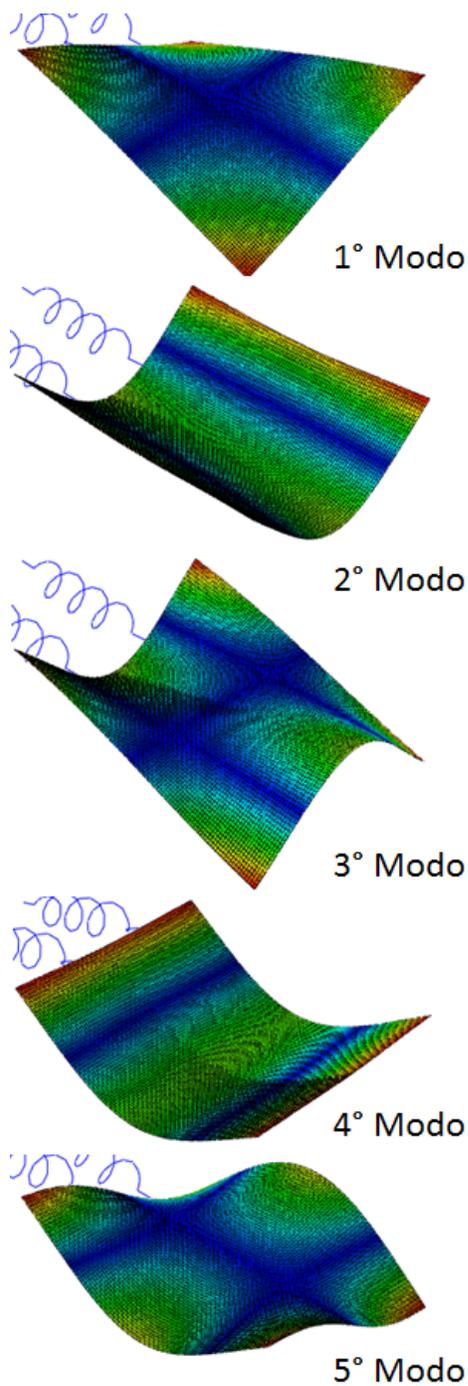


Figura 10. Representação dos cinco primeiros modos de vibrar da estrutura. Placa em compósito suspensa por duas molas as quais permitem o emprego da condição de contorno livre-livre.

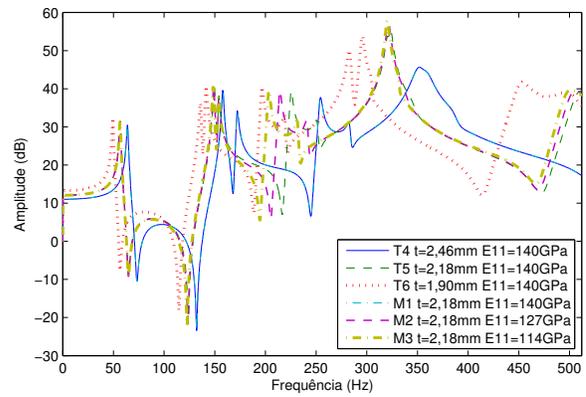


Figura 11. Resultados de todas as simulações realizadas

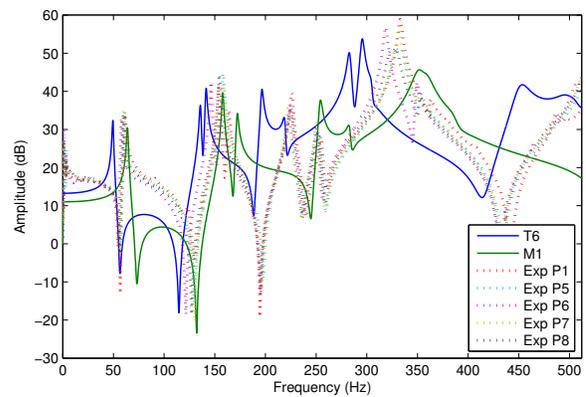


Figura 12. Comparação dos intervalos obtidos em simulação numérica contra as curvas experimentais obtidas em laboratório

Como resultado final tem-se que as variações impostas são suficientes para criar um envelope de abrangência o qual engloba todas as curvas experimentais de placas intactas avaliadas, tornando possível através de análise computacional determinar valores máximos e mínimos os quais uma placa pode ser considerada intacta.

AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem o suporte financeiro da Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior (CAPES número do processo: 011214/2013-09), Fundação de Amparo a Pesquisa do Estado de São Paulo (FAPESP número do processo: 2012/01047-8 e 2015/15221-8). Assim como, Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico (CNPq número de processo: 135652/2009-0; 401170/2014-4 e 310094/2015-1) e FAPEMIG (TECAPQ00076-09) pelo fomento parcial do presente trabalho de pesquisa através do INCT-ETE. Os autores também gostariam de agradecer ao Centro Tecnológico da Marinha (CTM-SP) pela confecção dos corpos de prova e ao professor Marcelo Leite Ribeiro (Universidade de São Paulo) por possibilitar o uso da licença do software *Abaqus*TM.

REFERÊNCIAS

- [1] D. Adams, *Health monitoring of structural materials and components: Methods with applications*. New York: John Wiley Sons, 2007.
- [2] W. Fan and P. Qiao, "Vibration-based damage identification methods: a review and comparative study," *Structural Health Monitoring*, vol. 10, no. 1, pp. 83–111, 2011.
- [3] T. Ooijevaar, R. Loendersloot, L. Warnet, A. De Boer, and R. Akkerman, "Vibration based structural health monitoring of a composite t-beam," *Composite Structures*, vol. 92, no. 9, pp. 2007–2015, 2010.
- [4] S. S. Kessler, S. M. Spearing, M. J. Atalla, C. E. Cesnik, and C. Soutis, "Damage detection in composite materials using frequency response methods," *Composites Part B: Engineering*, vol. 33, no. 1, pp. 87–95, 2002.
- [5] U. PeriyarSelvam, T. Tamilselvan, S. Thilakan, and M. Shanmugaraja, "Analysis on costs for aircraft maintenance," *Advances in Aerospace Sciences and Applications*, vol. 3, no. 3, pp. 177–182, 2013.
- [6] S. W. Doebling, C. R. Farrar, M. B. Prime, and D. W. Shevitz, "Damage identification and health monitoring of structural and mechanical systems from changes in their vibration characteristics: a literature review," tech. rep., Los Alamos National Lab., NM (United States), 1996.
- [7] O. Salawu, "Detection of structural damage through changes in frequency: a review," *Engineering structures*, vol. 19, no. 9, pp. 718–723, 1997.
- [8] H. Sohn, C. R. Farrar, F. M. Hemez, D. D. Shunk, D. W. Stinemas, B. R. Nadler, and J. J. Czarnecki, "A review of structural health monitoring literature: 1996–2001," *Los Alamos National Laboratory, USA*, 2003.
- [9] R. de Medeiros, H. M. Lopes, R. M. Guedes, M. A. Vaz, D. Vandepitte, and V. Tita, "A new methodology for structural health monitoring applications," *Procedia Engineering*, vol. 114, pp. 54–61, 2015.
- [10] R. de Medeiros, M. Sartorato, D. Vandepitte, and V. Tita, "A comparative assessment of different frequency based damage detection in unidirectional composite plates using mfc sensors," *Journal of Sound and Vibration*, 2016.
- [11] M. Sartorato, R. de Medeiros, D. Vandepitte, and V. Tita, "Computational model for supporting shm systems design: Damage identification via numerical analyses," *Mechanical Systems and Signal Processing*, vol. 84, pp. 445–461, 2017.
- [12] G. Housner, L. A. Bergman, T. K. Caughey, A. G. Chassiakos, R. O. Claus, S. F. Masri, R. E. Skelton, T. Soong, B. Spencer, and J. T. Yao, "Structural control: past, present, and future," *Journal of engineering mechanics*, vol. 123, no. 9, pp. 897–971, 1997.
- [13] S. D. Fassois and J. S. Sakellariou, "Time-series methods for fault detection and identification in vibrating structures," *Philosophical Transactions of the Royal Society of London A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, vol. 365, no. 1851, pp. 411–448, 2007.
- [14] A. Rytter, "Vibrational based inspection of civil engineering structures," 1993.
- [15] R. Medeiros, *Development of a criterion for predicting residual strength of composite structures damaged by impact loading*. São Carlos: Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo, 2016.
- [16] S. T. Peters, *Composite filament winding*. ASM International, 2011.
- [17] V. Tita, *Contribution to the study of damage and progressive failure on composite structures*. São Carlos: Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo, 2003.
- [18] V. Tita, J. De Carvalho, and D. Vandepitte, "Failure analysis of low velocity impact on thin composite laminates: Experimental and numerical approaches," *Composite Structures*, vol. 83, no. 4, pp. 413–428, 2008.
- [19] E. N. Borges, *Fabricação, Análise Experimental e Computacional de Juntas Híbridas Coladas Monitoradas por Compósitos Inteligentes*. São Carlos: Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo, 2012.