

DETECÇÃO DE DANO EM CILINDROS DE COMPÓSITO EMPREGANDO MATERIAL PIEZELÉTRICO

Marcelo Leite Ribeiro, malribei@usp.br¹
Ricardo de Medeiros, medeiros@sc.usp.br¹
Murilo Sartorato, murilosart@gmail.com¹
Volnei Tita, voltita@sc.usp.br¹

¹Departamento de Engenharia Aeronáutica, Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, Av. João Dagnone, 1100, 13573-120, Jardim Santa Angelina, São Carlos, SP, Brasil.

Resumo: Materiais compósitos são muito estratégicos para aplicações estruturais devido as suas propriedades mecânicas e baixo peso. Com a melhora nos processos de fabricação permitiram o emprego de materiais compósitos até mesmo como estruturas primárias no projeto de aeronaves modernas, como Boeing 787, sem prejudicar a aeronavegabilidade. Por outro lado, tem-se a deterioração e a degradação devido envelhecimento estrutural e/ou utilização. Danos provocados por impacto são uma das principais preocupações na manutenção de estruturas de aeronaves fabricadas em materiais compósitos. Portanto, faz-se necessário, para avaliar a integridade dessas estruturas, a utilização de técnicas de monitoramento da integridade estrutural (SHM). Tais técnicas podem melhorar a segurança de voo, evitando possíveis eventos catastróficos, bem como incrementando a vida útil através do monitoramento dos componentes estruturais. Além disso, SHM possibilita o aumento da aplicação de materiais compósitos em estruturas de aeronaves, pás eólicas, dutos de petróleo. Um exemplo importante de aplicação do monitoramento da integridade estrutural consiste em localizar e medir a profundidade de uma trinca em estruturas com presença de curvatura. Neste estudo são apresentadas análises via Método dos Elementos Finitos, empregando técnicas de monitoramento para a detecção e dimensionamento do dano em cilindros de compósito fabricados pelo processo de “filament winding” (FW). Foi utilizado, assim, o software comercial de elementos finitos ABAQUSTM e, também, técnicas que empregam modos de vibração e a Função de Resposta em Frequência para o cálculo de métricas. Sendo que as referidas métricas foram implementadas como um script utilizando a linguagem Python. Primeiramente, modela-se o cilindro sem dano com pastilhas piezelétricas coladas nas superfícies externas do cilindro. Em seguida, as frequências naturais do modelo e os parâmetros modais são obtidos via FRF. Vale ressaltar que para simular um dano na estrutura, em alguns elementos, a rigidez foi reduzida. Dessa forma, as novas FRF do modelo danificado foram obtidas e comparadas com os resultados do modelo sem dano, através das métricas implementadas. Os resultados mostram que as métricas utilizadas neste trabalho permitem identificar a presença de dano, contudo não conseguiram medir a extensão e a localização do mesmo. Além disso, como os cilindros foram modelados de forma parametrizada, tem-se que essas métricas podem ser aplicadas para descrever outros tipos de dano.

Palavras-chave: Monitoramento da integridade estrutural, cilindros em material compósito, detecção de dano, material piezelétrico.

1. INTRODUÇÃO

Durante as últimas décadas, as melhorias nos processos de fabricação de materiais compósitos possibilitaram sua aplicação em estruturas mais importantes, como as estruturas primárias de aeronaves. A indústria aeronáutica é uma das mais inovadoras e sempre se vê obrigada a introduzir novos materiais (por exemplo: materiais compósitos) e novas tecnologias (por exemplo: estruturas inteligentes), porém ao mesmo tempo deve sempre, também, atender a requisitos de certificação aeronáuticos a fim de garantir a aeronavegabilidade dos seus produtos. . Dentre as filosofias de projeto aeronáutico existente atualmente, tem-se que as mais empregadas são: a “safe life” (vida segura) e a “damage tolerance” (tolerância ao dano). Em ambas as filosofias, principalmente esta última, preveem-se períodos de inspeção para regiões críticas da aeronave. No entanto, com base na literatura e na experiência de fabricantes e operadores, sabe-se que grande parte do custo associado às inspeções pode ser drasticamente reduzida, através do emprego de um sistema

de manutenção acertadamente programada. Deve-se destacar que a manutenção e reparos representam cerca de um quarto dos custos operacionais das aeronaves comerciais. Porém, a previsão precisa das inspeções é uma tarefa muito difícil de ser atingida, principalmente, em se tratando de estruturas fabricadas em material compósito.

Além do custo, um outro importante aspecto a ser considerado, trata-se dos tipos de carregamentos no qual a estrutura estará submetida durante a sua vida útil, por exemplo, carregamentos cíclicos causam fadiga do material. Ademais, eventuais carregamentos devido a acidentes ou sobrecargas podem causar algum dano, afetando assim a integridade estrutural e resultando em alguma falha ou na modificação do plano de manutenção. Vale ressaltar que o processo de iniciação e propagação de trinca em materiais compósitos é muito mais complexo do que nos metais. Pois, além de todos os mecanismos de dano intralaminar, tem-se ainda as falhas interlaminares, ou seja, as delaminações entre camadas (Tita, 2003). Tais falhas intralaminares reduzem drasticamente a resistência da estrutura e não são detectáveis através de inspeção visual. Atualmente, uma das alternativas para detectá-las passa pelo emprego intensivo e cuidadoso de métodos de ultrassom, que são operados por pessoas com vasta experiência prática. Em se tratando da delaminação entre camadas, tem-se que a mesma pode, principalmente, ser causada por carregamento de impacto. Sendo assim, a queda de ferramentas sobre painéis, o impacto de detritos da pista no intradorso da fuselagem ou da asa durante uma manobra de taxiamento, ou o impacto de um pássaro, são exemplos de eventos que podem causar delaminações em estruturas de material compósito (Abrate, 1998). Além do tipo de material e carregamento, a geometria da estrutura também influenciará no processo de danificação e pode apresentar dificuldades para se detectar dano.

Diante do cenário supracitado, verifica-se que o monitoramento da integridade estrutural (SHM – “*Structural Health Monitoring*”) surge como uma alternativa viável para não somente minimizar o número de inspeções periódicas, mas também para maximizar os acertos referentes às inspeções programadas. Portanto, um sistema SHM pode substituir a manutenção programada por uma manutenção efetuada quando realmente necessário, reduzindo assim, o custo de operação da aeronave e prevenindo manutenções não previstas, que são altamente indesejadas. No caso específico de estruturas em material compósito fabricadas em fibras de carbono e resina epóxi, pode-se projetar a mesma com a inclusão de sensores, por exemplo, fibras piezolétricas. Além disso, é os sistemas de monitoramento podem detectar alterações na integridade de componentes em uma ampla gama de aplicações, como dutos e “*risers*” empregados na indústria do petróleo, pás eólicas e estruturas aeronáuticas.

Considerando o monitoramento da integridade estrutural, é possível encontrar na literatura inúmeras contribuições. Por exemplo, Rytter (1993) definiu uma escala de quatro níveis para a avaliação de um determinado dano. Sendo que no nível IV, o mais alto e mais sofisticado, o sistema SHM deve fornecer um prognóstico do tempo de vida residual da estrutura. Isto requer a combinação do modelo estrutural global com modelos contínuos locais baseados na Mecânica do Dano ou na Mecânica da Fratura. Tais modelos são capazes de descrever a evolução de danos ou trincas ao longo tempo. Outras contribuições nestas linhas de pesquisas, considerando a confiabilidade dos sistemas e a vida útil residual podem ser encontradas na literatura (Chedlize *et al.*, 2001; Soeffker, 2001; Wallaschek, 2002; Chedlize, 2003; Wolters e Söffker, 2003; Adams, 2007). Dessa forma, verifica-se que um sistema SHM depende fundamentalmente de métodos que sejam capazes de detectar, localizar e quantificar o dano ocorrido na estrutura.

Farrar e Doebling (1997) fornecem uma visão geral de métodos que analisam as mudanças na resposta vibratória a fim de detectar, localizar e quantificar danos em estruturas, sendo que a ideia básica de tais métodos consiste em obter os parâmetros modais (frequências naturais, modos de vibrar e amortecimento modal) como função das propriedades físicas da estrutura (massa, amortecimento e rigidez). Portanto, a alteração nas propriedades físicas causará alterações detectáveis nas propriedades modais. Mais recentemente, Carden e Fanning (2004) apresentam uma revisão bibliográfica do estado da arte sobre monitoramento de vibração com enfoque particular em aplicações de engenharia estrutural. Vários métodos são apresentados e identificados, entre mais de 250 referências, e são classificados da seguinte forma: métodos baseados nas frequências naturais; métodos baseados na forma do modo; métodos baseados na forma deformada do modo; métodos baseados na flexibilidade dinâmica; métodos baseados na matriz de rigidez atualizada; métodos não lineares; métodos baseados em redes neurais e outros métodos. Todos esses métodos podem ser adaptados para uma ampla gama de estruturas, como demonstram os seguintes trabalhos: Giurgiutiu e Rogers (1998); Giurgiutiu *et al.* (2001); Giurgiutiu e Zagari (2001, 2005); Giurgiutiu *et al.* (2002); Giurgiutiu e Cuc (2005), Giurgiutiu (2008), Pagani, (2009). Muitos desses trabalhos apresentam a aplicação de sensores ativos para monitoramento da integridade estrutural em estruturas através da avaliação não destrutiva pelo método da impedância eletromecânica (E/M), por exemplo. Ainda nesta linha de trabalhos com cunho mais experimental, tem-se que Tseng e Naidu (2002) apresentaram investigações experimentais em amostras simples de alumínio, explorando a aplicação de transdutores piezolétricos para a detecção e quantificação de danos. Le Clerk *et al.* (2004), utilizando sensores piezolétricos, treinaram uma rede neural para localizar danos causados por impacto em uma secção de flape fabricada em material compósito. Os pesquisadores demonstram, assim, a viabilidade do emprego de sistemas SHM mesmo para estruturas mais complexas.

Seguindo ainda a linha de investigação de estruturas em material compósito através de sistemas SHM, tem-se, por exemplo, o trabalho de Kim e Stubbs (1995), que primeiramente apresentaram um algoritmo de detecção de danos para localizar e quantificar a extensão do dano a partir das formas dos modos de algumas estruturas. Posteriormente, Liu *et al.* (1999) desenvolveram uma rede neural artificial para estimar a severidade do impacto em compósitos de fibra de carbono. Zou *et al.* (2000) e Montalvão *et al.* (2006) apresentaram uma revisão, que foca o modelo baseado em métodos de detecção de delaminação em estruturas de compósito, empregando alguns métodos de vibrações utilizados anteriormente para estruturas metálicas. Os pesquisadores ainda descrevem as mais comumente técnicas de modelagem

estrutural para delaminação e os efeitos da delaminação em parâmetros dinâmicos. Ademais, há uma revisão bibliográfica dedicada ao desenvolvimento de métodos de vibrações com sensores e atuadores piezelétricos incorporados em estruturas em material compósito. Coverley e Staszewski (2003) propuseram um método de localização de danos causados por impactos em estruturas de material compósito, de modo a evitar as dificuldades associadas à modelagem. O método proposto combina um processo de triangulação clássica com base na análise experimental da velocidade de propagação de onda e algoritmos genéticos. Diamanti et al. (2004) desenvolveram um sistema de dispositivos inteligentes, que possam ser permanentemente ligados a superfície de estruturas em material compósito e realizar o monitoramento da interação entre as ondas propagadas com os danos. Pfeiffer e Wevers (2007a, 2007b) e Pfeiffer et al. (2007) analisaram algumas questões gerais relacionadas com o estado da arte do monitoramento da integridade estrutural em aeronaves. Angelidis e Irving (2007) reportaram experimentos para definir a precisão e a sensibilidade de técnicas de potencial elétrico para localizar e estimar a extensão de delaminações causadas por impacto em laminados. Staszewski et al. (2009) demonstraram uma técnica passiva e uma ativa para a detecção de danos em estruturas de material compósito. Diamanti e Soutis (2010) apresentaram uma revisão dos métodos de inspeção utilizados e alguns exemplos foram descritos para identificar danos em estruturas de material compósito. Mais recentemente, Maio e Trindade (2011) apresentaram com o auxílio de um modelo de elementos finitos, uma análise de diferentes técnicas para a detecção da localização e da extensão de uma delaminação em uma estrutura em material compósito, usando pastilhas piezelétricas. Várias métricas e técnicas foram avaliadas em termos de sua capacidade de identificar, localizar e determinar a severidade dos danos.

Portanto, com base na literatura, constata-se que o desenvolvimento de sistemas SHM para estruturas em material compósito, ainda não está consolidado e, depende fortemente dos tipos de métricas e técnicas empregadas (métodos). Dessa forma, o presente estudo visa contribuir neste tema, uma vez que, baseando-se em modelos computacionais, discute métricas e técnicas para a detecção, localização e extensão de danos em cilindros fabricados em material compósito através do processo de “*filament winding*”. Para tal análise e discussão são apresentadas simulações computacionais dinâmicas via Método dos Elementos Finitos, utilizando o programa ABAQUS™, bem como, elementos que simulam o comportamento de pastilhas piezelétricas. As referidas simulações fornecem, assim, as frequências naturais, bem como, as Funções de Resposta em Frequência (FRF) de cilindros em material compósito intactos e danificados, monitorados por pastilhas piezelétricas. Com base nesses resultados numéricos, são empregadas métricas de monitoramento para a detecção e dimensionamento do dano, avaliando-se, principalmente, as limitações e potencialidades do emprego do método e das próprias métricas.

2. MÉTRICAS DE DANO

Diversas métricas podem ser utilizadas para detecção, localização e quantificação do dano em estruturas, assim, nesta seção, apresenta-se a definição das métricas utilizadas no presente trabalho.

1.1. Métodos Baseados nas Frequências Naturais

Diversos parâmetros modais podem ser utilizados para definição das métricas para detecção do dano, tais como frequências de ressonância, de antirressonância, modos de vibração e suas derivadas. Entretanto, a identificação destes parâmetros requer a determinação da resposta da estrutura. A métrica, então, utilizada, baseia-se nas alterações das frequências naturais como característica básica para identificação do dano na estrutura, como evidencia a Eq. (1). Esta métrica é calculada através do coeficiente efetivo de acoplamento eletromecânico (“*EMCC – effective electromechanical coupling coefficient*”), que é fornecido por uma ou mais pastilhas piezelétricas coladas à estrutura. A partir das frequências naturais de vibração obtidas para as condições de contorno elétricas, é possível calcular o coeficiente efetivo de acoplamento eletromecânico. Sendo que este provê o potencial de conversibilidade entre as formas de energia mecânica e elétrica na estrutura. O EMCC modal de um sensor mede a sua sensibilidade a um modo específico, ou a fração de energia mecânica convertida em elétrica em um dado modo de vibrar. O EMCC modal pode ser definido pela diferença relativa entre as frequências naturais da estrutura em condições elétricas de circuitos aberto e curto-circuito, conforme Trindade e Benjeddou (2009) e Pagani (2009), ou seja:

$$EMCC^j = \frac{f_{SC|OC}^2 - f_{SC|SC}^2}{f_{SC|OC}^2}, \quad EMCC^{j(d)} = \frac{f_{SC|OC}^{2(d)} - f_{SC|SC}^{2(d)}}{f_{SC|OC}^{2(d)}}, \quad (1)$$

$$\Delta EMCC^j = |EMCC^j - EMCC^{j(d)}| \quad (2)$$

onde o sobrescrito j é o modo em análise; $f_{SC|SC}^2$ é a frequência natural com ambos os transdutores piezelétricos em curto circuito (“*SC – short circuit*”) para a estrutura sem dano (intacta); $f_{OC|SC}^2$ é a frequência natural com um transdutor piezelétrico em circuito aberto (“*OC – open circuit*”) e o outro em curto circuito para a estrutura sem dano. Aplica-se

esse mesmo raciocínio para os demais fatores, sendo que para a estrutura com dano, utiliza-se o sobrescrito d . Em seguida, faz-se a diferença entre o resultado do modelo com dano e o intacto.

1.2. Métodos Baseados nas Funções de Resposta em Frequência

Comparado ao uso das frequências naturais, o método baseado nas FRFs baseia-se na diferença entre a resposta da estrutura com dano e a estrutura intacta. Sendo que as diferenças causadas pela existência do dano, torna-se mais evidentes em frequências mais elevadas (Kessler et al, 2002). Vale ressaltar que o método baseado em FRFs possui algumas vantagens, tais como baixo custo para implementação do sistema, provendo uma boa previsão da integridade estrutural (Kessler et al, 2002).

3. SIMULAÇÕES COMPUTACIONAIS: MODELOS EM ELEMENTOS FINITOS

Foram desenvolvidos dois modelos (intacto e danificado por impacto – Fig. 1(a)) em elementos finitos para cilindros em material compósito, contendo duas pastilhas piezelétricas coladas na superfície externa dos mesmos. Os cilindros de compósito são constituídos por 4 camadas, empilhadas a [90/60/60/90] com a seguinte geometria: diâmetro externo 163mm, comprimento de 300mm e espessura total de 0,6mm. Os transdutores piezelétricos PZT-5H colados na superfície externa do cilindro possuem a seguinte geometria: comprimento de 50,8mm, largura de 25,4mm e espessura de 2mm. As Tabelas 1 e 2, juntamente com a Fig. 2 evidenciam as propriedades dos materiais e os cilindros com as pastilhas coladas, respectivamente. De modo a facilitar a elaboração dos modelos de elementos finitos, tem-se que os mesmos foram obtidos através de sub-rotinas em linguagem Python, que são executadas pelo programa ABAQUSTM.

Tabela 1. Propriedades do material compósito do cilindro (Tita, 2003)

Propriedade (*)	Unidade	Valor
Módulo de Elasticidade paralelo à fibra (E_1)	GPa	100,0
Módulo de Elasticidade perpendicular a fibra ($E_2 = E_3$)	GPa	10,0
Módulo ao Cisalhamento no plano 1-2 ($G_{12} = G_{13}$)	GPa	5,4
Módulo ao Cisalhamento no plano 2-3 (G_{23})	GPa	3,05
Densidade (ρ_c)	kg/m ³	1580,0
Coefficiente de Poisson ($\nu_{12} = \nu_{13}$)	-	0,34
Coefficiente de Poisson (ν_{23})	-	0,306

(*) Definido no Abaqus como "Engineering constants"

Tabela 2. Propriedades das pastilhas piezelétricas (Abaqus, 2010)

Propriedade (*)	Unidade	Valor
${}^{\text{piezo}}E_1 = {}^{\text{piezo}}E_3$	GPa	60,61
${}^{\text{piezo}}E_2$	GPa	48,31
${}^{\text{piezo}}\nu_{12}$	-	0,512
${}^{\text{piezo}}\nu_{13}$	-	0,289
${}^{\text{piezo}}\nu_{23}$	-	0,408
${}^{\text{piezo}}G_{12} = {}^{\text{piezo}}G_{23}$	-	23,0
${}^{\text{piezo}}G_{13}$	-	23,5
Densidade (ρ_{piezo})	kg/m ³	7500,0

(*) Definido no Abaqus como "Engineering constants"

Para alimentar tais modelos computacionais, faz-se ainda necessário definir a matriz de acoplamento piezelétrico ("strain coefficients"), que é dada por:

$$[d] = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 741 & 0 & 0 \\ -274 & 593 & -274 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 741 \end{bmatrix} 10^{-12} \text{ m/V} \quad (3)$$

E a matriz dielétrica, que a dada por:

$$[\varepsilon] = \begin{bmatrix} 1,505 & 0 & 0 \\ 0 & 1,301 & 0 \\ 0 & 0 & 1,505 \end{bmatrix} 10^{-8} \text{ F/m} \quad (3)$$

Vale ressaltar que para o material compósito, o sistema de coordenadas local (1-2-3) é definido em função do reforço da fibra, ou seja, a direção 1 está alinhada com o reforço, a direção 2 é normal ao reforço e a direção 3 é normal ao plano da lâmina. Todavia, para a pastilha piezoeletrica, tem-se que a direção 1 (sistema de coordenadas local) está relacionada com a direção longitudinal da pastilha, e as direções 2 e 3 estão relacionadas com as direções da seção transversal da pastilha. Portanto, para as matrizes supracitadas, constata-se que a direção de polarização está alinhada com a direção 2 da pastilha piezoeletrica.

Outro aspecto importante da modelagem computacional é garantir o acoplamento mecânico entre o cilindro e a pastilha. Uma vez assegurado tal acoplamento mecânico, é necessário definir condições adequadas para a leitura do potencial elétrico nas pastilhas. Naturalmente, as propriedades dielétricas do PZT-5H impedem que o excesso de cargas elétricas induzidas localmente na superfície livre de cada pastilha se distribua uniformemente. A leitura do potencial elétrico em um nó específico (do elemento finito – Fig. 1(b)) da superfície livre proverá informações locais a cerca do valor da tensão elétrica induzida.

Dois condições de contorno elétricas podem ser consideradas: 1) pastilhas piezoeletricas em circuito aberto e 2) pastilhas piezoeletricas em circuito fechado. Para o caso 1, os nós da base são aterrados e a superfície livre respeita a condição de equipotencialidade. Sendo que as condições de contorno na superfície equipotencial são típicas de uma interface condutor-espaço livre. Para o caso 2, os nós da base e do topo são aterrados, de forma que os potenciais elétricos no topo e na base de cada pastilha sejam mantidos invariavelmente constantes. A pastilha, portanto, comporta-se como um dispositivo em curto-circuito. Fisicamente, tem-se que as cargas superficiais geradas soam escoadas para fora da pastilha, por meio de fios condutores, de forma a mantê-la descarregada (Pagani, 2009).

O aterramento dos nós das superfícies das pastilhas coladas ao cilindro é realizado impondo-se que o potencial seja nulo em qualquer estado de deformação. O objetivo do aterramento é definir um valor de referência em relação ao quais as tensões elétricas induzidas nos nós das superfícies livres serão medidas. O modelo do cilindro em material compósito foi elaborado utilizando elementos sólidos com interpolação quadrática, possuindo 20 nós com 3 graus de liberdade de translação por nó (C3D20) (Fig. 1(b)). Por outro lado, as pastilhas piezoeletricas foram modeladas através de elementos sólidos com interpolação quadrática, possuindo 20 nós com 4 graus de liberdade por nó (C3D20e), sendo 3 para as translações e 1 para potencial elétrico (Fig. 1(b)). Além disso, para os modelos, adotou-se a hipótese de adesão perfeita entre o cilindro e os materiais piezoeletricos através do comando “tie” do programa ABAQUS. Os potenciais elétricos para as superfícies superiores e inferiores de cada pastilha piezoeletrica são acoplados aos potenciais elétricos dos nós mestres atribuídos a cada superfície, empregando a opção “equation”. Sendo que as grandezas utilizadas foram monitoradas nestes nós. Além disso, para as superfícies das pastilhas piezoeletricas coladas ao material compósito foram atribuídas um potencial igual a zero durante toda a análise.

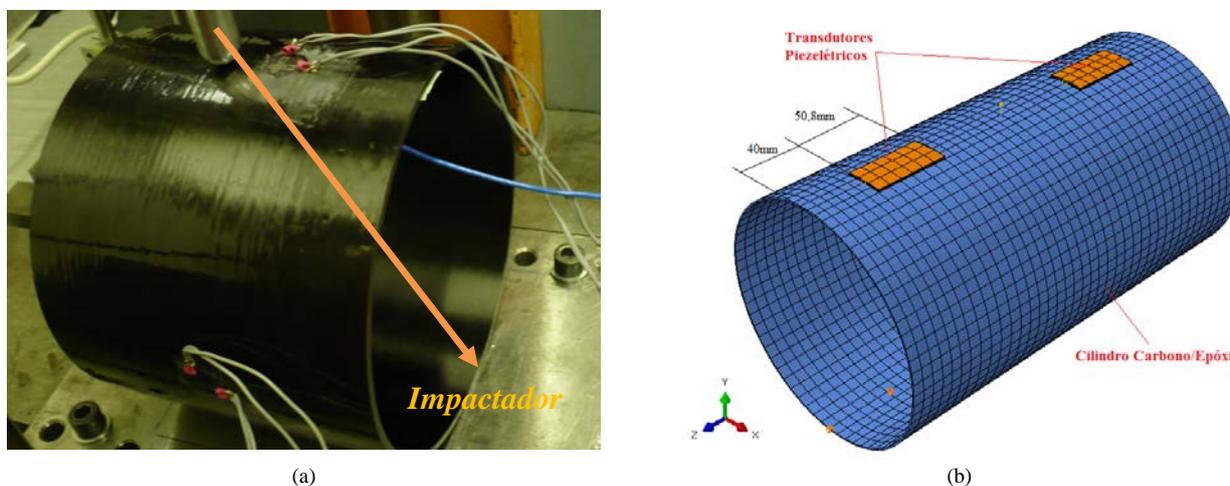


Figura 1: (a) Ensaio de impacto em cilindro de compósito simplesmente apoiado. (b) Modelo em elementos finitos do cilindro com as pastilhas coladas.

Para simular um dano causado por impacto em um cilindro simplesmente apoiado (Fig. 1(a)), os módulos de elasticidade dos elementos, que se localizam em uma área similar a da área impactada, foram reduzidos pela metade (Fig. 2(b)). Por fim, para empregar os métodos baseados em FRFs, tem-se que os nós pertencentes a linha de contato do cilindro com a base (Fig. 2 (a)) foram engastado. Além disso, um carregamento harmônico foi aplicado na parte superior do cilindro localizado a esquerda das pastilhas piezoeletricas (Fig. 1(a)), simulando a excitação de um *shaker*. A referida entrada harmônica é uma força senoidal transversal de amplitude 100 N concentrada em um nó localizado na parte superior (Fig. 2(a)). A frequência da força senoidal é discretizada no intervalo de 0 a 900 Hz, em passos de 0,9Hz. Deve-se destacar que essas condições de contorno e de carregamento foram tanto aplicadas para o cilindro intacto como para o cilindro danificado.

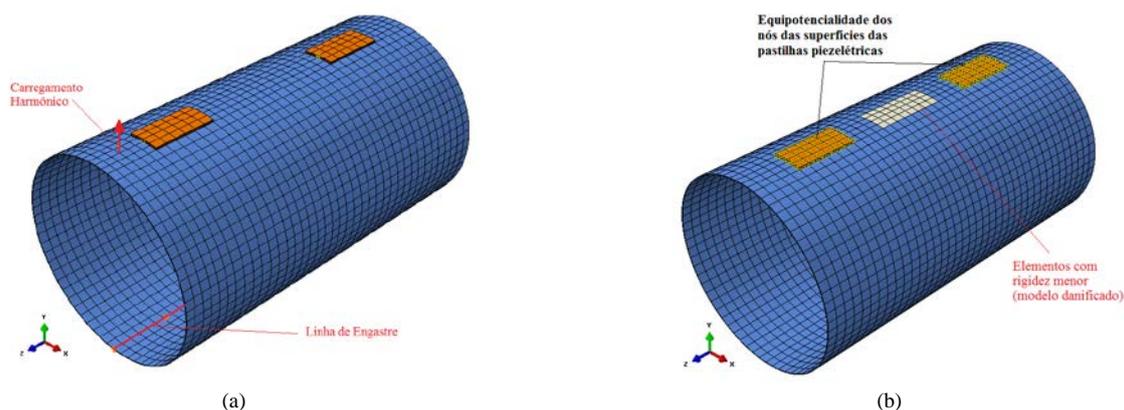


Figura 2: (a) Condições de contorno e carregamento harmônico (cilindro intacto). (b) Condições de equipotencialidade dos nós das superfícies das pastilhas piezelétricas (cilindro danificado).

4. RESULTADOS E DISCUSSÕES

O número de modos de vibrar e a sua distribuição no domínio da frequência são características associadas ao modelo estrutural. No caso do cilindro de material composto com duas pastilhas piezelétricas coladas, para a análise modal foram selecionados os 20 primeiros modos de vibrar no intervalo de frequência de 0 a 850 Hz. As duas condições de contorno elétricas para as pastilhas piezelétricas foram consideradas em análises modais independentes. As análises modais para as pastilhas piezelétricas em curto circuito (SC) e circuito aberto (OC) são consideradas para a determinação dos modos de vibrar da estrutura. No entanto, há uma mudança muito pequena nos valores das frequências de ressonância da estrutura em função das condições de contorno elétricas consideradas. Tais alterações nas frequências de ressonância podem ser explicadas devido a um incremento de rigidez mecânica, bem como de massa devido às pastilhas e, também, devido às diferentes condições de contorno elétricas aplicadas. A partir das frequências naturais de vibração obtidas nas duas condições de contorno elétricas, é possível calcular o coeficiente efetivo de acoplamento eletromecânico (EMCC) e a diferença entre o modelo danificado e intacto, como descrito pelas Eqs. (1) e (2).

A Tabela 3 fornece as frequências naturais da estrutura (intacta e danificada) para as duas condições de contorno elétricas aplicadas. A Tabela 4 evidencia o fator de acoplamento EMCC, também para as duas condições de contorno elétricas aplicadas. Cada uma das condições de contorno discutidas aplica-se à duas pastilhas (SC|SC, SC|OC, OC|SC e OC|OC), entretanto devido as condições de fixação do cilindro, serão consideradas apenas as relações SC|SC, SC|OC e OC|OC pois, para as condições de contorno aplicadas OC|SC = SC|OC.

Tabela 3. Frequências Naturais para as diferentes condições elétricas: cilindro intacto x cilindro danificado

Modo	Intacto			Danificado		
	$f_{SC SC}^{(1)}$	$f_{SC OC}^{(2)}$	$f_{OC OC}^{(3)}$	$f_{SC SC}^{d(1)}$	$f_{SC OC}^{d(2)}$	$f_{OC OC}^{d(3)}$
1	1,07947981	1,07948315	1,07948911	1,07946157	1,07946706	1,07946861
2	32,1624031	32,1625214	32,1626396	32,1592941	32,1594124	32,1595306
3	42,7443275	42,7446404	42,7449532	42,4794769	42,4797821	42,4800911
4	66,3971405	66,3971405	66,3971405	66,3547440	66,3547440	66,3547440
5	77,9860458	77,9860458	77,9860458	77,9296799	77,9296799	77,9296799
6	154,700546	154,704071	154,707581	154,655304	154,658829	154,662338
7	178,647690	178,650589	178,653503	176,966660	176,969467	176,972290
8	233,062881	233,062881	233,062881	232,652557	232,652557	232,652557
9	234,132889	234,132889	234,132889	234,014816	234,014816	234,014816
10	367,494202	367,504425	367,514679	367,399811	367,410004	367,420288
11	374,818054	374,828491	374,838898	371,985931	371,996033	372,006104
12	450,701263	450,701263	450,701263	450,448944	450,448944	450,448944
13	456,120636	456,120636	456,120636	454,757690	454,757690	454,757690
14	630,068359	630,113220	630,158081	629,771667	629,816650	629,861755
15	662,028259	662,043823	662,059326	661,786011	661,786133	661,786194
16	685,771667	685,809998	685,848328	653,795837	653,836243	653,876526
17	736,484558	736,484558	736,484619	735,356995	735,356995	735,357056
18	736,946960	736,946960	736,947021	736,058350	736,058411	736,058411
19	745,584412	745,584412	745,584412	741,847534	741,847534	741,847534
20	848,682922	848,690430	848,697937	844,689514	844,696838	844,704163

Tabela 4. EMCC para as diferentes condições elétricas: cilindro intacto x cilindro danificado

Modo	Intacto			Danificado			Variação		
	EMCC ₍₁₎₍₂₎ [%]	EMCC ₍₁₎₍₃₎ [%]	EMCC ₍₂₎₍₃₎ [%]	EMCC ^d ₍₁₎₍₂₎ [%]	EMCC ^d ₍₁₎₍₃₎ [%]	EMCC ^d ₍₂₎₍₃₎ [%]	ΔEMCC ₍₁₎₍₂₎ [%]	ΔEMCC ₍₁₎₍₃₎ [%]	ΔEMCC ₍₂₎₍₃₎ [%]
1	0,000619	0,001723	0,001104	0,001017	0,001304	0,000287	0,000398	0,000419	0,000817
2	0,000736	0,001471	0,000735	0,000736	0,001471	0,000735	0,000000	0,000000	0,000000
3	0,001464	0,002928	0,001464	0,001437	0,002892	0,001455	0,000027	0,000036	0,000009
4	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000
5	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000
6	0,004557	0,009094	0,004538	0,004558	0,009096	0,004538	0,000001	0,000001	0,000000
7	0,003245	0,006507	0,003262	0,003172	0,006362	0,003190	0,000073	0,000145	0,000072
8	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000
9	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000
10	0,005563	0,011143	0,005580	0,005548	0,011146	0,005598	0,000015	0,000003	0,000018
11	0,005569	0,011121	0,005553	0,005431	0,010845	0,005414	0,000138	0,000276	0,000138
12	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000
13	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000
14	0,014239	0,028474	0,014238	0,014284	0,028604	0,014322	0,000045	0,000130	0,000084
15	0,004702	0,009385	0,004683	0,000037	0,000055	0,000018	0,004665	0,009329	0,004665
16	0,011178	0,022354	0,011177	0,012359	0,024679	0,012321	0,001181	0,002325	0,001144
17	0,000000	0,000017	0,000017	0,000000	0,000017	0,000017	0,000000	0,000000	0,000000
18	0,000000	0,000017	0,000017	0,000017	0,000017	0,000000	0,000017	0,000000	0,000017
19	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000
20	0,001769	0,003538	0,001769	0,001734	0,003468	0,001734	0,000035	0,000070	0,000035

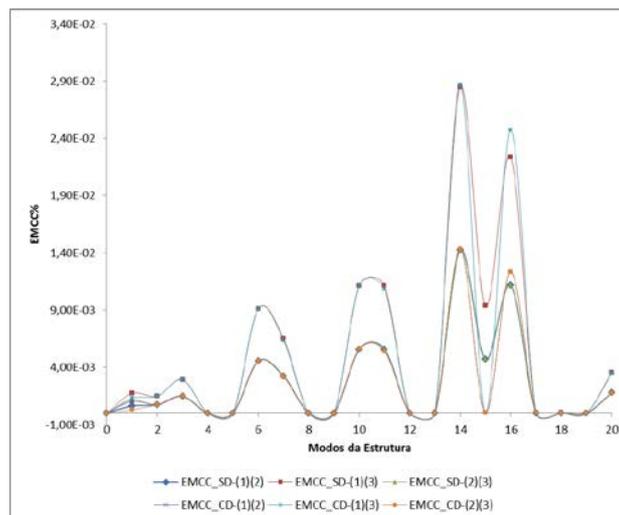


Figura 3: Métrica de dano baseada na variação de EMCC: cilindro intacto x cilindro danificado

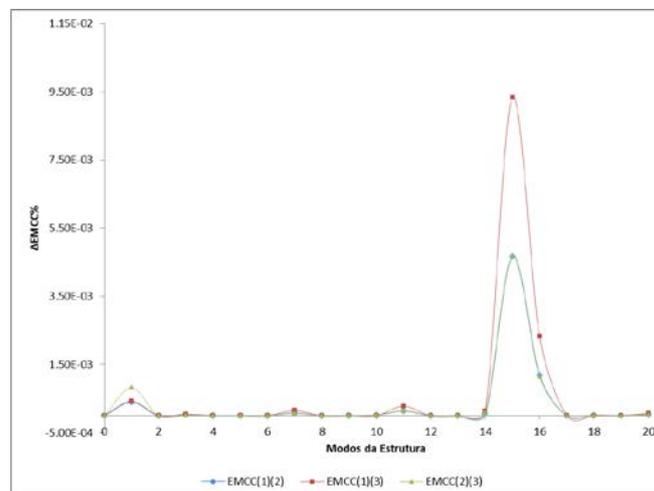


Figura 4: Variação de EMCC: cilindro intacto x cilindro danificado.

Conforme observado na Tabela 4 e nas Figuras 3 e 4, as frequências em SC e OC são muito próximas, resultando em valores relativamente reduzidos de EMCC. Isto indica uma pequena variação na rigidez da estrutura em função da mudança na condição de contorno elétrica do material piezolétrico. Além disso, pode-se observar na Figura 4, que os modos 15 e 16 são os mais sensíveis para a identificação deste tipo de dano, considerando a localização atribuída às pastilhas no cilindro em compósito. Sendo assim, as análises subsequentes devem ser concentradas nestes modos.

A condição de contorno elétrica OC é a condição definitiva para a modelagem estrutural e obtenção das FRFs a partir das análises modal e harmônica. Haja vista que o resultado é nulo, considerando as duas pastilhas em SC. Vale ressaltar que os modelos computacionais do cilindro engastado em uma linha ao longo do comprimento com pastilhas piezolétricas coladas apresenta resposta linear em regime estacionário a entradas senoidais. Para cada frequência de excitação, há uma configuração característica de deformação elástica na estrutura e, conseqüentemente, uma distribuição uniforme de tensão elétrica induzida na superfície equipotencial de cada pastilha piezolétrica. O valor absoluto da tensão elétrica induzida em cada sensor depende do grau de deformação elástica ao qual o mesmo está submetido. Em geral, as máximas amplitudes de tensão elétrica em cada sensor estão associadas a deformações causadas por alguns modos de vibrar da estrutura, o que ocorre para frequências de excitação suficientemente próximas às respectivas frequências naturais.

Para uma melhor visualização das diferenças entre as FRFs, a Tabela 5 apresenta os valores de frequência naturais obtidos para o cilindro intacto e danificado. A Figura 5 representa a função de resposta de frequência (FRF), como resposta à excitação senoidal aplicada.

Tabela 5. Frequências naturais: cilindro intacto x cilindro danificado

Cilindro	f_2 [Hz]	f_3 [Hz]	f_6 [Hz]	f_7 [Hz]	f_{11} [Hz]	f_{14} [Hz]	f_{15} [Hz]	f_{16} [Hz]	f_{20} [Hz]
(1) Intacto	32,29	42,65	155,16	177,02	385,08	630,99	662,37	686,49	848,74
(2) Danificado	32,39	42,65	155,16	178,67	373,03	630,99	661,01	653,95	844,87

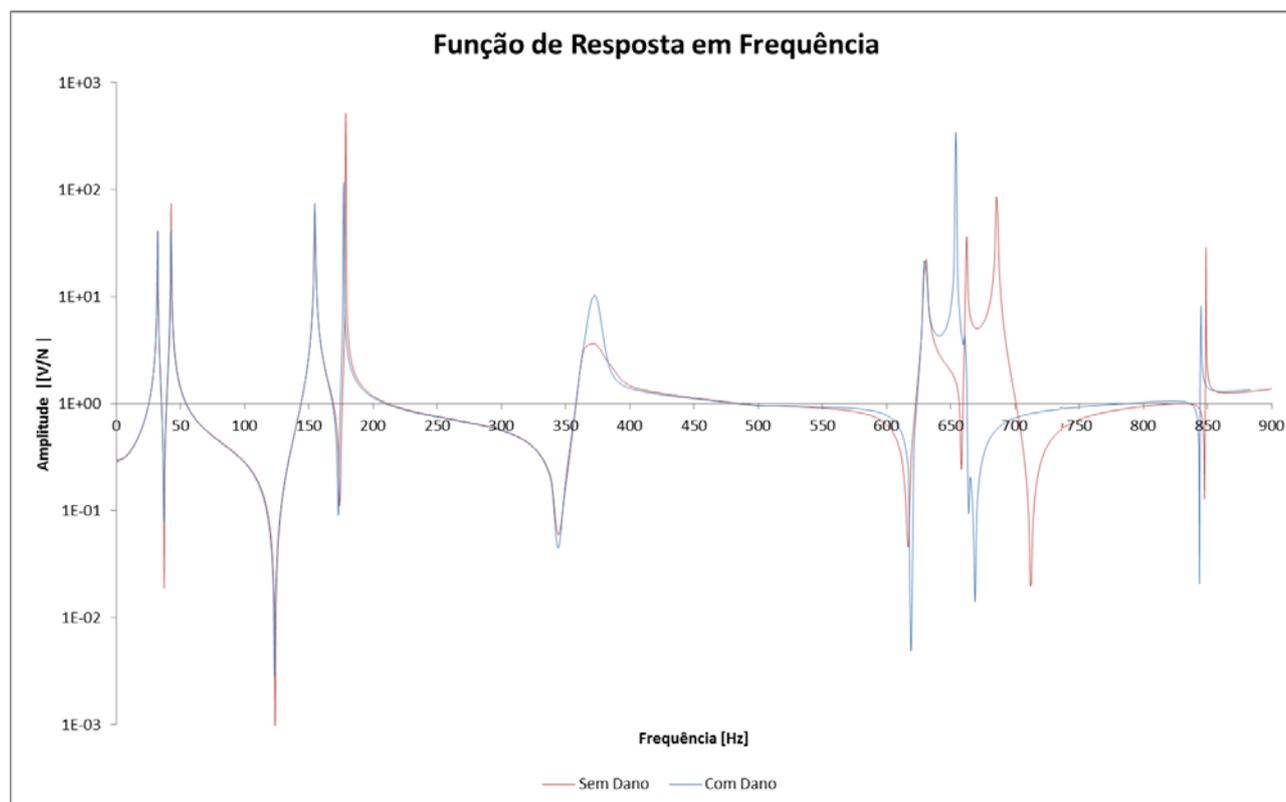


Figura 5: FRF empregando pastilhas piezolétricas: cilindro intacto x cilindro danificado

Pode-se notar que as maiores variações estão nas frequências entre 600 e 700 Hz. Estas diferenças evidenciam os modos mais sensíveis a métrica ECMM, como mostrou a Figura 4. Além disso, pode-se observar uma inversão nos modos 15 e 16 do modelo intacto para o modelo danificado.

Há muitas vantagens em empregar o método baseado em FRFs em um sistema SHM. Dentre essas vantagens, destaca-se que o mesmo pode ser facilmente implementado e possui baixo custo. Ademais pode ser leve e fornecer uma boa visão da condição global do sistema. Por outro lado, há também limitações, uma vez que os mesmos fornecem poucas informações sobre o local do dano, a menos que grandes quantidades de sensores sejam empregadas.

5. CONCLUSÃO

Com base nos resultados obtidos, conclui-se que a aplicação de métricas baseadas nas frequências naturais e nas FRFs para a detecção de dano em um cilindro de material compósito é viável, desde haja mudanças globais de rigidez e, portanto, danos relativamente grandes. Os modelos computacionais intacto e danificado evidenciaram tal conclusão e se apresentaram como uma alternativa para avaliar sistemas SHM. Todavia, cabe ressaltar que os modelos ainda necessitam ser validados, requisitando assim, uma futura análise experimental.

Além disso, os resultados obtidos permitem concluir que uma limitação severa dos métodos aplicados consiste na ausência sobre informação a cerca da localização ou do tipo de dano ocorrido. Portanto, os referidos métodos são indicados para um sistema SHM, que permite simplesmente identificar ou não a presença de dano na estrutura.

6. AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem o CNPq (Processo n°. 135652/2009-0) e a FAPESP (Processo n°. 09/0544-5) pelo financiamento do presente trabalho de pesquisa. Além disso, os autores agradecem, também, a FAPEMIG pelo financiamento parcial através do INCT-EIE. Por fim, os autores também gostariam de agradecer ao Prof. Reginaldo Teixeira Coelho (EESC-USP) pela utilização da licença do programa Abaqus®.

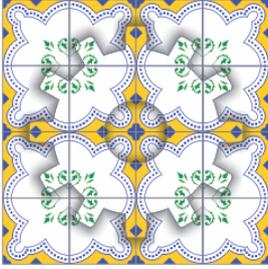
7. REFERÊNCIAS

- Abaqus, "Documentation". Pawtucket: Hibbit, Karlsson & Sorensen, 2010.
- Abrate S. "Impact on Composite Structures". Cambridge: Cambridge University Press, 1998, New York, NY, USA.
- Adams D. E., Health Monitoring of Structural Materials and Components Methods with Applications. John Wiley & Sons Ltd, The Atrium, Southern Gate, Chichester, West Sussex PO19 8SQ, England, 2007.
- Angelidis N., Irving P. E., "Detection of impact damage in CFRP laminates by means of electrical potential techniques", Composites Science and Technology, Vol. 67, 2007, p594-604.
- Carden E. P., Fanning P., "Vibration based condition monitoring: A review," J. Structural Health Monitoring, vol. 3, no. 4, pp. 355-377, 2004.
- Chedlize D., Cusumano J., Chatterjee A., "Failure Prognosis Using Non-linear Short-time Prediction and Multi-Time Scale Recursive Estimation", Proc. Of DETC '01, ASME 2001 Design Engineering Techn. Conf., Pittsburg, Pennsylvania, USA, Paper DETC2001/VIB-21407, 10 pages (published on CD), 2001.
- Chedlize D., "Dynamic System Approach to Material Damage Diagnosis", Proc. of DETC '03, ASME 2003 Design Engineering Techn. Conf., Chicago, Illinois, USA, Paper DETC2003/VIB-48452, 8 pages (published on CD), 2003.
- Coverley P. T., Staszewski W. J., "Impact damage location in composite structures using optimized sensor triangulation procedure", Smart Materials and Structures, Vol. 12, 2003 p.795-803.
- Diamanti K., Hodgkinson J. M., Soutis C., "Detection of Low-velocity Impact Damage in Composite Plates using Lamb Waves", Structural Health Monitoring, Vol. 3, 2004, p33-41.
- Diamanti K., Soutis C., "Structural health monitoring techniques for aircraft composite structures", Progress in Aerospace Sciences, Vol 46, no 8, 2010, p342-352.
- Farrar, C. R., Doebling S. W. "An Overview of Modal-Based Damage Identification Methods", Proceedings of DAMAS Conference, Sheffield, UK, 1997.
- Giurgiutiu V., Rogers C. A., "Recent Advancements in the Electro-Mechanical (E/M) Impedance Method for Structural Health Monitoring and NDE" In: 5th Annual International Symposium on Smart Structures and Materials, 1-5 March 1998, Catamaran Resort Hotel, CA.
- Giurgiutiu V., Bao J., Zhao W., "Active Sensor Wave Propagation Health Monitoring of Beam and Plate Structures"., In: Proceedings of the SPIE's 8th International Symposium on Smart Structures and Materials, 4-8 March 2001a, Newport Beach, CA
- Giurgiutiu V., Zagrai A. "Electro-Mechanical Impedance Method for Crack Detection in Metallic Plates", 8th Annual International Symposium on Smart Structures and Materials and 6th Annual International Symposium on NDE for Health Monitoring and Diagnostics, 4-8 March 2001b, Newport Beach, CA.
- Giurgiutiu V., Zagrai A., Bao J. J., "Piezoelectric Wafer Embedded Active Sensors for Aging Aircraft Structural Health Monitoring", vol. 1, no. 1, 2002, p41-61.
- Giurgiutiu V., Zagrai A. "Damage Detection in Thin Plates and Aerospace Structures with the Electro-Mechanical Impedance Method"., vol. 4, no. 2, 2005a, p99-118.
- Giurgiutiu V., Cuc A., "Embedded Non-destructive Evaluation for Structural Health Monitoring, Damage Detection, and Failure Prevention"., The Shock and Vibration Digest, Vol. 37, No. 2, March 2005b, p 83-105.
- Giurgiutiu V., Structural Health Monitoring With Piezoelectric Wafer Active Sensors, Academic Press, 2008 - Technology & Engineering - 747 pages.
- Kessler S. S., J. Spearing S. M., Atalla M.J., Cesnik C. E. S., Constatinos S., "Damage Detection in Composite Materials Using Frequency Response Methods". Composites: Part B, Vol. 33, No. 10. 2002, p.87-95.

- Kim J. T., Stubbs N., “Model-uncertainty impact and damage-detection accuracy in plate girder”. *Journal of Structural Engineering*, Vol. 121, No. 10. October 1995, p.1409-1417.
- Le Clerk J., Haywood J., Staszewski W., Worden K., “Impact Detection in an Composite Panel – A Neural Network Approach”, *Proceedings of the Second European Workshop-Structural Health Monitoring*, 2004, p 407- 414.
- Liu N., Zhu Q. M., Wei C. Y., Dykes N. D., Irving P. E., “Impact Damage Detection in Carbon Fiber Composites Using Neural Networks an Acoustic Emission”, *Engineering Materials*, Vols. 167-168, 1999, p43-54.
- Maio, C. E. B., Trindade, M. A. S. “Evaluation of metrics and techniques for the detection of delamination in composite structures using piezoelectric sensors”. In: *21st International Congress of Mechanical Engineering*, Rio Grande do Norte, Brazil, *Proceedings of COBEM*, 2011.
- Montalvão D., Maia N.M.M. and Ribeiro A.M.R. “A review of vibration-based structural health monitoring with special emphasis on composite materials”, *The Shock and Vibration Digest*, vol. 38, no 4: (2006), 295-326.
- Pagani Jr., C.C. “Projeto e otimização de filtros modais usando redes de sensores piezelétricos. 153 p. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Carlos, São Carlos, 2009.
- Pfeiffer, H., Wevers, M., “Pseudo-defects for the validation and tuning of structural health monitoring in a plate-like structures using Lamb-waves”. *Journal of non-Destructive Testing and Evaluation International*, 2007a.
- Pfeiffer, H., Wevers, M., “Aircraft integrated structural health assessment - Structural health monitoring and its implementation within the European project AISHA”. *Journal of non-Destructive Testing and Evaluation International*, 2007b.
- Pfeiffer, H., De Baere D., Fransens F., Van Der Linden, G., Wevers M. “Structural health monitoring of slat tracks using transient ultrasonic waves”. *Journal of non-Destructive Testing and Evaluation International*, 2007c.
- Rytter A., “Vibration Based Inspection of Civil Engineering Structures”, PhD Thesis, Aalborg University, Denmark, 1993.
- Soeffker D., “Monitoring and Control of Reliability Characteristics as a Base for Safe and Economical Operation of Technical Systems”, *Proc. 3rd Intl. Workshop on Structural Health Monitoring*, Stanford, CA, Technomic Publ. Co. Inc., 2001, pp. 784-793.
- Staszewski W. J., Mahzan S., Traynor R., “Health monitoring of aerospace composite structures – Active and passive approach”, *Composites Science and Technology*, Vol. 69, 2009, p.1678-1685.
- Tita V., Carvalho J. De, Lirani J. “Theoretical and experimental dynamic analysis of fiber reinforced composite beams”. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, Vol. 25, no. 3, 2003, p.306-310.
- Trindade, M. and Benjeddou, A., 2009. “Effective electromechanical coupling coefficients of piezoelectric adaptive structures: critical evaluation and optimization”. *Mechanics of Advanced Materials and Structures*, Vol. 16, No. 3, pp.210–223.
- Tseng K.K.H., Naidu A.S.K., “Non-parametric damage detection and characterization using smart piezoceramic material”. *Smart Mater. Struct.*, Vol 11, 2002, pp. 317–329.
- Wallaschek J., Wedman S., Wickord W., “Lifetime Observer: An Application of Mechatronics in Vehicle Technology”, *International Journal of Vehicle Design* 28 (2002), No. 1/2/3, 2002, pp. 121-130.
- Wolters K., Söffker D., “Control of Damage Dependent Online Reliability Characteristics to Extend System Utilization”, *Proc. 4th Intl. Workshop on Structural Health Monitoring*, Stanford, CA, DesTech Publ., 2003, pp. 796-804.
- Zou Y., Tong L., Steven G. P., “Vibration-based model-dependent damage (delamination) identification and health monitoring for composite structures – a review”. *Journal of Sound and Vibration*, 230 2 (2000), pp. 357–378.

8. DIREITOS AUTORAIS

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo do material impresso incluído no seu trabalho.



DAMAGE DETECTION IN CARBON FIBER FILAMENT WINDING CYLINDERS USING SMART PIEZOCERAMIC MATERIALS

CONEM2012-0051

Abstract. Composite material is very attractive for structural applications due to its inherent mechanical properties and low weight. The improvement in manufacture process allow composite materials be used even as primary structures in modern aircraft design such as Boeing 787 without loss of airworthiness. On the other hand, there is deterioration and degradation of structural aging. Damage caused by impact is a major concern in the maintenance of aircraft structures constructed of composite materials. It makes necessary to evaluate the integrity of these structures. The uses of structural health monitoring (SHM) can improve safety, to prevent potential catastrophic events, and to extend the service life by monitoring the components of the structure. Moreover SHM increases the application of composite materials in aircraft structures. An important example of the structural health monitoring is the identification of the location and depth of a crack in cylinders type structures. In this study presents a finite element analysis about health monitoring metrics and techniques for detection, position and sizing the damage in carbon fiber filament winding cylinders. Commercial finite element software ABAQUSTM was used. Several techniques and metrics are described in the literature, they uses different approaches as natural frequencies, mode shape, curvature/strain mode shape and modal parameters. This work uses natural frequencies and modal parameters techniques which are implemented as a Python script. First, undamaged cylinder was modeled and then piezoelectric patches sensors were modeled and bonded in the cylinder external surfaces. Then the model nature frequencies and modal parameters (frequency response function, FRF) were obtained. In order to represent a change in the structure the stiffness of some elements have been reduced by half. The new nature frequencies and FRF of the damaged model were extracted and compared with undamaged model results. The results shows that the technics and metrics allow identify the presence of damage, but failed to locate and measure the extent of damage. Moreover as the cylinders were parametrically modeled those techniques can be applied to describe any kind of damage.

Keywords: Structural Health Monitoring (SHM), filament winding, composite structures, damage detection, active material.