

**PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA**

**“Monitoramento da Integridade em Estruturas  
Aeronáuticas”**

**Vitor Ramos Franco**

**Orientador:** Prof. Dr. Vicente Lopes Junior  
**Co-orientador:** Prof. Dr. Michael J. Brennan

Dissertação apresentada à Faculdade de Engenharia - UNESP – Campus de Ilha Solteira, para obtenção do título de Mestre em Engenharia Mecânica.

Área de Conhecimento: Mecânica dos Sólidos

Ilha Solteira – SP  
Novembro/2009

FICHA CATALOGRÁFICA

Elaborada pela Seção Técnica de Aquisição e Tratamento da Informação  
Serviço Técnico de Biblioteca e Documentação da UNESP - Ilha Solteira.

F825m Franco, Vitor Ramos.  
Monitoramento da integridade em estruturas aeronáuticas / Vitor Ramos  
Franco. -- Ilha Solteira : [s.n.], 2009.  
202 f. : il., fots.

Dissertação (mestrado) - Universidade Estadual Paulista. Faculdade de Engenharia de Ilha Solteira. Área de conhecimento: Mecânica dos Sólidos, 2009

Orientador: Vicente Lopes Junior  
Co-orientador: Michael J. Brennan  
Bibliografia: p. 173-200

1. Monitoramento da Integridade Estrutural. 2. Lamb, Ondas de.  
3. Materiais inteligentes. 4. Estrutura aeronáutica.



UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA  
CAMPUS DE ILHA SOLTEIRA  
FACULDADE DE ENGENHARIA DE ILHA SOLTEIRA

CERTIFICADO DE APROVAÇÃO

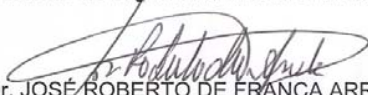
TÍTULO: MONITORAMENTO DA INTEGRIDADE EM ESTRUTURAS AERONÁUTICAS

AUTOR: VITOR RAMOS FRANCO  
ORIENTADOR: Prof. Dr. VICENTE LOPES JUNIOR

Aprovado como parte das exigências para obtenção do Título de MESTRE em ENGENHARIA MECÂNICA, Área: MECÂNICA DOS SÓLIDOS, pela Comissão Examinadora:

  
Prof. Dr. VICENTE LOPES JUNIOR  
Departamento de Engenharia Mecânica / Faculdade de Engenharia de Ilha Solteira

*Gilberto Pechoto de Melo*  
Prof. Dr. GILBERTO PECHOTO DE MELO  
Departamento de Engenharia Mecânica / Faculdade de Engenharia de Ilha Solteira

  
Prof. Dr. JOSÉ ROBERTO DE FRANÇA ARRUDA  
Departamento de Mecânica Computacional / Faculdade de Engenharia Mecânica / Universidade Estadual de Campinas

Data da realização: 24 de novembro de 2009.

## Dedicatória

Dedico esse trabalho aos meus pais Danilo e Maria, aos meus irmãos Patrícia e Alexandre e a minha namorada Francielle pelo apoio incondicional!

“Na essência de cada verdadeiro talento há uma consciência das dificuldades inerentes a qualquer realização e uma certeza de que com persistência e paciência algo importante será realizado. Portanto, o talento é uma espécie de tenacidade”

*Eric Hoffer*

## **AGRADECIMENTOS**

Agradeço, primeiramente e acima de tudo, a DEUS, por sempre estar me iluminando e me dando forças para seguir firmemente o meu caminho;

À toda minha família, à minha namorada, por sempre estarem ao meu lado, me apoiando e contribuindo muito para a minha formação;

Ao professor Vicente Lopes Junior, por ter me dado a oportunidade de crescer dentro e fora da universidade, pelas indispensáveis orientações e pela amizade criada durante todos esses anos de convívio;

Aos membros e ex-membros do Grupo de Materiais e Sistemas Inteligentes (GMSINT), pelas fundamentais orientações e conselhos prestados;

Aos amigos que obtive durante este período de minha vida, que nunca irei esquecer, pelos momentos de descontração, aprendizagem e amizade;

À Faculdade de Engenharia de Ilha Solteira – UNESP / FEIS, ao Departamento de Engenharia Mecânica, aos professores e técnicos que compartilharam comigo parte de seus conhecimentos desde o início da graduação em engenharia mecânica.

Ao Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico - CNPQ, pelos auxílios concedidos para a realização deste trabalho;

Ao Professor Carlos E. S. Cesnik, do Departamento de Engenharia Aeroespacial da Universidade de Michigan - Estados Unidos, pela ajuda prestada na resolução de rotinas computacionais utilizadas neste trabalho.

Aos membros da banca examinadora, pelas sugestões e comentários.

FRANCO, V. R. **Monitoramento da integridade em estruturas aeronáuticas**. 2009. 202f. Dissertação (Mestrado Engenharia Mecânica) – Faculdade de Engenharia, Universidade Estadual Paulista – UNESP, Ilha Solteira, 2009.

## RESUMO

Este trabalho apresenta o estudo e desenvolvimento de uma técnica de monitoramento da integridade estrutural, para identificação e caracterização de falhas estruturais através da metodologia das ondas de Lamb utilizando materiais piezelétricos como sensores e atuadores. Ondas de Lamb são uma forma de perturbação elástica que se propaga guiada entre duas superfícies paralelas livres. Ondas de Lamb são formadas quando o atuador excita a superfície da estrutura com um pulso depois de receber um sinal. Quando uma onda propaga na superfície de uma placa, ela chega em um PZT sensor por diferentes caminhos. Um caminho é quando a onda atinge o sensor diretamente, ou seja, sem obstáculos no caminho em que ela se propaga. Outro caminho possível é quando a onda chega ao sensor após se propagar sobre descontinuidades existentes na superfície da estrutura. Com as várias características dos sinais recebidos, e com o uso de certas técnicas de processamento de sinais, essas falhas podem ser identificadas, realizando-se a ação correta tentando evitar a total falha da estrutura. Nesse contexto, diferentes testes experimentais foram realizados em diferentes tipos de estruturas. Redes de sensores e atuadores piezelétricos foram acopladas na superfície dessas estruturas, a fim de se fazer a configuração das ondas de Lamb. Os PZTs atuadores excitaram a estrutura em altas faixas de frequência. Diferentes tipos de falhas estruturais foram simuladas, através do aumento de massa, alteração de rigidez e através de cortes na borda das estruturas. Quatro índices de falha foram utilizados para detectar a presença da falha na estrutura, são eles: *Root-Means-Square Deviation* (RMSD), Índice de Falha Métrica (IFM), Norma  $H_2$  e *Correlation Coefficient Deviation Mean* (CCDM). Estes índices foram computados através dos sinais de entrada e de saída no domínio da frequência. Os resultados obtidos mostraram a viabilidade do método das ondas de Lamb aplicado em sistemas de monitoramento da integridade estrutural utilizando materiais inteligentes como atuadores e sensores.

**Palavras-chave:** Monitoramento da Integridade Estrutural, Ondas de Lamb, Materiais Inteligentes, Estrutura Aeronáutica.

FRANCO, V. R. **Structural health monitoring in aeronautics structures**. 2009. 202f. (Master of Science in Mechanical Engineering) - Faculdade de Engenharia, Universidade Estadual Paulista – UNESP, Ilha Solteira, 2009.

### **ABSTRACT**

This work presents the study and development of a Structural Health Monitoring technique for identification and characterization of structural damages based on Lamb waves methodology using piezoelectric materials as actuators and sensors. Lamb waves are a form of elastic perturbation that remains guided between two parallel free surfaces. Lamb waves are formed when the actuator excites the structure's surface with a pulse after receiving a signal. When the wave propagates on the structure, it comes in a PZT sensor from different paths. One path is when the wave reaches the sensor directly, i.e. without obstacles in the path in which it propagated. Another possible path is when the wave reaches the sensor after spreads on discontinuities in the structure's surface. Damages can be detected and located through several features of the received signals and with the use of certain techniques of signal processing. In this context, several experimental tests were performed on different kinds of structures. Piezoelectric actuators and sensors networks were attached on the surface of these structures in order to make the Lamb waves configuration. The PZTs actuators excited the structure in high frequency ranges. Different kinds of structural damages were simulated by increasing mass, reduction of stiffness and cuts through the edge of the structures. Four damage-sensitive indexes were used to detect the presence of the damage in the structure: Root-Means-Square Deviation (RMSD), Metric Damage Index (MDI),  $H_2$  Norm and Correlation Coefficient Deviation (CCDM). These indices were computed in the frequency domain. The results showed the viability of the Lamb waves methodology for Structural Health Monitoring system using smart materials as actuators and sensors.

**Keywords:** Structural Health Monitoring, Lamb Waves, Smart Materials, Aeronautical Structure.



## LISTA DE FIGURAS

Figura 1.1. Avião da Força Aérea Americana após cair em Dover, Delaware. ....	21
Figura 2.1. Célula unitária de PZT: (a) Tipo Perovskite Titanato Zirconato de Chumbo (PZT), célula unitária no estado de simetria cúbica abaixo da temperatura de <i>Curie</i> ; (b) Célula unitária distorcida tetragonalmente acima a temperatura de <i>Curie</i> .....	27
Figura 2.2. Dipolos elétricos nos domínios: (a) cerâmica ferroelétrica não-polarizada; (b) durante a polarização e (c) após a polarização (cerâmica piezolétrica).....	28
Figura 2.3. Efeito induzido nos dipolos de materiais piezolétricos. ....	29
Figura 2.4. Tensão elétrica aplicada em fase, gerando movimento longitudinal. ....	32
Figura 2.5. Tensão elétrica aplicada em anti-fase, gerando movimento de flexão.....	32
Figura 2.6. Elementos piezolétricos ligados em fase. ....	32
Figura 2.7. Elementos piezolétricos ligados em anti-fase. ....	32
Figura 2.8. Modelos equivalentes de um sensor piezolétrico.....	33
Figura 2.9. Ilustração do efeito piezolétrico direto-sensor e inverso-atuador. ....	35
Figura 2.10. Comparação do coeficiente piezolétrico do PVDF e Polyimides em função da temperatura. ....	36
Figura 2.11. Equipamentos utilizados no sistema de controle de vibração e ruído.....	37
Figura 2.12. (a) Raquetes de tênis que utilizam materiais inteligentes e (b) Detalhe das intellifibers. ....	38
Figura 2.13. Bastão de Baisebol com sistema para atenuar vibrações.....	38
Figura 2.14. <i>Magne-Ride</i> <sup>TM</sup> : sistema de amortecimento utilizando fluido MR. ....	39
Figura 2.15. Luva com memória de forma. ....	40
Figura 2.16. Aparelhos ortodônticos com fios de liga de memória de forma. ....	40
Figura 2.17. Mecanismo do Piso gerador de energia (retirada do relatório da East Japan Railway Company).....	41
Figura 2.18. Piso gerador de energia implantado na Estação Marunouchi North Exit em Tokyo em 2006 (retirada do relatório da East Japan Railway Company).....	42
Figura 2.19. Pista de dança sustentável.....	43
Figura 3.1. Modelo usado para representar o acoplamento de um PZT com a estrutura base. ....	53
Figura 5.1. Ondas ultra-sônicas básicas em placas. ....	69
Figura 5.2. Representação gráfica dos modos Simétricos e Anti-Simétricos das Ondas de Lamb.....	70
Figura 5.3. Placa infinita com superfícies livres (INMAN et al., 2005).....	73

Figura 5.4. Movimento Simétrico e Anti-simétrico de uma partícula através da espessura da placa.....	75
Figura 5.5. Curva de dispersão para o alumínio.....	80
Figura 5.6. (a) setup dos PZTs e (b) procedimento de excitação e medida dos sinais. ....	82
Figura 5.7. Procedimento de detecção de falhas utilizando o método das ondas de Lamb. ....	85
Figura 5.8 Exemplos de sinais: (a) senoidal - 15kHz e 5,5 ciclos; (b) senoidal janelado (janela Hanning) - 15kHz e 5,5 ciclos; (c) senoidal com frequência variada de 15 a 20kHz.	87
Figura 6.1. Procedimento de identificação de falhas utilizando o método das ondas de Lamb. ....	90
Figura 6.2. Placa de aquisição de sinais National Instruments NI USB-6211. ....	91
Figura 6.3. Viga de alumínio com PZT atuador e PZTs sensores .....	92
Figura 6.4. Pulsos recebidos para excitação senoidal em (a) 15 e (b) 20kHz. ....	93
Figura 6.5. Pulsos recebidos para excitação senoidal janelado em (a) 15 e (b) 20kHz. ....	93
Figura 6.6. Sinais recebidos para excitação Chirp nas faixas de frequência de (a) 15 a 20kHz e (b) 20 a 25kHz.....	94
Figura 6.7. Coerência obtida nos experimentos realizados em placas planas. ....	95
Figura 6.8. Placa de alumínio com PZTs acoplados. ....	98
Figura 6.9. (a) Configuração experimental; (b) procedimento de excitação e medição. ....	98
Figura 6.10. Configuração utilizada/desenhada na placa. ....	99
Figura 6.11. Detalhe das linhas desenhadas na placa (a) nas proximidades do PZT 2, (b) na região central e (c) nas proximidades do PZT 3. ....	100
Figura 6.12. Exemplos de FRFs obtidas nos testes experimentais. ....	101
Figura 6.13. Índices de falha computados para a Condição de Falha 1, com a massa de 1 g em diferentes posições em relação à linha central. ....	101
Figura 6.14. Posição máxima encontrada para a Condição de Falha 1.....	102
Figura 6.15. Índices de falha computados para a Condição de Falha 2, com a massa de 1 g em diferentes posições em relação à linha central. ....	102
Figura 6.16. Posição máxima encontrada para a Condição de Falha 2.....	103
Figura 6.17. Índices de falha computados para a Condição de Falha 3, com a massa de 1 g em diferentes posições em relação à linha central. ....	103
Figura 6.18. Posição máxima encontrada para a Condição de Falha 3.....	104
Figura 6.19. Região de influência da falha identificada.....	104
Figura 6.20. (a) Montagem experimental; (b) PZT 1 excitando a estrutura.....	105
Figura 6.21. Posições das falhas acopladas na estrutura.....	106

Figura 6.22. Detalhe (a) do corte (b) da falha na posição p1, (c) p6 e (d) p7. ....	107
Figura 6.23. Exemplos de FRFs obtidas nos testes experimentais. ....	107
Figura 6.24. Índices de falha computados: corte de 1mm de comprimento.....	108
Figura 6.25. Índices de falha computados: propagação da falha.....	108
Figura 6.26. Índices computados para falhas múltiplas, isto é, corte de 5mm de profundidade e adição da massa de 1g na posição p7. ....	109
Figura 6.27. Índices de falha computados para adição da massa de 1g na posição p1.....	109
Figura 6.28. Índices de falha computados nas posições p1 até p6. ....	110
Figura 6.29. Índices de falha computados no caminho 1-2 para a condição de falha em p7, no caminho 1-3 para a condição de falha em p1 e no caminho 1-4 para a falha no sensor 4. ....	111
Figura 6.30. Placa de alumínio com PZTs sensores e atuador acoplados na superfície .....	112
Figura 6.31. (a) Aparato experimental; (b) PZT atuador excitando a estrutura. ....	113
Figura 6.32. Posição da falha na superfície da placa (a) para a Condição de Falha 1, (b) 2 e (c) 3 (condição de falha múltipla). ....	114
Figura 6.33. Exemplos de FRFs obtidas nos testes experimentais. ....	114
Figura 6.34. Índices de falha computados: Condição de Falha 1. ....	115
Figura 6.35. (a) Região da falha identificada para Condição de Falha 1; (b) posição da falha, confirmando a região identificada.....	115
Figura 6.36. Índices de falha computados: Condição de Falha 2. ....	116
Figura 6.37. (a) Região da falha identificada para Condição de Falha 2; (b) posição da falha, confirmando a região identificada.....	116
Figura 6.38. Índices de falha computados: Condição de Falha 3. ....	117
Figura 6.39. (a) Regiões das falhas identificadas para Condição de Falha 3; (b) posições das falhas, confirmando as regiões identificadas. ....	117
Figura 6.40. Procedimento de excitação e medição.....	119
Figura 6.41. Posição da falha na superfície da estrutura (a) para a Condição de Falha 1, (b) 2, (c) 3 e (d) 4 (condição de falha múltipla). ....	120
Figura 6.42. Exemplos de FRFs obtidas para a Condição de Falha 1. ....	120
Figura 6.43. Índices de falha computados: Condição de Falha 1 – detecção da falha.....	121
Figura 6.44. Índices de falha computados: Condição de Falha 1 – detecção e localização da falha. ....	122
Figura 6.45. (a) Região da falha identificada: Condição de Falha 1; (b) posição da falha, confirmando a região identificada.....	123

Figura 6.46. Exemplos de FRFs obtidas para a Condição de Falha 2. ....	123
Figura 6.47. Índices de falha computados para Condição de Falha 2.....	124
Figura 6.48. Índices de falha computados para Condição de Falha 2, mostrados no desenho esquemático da placa. ....	124
Figura 6.49. (a) Região da falha identificada: Condição de Falha 2; (b) posição da falha, confirmando a região identificada. ....	125
Figura 6.50. Exemplos de FRFs obtidas para a Condição de Falha 3. ....	125
Figura 6.51. Índices de falha computados para a Condição de Falha 3.....	126
Figura 6.52. Índices de falha computados para a Condição de Falha 3, mostrados no desenho esquemático da placa. ....	126
Figura 6.53. (a) Região da falha identificada: Condição de Falha 3; (b) posição da falha, confirmando a região identificada. ....	127
Figura 6.54. Exemplos de FRFs obtidas para a Condição de Falha 4. ....	127
Figura 6.55. Índices de falha computados: Condição de Falha 4 – detecção da falha.....	128
Figura 6.56. Índices de falha computados para a Condição de Falha 4, mostrados no desenho esquemático da placa. ....	128
Figura 6.57. (a) Regiões das falhas identificadas: Condição de Falha 4; (b) posições das falhas, confirmando as regiões identificadas. ....	129
Figura 6.58. Fotos do painel aeronáutico. ....	130
Figura 6.59. Dimensões do painel aeronáutico.....	130
Figura 6.60. Configuração de PZTs formada na superfície externa do painel. ....	131
Figura 6.61. Sequência de excitação realizada no painel aeronáutico. ....	132
Figura 6.62. Posição da falha na superfície da estrutura (a) para a Condição de Falha 1, (b) condição 2, (c) condição 3, com falhas múltiplas, (d) condição 4, (e) condição 5, (f) condição 6, (g) condição 7 e (h) condição 8. ....	134
Figura 6.63. Coerência obtida para (a) excitação de 30 a 35kHz e (b) de 0 a 35kHz. ....	135
Figura 6.64. Exemplos de FRFs obtidas nos experimentos. ....	135
Figura 6.65. Comparação entre as FRFs obtidas para o caminho 5-1 da Condição de Falha 1. ....	136
Figura 6.66. Índices de falha computados – Detecção da Falha: (a) Condição de Falha 1 e (b) estrutura reparada. ....	137
Figura 6.67. Índices de falha computados: Condição de Falha 1 – detecção e localização da falha. ....	138

Figura 6.68. (a) Região da falha identificada: Condição de Falha 1; (b) posição da falha, confirmando a região identificada.....	139
Figura 6.69. Índices de falha computados – detecção da falha: (a) Condição de Falha 2 e (b) estrutura reparada. ....	140
Figura 6.70. Índices de falha computados: Condição de Falha 2 – detecção e localização da falha. ....	141
Figura 6.71. (a) Região da falha identificada: Condição de Falha 2; (b) posição da falha, confirmando a região identificada.....	142
Figura 6.72. Índices de falha computados – detecção da falha: (a) Condição de Falha 3 e (b) estrutura reparada. ....	143
Figura 6.73. Índices de falha computados: Condição de Falha 3 – detecção e localização da Falha. ....	144
Figura 6.74. (a) Regiões das falhas identificadas: Condição de Falha 3; (b) posição das falhas, confirmando a região identificada.....	145
Figura 6.75. Índices de falha computados – detecção da falha: (a) Condição de Falha 4 e (b) estrutura reparada. ....	146
Figura 6.76. Índices de falha computados: Condição de Falha 4 – detecção e localização da falha. ....	147
Figura 6.77. (a) Região da falha identificada: Condição de Falha 4; (b) posição da falha, confirmando a região identificada.....	148
Figura 6.78. Índices de falha computados – detecção da falha: (a) Condição de Falha 5 e (b) estrutura reparada. ....	149
Figura 6.79. Índices de falha computados: Condição de Falha 5 – detecção e localização da falha. ....	150
Figura 6.80. (a) Região da falha identificada: Condição de Falha 5; (b) posição da falha, confirmando a região identificada.....	151
Figura 6.81. Índices de falha computados – detecção da falha: (a) Condição de Falha 6 e (b) estrutura reparada. ....	152
Figura 6.82. Índices de falha computados: Condição de Falha 6 – detecção e localização da falha. ....	153
Figura 6.83. (a) Região da falha identificada: Condição de Falha 6; (b) posição da falha, confirmando a região identificada.....	154
Figura 6.84. Índices de falha computados – detecção da falha: (a) Condição de Falha 7 e (b) estrutura reparada. ....	155

Figura 6.85. Índices de falha computados: Condição de Falha 7 – detecção e localização da falha. ....	156
Figura 6.86. (a) Região da falha identificada: Condição de Falha 7; (b) posição da falha, confirmando a região identificada. ....	157
Figura 6.87. Índices de falha computados – detecção da falha: (a) Condição de Falha 8 e (b) estrutura reparada. ....	158
Figura 6.88. Índices de falha computados: Condição de Falha 8 – detecção e localização da falha. ....	159
Figura 6.89. (a) Região da falha identificada: Condição de Falha 8; (b) posição da falha, confirmando a região identificada. ....	160
Figura 6.90. Configuração de PZTs formada na superfície interna do painel. ....	160
Figura 6.91. Sequência de excitação realizada na região interna do painel aeronáutico. ....	161
Figura 6.92. Posição da falha na superfície da estrutura (a) para a Condição de Falha 1, (b) 2 e (c) 3. ....	162
Figura 6.93. Coerência obtida nos experimentos (a) para a primeira (1 <sup>a</sup> ) e (b) segunda (2 <sup>a</sup> ) excitação. ....	163
Figura 6.94. Índices de falha computados para a Condição de Falha 1-A – detecção e localização da falha. ....	163
Figura 6.95. Índices de falha computados para a Condição de Falha 2-A – detecção e localização da falha. ....	164
Figura 6.96. Índices de falha computados para a Condição de Falha 3-A – detecção e localização da falha. ....	164
Figura 6.97. Fase obtida para alguns caminhos da Condição de Falha 1. ....	166
Figura 6.98. Fases obtidas para alguns caminhos da Condição de Falha 1 após aplicação do comando “ <i>unwrap</i> ”. ....	167
Figura 6.99. Fases obtidas para alguns caminhos da Condição de Falha 1 após aplicação do comando “ <i>unwrap</i> ”- menor intervalo de frequência (12 a 14kHz). ....	167
Figura 6.100. Diferença das fases para a Condição de Falha 1 e estrutura reparada. ....	168
Figura 6.101. Valores RMS computados para (a) Condição de Falha 1 e (b) estrutura reparada. ....	169

## LISTA DE TABELAS

Tabela 2.1. Propriedades físicas do PZT e do PVDF. ....	31
Tabela 2.2. Comparação entre os polímeros PVDF e Polyimides.....	36
Tabela 6.1. Espaçamentos entre atuador-sensor. ....	94
Tabela 6.2. Propriedades e dimensões da placa.....	98
Tabela 6.3. Propriedades e dimensões da placa.....	112
Tabela 6.4. Sequência de excitação, PZTs envolvidos e caminhos resultantes .....	119
Tabela 6.5. Sequência de excitação, PZTs envolvidos e caminhos resultantes .....	133
Tabela 6.6. Sequência de excitação, PZTs envolvidos e caminhos resultantes .....	161

## LISTA DE SÍMBOLOS

### Letras Latinas

$a$	Metade do comprimento retangular ou raio do atuador piezelétrico
$A$	Fator de atenuação
$A_i$	Modo Anti-simétrico $i$ das ondas de Lamb
$b_b$	Largura da estrutura base
$b_p$	Largura do PZT
$C$	Capacitância do sensor
$C_F$	Velocidade de fase da onda de Lamb
$C_G$	Velocidade de grupo da onda de Lamb
$C_L$	Velocidade longitudinal da onda de Lamb
$C_T$	Velocidade transversal da onda de Lamb
$d$	Metade da espessura da estrutura
$d_{kij}$	Constante piezelétrica
$\mathbf{E}$	Matriz de erro na rigidez
$E$	Módulo de elasticidade
$E_b$	Módulo de elasticidade da estrutura base
$E_k$	Campo elétrico
$E_p$	Módulo de elasticidade do PZT
$f$	Força do corpo por unidade de volume

$f$	Frequência de excitação
$F(\omega)$	Transformada de Fourier da força de entrada
$G(\omega)$	Função de transferência do sistema
$\ G\ _{\infty}$	Norma $H_{\infty}$
$\ G\ _2$	Norma $H_2$
$I_{CCDM}$	Índice CCDM
$I_{FM}$	Índice de Falha Métrica
$I_{H_2}$	Índice $H_2$
$I_{RMSD}$	Índice RMSD
<b>K1</b>	Matriz de rigidez no estado danificado
<b>K2</b>	Matriz de rigidez no estado não-danificado
$k_r$	Número da onda de Reileigh
$L$	Distância de propagação da onda de Lamb
$Q$	Carga elétrica
$S_i$	Modo simétrico $i$ das ondas de Lamb
$S_{ij}$	Tensor deformação
$S_{ijkl}^E$	Tensor de compliança
$S_{y_{sf}}$	Desvio padrão da FRF medida na estrutura saudável (sem falha)
$S_{y_{cd}}$	Desvio padrão da FRF medida na estrutura em uma condição desconhecida
$t$	Espessura da estrutura
$t_b$	Espessura da estrutura base
$T_{kl}$	Tensor de tensão
$t_p$	Espessura do PZT
$tr$	Traço da matriz
<b>u</b>	Vetor deslocamento da partícula
<b>ü</b>	Vetor aceleração da partícula
$V$	Tensão elétrica aplicada
$x$	Direção $x$
$\dot{X}(\omega)$	Transformada de Fourier da velocidade
$y$	Direção $y$
$Y(\omega)$	Admitância Mecânica



$Y_{i,CD}$	FRF medida na estrutura em uma condição desconhecida
$Y_{i,SF}$	FRF medida na estrutura saudável (sem falha)
$\bar{Y}_{CD}$	Valor médio da FRF medida na estrutura em uma condição desconhecida
$\bar{Y}_{SF}$	Valor médio da FRF medida na estrutura saudável (sem falha)
$z$	Direção $z$
$Z(\omega)$	Impedância mecânica

### Letras Gregas

$\delta_{ij}$	Delta de Kronecker
$\nu$	Coefficiente de Poisson
$\epsilon_{ij}$	Componentes do tensor de deformação
$\lambda_\omega$	Comprimento da onda
$\lambda$	Constante de Lamé
$\mu$	Constante de Lamé
$\rho$	Densidade do material
$\ddot{\phi}$	Derivada segunda da função potencial escalar
$\ddot{\Psi}$	Derivada segunda do vetor potencial
$\omega$	Frequência de excitação
$\phi$	Função potencial escalar
$\sigma_{\max}$	Maior valor singular da função de transferência $G$
$\xi$	Número da onda ( <i>wavenumber</i> )
$\epsilon_{ik}^T$	Permissividade dielétrica
$\epsilon_0$	Permissividade no vácuo
$\phi$	Potencial elétrico aplicado no PZT
$\tau$	Tensor de tensão
$\Psi$	Vetor potencial

## Subscritos

b	Referente à estrutura base
CD	Referente a uma condição estrutural desconhecida
i	Referente ao <i>i</i> -ésimo ponto da aquisição de dados
j	Referente ao <i>j</i> -ésimo sensor
p	Referente ao material piezelétrico
SF	Referente à condição de estrutura saudável (sem falha)
x	Referente à direção x
y	Referente à direção y
z	Referente à direção z

## Sobrescritos

E	Quantidades obtidas com tensão constante
T	Quantidades obtidas com campo elétrico constante
A	Referente ao modo anti-simétrico das ondas de Lamb
S	Referente ao modo simétrico das ondas de Lamb

## Siglas

2D	Duas Dimensões
3D	Três Dimensões
AE	Emissão Acústica ( <i>Acoustic Emission</i> )
AG	Algoritmo Genético
ATVA	Atenuador Ativo de Vibrações ( <i>Active Tuned Vibration Attenuators</i> )
BVID	Falha por Impacto de Difícil Visualização ( <i>Barely Visible Impact Damage</i> )
CCDM	Coefficiente Média de Desvio de Correlação ( <i>Correlation Coefficient Deviation Mean</i> )
CFRP	Placa Reforçada com Fibra de Carbono ( <i>Carbon Fiber Reinforced Plate</i> )
DLAC	Critério da Garantia da Posição da Falha ( <i>Damage Location Assurance Criterion</i> )
DOF	Grau de Liberdade ( <i>Degrees of Freedom</i> )
ER	Eletro-reológico ( <i>Electro-rheological</i> )

FEM	Método dos Elementos Finitos ( <i>Finite Element Method</i> )
FFT	Transformada Rápida de Fourier ( <i>Fast Fourier Transform</i> )
FRF	Função de Resposta em Frequência ( <i>Frequency Response Function</i> )
IFM	Índice de Falha Métrica
LDV	Vibrometria Laser ( <i>Laser Doppler Vibrometer</i> )
MR	Magneto-reológico ( <i>Magneto-rheological</i> )
MUX	Multiplexador
NASA	Agência Aeroespacial dos Estados Unidos ( <i>National Aeronautics and Space Administration</i> )
NDE	Avaliação Não-destrutiva ( <i>Nondestructive Evaluation</i> )
NDT	Técnica Não-destrutiva ( <i>Nondestructive Technique</i> )
P	Ondas Planas ou Longitudinais
PDP	Processamento Paralelo Distribuído ( <i>Parallel Distributed Processing</i> )
PSO	Otimização por Nuvens de Partículas ( <i>Particle Swarm Optimization</i> )
PVDF IDT	Fluorido de Polivinidileno Interdigitalizado ( <i>Polivinidilene Fluoride Interdigitalized</i> )
PVDF	Fluorido de Polivinidileno ( <i>Polovinidilene Fluoride</i> )
PWAS	Wafer Piezelétrico de Sensores Ativos ( <i>Piezoelectric Wafer Active Sensors</i> )
PZT	Titanato Zirconato de Chumbo ( <i>Plumbum Titanatum Zirconatum</i> )
RMS	Raiz Média Quadrática ( <i>Root Mean Square</i> )
RMSD	Desvio de Raiz Média Quadrática ( <i>Root Mean Square Deviation</i> )
RNA	Rede Neural Artificial
S	Ondas de Cisalhamento ou Transversais
SEM	Método dos Elementos Espectrais ( <i>Spectral Element Method</i> )
SH	Ondas de Cisalhamento Horizontais
SHM	Monitoramento da Integridade Estrutural ( <i>Structural Health Monitoring</i> )
SISO	Simples-entrada Simples-saída ( <i>Single-input Single-output</i> )
SMA	Liga de Memória de Forma ( <i>Shape Memory Alloy</i> )
TOF	Tempo de Vôo ( <i>Time of Flight</i> )
TPS	Sistema de Proteção Térmica ( <i>Thermal Protection System</i> )

## SUMÁRIO

<b>CAPÍTULO 1. INTRODUÇÃO</b> .....	20
1.1. Objetivos do Trabalho .....	24
1.2. Organização do Trabalho.....	24
<b>CAPÍTULO 2. CONCEITOS DE PIEZELETRICIDADE</b> .....	26
2.1. Equações Constitutivas da Piezeletricidade .....	28
2.2. Sensores e atuadores piezelétricos .....	31
2.2.1. Atuadores Piezelétricos .....	32
2.2.2. Sensores Piezelétricos .....	33
2.3. Materiais Piezelétricos .....	34
2.3.1. Aplicações Recentes de Materiais Inteligentes.....	37
<b>CAPÍTULO 3. MÉTODOS NÃO-DESTRUTIVOS DE IDENTIFICAÇÃO DE FALHAS</b> .....	44
3.1. Problema Direto e Problema Inverso .....	44
3.2. Detecção de falhas baseada no modelo modal.....	45
3.2.1. Mudanças nas formas modais .....	45
3.2.2. Curvaturas das formas modais .....	45
3.2.3. Energia de Deformação Modal .....	46
3.2.4. Métodos baseados em FRFs .....	47
3.3. Detecção de falhas baseada em vibrações .....	48
3.3.1. Métodos Baseados no Domínio do Tempo e da Frequência .....	49
3.3.2. Métodos Baseados na Medida da Flexibilidade Dinâmica.....	50
3.3.3. Método do Erro na Matriz de Rigidez.....	51
3.4. Métodos Baseados na Impedância Elétrica .....	52
3.4.1 Índices Baseados em Normas de Sistemas .....	55
3.5. Algoritmos de Otimização para Quantificação de Falhas .....	57
3.5.1. Redes Neurais .....	57
3.5.2. Algoritmos Genéticos.....	58

<b>CAPÍTULO 4. ONDAS DE LAMB e SHM.....</b>	<b>61</b>
4.1. SHM Baseado em Propagação de Onda.....	61
4.2. Implementação de Técnicas das Ondas de Lamb em SHM .....	62
<b>CAPÍTULO 5. DESCRIÇÃO DAS ONDAS DE LAMB PARA IDENTIFICAÇÃO DE FALHAS ESTRUTURAIS .....</b>	<b>69</b>
5.1. Teoria das Ondas de Lamb .....	69
5.2. Fundamentos da Propagação de uma Onda Elástica.....	71
5.2.1. Sólido 3-D Isotrópico Elástico Linear .....	71
5.2.2. A Decomposição de Helmholtz para Meios Isotrópicos .....	71
5.2.3. Equações das Ondas de Rayleigh-Lamb para uma Placa Infinita.....	73
5.3. Descrição do sistema de placa com atuadores de PZT.....	81
5.3.1. Modelagem da placa via Método dos Elementos Finitos.....	83
5.3.2. Modelagem da Placa via Método dos Elementos Espectrais.....	83
5.4. Procedimentos de Otimização .....	84
5.4.1. Seleção da Frequência .....	85
5.4.2. Seleção do Formato do Pulso.....	86
5.4.3. Seleção do Atuador e/ou do Espaçamento entre Atuador-Sensor.....	88
5.4.4. Interpretação do sinal .....	89
<b>CAPÍTULO 6. APLICAÇÕES EXPERIMENTAIS.....</b>	<b>90</b>
6.1. Índices de Falha .....	95
6.1.1. Root-Mean-Square Deviation (RMSD).....	95
6.1.2. Norma $H_2$ .....	96
6.1.3. Índice de Falha Métrica (IFM).....	97
6.1.4. Correlation Coefficient Deviation Mean (CCDM): .....	97
6.2. Experimento 1: Análise da Região de Influência da falha .....	97
6.2.1. Conclusões para o Experimento 1 .....	105
6.3. Experimento 2: Detecção da Propagação da Falha na Estrutura .....	105
6.3.1. Conclusões para o Experimento 2.....	111

6.4. Experimento 3: Localização de Falhas – 1 Atuador .....	112
6.4.1. Conclusões para o Experimento 3.....	118
6.5. Experimento 4: Localização de Falhas – Vários Pares de Sensor/Atuador.....	118
6.5.1. Conclusões para o Experimento 4.....	129
6.6. Experimento 5: Localização de Falhas em uma Estrutura Aeronáutica.....	130
6.6.1. SHM na Superfície Externa do Painel Aeronáutico.....	131
6.6.2. SHM na Superfície Interna do Painel Aeronáutico.....	160
6.5.3. Identificação da Falha Através da Análise da Fase.....	165
6.5.4. Conclusões para o Experimento 5.....	169
<b>CAPÍTULO 7. CONSIDERAÇÕES FINAIS E PRÓXIMAS ETAPAS .....</b>	<b>171</b>
<b>REFERÊNCIAS.....</b>	<b>173</b>
<b>APÊNDICE A – CÁLCULO DO TAMANHO ÓTIMO DO ATUADOR .....</b>	<b>201</b>

## CAPÍTULO 1. INTRODUÇÃO

Muitas estruturas de engenharia mecânica, civil ou aeronáutica continuam sendo utilizadas apesar do grande tempo de vida e da possibilidade de apresentarem danos acumulados; ou mesmo contendo erros de projeto que poderão originar defeitos futuros, como trincas. Portanto, a habilidade de monitorar a condição destes sistemas, ou seja, sua integridade estrutural tem se tornado uma área de pesquisa muito importante do ponto de vista econômico e de segurança nos últimos anos. Esta área é usualmente denominada de *Structural Health Monitoring*, SHM, e engloba as fases de aquisição, validação e análise de dados.

O Monitoramento da Integridade Estrutural (SHM) é definido na literatura como a aquisição, a validação e a análise de dados técnicos para facilitar decisões de gerência do ciclo de vida da estrutura (HALL, 1999a). De uma maneira mais genérica, SHM denota um sistema com a habilidade de detectar e interpretar mudanças adversas em uma estrutura a fim melhorar a confiabilidade e reduzir custos referentes ao ciclo de vida dessa estrutura.

A idéia básica do problema SHM é que a presença de falhas altera “significativamente” as propriedades físicas do sistema – por exemplo, redução de rigidez causada pela presença de trincas – e/ou provoca variações das propriedades geométricas que podem vir a mudar as condições de contorno e a conectividade do sistema. Todos estes fatores podem comprometer o desempenho futuro da estrutura e resultar em uma mudança na resposta dinâmica do sistema. Portanto, está implícito na definição de falha que o problema de diagnóstico é a comparação entre dois estados de um sistema, ou seja, um estado sem falha e outro estado com falha.

Sistemas de SHM consistem em redes de sensores para aquisição de dados e alguns processadores internos empregando um algoritmo para avaliar as condições da estrutura e realizar o monitoramento no tempo. SHM pode ser passivo ou ativo. SHM passivo avalia o estado da estrutura usando sensores passivos (carregamento, tensão, condição ambiental, indicadores do desempenho, emissão acústica das falhas, etc.) que são monitorados no tempo e realimentados em um modelo estrutural. O SHM passivo somente “ouve” a estrutura, mas não interage com ela. SHM ativo é diferente do SHM passivo porque usa sensores para “interrogar” a estrutura a fim de detectar a presença, a extensão e a intensidade das falhas. Os sensores ativos agem na estrutura da mesma maneira que os transdutores na avaliação não-destrutiva (NDE) convencional. Ao contrário dos sensores passivos (os quais somente

“ouvem” a estrutura), os sensores ativos interagem diretamente com a estrutura e encontram seu estado de saúde e de confiabilidade.

O desafio maior em projetar um sistema SHM está no fato de saber quais mudanças procurar e como identificá-las. As características das falhas em uma estrutura particular abrem oportunidade para definir a arquitetura do sistema de SHM. As mudanças resultantes, ou a influência da falha, ditarão o tipo de sensor que é requerido, o qual determina, por sua vez, as exigências de reparo dos componentes no sistema.

Alguns exemplos recentes tiveram grande destaque na mídia, alertando para a necessidade e importância do SHM em tais estruturas. Pode-se citar, por exemplo, o avião de transporte C-5 Galaxy da Força Aérea norte-americana que caiu as 10hs37 de 03 de abril de 2006 na base aérea de Dover, no Estado de Delaware. O C-5, fabricado pela Lockheed Martin, é um dos maiores aviões militares do mundo e é usado para carregar grandes cargas. A aeronave normalmente tem uma tripulação de sete pessoas. As causas exatas ainda não foram divulgadas. A figura (1.1) mostra o avião no chão com a cabine e a cauda separadas da fuselagem.



Figura 1.1. Avião da Força Aérea Americana após cair em Dover, Delaware.

A indústria aeroespacial tem um dos investimentos mais elevados para SHM, pois os danos podem conduzir às falhas catastróficas e caras e, os veículos envolvidos têm inspeções regulares. Atualmente, 27% do custo do ciclo de vida de um avião de porte médio é gasto na inspeção e no reparo (HALL, 1999b). Esta estatística exclui o custo de oportunidade associado com o tempo que o avião fica parado. Estes veículos comerciais e militares estão usando cada vez mais materiais compósitos devido a vantagem que eles têm referente à força específica excelente, às propriedades da rigidez, o desempenho à fadiga, entre outras. A desvantagem, entretanto, é que os materiais compósitos apresentam desafios para projeto,



manufatura, manutenção e reparo sobre as partes metálicas desde que elas tendem a falhar pelos modos de falhas distribuídas e interativas (KESSLER, 2002).

Além disso, detecção de falhas em compósitos é mais difícil do que em estruturas metálicas devido à anisotropia do material, à condutividade das fibras e ao fato que diversas falhas ocorrem, com frequência, abaixo da superfície superior do compósito laminado e não é, portanto, prontamente detectável (falhas por impacto de difícil visualização, ou BVID – *Barely Visible Impact Damage*). Atualmente, técnicas não destrutivas (NDT) em compósitos têm sido bem sucedidas para pequenas espécimes em laboratório, tais como detecção da radiografia X (raio X penetrante-realçado) e o hidro-ultra-sônicos (C-scan), são pouco práticos para a inspeção *in service* de grandes componentes e de veículos integrados. Está claro que novas e confiáveis metodologias para a detecção de falhas em compósitos necessitam ser desenvolvidas para assegurar que o custo total de estruturas críticas não se torne um fator limitante para seu uso.

Diversas técnicas foram pesquisadas para detectar os danos em materiais compósitos, porém os métodos das ondas de Lamb têm re-emergido recentemente como uma maneira confiável de encontrar os danos nestes materiais (HALL, 1999b, BHAT, 1994, WANG, 1979). Estas técnicas foram aplicadas em uma variedade de formas na literatura. Cada uma destas técnicas oferece vantagens originais em detectar determinados tipos de danos com vários níveis de complexidade analítica.

É comum que antes e depois que um sistema mecânico seja posto em serviço, uma avaliação e testes em sua integridade sejam feitos. Uma avaliação não-destrutiva (NDE) é feita com o objetivo de conseguir um certo grau de segurança e confiabilidade deste sistema mecânico, mesmo durante ou depois de seu uso. Muitas técnicas de NDE são bem desenvolvidas e instrumentadas para uma grande variedade das aplicações, tais como a inspeção ultra-sônica, a radiografia-X e testes de emissão acústica. Entretanto, os métodos tradicionais de NDE não podem satisfazer às necessidades crescentes da inspeção em linha e da avaliação contínua da condição da saúde das estruturas quando as estruturas estiverem em serviço. Com os avanços tecnológicos em materiais inteligentes ("*smart materials*"), sensores, processamento de dados e sinais, avanços computacionais, como também a crescente demanda de uma avaliação no tempo real do estado de estruturas, o SHM emergiu como uma evolução natural das tecnologias tradicionais de NDE para satisfazer estas exigências. Embora o SHM possa ser literalmente categorizado como uma técnica de NDE, ele desvia um pouco dos conceitos tradicionais de NDE no sentido que o objetivo final de SHM é a avaliação automática, contínua e em tempo real da estrutura.

Neste contexto, cada vez mais a manutenção preditiva vem fazendo parte de nosso cotidiano, sendo aplicada nas indústrias, em empresas, nas construções, no monitoramento de máquinas, etc (FURTADO, 2002). Sua utilização se justifica principalmente devido à necessidade de reduzir gastos e aumentar a confiabilidade e segurança das estruturas e equipamentos. Existem algumas técnicas de manutenção preditiva baseadas nos ensaios não-destrutivos (NDE) que já são largamente aplicadas, dentre elas temos: análise de óleo, partículas magnéticas, líquidos penetrantes, métodos baseados na análise de vibrações, etc. A exigência cada vez maior dessas técnicas e, ainda, sua utilização nas mais diversas situações, impulsionam pesquisas envolvendo novos materiais e o desenvolvimento de novas técnicas.

A caracterização de falhas, para melhor entendimento, pode ser classificada por níveis. Doebling et al.(1998) usam quatro níveis de classificação:

- Nível 1 – Detecta a existência da falha;
- Nível 2 – Detecta e localiza a falha;
- Nível 3 – Detecta, localiza e quantifica a falha;
- Nível 4 – Detecta, localiza e quantifica a falha e então estima a vida útil restante do equipamento.

Inman (2001) examinou o uso de materiais inteligentes (materiais piezelétricos - PZT) em aplicações estruturais, chamando estas estruturas de estruturas inteligentes. No estudo realizado por Inman (2001), é apresentada uma introdução sobre estruturas inteligentes e o uso delas em supressão de vibrações, controle de vôo e Monitoramento da Integridade Estrutural. Apresenta ainda um resumo e problemas do Monitoramento da Integridade Estrutural, utilizando materiais inteligentes, e adiciona mais três níveis na caracterização de falhas, sendo eles:

- Nível 5 – Combina o nível 4 com estruturas inteligentes para auto-diagnóstico de falhas estruturais;
- Nível 6 – Combina o nível 4 com estruturas inteligentes e controle para formar um sistema de auto-reparo estrutural;
- Nível 7 – Combina o nível 1 com controle ativo e estruturas inteligentes para obtenção de um sistema simultâneo de controle e monitoramento.

Devido ao grande avanço computacional, uma grande mudança aconteceu nos últimos anos para instrumentação de auto-monitoramento ativo que incorpora tecnologia de autodiagnóstico nos sistemas mecânicos para monitorar as condições de operação e o dano estrutural. O crescimento contínuo do uso de novos materiais para fazer sistemas leves e

fortes e esquemas de manutenção inteligente, que apenas efetuará o reparo se realmente for necessário, pode ser economicamente atraente.

Esse trabalho apresenta uma técnica de SHM utilizando o Nível 2 de caracterização de falhas combinado com o uso de materiais piezelétricos. Para a identificação de falhas, foi utilizada a metodologia das ondas de Lamb. Essa técnica emprega materiais piezelétricos (PZT) como atuadores e sensores. Sendo assim, serão apresentados, no capítulo 2, conceitos de piezeletricidade e materiais inteligentes para um melhor entendimento da proposta utilizada.

### **1.1. Objetivos do Trabalho**

Este trabalho tem como meta a proposição de um método híbrido de Monitoramento da Integridade Estrutural (SHM), ou seja, a aplicação do método das ondas de Lamb combinado com o uso da Função de Resposta em Frequência para caracterizar a integridade estrutural. Para isto, serão utilizados materiais piezelétricos (PZT) na geração e sensoriamento das ondas de Lamb, que, através de testes experimentais, formarão a configuração necessária para se realizar o monitoramento da integridade em estruturas inteligentes. Esse trabalho consta de um estudo preliminar para implementação de um sistema real de Monitoramento da Integridade Estrutural.

### **1.2. Organização do Trabalho**

O trabalho está organizado em 4 partes. A primeira parte consiste da introdução do problema, apresentada no capítulo 1, e do capítulo 2, no qual são descritos conceitos de piezeletricidade e materiais inteligentes, com algumas aplicações recentes desses materiais. A importância dessa parte está relacionada com a apresentação do material que foi utilizado na geração e sensoriamento das ondas de Lamb, ou seja, o PZT, utilizado como atuador ou sensor.

A segunda parte, apresentada no capítulo 3, consta de uma revisão da literatura sobre os métodos não destrutivos de identificação de falhas estruturais. Esta parte mostra métodos utilizados por vários autores no monitoramento de estruturas.

A terceira parte apresenta a implementação de técnicas das ondas de Lamb aplicadas no Monitoramento da Integridade Estrutural (capítulos 4 e 5). Incluída nessa parte, encontra-

se uma descrição das ondas de Lamb para identificação de falhas estruturais, envolvendo a teoria das ondas juntamente com um procedimento de otimização utilizado nessa metodologia.

Por fim, a quarta parte, apresentada no capítulo 6, consta de uma sequência de experimentos utilizando a metodologia das ondas de Lamb, começando com uma análise da região de influência da falha seguida de um estudo da propagação de falhas. Em seguida, um caso de localização de falhas em uma placa plana utilizando apenas um par atuador/sensor foi realizado, seguido de um caso de localização de falhas na mesma placa através da utilização de vários pares de atuador/sensor. Por fim, realizou-se a aplicação da metodologia das ondas de Lamb em uma estrutura aeronáutica, utilizando duas maneiras diferentes: uma baseada nos Função de Resposta em Frequência (FRF) e a outra baseada na fase dos sinais.

## CAPÍTULO 2. CONCEITOS DE PIEZELETRICIDADE

Alguns sólidos, notavelmente certos cristais, têm polarização elétrica permanente. Outros cristais se tornam eletricamente polarizados quando sujeitos a uma tensão (*Stress*). Piezeletricidade (literalmente "eletricidade de pressão") é observada se uma deformação é aplicada a um sólido, por exemplo, dobrando, torcendo, ou comprimindo esse sólido. O quartzo é um material que exibe propriedades piezelétricas. Se comprimirmos um cristal de quartzo entre dois eletrodos, uma diferença de potencial é notada, reciprocamente, se o cristal de quartzo é inserido em um campo elétrico, a tensão elétrica resultante altera suas dimensões. A Piezeletricidade é responsável pela grande precisão de relógios equipados com osciladores de quartzo. Alguns dos exemplos de suas aplicações são os transdutores de pressão, acelerômetros, em violões elétricos e vários outros instrumentos musicais para transformar vibrações mecânicas em sinais elétricos, que são então amplificados e convertidos em sons através de amplificadores.

O surgimento de eletricidade devido ao aquecimento do cristal turmalina já era conhecido desde o século XVIII. Em 1824, Brewster observou o efeito em vários tipos de cristais, chamando este fenômeno de "piroeletricidade". Lord Kelvin notou que a piroeletricidade era devida a polarização permanente. De acordo com sua teoria, o efeito piroelétrico é simplesmente a manifestação do coeficiente de temperatura desta polarização. Por isso, este efeito ficou conhecido como a interação entre o sistema elétrico e térmico (IKEDA, 1996).

O efeito piezelétrico foi descoberto em 1880 por Pierre e Jacques Curie. Pierre Curie tinha previamente estudado a relação entre piroeletricidade e cristal simétrico. Este estudo levou os irmãos não somente a notar a eletrificação devido a pressão, mas também prever em qual direção a pressão deveria ser aplicada e em qual classe de cristal o efeito era esperado. O mesmo fenômeno foi encontrado em outros cristais, como os de turmalina. Hankel propôs o nome "piezeletricidade". Piezeletricidade é a interação entre o sistema elétrico e mecânico (IKEDA, 1996).

Como já foi dito, alguns materiais naturais exibem o efeito *piezo*, tal como quartzo, turmalina, etc. Pesquisas com materiais cerâmicos policristalinos ferroelétricos, tal como Titanato Zirconato de Chumbo (PZT), têm sido desenvolvidas nos últimos anos. Estas cerâmicas ferroelétricas se tornam piezelétricas quando polarizadas.

Cerâmicas de PZT estão disponíveis em muitas variações e atualmente são amplamente empregadas como atuadores. Abaixo da Temperatura de Curie ou Ponto Curie, temperatura para a qual a estrutura do cristal muda de não-simétrica para uma estrutura simétrica, expresso em graus Celsius, cristais PZT exibem estrutura tetragonal. Devido a permanente assimetria elétrica e mecânica, estes tipos de células unitárias exibem espontânea polarização e deformação. Grupos de células unitárias com a mesma orientação de polarização e deformação são chamados domínios. Devido a distribuição aleatória da orientação desses domínios no material cerâmico, um processo de polarização ferroelétrico é necessário para se obter anisotropia macroscópica associada às propriedades piezelétricas, figura (2.1).

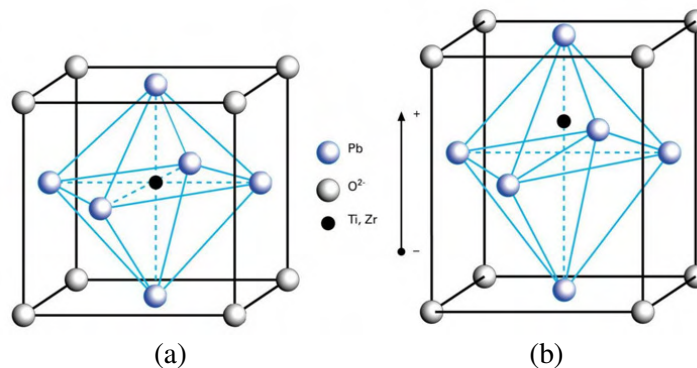


Figura 2.1. Célula unitária de PZT: (a) Tipo Perovskite Titanato Zirconato de Chumbo (PZT), célula unitária no estado de simetria cúbica abaixo da temperatura de *Curie*; (b) Célula unitária distorcida tetragonalmente acima a temperatura de *Curie*.

Se submetido a uma temperatura acima da temperatura de *Curie*, a célula unitária do PZT apresenta uma estrutura cúbica isotrópica. Quando resfriada, os domínios modificam, mas devido a orientação aleatória, o material não apresenta macroscopicamente propriedades piezelétricas.

O arranjo assimétrico dos íons positivos e negativos fornece o comportamento permanente de dipólo elétrico para os cristais. Antes do tratamento de polarização, os domínios estão orientados aleatoriamente no PZT. Durante a polarização, um intenso campo elétrico (acima de 2000 V/mm) é aplicado na piezocerâmica. Com o campo aplicado, o material expande ao longo do eixo do campo e contrai na direção perpendicular para que o eixo do domínio fique para cima. Quando o campo é removido, os dipólos elétricos ficam direcionados, mas não completamente alinhados. O material agora tem uma polarização

remanescente a qual pode ser degradada pelo excesso dos limites mecânico, térmico ou elétrico do material.

Conseqüentemente, quando uma tensão elétrica é aplicada no pólo do material piezelétrico, os íons da célula unitária são trocados e, adicionalmente, os domínios mudam o grau de alinhamento, figura (2.2). O resultado é a correspondente mudança de dimensão (expansão, contração) do material PZT.

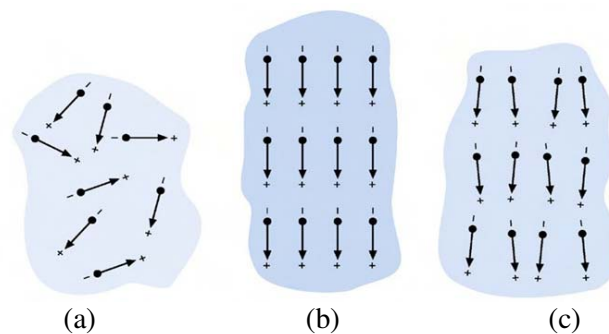


Figura 2.2. Dipolos elétricos nos domínios: (a) cerâmica ferroelétrica não-polarizada; (b) durante a polarização e (c) após a polarização (cerâmica piezelétrica).

## 2.1. Equações Constitutivas da Piezeletricidade

A tensão mecânica, a deformação, o campo elétrico e o deslocamento elétrico, dentro do material piezelétrico, podem ser completamente descritos por um par de equações eletromecânicas. Existem vários pares de equações eletromecânicas; a melhor escolha depende do problema a ser abordado. Usando a notação padrão IEEE 176-1987, a relação constitutiva linear do material piezelétrico pode ser descrita pelas equações (2.1) e (2.2). As letras nos colchetes indicam as unidades das variáveis no Sistema Internacional de Unidades, com Newton (N), metro (m), Volt (V) e Coulomb (C).

$$S_{ij} = s_{ijkl}^E T_{kl} + d_{kij}^t E_k \quad (2.1)$$

$$D_j = d_{ikl} T_{kl} + \epsilon_{ik}^T E_k \quad (2.2)$$

em que:

o sobrescrito  $t$  indica matriz transposta

$S_{ij}$  = tensor deformação [m/m]

$T_{kl}$  = tensor de tensão [ $\text{N}/\text{m}^2$ ]

$E_k$  = campo elétrico [V/m; N/C]

$d_{kij}$  = constante piezelétrica [C/N]

$D_i$  = deslocamento elétrico ou indução [ $C/m^2$ ]

$s_{ijkl}$  = tensor de compliança [ $m^2/N$ ]

$\epsilon_{ik}^T$  = permissividade dielétrica [ $C^2/Nm^2$ ]

Assume-se em geral que materiais piezelétricos são transversalmente isotrópicos, sendo comum considerar a direção de polarização ao longo do eixo 3, que é o eixo isotrópico transversal, como mostra a figura (2.3):

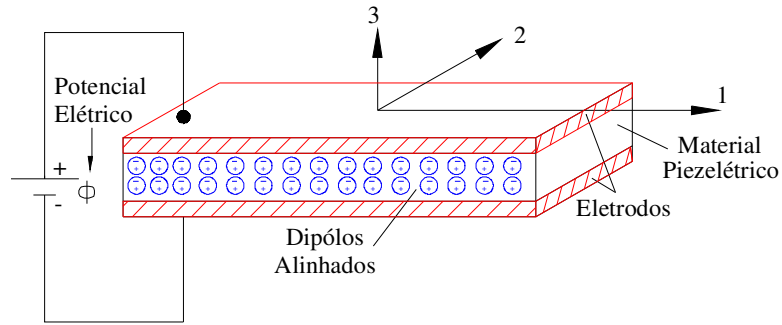


Figura 2.3. Efeito induzido nos dipolos de materiais piezelétricos.

Na figura (2.3)  $\phi$  é o potencial elétrico aplicado no PZT. As equações (2.1) e (2.2) podem ser escritas na forma matricial (forma alternativa) como:

$$\begin{bmatrix} S \\ D \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} s^E & d^t \\ d & \epsilon^T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} T \\ E \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

sendo,

$$D = \begin{bmatrix} D_1 \\ D_2 \\ D_3 \end{bmatrix}, \quad E = \begin{bmatrix} E_1 \\ E_2 \\ E_3 \end{bmatrix}, \quad \epsilon = \begin{bmatrix} \epsilon_{11} & \epsilon_{12} & \epsilon_{13} \\ \epsilon_{12} & \epsilon_{22} & \epsilon_{23} \\ \epsilon_{13} & \epsilon_{23} & \epsilon_{33} \end{bmatrix}, \quad S = \begin{bmatrix} S_1 \\ S_2 \\ S_3 \\ S_4 \\ S_5 \\ S_6 \end{bmatrix}, \quad (2.4)$$

$$T = \begin{bmatrix} T_1 \\ T_2 \\ T_3 \\ T_4 \\ T_5 \\ T_6 \end{bmatrix}, \quad s = \begin{bmatrix} s_{11} & s_{12} & s_{13} & s_{14} & s_{15} & s_{16} \\ s_{12} & s_{22} & s_{23} & s_{24} & s_{25} & s_{26} \\ s_{13} & s_{23} & s_{33} & s_{34} & s_{35} & s_{36} \\ s_{14} & s_{24} & s_{34} & s_{44} & s_{45} & s_{46} \\ s_{15} & s_{25} & s_{35} & s_{45} & s_{55} & s_{56} \\ s_{16} & s_{26} & s_{36} & s_{46} & s_{56} & s_{66} \end{bmatrix}, \quad d = \begin{bmatrix} d_{11} & d_{12} & d_{13} & d_{14} & d_{15} & d_{16} \\ d_{21} & d_{22} & d_{23} & d_{24} & d_{25} & d_{26} \\ d_{31} & d_{32} & d_{33} & d_{34} & d_{35} & d_{36} \end{bmatrix}$$



Assim, substituindo,

$$\begin{bmatrix} S_1 \\ S_2 \\ S_3 \\ S_4 \\ S_5 \\ S_6 \\ D_1 \\ D_2 \\ D_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} s_{11} & s_{12} & s_{13} & s_{14} & s_{15} & s_{16} & d_{11} & d_{21} & d_{31} \\ s_{12} & s_{22} & s_{23} & s_{24} & s_{25} & s_{26} & d_{12} & d_{22} & d_{32} \\ s_{13} & s_{23} & s_{33} & s_{34} & s_{35} & s_{36} & d_{13} & d_{23} & d_{33} \\ s_{14} & s_{24} & s_{34} & s_{44} & s_{45} & s_{46} & d_{14} & d_{24} & d_{34} \\ s_{15} & s_{25} & s_{35} & s_{45} & s_{55} & s_{56} & d_{15} & d_{25} & d_{35} \\ s_{16} & s_{26} & s_{36} & s_{46} & s_{56} & s_{66} & d_{16} & d_{26} & d_{36} \\ d_{11} & d_{12} & d_{13} & d_{14} & d_{15} & d_{16} & \varepsilon_{11} & \varepsilon_{12} & \varepsilon_{13} \\ d_{21} & d_{22} & d_{23} & d_{24} & d_{25} & d_{26} & \varepsilon_{12} & \varepsilon_{22} & \varepsilon_{23} \\ d_{31} & d_{32} & d_{33} & d_{34} & d_{35} & d_{36} & \varepsilon_{13} & \varepsilon_{23} & \varepsilon_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} T_1 \\ T_2 \\ T_3 \\ T_4 \\ T_5 \\ T_6 \\ E_1 \\ E_2 \\ E_3 \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

Para cerâmicas polarizadas tem-se:

$$\begin{bmatrix} s^E & d^t \\ d & \varepsilon^T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} s_{11} & s_{12} & s_{13} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & d_{31} \\ s_{12} & s_{22} & s_{23} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & d_{32} \\ s_{13} & s_{23} & s_{33} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & d_{33} \\ 0 & 0 & 0 & s_{44} & 0 & 0 & 0 & d_{24} & d_{15} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & s_{44} & 0 & d_{15} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & s_{66} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & d_{15} & 0 & \varepsilon_{11} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & d_{15} & 0 & 0 & 0 & \varepsilon_{11} & 0 \\ d_{31} & d_{31} & d_{33} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \varepsilon_{11} \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

sendo,

$$s_{66} = 2(s_{11} - s_{12}) \quad (2.7)$$

Em alguns trabalhos é comum usar a relação  $k = \varepsilon/\varepsilon_0$ , sendo  $\varepsilon_0(8,5 \cdot 10^{-12}) \text{ C}^2/\text{Nm}^2$  a permissividade no vácuo. Os sobrescritos E e T indicam que as quantidades foram obtidas com campo elétrico ou tensão constante, respectivamente.

As equações (2.1) e (2.2) representam, respectivamente, o efeito inverso e direto do PZT. O efeito inverso normalmente é associado à utilização do PZT como atuador, pois aplicando uma tensão elétrica alternada no PZT, obtém-se também uma deformação alternada, gerando assim um estado vibratório. Por outro lado, aplicando uma tensão mecânica no PZT é possível notar a presença de uma tensão elétrica, efeito direto. A técnica baseada na impedância elétrica utiliza o PZT como atuador e sensor.

## 2.2. Sensores e atuadores piezelétricos

Os tipos mais comuns de materiais piezelétricos, que normalmente são encontrados em estruturas inteligentes, são os PZT's e os PVDF's. Os PZT's já foram discutidos anteriormente, já os PVDF's (*polyvinylidene fluoride*) são piezopolímeros que normalmente são empregados como sensores. Ambos são confeccionados em lâminas finas, o PZT na espessura da ordem de 0,1 a 0,2mm, já o PVDF é mais fino com espessura da ordem de 40 a 120  $\mu\text{m}$ . Uma película metálica é depositada nas faces opostas para formar um eletrodo. A tabela (2.1) apresenta algumas propriedades físicas do PZT e do PVDF, geralmente utilizados para aplicações estruturais.

Tabela 2.1. Propriedades físicas do PZT e do PVDF.

Propriedade	PZT (PC5H) Tipo V1	PVDF
Temperatura de Curie [ $^{\circ}\text{C}$ ]	210	100
Módulo de Young Longitudinal [ $\text{Nm}^{-2}$ ]	$59,5 \times 10^9$	$3 \times 10^9$
Constante Dielétrica $d_{31}$ [ $\text{mV}^{-1}$ ]	$212 \times 10^{-12}$	$23 \times 10^{-12}$
Campo Elétrico Máximo [ $\text{Vm}^{-1}$ ]	$0,4 \times 10^6$	$40 \times 10^6$

Observando o módulo de Young longitudinal na tabela acima, nota-se que o PZT é cerca de 20 vezes mais rígido de que o PVDF. Este fato ressalta a utilização do PZT como atuador, pois sua rigidez relativamente alta quando comparada com a do PVDF, leva a um melhor acoplamento mecânico. Por outro lado, a pequena rigidez do PVDF torna-o atraente na utilização como sensor, pois baixa rigidez é uma característica importante para os sensores, uma vez que, o sensor deve interferir de forma mínima na estrutura, não alterando de maneira acentuada a rigidez local. Nota-se também que o PVDF suporta um campo elétrico de aproximadamente cem vezes maior que o PZT, fato este que o torna atraente para utilização como sensor, principalmente quando utilizado em camadas.

### 2.2.1. Atuadores Piezelétricos

O material piezelétrico quando submetido a um campo elétrico alternado, produz uma deformação alternada (efeito inverso). Considerando este elemento colado em uma estrutura, pode-se modelar seu esforço como sendo uma força  $F$  ou um momento  $M$  aplicado em suas extremidades. O esforço considerado dependerá da forma de ligação do material piezelétrico. Supondo dois elementos piezelétricos colados em lados opostos, como mostram as figuras (2.4) e (2.5), têm-se duas opções de excitação na estrutura: esforços na direção longitudinal e de flexão. Por exemplo, se forem colados em uma estrutura os materiais piezelétricos com a direção da superfície de polarização em contato com a superfície da estrutura, ligando estes materiais em fase, figura (2.6), obtêm-se os esforços longitudinais apresentados na figura (2.4). Entretanto, se a tensão elétrica for aplicada nos elementos em anti-fase, figura (2.7), obtêm-se os esforços de flexão apresentados na figura (2.5).

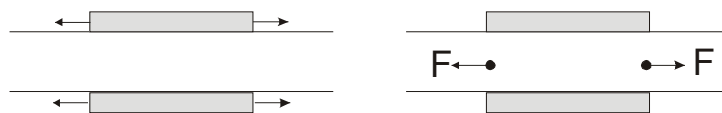


Figura 2.4. Tensão elétrica aplicada em fase, gerando movimento longitudinal.

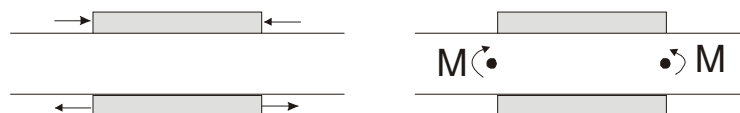


Figura 2.5. Tensão elétrica aplicada em anti-fase, gerando movimento de flexão.

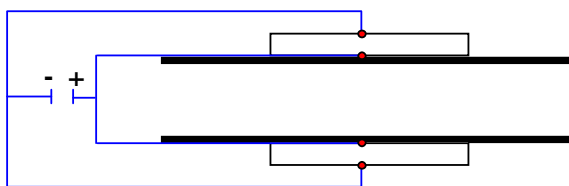


Figura 2.6. Elementos piezelétricos ligados em fase.

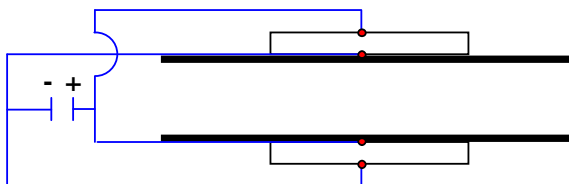


Figura 2.7. Elementos piezelétricos ligados em anti-fase.

No caso de um atuador piezolétrico estar excitando a estrutura no modo de flexão, a equação (2.8) apresenta uma maneira de estimar o valor do momento aplicado (BRENNAN, 1994).

$$M = \frac{t_b^2 E_b b_b (1+T)}{6 + \psi + 12T + 8T^2} \Lambda \quad (2.8)$$

$$\text{sendo, } T = \frac{t_p}{t_b}, \quad \psi = \frac{E_b b_b t_b}{E_p b_p t_p}, \quad \Lambda = \frac{d_{31} V}{t_p}$$

em que  $b_b$  e  $t_b$  são, respectivamente, a largura e a espessura da estrutura base e os índices  $b$  e  $p$  se referem a estrutura base e ao PZT, respectivamente,  $V$  é a tensão elétrica aplicada, e  $E$  é o módulo de elasticidade.

Realizando a ligação em fase, o par de materiais piezolétricos excitará a estrutura com esforços longitudinais, desta maneira o valor da força aplicada pode ser estimado através da equação (2.9) (BRENNAN, 1994).

$$F = \frac{2t_b E_b b_b}{6 + \psi} \Lambda \quad (2.9)$$

### 2.2.2. Sensores Piezolétricos

Como apresentado no item 2.2., o PVDF é recomendado para ser utilizado na forma de sensores devido as características apresentadas na tabela (2.1). A tensão elétrica obtida pelo sensor é proporcional à deformação espacialmente integrada pela área que ele ocupa. Este sensor pode ser modelado através de um modelo elétrico simples, constituído de um gerador de carga em paralelo com um capacitor, ou um gerador de tensão elétrica em série com um capacitor, como mostra a figura (2.8). A relação entre estas variáveis é dada por (BRENNAN, 1994),

$$Q = CV \quad (2.10)$$

sendo  $V$  a tensão elétrica gerada em circuito aberto,  $Q$  a carga elétrica e  $C$  a capacitância do sensor.

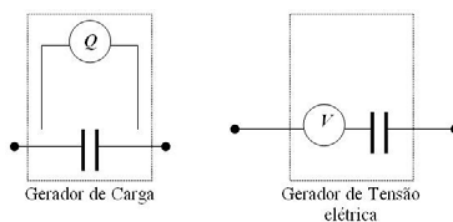


Figura 2.8. Modelos equivalentes de um sensor piezolétrico.

### 2.3. Materiais Piezelétricos

Materiais com propriedades piezelétricas fazem parte dos chamados “materiais inteligentes”. Embora existam diversas definições para o termo inteligente (*Smart*), a comunidade de engenharia tem adotado o termo de estruturas inteligentes (*Smart Structures*), desde o início da década de 90 para descrever estruturas ou componentes estruturais com habilidades extraordinárias, que não são encontradas em materiais/estruturas convencionais. O estudo da tecnologia de estruturas inteligentes é importante devido ao potencial demonstrado para estruturas convencionais em várias aplicações de controle ativo (CLARK et al., 1998), controle adaptativo (SILCOX et al., 1992) e monitoramento de condições estruturais (LOPES JUNIOR et al., 2000a).

Materiais inteligentes têm a habilidade de converter uma forma de energia em outra. Exemplos incluem a conversão de energia mecânica em elétrica e vice-versa pelos materiais piezelétricos, calor para energia mecânica, através das ligas de memória de forma que em inglês tem a sigla SMA (*Shape Memory Alloys*), magnética para energia mecânica em fluidos magnetorelógicos (MR) e uma variedade de outros materiais. As duas formas de energia oriundas dos materiais inteligentes podem trazer uma série de vantagens para as estruturas e dispositivos que têm estes materiais incorporados. Estes materiais são fabricados de várias formas e tamanhos, propiciando assim sua utilização em diversas aplicações, incluindo lugares de difícil acesso. Além do que, estes materiais podem ser usados como sensores e atuadores permitindo assim o monitoramento e ação de controle nas estruturas em que estão agregados (PEAIRS, 2002). Materiais piezelétricos são da classe dos dielétricos que, quando submetidos à aplicação de um campo elétrico, exibem uma significativa deformação e, inversamente, produzem polarização elétrica em resposta a tensões mecânicas. Materiais piezelétricos sintéticos como cerâmicas (PZT's – Zirconato Titanato de Chumbo) e polímeros (PVDF's – Fluorido de Polivinilideno) podem ser produzidos através de polarização da rede cristalina ou das cadeias poliméricas gerando um alinhamento parcial dos dipolos elétricos através da aplicação de um intenso campo elétrico a temperaturas elevadas.

A polarização destes materiais favorece o acoplamento eletromecânico. Como resultado o material se deforma em resposta a um campo elétrico externo, portanto, estando capacitado para ser utilizado como atuador. A capacidade de sensoriamento resulta do efeito piezelétrico inverso, segundo o qual a aplicação de deformações mecânicas externas ao material provoca rotações dos dipolos inicialmente alinhados, provocando o surgimento de

uma distribuição de cargas elétricas. O efeito direto e o inverso podem ser vistos na figura (2.9).

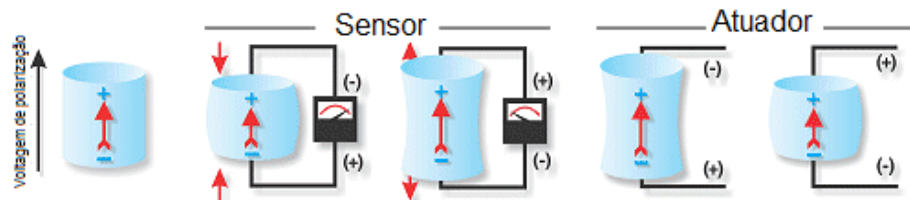


Figura 2.9. Ilustração do efeito piezoeletrico direto-sensor e inverso-atuador.

A relação campo elétrico/deformação é aproximadamente linear para baixas intensidades do campo elétrico e, uma vez que em geral as aplicações práticas se limitam ao regime linear, a utilização do efeito piezoeletrico em sistemas de controle é vantajosa.

Um dos primeiros trabalhos, apresentando o uso de atuadores piezoeletricos como elementos de estruturas inteligentes, foi abordado por Crawley e Luis (1987). Neste trabalho foram construídas três estruturas inteligentes. Em uma das estruturas os atuadores piezoeletricos foram colados na superfície de uma viga de alumínio, nas outras duas o material foi imerso no interior da viga, uma confeccionada com grafita/epoxy e outra com fibra de vidro/epoxy.

A utilização dos materiais piezoeletricos requer cuidados. Estes materiais não devem ser submetidos a temperaturas acima da denominada temperatura de Curie já que acima desta temperatura limite ocorre uma despolarização espontânea e a consequente perda das características piezoeletricas (CLARK et al., 1998). Para temperaturas inferiores à temperatura de Curie existe uma relativa insensibilidade das características do material em relação às variações de temperatura. Isto constitui uma das principais vantagens do uso de elementos piezoeletricos para controle e localização de falhas estruturais.

Apesar de vantajosa a utilização dos materiais piezoeletricos, as piezocerâmicas possuem uma considerável fragilidade mecânica, fato que dificulta sua manipulação e a possibilidade de formatação em geometrias mais complexas. Como alternativa geralmente são utilizados os polímeros PVDF em forma de filmes finos. Assim além de possibilitarem uma formatação com geometrias complexas são facilmente colados em superfícies irregulares. Por apresentarem baixa rigidez, os filmes PVDF mostram-se mais adequados e eficientes na confecção de sensores.

O número de aplicações em engenharia utilizando o polímero piezolétrico PVDF é cada vez maior. Entre os diversos fatores responsáveis se destacam: pouco peso; flexível; além de baixa impedância mecânica e acústica, o que torna ideal para aplicações subaquáticas e médicas. Estes sensores oferecem algumas desvantagens, a saber: uso em limitada faixa de temperatura e estabilidade química pobre em ambientes ásperos; por estes e outros fatores, a combinação de cerâmicas e polímeros com propriedades piezolétricas é uma alternativa interessante e vem sendo amplamente (MALMONGE, 2008).

As limitações existentes na utilização dos sensores de PVDF geram um grande interesse no desenvolvimento de outras classes de polímeros piezolétricos, tais como polyimides amorfos, que permitem maior variedade de aplicações (JHA, 2002).

A tabela (2.2) mostra uma comparação entre PVDFs e Polyimides e, ainda, a figura (2.10) mostra a comparação do coeficiente piezolétrico em função da temperatura. Nota-se claramente que sensores de PVDF perdem suas propriedades piezolétricas na presença de temperaturas acima de 70°C, enquanto os polyimides as mantêm sob temperaturas em torno de 150°C.

Tabela 2.2. Comparação entre os polímeros PVDF e Polyimides.

Polímero	Descrição
Polyimide	- Utilizável em altas temperaturas - Necessita alta concentração de dipolos
PVDF	- Desempenho elevado em temperaturas moderadas - Degrada em altas temperaturas

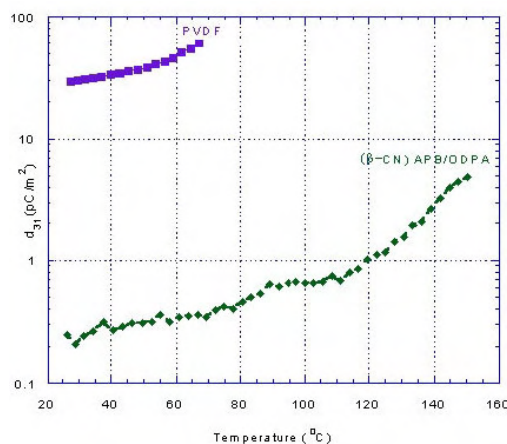


Figura 2.10. Comparação do coeficiente piezolétrico do PVDF e Polyimides em função da temperatura.

Os materiais piezelétricos têm sido utilizados em diversas aplicações de engenharia, principalmente aquelas requerendo atuações de alta precisão e velocidades, tais como: sistemas de rastreamento óptico, microposicionadores para robôs, impressoras a jato de tinta e alto-falantes. Pesquisas recentes têm sido dedicadas ao uso de atuadores de PZT em sistemas de controle ativo de vibrações e ruído e de controle de falhas estruturais através do monitoramento em tempo real da condição da estrutura. São também numerosas as aplicações de materiais piezelétricos como sensores de temperatura (explorando o efeito piroelétrico), deformação e pressão. A seguir, algumas aplicações de materiais inteligentes são apresentadas.

### 2.3.1. Aplicações Recentes de Materiais Inteligentes

Atuando como parte de uma estrutura inteligente, os materiais piezelétricos têm sido largamente empregados para o Monitoramento da Integridade Estrutural (SHM), controle de vibrações e supressão de ruídos em aeronaves e estruturas convencionais. A empresa Ultra Electronics Ltd (2009) desenvolve sistemas de controle ativo de vibração e ruído compostos por microfones, acelerômetros e alto-falantes, que juntos proporcionam uma maior comunicação com a cabine além de proporcionar um maior conforto para os passageiros.



Figura 2.11. Equipamentos utilizados no sistema de controle de vibração e ruído.

Atualmente é crescente a utilização de materiais inteligentes em artigos esportivos, que vêm sendo conhecidos como *Intellifibers*, ou Fibras Inteligentes. Uma aplicação bastante conhecida é em raquetes de tênis, figura (2.12a). O material adicionado na raquete, como mostra a figura (2.12b), juntamente com um sistema de controle via micro chips, permite que a energia mecânica produzida no impacto com a bola seja transformada em energia elétrica. Leva apenas um milésimo de segundo para esta energia atuar nas fibras da raquete aumentando sua rigidez. Desta forma, a energia do impacto é transferida para a bola, e ainda,



uma vez que energia elétrica não gera vibrações, há uma redução de cerca de 20% das vibrações do impacto. Isto certamente torna o equipamento mais poderoso e eficiente. Outro equipamento conhecido é o bastão de *baseball* inteligente, que possui o sistema chamado *Piezo Damper* responsável por absorver parte da energia do impacto que seria transferida ao rebatedor. O bastão é conhecido como *Smart Electrical Baseball Bat*, figura (2.13).

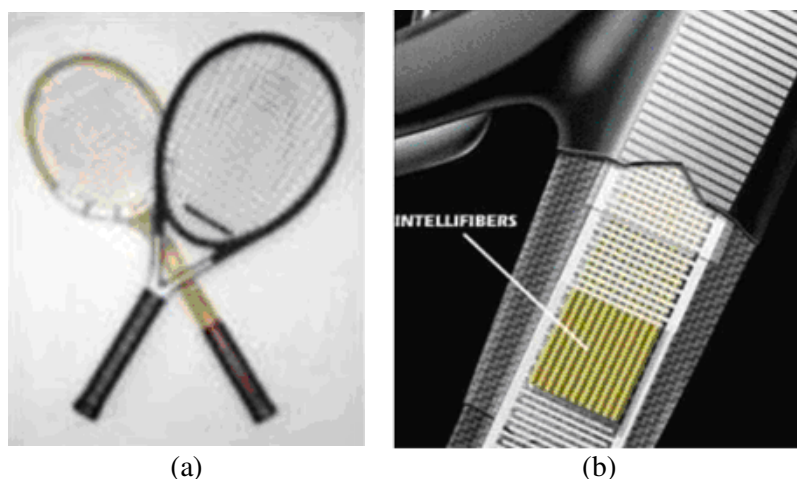


Figura 2.12. (a) Raquetes de tênis que utilizam materiais inteligentes e (b) Detalhe das intellifibers.

(Fonte: <http://people.bath.ac.uk/vft20/Tennis%20web%20page.htm>, acesso em 18/08/2009)

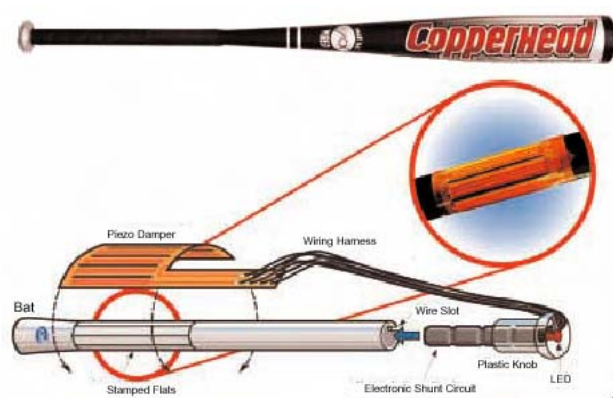


Figura 2.13. Bastão de Baisebol com sistema para atenuar vibrações.

(Fonte: AKHRAS, 2000)

Além dos piezelétricos, materiais fluidos com propriedades elétricas e magnéticas também são conhecidos como materiais inteligentes. Denominados eletreológicos (ER) e magnetoreológicos (MR) e apresentando inúmeras aplicações, estes materiais possuem suas

propriedades físicas alteradas na presença de campos elétricos ou magnéticos, respectivamente. Atualmente o fluido MR é utilizado em diversas áreas de pesquisa, que vai desde equipamento bélico até transporte neonatal. Em sua maioria, equipamentos que utilizam tais fluidos são projetados com o intuito de atenuar vibrações. Lavadoras de roupa já foram implementadas pela *Lord Corporation* com amortecimento a base de fluido MR para diminuição de ruído e melhoria do desempenho.

Nos Estados Unidos, a indústria automotiva aparece ativamente na busca e no desenvolvimento de dispositivos que utilizam fluidos MR. Particularmente notável é o desenvolvimento do sistema de suspensão ativa baseada em fluido MR chamada *Magne-Ride™*. Esse sistema amortecedor é mostrado na figura a seguir.

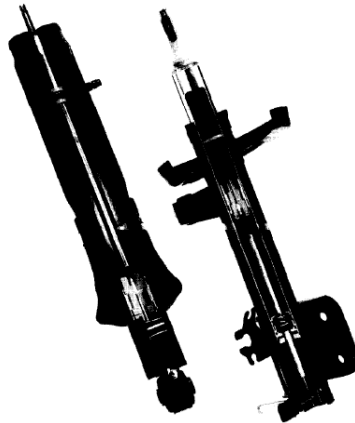


Figura 2.14. *Magne-Ride™*: sistema de amortecimento utilizando fluido MR.

Outro tipo de material inteligente é baseado em Ligas de Memória de Forma (SMAs). SMAs são utilizadas em várias áreas, entre elas, a área médica e odontológica. A ortopedia tem explorado as propriedades das SMAs como, por exemplo, em luvas destinadas à fisioterapia (figura (2.15)) constituídas de fios com memória de forma na região dos dedos, que possuem a função de reproduzir a atuação dos músculos da mão, permitindo que ela se abra e se feche. O efeito de memória de forma reversível é explorado nessa situação, de tal forma que, quando a luva é aquecida, os fios se contraem fechando a mão. Quando a luva é resfriada, os fios retornam à posição inicial, abrindo a mão. A alternância destas condições, é responsável pelo exercício da musculatura.



Figura 2.15. Luva com memória de forma.

A utilização de aparelhos ortodônticos com memória de forma (figura (2.16)) se iniciou no ano de 1972, causando um impacto significativo na ortodontia. Os aparelhos com memória de forma exploram a pseudoelasticidade, podendo fornecer uma força de restituição uniforme e praticamente constante. As SMAs apresentam, durante os trechos de transformação de fase, elevados índices de deformação para uma pequena variação da tensão. Assim, o uso das SMAs em aparelhos ortodônticos elimina a necessidade de repetidos apertos, acelerando o processo corretivo. Esses aparelhos proporcionam um maior conforto aos pacientes durante a instalação e também no processo corretivo. Estima-se que cerca de trinta por cento dos aparelhos ortodônticos atuais são constituídos de ligas com memória de forma.



Figura 2.16. Aparelhos ortodônticos com fios de liga de memória de forma.

Atualmente, a busca por fontes alternativas de energia se torna cada vez mais necessária para assegurar o êxito do funcionamento de alguns dispositivos, uma vez que, devido aos seus posicionamentos remotos, o acesso a eles apenas para trocar a bateria pode se tornar uma tarefa muito cara, e até mesmo impraticável no caso de sensores embutidos (também quando implantados no interior de um ser vivo). Se houvesse uma maneira de obter

a energia dissipada no meio próximo ao dispositivo, então ela poderia ser utilizada para recarregar ou repor uma bateria. Nasce, então, o conceito *Power Harvesting* (colheita de energia), atribuído o ato de converter energia antes desperdiçada ou não utilizada em energia elétrica, através de conversores e armazená-la para mais tarde ser usada pelo equipamento.

Entre as diversas fontes de energia alternativa existentes, como o sol e o vento, o mais conveniente para a engenharia é o uso da energia mecânica dissipada a partir da vibração de estruturas e equipamentos. Assim, os estudos sobre estruturas eletromecanicamente acopladas são iniciados. Este tipo de estrutura são sistemas compostos formados por variáveis mecânicas e elétricas interligadas, dos quais o elemento central é a conversão de energia mecânica em elétrica e vice-versa (PREUMONT, 2006).

Um dos mais utilizados é o transdutor Piezelétrico. Esse material tem recebido maior atenção dentre outras técnicas de conversão por causa da sua capacidade de converter diretamente a energia devido à tensão aplicada em energia elétrica útil e pela facilidade com que pode ser integrado em um sistema. A idéia cativante de captar energia de tantos lugares diferentes chama cada vez mais atenção dos pesquisadores pelo mundo. A idéia de tirar proveito da energia dissipada durante a rotina humana é um cotidiano que tem facilitado o rápido crescimento do campo do Power Harvesting.

O Laboratório de Desenvolvimento Frontier Service e o Centro de Pesquisa e Desenvolvimento do grupo JR East estão desenvolvendo em conjunto com a Organização New Energy and Industrial Technology Development e com a Companhia JR East Consultants o "Power generating floor", ou um piso gerador de energia, que converte a energia das vibrações geradas por pessoas caminhando no chão em energia elétrica, mostrado na figura (2.17).

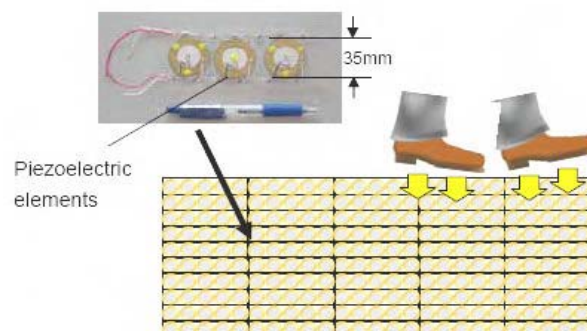


Figura 2.17. Mecanismo do Piso gerador de energia (retirada do relatório da East Japan Railway Company).

Os elementos piezelétricos incorporados no interior do pavimento transformam pressão e vibração em energia elétrica. JR East pretende instalar o "Power generating floor" nas catracas das estações de metrô onde há alto tráfego, utilizando a energia elétrica gerada para cobrir uma parte do consumo de energia por parte das catracas automáticas e dos dispositivos luminosos nos galpões.

Em pesquisas anteriores, o piso foi instalado na Estação Marunouchi North Exit de Tóquio (figura (2.18)).



Figura 2.18. Piso gerador de energia implantado na Estação Marunouchi North Exit em Tokyo em 2006 (retirada do relatório da East Japan Railway Company).

A produção de eletricidade atingiu um máximo de 10.000 watt-segundo por dia (equivalente à eletricidade necessária para acender uma lâmpada de 100W por 100 segundos). A partir da 3ª semana de experimento a produção de eletricidade diminuiu devido a uma degradação em durabilidade.

Novos testes foram realizados no período de 19 de janeiro de 2008 até o início de março, quando a empresa testou o piso em 90 catracas, na multidão, e em escadas, com melhorias como na estrutura interna de apoio e de proteção dos elementos piezelétricos com borracha. A produção de eletricidade foi superior em 10 vezes (por unidade de área de instalação) à obtida no experimento do ano anterior.

Enquanto isso, um mesmo tipo de piso foi desenvolvido, desta vez para ser utilizado nas chamadas "danceterias sustentáveis". Trata-se da "pista de dança sustentável" formada por cristais piezelétricos que, quando deformados por pessoas dançando, liberam elétrons que migram através de uma chapa até a bateria, alimentando-a (figura (2.19)) (SUPERINTERESSANTE).

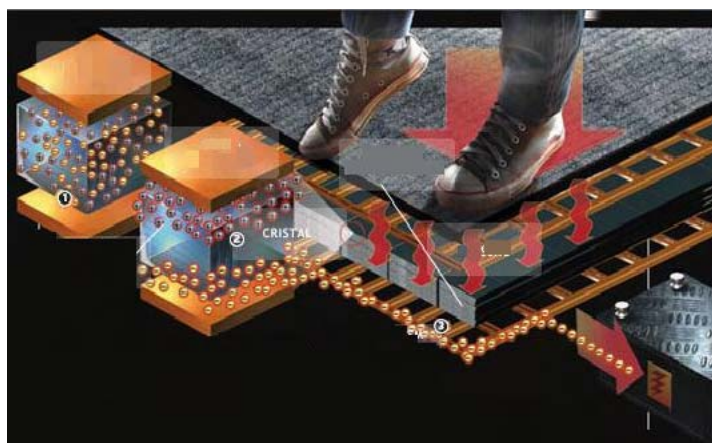


Figura 2.19. Pista de dança sustentável.

(Fonte: [www.planetasustentavel.abril.com.br/infos/super/index.html](http://www.planetasustentavel.abril.com.br/infos/super/index.html) - acesso em 04/10/08).

## **CAPÍTULO 3. MÉTODOS NÃO-DESTRUTIVOS DE IDENTIFICAÇÃO DE FALHAS**

Neste capítulo será apresentada uma revisão bibliográfica da utilização de métodos não destrutivos em problemas de identificação de falhas estruturais aplicados no Monitoramento da Integridade Estrutural, SHM.

### **3.1. Problema Direto e Problema Inverso**

O problema direto, o qual frequentemente pertence à categoria de nível 1 de classificação de falha, consiste em calcular a variação da frequência para um conhecido tipo de falha. Tipicamente, a falha é modelada matematicamente, então as frequências conhecidas experimentalmente são comparadas às frequências previstas para se determinar o dano. Este método foi usado extensivamente nas plataformas de petróleo. Como um exemplo, Cawley e Adams (1979) propuseram uma formulação para determinar danos em materiais compósitos a partir da mudança de frequências. Eles começaram com a razão entre a mudança de frequência para dois modos diferentes. Uma rede de possíveis danos é considerada e um termo de erro é construído, o qual relaciona as mudanças de frequências medidas à aquelas previstas pelo modelo baseado em uma redução de rigidez local. Um número dos pares modais é considerado para cada localização do dano em potencial. O par com menor erro, indica a localização do dano. Esta formulação não se aplica para localização de danos múltiplos.

O problema de detecção de falhas é classificado como um problema inverso e consiste em determinar as causas tendo como referência os efeitos. Em problemas inversos os parâmetros de falha (comprimento e/ou localização) podem ser calculados através da variação da frequência natural. Enquanto, os problemas diretos consistem na determinação da solução a partir da completa descrição das causas (TEBALDI, 2004).

Os primeiros a publicarem artigo em periódicos sobre detecção de falha por medidas de vibração foram Lifshitz e Rotem (1969), citados por Doebling et al. (1998). Eles observaram a mudança no módulo dinâmico, que pode ser relacionado pela mudança de frequência, como um indicativo de falha. O módulo dinâmico, que é a inclinação da curva tensão-deformação sob cargas dinâmicas, foi calculado para diversas situações.

## **3.2. Detecção de falhas baseada no modelo modal**

### **3.2.1. Mudanças nas formas modais**

Medidas das formas modais de uma estrutura podem ser obtidas através de um ponto de excitação e muitos sensores ou uma fibra excitante com um ou mais sensores fixados. Muitas técnicas de análise modal são válidas para a extração das formas modais para os dados medidos no domínio do tempo. Métodos de detecção de falhas têm sido desenvolvidos baseados diretamente nas formas modais ou nas curvaturas das formas modais.

Maia et al. (2003) apresentaram uma série de simulações numéricas, assim como um exemplo experimental usando uma viga simples a fim de comparar os vários métodos de detecção de falhas baseados em mudanças nas formas modais. Propuseram também uma generalização destes métodos para os completos intervalos de frequências medidas, isto é, os métodos baseados em formas modais se tornam baseados em ODSs (*operational deflection shape*), que descreve as formas (no espaço) exibidas pela estrutura em cada frequência de excitação, dadas pelas respostas normalizadas das frequências de excitação.

Xu et al. (2009) propuseram uma estratégia de detecção de falhas baseada na energia da aceleração de resposta. A metodologia é baseada na relação entre Função de Resposta em Frequência da aceleração de resposta e formas modais. Análises numéricas foram realizadas em pontes suspensas por cabos. Os resultados numéricos mostraram que a metodologia tem excelentes habilidades em localização de falhas e que as habilidades de localização de falhas perdem com o tempo em diferentes excitações para estruturas saudáveis e danificadas.

### **3.2.2. Curvaturas das formas modais**

O uso das curvaturas das formas modais na identificação de falhas é baseado na hipótese que mudanças na curvatura das formas modais são fortemente localizadas para a região da falha e que são mais pronunciadas de que as mudanças nos deslocamentos das formas modais. Curvaturas modais têm sido também usadas em conjunção com outros dados de medida para identificar falhas.

Wahab (2001) usou formas de curvatura simuladas de uma viga em um algoritmo de atualização de modelos baseado na sensibilidade para identificar a falha. Foi encontrado que,



embora curvaturas fossem mais sensíveis para falhas do que as formas de deslocamento modais, a convergência pela adição da curvatura modal não foi melhorada.

Zhu e Xu (2005) apresentam um método para localização e avaliação de falhas, em que as inclinações e curvaturas das formas modais foram usadas para a localização de falhas, enquanto as frequências naturais foram usadas para quantificar sua extensão. Os exemplos numéricos e experimentais mostraram que as curvaturas das formas modais são mais sensíveis às falhas, mas parecem fornecer uma indicação melhor da posição das falhas. Também, as maiores mudanças nas frequências naturais implicam em uma sensibilidade mais elevada, que é útil para a escolha dos modos.

Lestari et al. (2007) desenvolveram uma técnica de identificação de falhas estruturais através da combinação de métodos analíticos e experimentais usando curvatura das formas modais. Uma relação analítica entre viga na condição saudável e danificada foi formulada, para o qual o efeito da falha na forma de perda de rigidez foi realizado. Sensores piezelétricos foram acoplados nas superfícies de vigas compósitas de carbono/epoxy e usados para a aquisição das curvaturas modais, o que simplifica o processo de identificação. Vários tipos de falhas foram introduzidos nas vigas para simular os cenários de falhas. O estudo mostrou que a técnica usando curvaturas das formas modais e materiais piezelétricos podem ser usados efetivamente para localizar falhas em estruturas laminadas compósitas.

Chandrashekar et al. (2009) propôs um sistema de lógica fuzzy para detecção de falhas estruturais usando curvaturas das formas modais. Mudanças nas curvaturas modais devido a falha são realizadas através da lógica fuzzy e mapeadas para localização e quantificação de falhas estruturais. O método dos elementos finitos foi utilizado em uma viga cantilever para localizar e identificar o tamanho da falha. Estudos paramétricos mostraram que curvaturas das formas modais podem ser usadas com eficiência para localizar as falhas. Entretanto, a quantificação da falha é de difícil realização.

### **3.2.3. Energia de Deformação Modal**

Choi e Stubbs (2004) desenvolveram um método para localizar e determinar o tamanho da falha em uma estrutura com respostas medidas no domínio do tempo. A energia de deformação para um certo intervalo especificado de tempo é obtida para cada elemento da estrutura, e usada, por sua vez, para construir um índice de falha que representa a relação dos parâmetros da rigidez das estruturas não danificadas e após estarem danificadas.

Patil e Maiti (2005) mostram uma verificação experimental de uma análise de energia para a predição da posição e tamanho de falhas múltiplas, baseada na medida de frequências naturais para vigas engastadas delgadas com duas ou três rachaduras. No modelo teórico, a viga foi dividida em um número de segmentos e cada segmento foi considerado estar associado com um índice de falha. O índice de falha se comporta como um indicador da quantidade de energia de deformação armazenada na falha (rachadura). O método é baseado no conceito de que a energia de deformação  $U$  de uma viga que contém uma rachadura é reduzida, pois a viga pode se deformar mais facilmente a uma mesma extensão do que a viga na condição sem falha.

### **3.2.4. Métodos baseados em FRFs**

Alguns trabalhos na literatura têm concentrado no uso de medidas de FRF, opondo-se aos dados modais extraídos de medidas de FRF. Lee e Shin (2002) discutiram que há duas principais vantagens do uso de dados FRF. Primeiramente, dados modais podem ser contaminados com erros de extração modal porque eles são conjuntos de dados derivados. Em segundo lugar, um conjunto completo de dados modais não pode ser medido em todas as estruturas, mas somente nas estruturas mais simples. Dados de FRF podem providenciar mais informações a respeito da falha em uma faixa de frequência desejada, quando comparado com os dados modais que são extraídos de uma faixa limitada de frequência.

Fanning e Carden (2003) propuseram uma metodologia de detecção de falhas baseada em uma única entrada e uma única saída, através de um método numérico eficiente para calcular uma única FRF. O método requer um modelo numérico correlacionado da estrutura no seu estado inicial e uma única FRF medida do sistema com falha usando diversas frequências para detectar mudanças na estrutura. O método obteve sucesso na detecção de mudanças na rigidez em uma estrutura 2D simulada numericamente e, também na detecção de mudanças na massa em uma torre simulada numericamente em 3D.

Yang et al. (2008) discutiram um método de identificação de falhas baseado em vibrações utilizando funções de sensibilidade experimentais, que são combinações algébricas de medidas das Funções de Resposta em Frequência que refletem mudanças na resposta dos sistemas mecânicos quando, massa, rigidez ou amortecimentos são mudados. FRFs antes e depois da simulação da falha são comparadas com uma função de sensibilidade experimental. O método mostrou resultados relativamente confiáveis, tanto para experimentos quanto para

simulações analíticas, quando a mudança na massa ou na rigidez foi pequena. Funções de Resposta em Frequência são sensíveis a qualquer tipo de mudança em um sistema. Então, precauções devem ser tomadas quando esta técnica é aplicada para certos tipos de estruturas em condições ambientais altamente variáveis.

### **3.3. Detecção de falhas baseada em vibrações**

Estruturas ou sistemas mecânicos, às vezes, são submetidos a grandes esforços, os quais podem levar a uma deterioração das condições originais de trabalho. Estes danos podem ser causados devido à fadiga, ao impacto, à evolução de trincas ou devido a algum outro motivo e causam incômodos como, por exemplo, o aumento das vibrações. A necessidade de monitorar e reparar estruturas tem originado diferentes técnicas de detecção de falhas

Engenheiros e pesquisadores começaram a utilizar detecção de falhas baseada em vibração durante os anos 70 e mais tarde durante os anos 80. Métodos de identificação de falhas baseados em medidas de vibrações proporcionam apenas os níveis 1 e 2 de identificação de falhas. Quando métodos baseados em vibração são combinados com um modelo estrutural, o nível 3 de identificação de falha pode ser obtido em alguns casos. O nível 4 de predição é geralmente associado com o campo da mecânica da fratura ou análise de vida em fadiga.

Doebbling et al. (1998) atribuiu o desenvolvimento inicial no campo de vibrações para as indústrias petrolíferas, enquanto, Dimarogonas (1996) atribui às indústrias de geração de energia os primeiros estudos num problema específico de identificação de falhas. Desde o início dos anos 80, o assunto “detecção de falhas usando medidas de vibrações” tem recebido grande atenção de engenheiros e centros de pesquisa nas áreas de engenharias mecânica e civil, aplicações aeroespaciais e náuticas. Nos anos 90, detecção de falhas se tornou um tópico corrente para sessões técnicas em conferências e simpósios, sendo o principal tema da *15<sup>a</sup> International Modal Analysis Conference* (Orlando, Flórida, Estados Unidos, 1997) com mais de 400 artigos apresentados.

De acordo com Farrar e Doebbling (1999) a melhor aplicação dos métodos de detecção de falhas baseados em vibrações tem sido no monitoramento de máquinas rotativas.

### 3.3.1. Métodos Baseados no Domínio do Tempo e da Frequência

Os métodos de detecção de falhas no domínio da frequência têm tido uma maior atenção por pesquisadores do que os métodos baseados no domínio do tempo. Nos métodos baseados no domínio da frequência, as frequências naturais da estrutura ou os modos de vibrar ou uma combinação de ambos, são usados para detectar a falha. Nos métodos no domínio do tempo, medidas de resposta no tempo são usadas para detectar mudanças na massa ou rigidez da estrutura.

Mudanças nas propriedades estruturais causam mudanças nas frequências de vibração. As primeiras tentativas para detectar mudanças nas frequências naturais foram publicadas por Adams et al. (1978). Deve ser notado que mudanças das frequências têm limitações práticas significativas para aplicações em alguns tipos de estruturas, pois a baixa sensibilidade das mudanças das frequências devido às falhas exige medidas precisas, ou que as falhas estejam em níveis acelerados de danos.

As mudanças nas frequências têm se concentrado na identificação da localização da falha. O maior sucesso no uso de mudanças na frequência natural para identificação de falhas, como evidenciada pelo grande número de publicações, é em pequenas estruturas simples com uma única falha. A maioria dos trabalhos foi baseada em estruturas e elementos estruturais muito simples.

Um significativo número de outros pesquisadores apóia o uso de mudanças nas frequências modais para identificação de falhas. Adicionalmente, Banks et al. (1996) mostraram que a geometria da falha afeta as frequências naturais e não exclusivamente sua localização e severidade. Surendra et al. (2000) propôs que as mudanças da frequência são usadas para prever a vida útil de uma estrutura pela correlação da taxa de diminuição da primeira frequência natural com a vida útil.

Lee e Chung (2000) classificaram as quatro primeiras frequências de uma viga engastada simulada para localizar uma única fenda. Cerri e Ventroni (2000) usaram os deslocamentos nas três primeiras frequências de uma viga para identificar falha. A falha foi modelada como uma mola rotacional e parametrizada usando três variáveis que representam localização, intensidade e extensão da falha.

Zang et al. (2003) apresentaram dois critérios para relacionar as respostas da frequência medidas por múltiplos sensores e propuseram usá-las como indicadores para a detecção de falhas estruturais. O primeiro critério é a função da correlação da forma global

(GSC), que é sensível às diferenças das formas modais. O segundo critério, baseado nas amplitudes de respostas atuais, é a correlação da amplitude global (GAC). Foi proposta, como indicador de falhas para SHM, uma integração das funções GSC e GAC ao longo dos pontos da frequência. Um teste experimental foi feito em uma estante de livros, mas foi concluído que seriam necessários estudos para desenvolver aproximações para avaliar o estado da estrutura e as falhas.

Muscolino et al. (2003) utilizaram a análise vibracional de uma viga trincada e através de análise estocástica detectaram a presença e a posição dos danos estruturais. Um modelo de trincas obtido por elementos finitos foi usado para aplicar o método de Monte Carlo a fim de avaliar no domínio do tempo a elevada ordem estatística das não-linearidades. Melo e Lemos (2004) desenvolveram uma metodologia para detecção e localização de falhas em sistemas contínuos (sistemas de rotores) utilizando a técnica dos observadores de estado. Esta técnica consiste no desenvolvimento do modelo a ser analisado e compara as saídas dos observadores com a saída do sistema.

Pai et al. (2008) apresentaram um método que usa a transformada de Hilbert-Huang para decompor um sinal dinâmico em componentes de diferentes escalas temporais, para computar a frequência e amplitude variantes no tempo de cada componente, identificando, assim, diferentes não-linearidades e determinando os instantes de tempo onde ocorrem mudanças nas características estruturais dinâmicas que podem ocorrer devido a presença de falhas estruturais.

### **3.3.2. Métodos Baseados na Medida da Flexibilidade Dinâmica**

Uma outra classe de métodos de identificação de falhas usa a matriz de flexibilidade dinâmica medida experimentalmente para estimar mudanças no comportamento da estrutura estática. A matriz de flexibilidade é definida como o inverso da matriz de rigidez estática e relaciona a força estática aplicada e o deslocamento estrutural resultante. Deste modo, cada coluna da matriz flexibilidade dinâmica representa o deslocamento padrão da estrutura associado com a unidade de força aplicada no grau de liberdade (DOF) correspondente. A matriz de flexibilidade dinâmica medida pode ser estimada a partir da massa normalizada, das medidas da forma do modo e das frequências. A formulação da matriz flexibilidade dinâmica por este método é aproximada, devido ao fato de que apenas os primeiros modos da estrutura

são medidos. A obtenção da matriz completa de flexibilidade estática requer a medida de todos os modos de vibração e das frequências.

Tipicamente, a falha é detectada comparando-se as matrizes de flexibilidade obtidas através da estrutura com falha, com a matriz de flexibilidade de um modelo de elemento finito para a estrutura sem falhas. A matriz de flexibilidade é mais sensível às variações nos modos de baixas frequências da estrutura.

Peterson et al. (1995) propuseram um método para decompor a matriz de flexibilidade medida em parâmetros de rigidez elementares para uma assumida conexão estrutural.

Mayes (1995), citado por Doebling et al. (1998), usou medidas da flexibilidade, para localizar falha, obtidas através de um teste modal em uma ponte. Ele também propôs um método para usar a medida de flexibilidade como uma entrada para um método de localização de falha. Este método avalia as mudanças na relação carga-deflexão para uma estrutura com modelo massa-mola.

### 3.3.3. Método do Erro na Matriz de Rigidez

O método de erro da matriz da rigidez é baseado no cálculo de uma matriz de erro. Esta matriz é função da variação da matriz de flexibilidade estrutural e da matriz rigidez para a estrutura sem falha. A matriz de rigidez é mais sensível aos modos de ordem mais elevada. Baseado nisto, Doebling et al. (1996) distinguiram cinco aproximações diferentes: comparação de mudanças na flexibilidade, método da verificação da unidade, método do erro na matriz de rigidez, efeitos da flexibilidade residual e mudanças na matriz de rigidez. A matriz de erro na rigidez pode fornecer informações valiosas na posição da área danificada, sendo definido como:

$$[\mathbf{E}] = [\mathbf{K2}] - [\mathbf{K1}] \quad (3.1)$$

Em que  $[\mathbf{K2}]$  e  $[\mathbf{K1}]$  são as matrizes da rigidez dos membros avaliados nos estados danificados e não danificados, respectivamente. Devido ao ruído na medida, este método é somente confiável quando a mudança na frequência natural medida e no vetor modal excede o valor dos erros medidos. Isto levou Park et al. (1988) a proporem o método de ponderação de erro na matriz, que amplifica o erro na rigidez somente em determinados pontos nodais relacionados ao elemento danificado. Embora, este método se mostrou mais sensível às falhas, pois é possível detectar exatamente o membro estrutural danificado em níveis mais baixos das falhas, sua complexidade não o torna um método atrativo. A fim de reduzir o tempo requerido

para a computação e experiências, um método iterativo, em que o número dos elementos usados é refinado em cada passo, foi proposto.

He e Ewins (1986), citado por Doebling et al. (1998), apresentam a matriz de erro da rigidez como um indicador de erros entre os parâmetros medidos e as matrizes de rigidez e de massa analíticas. Para identificação de falha, a matriz de rigidez geralmente produz mais informações do que a matriz massa e é, portanto, mais comumente usada no método da matriz erro.

Park, et al. (1999), citado por Doebling et al. (1998), apresentam uma matriz de erro ponderada, na qual as entradas são divididas pela variância da frequência natural resultante do dano de cada membro. Eles aplicam esta formulação tanto para modelos de viga quanto para placas.

### **3.4. Métodos Baseados na Impedância Elétrica**

Elementos piezelétricos têm sido usados com sucesso para monitoramento de estruturas e em projetos de controle ativo para diferentes sistemas, tal como vigas, placas, treliças, etc. (DOSCH et al., 1992).

Embora existam diversos trabalhos apresentando a utilização de parâmetros modais na detecção e localização de falhas estruturais, o emprego desta metodologia não é trivial e apresenta alguns obstáculos. Um destes obstáculos é o fato de que uma falha é um fenômeno local, enquanto, as informações modais refletem as informações globais do sistema. Neste sentido, utiliza-se o método da impedância elétrica para detectar e localizar as falhas em uma estrutura. O método emprega atuadores/sensores piezelétricos (PZT) para excitar/medir a impedância elétrica em altas faixas de frequência (tipicamente acima de 10kHz). Deve ser notado que altas frequências limitam a área de influência de cada PZT (RAJU, 1998), permitindo trabalhar com os modos locais, avaliando, assim, apenas as informações correspondentes à área de atuação de cada PZT. O princípio básico consiste em monitorar a variação da impedância mecânica, causada devido à presença de uma mudança estrutural (falha), através da impedância elétrica.

A técnica baseada na impedância utiliza o PZT como atuador e sensor. Um PZT colado na estrutura e alimentado por um campo elétrico alternado com valor fixo excita e induz vibrações na estrutura (efeito inverso). A vibração resultante gera um fluxo de corrente

no PZT (efeito direto), que é função do grau de interação mecânica entre o PZT e a estrutura, dentro da faixa de frequência considerada.

Um modelo simples, como mostrado na figura 3.1, pode descrever a interação entre um PZT e a estrutura a ele vinculada. O PZT é considerado como uma barra fina exposta a uma vibração axial em resposta a aplicação de tensão elétrica alternada. Uma extremidade é fixa e a outra é conectada na estrutura, representada por um sistema de um grau de liberdade.

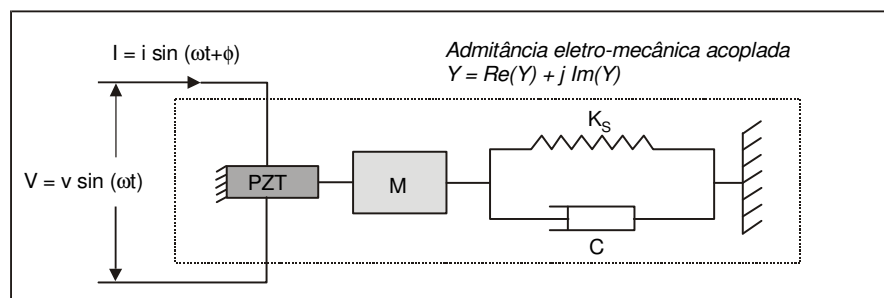


Figura 3.1. Modelo usado para representar o acoplamento de um PZT com a estrutura base.

A impedância elétrica é definida como sendo a razão entre a transformada da tensão elétrica de entrada e da corrente resultante. A impedância mecânica, equação 3.2, é definida como a razão entre a transformada da força aplicada e da velocidade resultante, no domínio da frequência (EWINS, 1991). O transdutor eletromecânico acopla as impedâncias elétrica e mecânica. Sendo mais fácil medir a impedância elétrica do que a mecânica, esta característica pode ser utilizada com vantagens para muitas aplicações, como por exemplo, em situações onde a FRF (Função de Resposta em Frequência) poderia ser de difícil obtenção.

$$Z(\omega) = \frac{F(\omega)}{\dot{X}(\omega)} \quad (3.2)$$

$$Y(\omega) = \frac{1}{Z(\omega)} \quad (3.3)$$

sendo  $Z(\omega)$  a impedância mecânica,  $F(\omega)$  a transformada de Fourier da força de entrada,  $\dot{X}(\omega)$  a transformada de Fourier da velocidade e  $Y(\omega)$  a admitância, a qual é o inverso da impedância.

A técnica da impedância elétrica fornece informações qualitativas a respeito da falha.

Vários autores têm realizado trabalhos em problemas de identificação de falhas estruturais utilizando a técnica da impedância. Em seguida uma revisão dos trabalhos é apresentada.



Park et al. (1999) introduziram um método baseado na impedância que usa um transdutor piezolétrico (PZT) como sensor e atuador. Pode-se mostrar que a impedância elétrica do PZT está diretamente relacionada à impedância mecânica da estrutura (LIANG et al., 1994). Assim, uma relação pode ser encontrada para permitir a determinação das propriedades estruturais, especificamente, a massa, a rigidez e o amortecimento. Qualquer mudança na impedância mecânica, que poderia ser causada pela presença da falha, “aparece” na impedância elétrica do PZT. O estado da falha é identificado quando uma falha métrica definida aumenta a partir de um ponto inicial predefinido. Estes autores apontam ao fato de que esta técnica possui as vantagens de não necessitar de modelos numéricos e destacam o fato de que a excitação em alta frequência torna a estrutura muito sensível à modificações locais.

Lopes Junior et al. (2001) apresentaram uma metodologia que combina a técnica da impedância elétrica com um modelo de diagnóstico, baseado num processo de otimização, para detectar e localizar falhas estruturais. A localização da falha na estrutura real é obtida através da técnica da impedância elétrica, enquanto, a severidade é obtida através de otimização hierárquica, baseada em um modelo reduzido de estrutura.

Grisso et al. (2004) usaram um sistema SHM baseado na impedância para detectar o início da matriz de falha transversal em um compósito de grafita/epoxy. As cerâmicas PZT foram unidas às amostras compósitas (neste caso, vigas) para, simultaneamente, excitar a estrutura em altas frequências (dois intervalos de frequência, de 10 a 20kHz e de 40 a 60kHz) e monitorar todas as mudanças na impedância mecânica estrutural. A fim de detectar a severidade da falha, estes autores usam o desvio RMS (*Root Mean Square*), usando as diferenças quadradas da impedância entre o estado não danificado e o estado real. Estes autores concluem que testes de emissão acústica mostraram bons resultados somente para estruturas mais espessas, enquanto que o método baseado na impedância mostrou melhores resultados para estruturas mais finas.

Peairs et al. (2005) desenvolveram uma nova técnica de modelagem para SHM baseada na impedância elétrica, combinando o método de elementos espectrais (SEM) com análise de circuito elétrico. Estes autores discutiram que o SEM tem diversas vantagens sobre outras técnicas convencionais de FEM, porque o SEM modela mais exatamente vibrações em frequência mais elevadas, pois a massa é “exatamente” modelada e incorpora mais facilmente modelos de ordens maiores. Entretanto, modelar em frequências mais elevadas é mais complexo devido à presença das ressonâncias do PZT.

Giurgiutiu e Zagrai (2005) utilizaram o método da impedância eletromecânica para o monitoramento da saúde estrutural em placas finas e estruturas aeroespaciais com sensores piezelétricos ativos acoplados. Neste trabalho foi desenvolvido e validado com dados experimentais um modelo de acoplamento eletromecânico para prever a impedância eletromecânica.

Tebaldi et al. (2006) combinaram a técnica de impedância elétrica com abordagens de nuvem de partículas (PSO - *particle swarm optimization*) para a quantificação de falhas em estruturas inteligentes. Em síntese, o trabalho focaliza a caracterização das falhas em estruturas englobando duas etapas. Na primeira etapa é utilizado o método da impedância elétrica para detectar se existe falha e, em caso positivo qual a região que ela se encontra. Na segunda etapa se utiliza nuvem de partículas para quantificar a severidade falha.

Silva et al. (2008) apresentaram uma técnica experimental de detecção de falhas estruturais baseada em medidas de impedância elétrica obtida através de materiais piezelétricos (PZTs) acoplados em estruturas tipo vigas. A técnica apresenta um método baseado em séries temporais para detectar e localizar mudanças estruturais iminentes. A eficácia da aproximação é demonstrada através dos testes experimentais.

Wang et al. (2009) desenvolveram um método de identificação de falhas baseado na metodologia da impedância elétrica usando um modelo que é capaz de localizar e quantificar falha estruturais. O modelo é construído através do método dos elementos espectrais (SEM), que possui alta precisão computacional e é numericamente eficiente em altas faixas de frequência. Usando a diferença entre as curvas de impedância obtidas no sistema monitorado e no sistema em sua condição saudável (como entrada), um processo de identificação inverso é formulado para extrair diretamente as mudanças das propriedades dos elementos estruturais. Estudos numéricos e experimentais foram realizados para demonstrar a efetividade do método proposto.

### **3.4.1 Índices Baseados em Normas de Sistemas**

Outros índices de falhas têm sido avaliados buscando se definir qual o mais sensível para cada tipo de dano estrutural (BUENO et al., 2007). Em particular, as normas de sistemas têm se mostrado uma ferramenta de grande potencial para a detecção de localização de danos em diversos casos.

Normas de sistemas são “tamanhos” de medidas de sistemas e podem ser utilizadas para diversas aplicações. Em geral, para aplicações de engenharia é necessário escolher estrategicamente quais propriedades ou parâmetros estruturais são mais interessantes para se calcular uma norma. Para estruturas flexíveis, a norma  $H_\infty$  corresponde ao maior pico da função de resposta em frequência (FRF) e a norma  $H_2$  corresponde à área sob a curva da mesma função (GAWRONSKI, 1998). A norma Hankel também pode ser utilizada para a formulação de um índice de detecção de falhas baseado em sinais de impedância elétrica.

Entre as aplicações das normas de sistemas, pode-se destacar a utilização para localização de falhas estruturais, redução de modelos, controle e posicionamento de sensores e atuadores.

Um sistema dinâmico é “pequeno” caso sua função de transferência  $G(\omega)$  possua pequenas magnitudes em todos os seus modos. Uma norma que quantifica esta medida para sistemas SISO é a chamada norma  $H_\infty$  de  $G(\omega)$ . Considerando um sistema estável a norma  $H_\infty$  é definida como:

$$\|G\|_\infty = \max_{\omega} \sigma_{max}(G(\omega)) \quad (3.4)$$

sendo  $\sigma_{max}(G(\omega))$  o maior valor singular de  $G(\omega)$ . A norma do sistema SISO é a magnitude do maior pico da função de transferência  $G(\omega)$  em termos de valores singulares.

A norma  $H_2$  para o mesmo sistema com função de transferência  $G(\omega)$  é definida por:

$$\|G\|_2^2 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} \text{tr}(G^*(\omega)G(\omega))d\omega \quad (3.5)$$

em que  $\text{tr}$  é o traço da matriz.

A idéia básica da utilização das normas de sistemas é centrada nos índices dos sensores e os índices dos modos que podem ser calculados a partir da diferença RMS das normas computadas em dois estados diferentes (com e sem falha). Ainda, o sinal de impedância elétrica pode ser utilizado para se obter a função de transferência do sistema em análise.

### 3.5. Algoritmos de Otimização para Quantificação de Falhas

#### 3.5.1. Redes Neurais

As redes neurais são modelos computacionais ou sistemas de processamento de informações que, de um modo geral, são tratados como um dispositivo "caixa preta" que aceita uma entrada e produz uma saída.

As redes neurais, potencialmente, podem ser utilizadas para as mais diversas finalidades, dentre as quais se destacam: classificação, reconhecimento de padrões, complementação de padrões, remoção de ruído, otimização e controle, existindo situações em que o emprego das redes neurais é vantajoso. Assim, esta ferramenta tem sido utilizada para monitoramento da condição de máquinas e estruturas.

Em 1974 Paul J. Werbos lançou as bases para o algoritmo de retropropagação (*backpropagation*). O ressurgimento do interesse em RNAs ocorre com a utilização do algoritmo de treinamento por retropropagação de erro, por um grupo de pesquisadores denominado *PDP (Parallel Distributed Processing)*, em 1986. Isso foi possível graças ao desenvolvimento de computadores de maior capacidade de processamento e ao aparecimento do algoritmo da retropropagação de erro, ou "*Error Backpropagation*". A partir deste marco, observa-se uma explosão de aplicações de RNAs nos mais variados campos do conhecimento.

Redes neurais foram, também, usadas para localizar e quantificar falhas em uma estrutura metálica (BALL et al., 1992). Para o treinamento da rede foram usados dados de deformação de diferentes pontos da estrutura, gerados por modelo de elementos finitos, representativo de um sistema real. Esta técnica se mostrou eficiente.

Romu e Johnson (1995) e Pandey e Barai (1995) aplicaram redes neurais artificiais com o algoritmo *backpropagation* para identificar falhas. Barai e Pandey (1997) compararam o desempenho de uma rede neural com atraso de tempo para um algoritmo *backpropagation*. Nessa rede, tanto o sinal original, quanto o sinal depois de certo intervalo de tempo foram alimentados pela entrada. O tempo computacional envolvido no treinamento foi grande, mas o desempenho obtido foi maior.

Krawczuk et al. (2000) apresentaram os resultados da aplicação de um algoritmo genético e de uma rede neural para a detecção e localização da falha em um modelo numérico de viga multi-camadas reforçadas por fibra de vidro. Estes autores usaram uma função objetiva, baseada em mudanças nas primeiras quatro frequências naturais e no critério da

garantia da posição da falha (DLAC) proposto por Messina et al. (1992). O algoritmo genético converge após um número razoável de gerações. O desempenho da rede neural em detectar a posição da falha foi pobre, possivelmente porque os autores consideraram uma população relativamente pequena de casos defeituosos para o treinamento.

Zheng et al. (2004) usaram redes neurais, no caso do método de *backpropagation*, combinadas com mecanismos computacionais para a predição de falhas em vigas CFRP (reforçados com fibra de carbono). A rede neural foi treinada com modelos de FEM, que foram projetados assumindo vários tamanhos e posições de falhas. Como entradas, foram usadas as cinco primeiras frequências naturais. De acordo com estes investigadores, a rede neural identificou corretamente o tamanho e a posição da falha dentro de uma pequena margem de erro.

Lee et al. (2007) apresentaram um algoritmo de detecção de falhas que utiliza respostas dinâmicas de uma estrutura como entradas e rede neural para localizar essas falhas. Um índice de anomalia no sinal foi proposto para expressar a quantidade de mudanças nas formas da Função de Resposta em Frequência. Nesse trabalho, a presença da falha é identificada através do valor do índice e a localização da falha é identificada usando as capacidades de reconhecimento padrão da rede neural. Sinais simulados numericamente são utilizados para treinar a rede neural e os sinais obtidos experimentalmente foram usados para testar a rede neural. Os resultados da aplicação sugeriram que o índice usado para detectar a falha pode ser aplicado para sistemas de monitoramento da integridade estrutural em uma ponte real.

Long et al. (2008) utilizaram redes neurais para detecção de baixos níveis de falhas estruturais em uma placa de fibra de densidade média. A falha é detectada por pequenas mudanças causadas em ondas padrões, obtidas na estrutura na condição saudável. Essas ondas foram anteriormente treinadas pelas redes neurais e, se um carregamento aplicado estiver abaixo do limite proporcional, uma pequena mudança ocorre nessas ondas. De acordo com os autores, a rede neural tem grande habilidade de treinar dados pra reconhecer as características padrões e tem sido usada com sucesso para a detecção de falhas estruturais.

### **3.5.2. Algoritmos Genéticos**

Algoritmos genéticos (AG) são métodos de otimização de funções baseados na variação e seleção aleatória de uma população de soluções. Os AGs podem ser descritos como

algoritmos evolucionários, que têm sido desenvolvidos desde os anos 50. Suas vantagens aos tradicionais algoritmos é que eles são capazes de manusear topologias de solução multimodais, que são típicas de problemas de identificação de falhas.

O desenvolvimento inicial da técnica de algoritmos genéticos ocorreu nas décadas de 60 e 70 e a primeira descrição rigorosa foi feita por Holland no livro *Adaptation in Natural and Artificial Systems* (1975), no qual o autor também demonstrou o sucesso da aplicação em uma variedade de problemas, tais como reconhecimento de padrões, sistemas de classificação, configuração de redes de comunicação, sistemas de controle industrial e otimização combinatória em geral.

As primeiras aplicações para problemas de otimização bem definidos foram apresentados por Hollstien (1971) (MITCHELL, 1996), em um sistema de controle computacional; seguido por De Jong (1975) (GOLDBERG, 1989), com uma análise do comportamento de uma classe de sistemas adaptativos genéticos.

Não existe um consenso rigoroso sobre o campo de aplicabilidade dos Algoritmos Genéticos, mas muitos pesquisadores concordam em alguns pontos. Os AG's seriam interessantes para uma determinada aplicação se: o espaço a ser pesquisado é grande, o espaço a ser pesquisado não é liso ou unimodal, o espaço a ser pesquisado não é bem entendido, e o problema não requer solução ótima.

Friswell e Penny (1998) localizaram falhas em estruturas utilizando algoritmos genéticos com dados de vibrações. O objetivo do trabalho realizado foi identificar a posição de uma ou mais falhas na estrutura e estimar a magnitude destas falhas. As simulações de falhas foram realizadas em uma viga engastada-livre em duas posições diferentes. Os autores realizaram uma análise experimental em uma placa.

Simões e Steffen (2002) utilizaram uma metodologia para a caracterização da presença de falhas em sistemas de rotor que consiste em avaliar a alteração da rigidez no eixo causada pela presença destas, e então obter as propriedades dinâmicas do rotor, utilizando suas equações de movimento, considerando a influência da rigidez modificada. Algoritmos genéticos foram utilizados como estratégia de identificação. A ferramenta utilizada (algoritmo genético) mostrou-se eficiente, conseguindo uma boa estimativa na identificação dos parâmetros reais.

Tebaldi (2004) combinou a técnica da impedância elétrica com a técnica dos algoritmos genéticos para identificar falhas incipientes em estruturas tipo vigas e em uma estrutura mais complexa (virabrequim). Uma das vantagens em se combinar estas duas

técnicas é a possibilidade de identificação de falhas simultâneas, em diferentes estágios de evolução.

Muitos problemas de otimização combinatória são resolvidos utilizando métodos aproximados devido à grande dificuldade em encontrar a solução ótima. Os métodos combinatórios, como no caso dos algoritmos genéticos, foram projetados para lidar com este tipo de problema. Matematicamente, pode-se considerar o algoritmo genético como uma técnica de otimização combinatória, com alta probabilidade de encontrar a solução ótima para problemas grandes e complexos, os quais apresentam muitas soluções ótimas locais.

Tratando-se de problemas de otimização, o ideal seria que o algoritmo terminasse assim que o ponto ótimo fosse descoberto. Normalmente, usa-se o critério do número máximo de gerações ou um tempo limite de processamento para parar um AG. Outro critério plausível é parar o algoritmo usando a idéia de estagnação, ou seja, quando não se observa melhoria da população depois de várias gerações consecutivas.

Chen et al. (2007) utilizaram algoritmos genéticos para determinar a localização ótima dos sensores piezelétricos acoplados na superfície de estruturas compósitas para detecção de falhas estruturais. A transformada de Hilbert-Huang foi utilizada no desenvolvimento de um método robusto de identificação de falhas estruturais, no qual a influência do ruído foi considerada.

Flynn et al. (2009) propuseram uma técnica de posicionamento ótimo de sensores e atuadores piezelétricos para o monitoramento ativo de estruturas finas tipo placas. O posicionamento ótimo foi realizado através da implementação de um algoritmo genético. Através da propagação de ondas ultra-sônicas na superfície dessas estruturas, e através do monitoramento das características de atenuação e reflexão dessas ondas, metodologias de identificação de falhas, tais como pulso-eco (*pulse-echo*) e excitação-resposta (*pitch-catch*), foram utilizadas para detectar falhas estruturais. Resultados experimentais mostraram que a aproximação de monitoramento ativo realizada pode obter soluções próximas de soluções ótimas.

## **CAPÍTULO 4. ONDAS DE LAMB e SHM**

### **4.1. SHM Baseado em Propagação de Onda**

Considerados entre os métodos mais promissores na dinâmica estrutural, os métodos de propagação de onda adotam um sistema composto de transmissores e receptores para emitir uma onda elástica de tensão em uma estrutura. Mudanças nos sinais recebidos podem indicar a presença de falha na estrutura. Esta técnica é uma extensão natural das técnicas tradicionais de NDE e é muito eficaz em detectar as falhas e danos que aparecem na forma de descontinuidades geométricas. O mais significativo esquema de SHM passivo é a emissão acústica (AE); já o ativo é o método das ondas de Lamb. Em particular, o método das ondas de Lamb pode oferecer mais informação sobre falhas, em uma estrutura, em termos de localização, severidade e espécie de falha do que os outros métodos, tais como os métodos baseados nas respostas em frequência (GIURGIUTIU, 2005, MONNIER, 2006). O método das ondas de Lamb tem sido utilizado como técnicas não destrutivas (NDE) por duas décadas. Pines (1997) utilizou uma barra unidimensional como modelo e mostrou que as técnicas baseadas em propagação de onda exibem a vantagem de detectar as pequenas mudanças em matrizes de massa e rigidez de forma mais eficaz quando comparadas com modelos de elementos finitos. A atenuação e a dispersão das ondas elásticas em sólidos com defeitos aleatórios foram investigadas por Zhang e Gross (1993) usando a mesma técnica. Mouritz et al. (2000) estudaram técnicas ultra-sônicas de baixa frequência para a detecção da fadiga em materiais compósitos de polímero. A habilidade da técnica para detectar os danos estruturais se mostrou melhor com o aumento da espessura do compósito. Outra metodologia chamada de 'espectrometria não-linear de ondas elásticas' foi usada para detectar micro-falhas em material não-homogêneo (VAN DEN ABEELE et al., 2001).

Krawczuk (2002) combinou a metodologia de propagação de onda com um algoritmo genético para detectar uma falha em uma viga. Um modelo de elemento espectral foi utilizado para a viga. Esta técnica também foi usada com um elemento de barra por Palacz e Krawczuk (2002). Além disso, a técnica de propagação de onda também foi usada para detectar as delaminações em viga (OSTACHOWICZ et al., 2004).

É importante mencionar que, dentro das técnicas de propagação de ondas ultra-sônicas, as ondas de Lamb são as mais usadas e mais eficazes para a detecção de falhas através de observação das mudanças na forma das ondas recebidas (ou medidas).



## 4.2. Implementação de Técnicas das Ondas de Lamb em SHM

As técnicas da onda de Lamb têm bom potencial para a aplicações em programas de SHM. Estes métodos têm o potencial de fornecer informações úteis sobre a presença, a posição, o tipo, o tamanho e a extensão das falhas em materiais compósitos e, podem ser aplicados em uma estrutura com dispositivos piezelétricos adaptáveis. A desvantagem principal do método é que, por ser ativo, requer uma fonte de tensão e um gerador de sinais. Isto pode ser oneroso em uma estrutura grande, especialmente se o sistema SHM for executado sem o uso de cabos (*wireless*); entretanto, foi sugerido na literatura que o PZT pode ser atuado remotamente usando ondas de frequência de rádio. Uma outra exigência onerosa é a alta taxa de aquisição de dados que é necessária para se conseguir uma definição exata do sinal. Se um sistema utilizar 0.5 MHz para vários sensores, um grande volume de dados se acumulará rapidamente, implicando na necessidade de um processamento local.

As ondas de Lamb foram usadas em testes ultra-sônicos e em avaliação de materiais por diversas décadas, e numerosas pesquisas foram empreendidas para estudar os métodos de geração e de recepção destes tipos de ondas e suas características de propagação em estruturas tipo placas. Para o monitoramento *in situ* ou *in service* da saúde de estruturas aeroespaciais, as ondas de Lamb usadas em técnicas de testes convencionais (GRAFF, 1991, ROSE, 1999) não podem ser aplicadas diretamente, porque geralmente requerem instrumentos volumosos e a interferência humana (ACHENBACH, 1991). Entre as ondas ultra-sônicas, as ondas de Lamb são particularmente vantajosas porque podem propagar por grandes distâncias em placas (ROSE 1995, 2002; KRAUTKRAMER, 1998; SEALE et al., 1998; ALLEYNE et al., 2001; DALTON et al., 2001, citados por Giurgiutiu, 2005). Os sistemas de SHM ativos que usam ondas de Lamb são aptos para cobrir grandes áreas em uma única posição. Tais sistemas são eficientes e têm um baixo custo efetivo. Entretanto, os transdutores ultra-sônicos convencionais são impróprios para as aplicações de SHM devido a seus custos, pesos, e tamanhos. Os transdutores ultra-sônicos convencionais não podem ser utilizados em grandes quantidades em uma estrutura sem incorrer em penalidades importantes de custo e de peso. Para aplicações de SHM, novos tipos de transdutores de ondas de Lamb devem ser desenvolvidos; eles devem ser pequenos, de pouco peso e de baixo custo.

Muitos pesquisadores estudaram a tecnologia de integração dos sensores/atuadores piezelétricos nas estruturas com a finalidade de gerar e de coletar informações sobre as ondas de Lamb e, assim, realizar o monitoramento contínuo de sua integridade estrutural .

A vantagem do uso das ondas de Lamb no Monitoramento da Integridade Estrutural é que um par atuador-sensor possui uma grande área de cobertura. Em geral, as ondas de Lamb são formadas em estruturas com a utilização de atuadores piezelétricos acoplados na superfície do material, como, por exemplo, o PZT, que é utilizado em altas frequências, a fim de se detectar falhas incipientes, ou seja, falhas que estão começando a aparecer nas estruturas. Mudanças estruturais causadas pelas falhas incipientes são pequenas demais para afetar a dinâmica global e, assim, não podem ser prontamente detectadas por métodos de vibração convencionais que utilizam baixas frequências.

A desvantagem dos métodos da onda de Lamb é que eles requerem um mecanismo ativo para excitar as ondas e os dados obtidos podem ser mais complicados para serem interpretados do que nos outros métodos (GIURGIUTIU et al., 2003; HAN et al., 2005). Em geral, os métodos de ondas de Lamb são os mais eficazes para a determinação in-situ da presença e da severidade das falhas em estruturas.

A seguir, é apresentada uma amostra das aplicações mais comuns dos métodos da onda de Lamb apresentados na literatura. Acredita-se que os primeiros trabalhos sobre ondas de Lamb como um meio de detecção de falhas vieram na década de 60, por Worlton (1961) da *General Electric Company*. Seu relatório investigou as curvas de dispersão do alumínio e do zircônio para descrever analiticamente as características dos vários modos que pertenceriam às aplicações de testes não destrutivos.

Mais tarde, as técnicas de ondas de Lamb foram examinadas por diversos pesquisadores e, então, a primeira grande aplicação aeroespacial foi introduzida por Demer e Fentnor (1969) do *Hughes Aircraft Company*. Nesse trabalho, eles citam o teste de onda ultra-sônica como um dos mais confiáveis testes não-destrutivos, e as ondas de Lamb estavam emergindo como uma das melhores maneiras de se obter informações sobre a densidade, propriedades elásticas e a espessura do meio. Entretanto, eles reconheceram o fato que as ondas de Lamb não foram compreendidas nem interpretadas com facilidade. Trabalhos foram desenvolvidos para propagação da onda de Lamb em folhas metálicas finas e em cilíndricos alongados. Rachaduras por fadiga foram encontradas em hastes de aço inoxidável e de alumínio pelo reconhecimento do tempo de vôo (TOF) e pela amplitude atenuada do sinal ultra-sônico recebido. Experimentos similares foram executados em espécimes de vidro, de cerâmica e de plástico, com o objetivo de examinar os efeitos da penetração líquida.

Durante a década de 80 e mais tarde, década de 90, os trabalhos começaram a fundamentar a aplicação das ondas de Lamb em materiais compósitos. Chimenti e Martin (1991) originalmente usaram ondas de Lamb para detectar vários defeitos, como porosidade e delaminações.

Pesquisa conduzida na NASA por Saravanos (1994) demonstrou, tanto analiticamente quanto experimentalmente, a possibilidade de realizar a detecção de falhas em vigas compósitas usando ondas de Lamb. Conclusões similares foram extraídas por Percival (1997) e Birt (2000), na Agência de Pesquisa de defesa e avaliação, no Reino Unido, que começaram a focalizar seus trabalhos nos dois modos fundamentais da onda de Lamb. Tan et al. (1995) compararam as ondas de Lamb com a incidência normal pulso-eco (*pulse-echo*) para a detecção de defeitos superficiais. Mudanças na amplitude da onda foram usadas para determinar o tamanho e a profundidade do defeito. Este tipo de onda superficial também era usado com sucesso para a avaliação não destrutiva de longo alcance dos danos-corrosão induzidos em tubulações (ROSE et al., 1996, ALLEYNE; CAWLEY, 1997).

A detecção de outras formas de falhas em materiais compósitos foi investigada também por Seale et al. (1998), que examinaram a falha por fadiga e por efeitos térmicos, e Tang e Henneke (1989) que observaram a sensibilidade da propagação da onda de Lamb à fratura da fibra. Ondas de Lamb também foram usadas na caracterização da qualidade de ligações (DALTON et al., 2000), ou soldas e junções (SUN, 1994). Rose et al. (2000) e Osmont et al. (2000) executaram trabalhos em placas compósitas “sanduíche” sujeitas a falhas por impacto. Kessler (2002) usaram sensores e atuadores piezelétricos para geração e sensoriamento das ondas de Lamb na detecção de falhas em várias estruturas compósitas. Foi mostrado que ondas de Lamb permitem a obtenção de uma informação mais rica sobre o tipo, a posição, e a severidade da falha do que técnicas de resposta em frequência. A sensibilidade elevada da metodologia pulso-eco (*pulse-echo*) sinaliza a presença de rachaduras dentro das placas de alumínio. Este tipo de resultado, obtido através de medidas da amplitude das ondas de Lamb, usando transdutores piezelétricos (GIURGIUTIU et al., 2002), é favorecido pelo uso de materiais simples e pela relação sinal-ruído, conseguida por experiência em laboratório.

Devido a muitas vantagens do material compósito, comparado aos materiais metálicos convencionais, sua utilização como material estrutural na indústria aeronáutica, automotiva, naval e de construção aumentou significativamente durante a última década (PAGET et al., 2003). Entre estas vantagens, destaca-se a elevada rigidez, que permite uma consequente redução de peso das estruturas, o que é particularmente exigido nas aplicações mencionadas.

Os materiais compósitos também mostram uma boa resistência à fadiga e à corrosão e são particularmente adaptáveis às solicitações específicas que são encontradas durante seus ciclos de vida. Entretanto, o uso intensivo destes tipos de materiais como uma estrutura primária fica limitado, em particular, no campo da aviação civil, porque a presença de defeitos internos pode severamente degradar suas propriedades mecânicas. A segunda limitação ao uso difundido de materiais compósitos é sobre seus custos, que são maiores que os custos dos materiais metálicos e, o custo das inspeções, que corresponde a 30% do investimento total para uma estrutura plástica reforçada de fibra do carbono (CFRP) (BAR-COHEN et al., 1999) Diamanti et al. (2004) uniram uma disposição linear de elementos piezocerâmicos na superfície de uma estrutura compósita para investigar a interação das ondas de Lamb com os impactos dos danos na placa nas áreas de atuação das cerâmicas.

Giurgiutiu (2005) descreveu um modelo de SHM baseado nas ondas de Lamb usando sensores e atuadores piezelétricos acoplados na superfície de uma placa de alumínio. Testes experimentais demonstraram a eficácia do método pulso-eco (*pulse-echo*) na detecção de falhas. Lestari et al. (2005) apresentaram uma técnica experimental de identificação de falhas baseada em análises da propagação das ondas de Lamb. Transdutores piezelétricos (PZTs) foram utilizados como transmissores e receptores das ondas. Três diferentes casos de falha foram analisados em uma viga composta laminada de carbono-epoxy: delaminação, corte e falha por impacto. Análises por Wavelets nos sinais obtidos foram utilizadas para detecção e localização das falhas. A técnica foi capaz de localizar as falhas e avaliar a magnitude dessas falhas.

Monnier (2006) usou transdutores piezelétricos para descrever um método de monitoramento em tempo real de falhas por impacto baseado nas ondas de Lamb. Os testes foram realizados em uma estrutura aeronáutica compósita de carbono/epoxy. Paget et al., citado por Reda Taha (2006) mostrou que a mudança da amplitude nos coeficientes das wavelets pode ser usado para detectar falhas em estruturas aeroespaciais compostas usando ondas de Lamb geradas e recebidas pro transdutores piezelétricos.

Franco et al. (2007) apresentaram um método de detecção de falhas baseado nas ondas de Lamb. O método emprega sensores e atuadores piezelétricos para caracterização das falhas em estruturas inteligentes, como placas e vigas.

Raghavan et al. (2008) utilizaram ondas guiadas (ondas de Lamb) aplicadas em sistemas de SHM para analisar o comportamento do acoplamento de transdutores piezelétricos (PZTs) submetidos as mesmas variações de temperatura encontradas nas estruturas internas de naves espaciais (de 20 a 150 °C). De acordo com os autores, elevadas

temperaturas podem causar significativas mudanças na geração e propagação de ondas guiadas aplicadas em sistemas de SHM. Testes experimentais foram realizados em estruturas tipo placa usando o método do pulso-eco (*pulse-echo*) para detecção e localização de falhas estruturais, excitando o primeiro modo simétrico das ondas de Lamb ( $S_0$ ), através de uma onda senoidal em uma frequência de 120kHz. Para esse fim, a estrutura foi submetida a variações quase-estáticas de temperatura. Os autores detectaram que a caracterização da falha não foi afetada significativamente até uma temperatura de 80 °C, mas, acima dessa temperatura, a detecção/caracterização foi difícil. Para uma falha simulada por um furo através da estrutura (placa), a detecção/caracterização da falha foi possível em todas as temperaturas, exceto em poucas temperaturas analisadas (3 temperaturas de 29 analisadas).

Hu et al. (2008) usaram duas técnicas diferentes de excitação para detectar falhas em estruturas metálicas, como trincas e buracos em placas e vigas de alumínio. Para esse fim, foram utilizados atuadores piezelétricos (PZTs) para excitar o primeiro modo anti-simétrico das ondas de Lamb ( $A_0$ ). Apesar do primeiro modo simétrico das ondas de Lamb ( $S_0$ ) ser, geralmente, preferido para detecção de falhas em estruturas metálicas (por percorrer maiores distâncias com menor dispersão), os autores afirmam que para frequências em torno de centenas de kHz, o comprimento de onda do modo  $A_0$  é muito menor do que o comprimento de onda do modo  $S_0$ , sendo mais sensível a falhas minúsculas (falhas incipientes, quando começam a aparecer) sendo que o comprimento de onda deve ser menor ou igual ao comprimento da falha. Os modos das ondas de Lamb e suas aplicações serão mais detalhadamente explicados nos próximos capítulos. Os autores afirmam, também, que não é fácil gerar o modo  $A_0$  puro das ondas de Lamb com um sensor piezelétrico simples. Com uma escolha cuidadosa da distância entre dois PZTs, o deslocamento normal do modo  $A_0$  pode ser maximizado e o modo  $S_0$  pode ser minimizado, Outra maneira é a utilização de um par de PZT atuadores acoplados simetricamente na superfície superior e inferior de um composto laminado. Então, o modo  $A_0$  pode ser excitado usando voltagens aplicadas fora de fase nos dois atuadores. Entretanto, o modo  $S_0$  não pode ser removido completamente.

Devido à necessidade das organizações aeroespaciais militares e comerciais de reduzir os custos de manutenção e verificar a integridade dos componentes estruturais expostos a condições severas, cada vez mais sistemas de SHM estão sendo explorados. Sendo assim, sistemas de SHM necessitam operar em uma variedade de condições ambientais e altas faixas de frequência. Andrews et al. (2008) utilizaram ondas de Lamb para monitorar componentes de estruturas aeronáuticas tipo placas e estudar o efeito da temperatura na propagação dessas ondas. De acordo com Andrews et al. (2008), é de grande complexidade a compreensão dos

efeitos da temperatura nas ondas de Lamb. Testes experimentais foram realizados em condições ambientais isotérmicas, nas temperaturas de 18, 24, 66, e 107 °C. Os resultados indicaram que somente pequenas e previsíveis mudanças no comportamento da propagação da onda ocorreram nas frequências analisadas. Este fato é de grande importância, pois permite sistemas SHM ser projetados em sistemas aeronáuticos operando nas frequências analisadas sem a necessidade de técnicas de compensação complexas.

Kundu et al. (2009) estudaram a aplicabilidade das ondas guiadas como uma ferramenta de SHM para prever o ponto de impacto e detectar delaminações em um Sistema de Proteção Térmica (TPS). O defeito de delaminação foi simulado pela remoção do adesivo acoplado nas regiões selecionadas durante o processo de fabricação. Para prever o ponto de impacto, experimentos foram realizados através da queda repetida de uma bola de pingue-pongue na estrutura e através da gravação de sinais acústicos por transdutores passivos acoplados na placa em três locais diferentes. O ponto de impacto foi previsto e comparado com o ponto de localização real do impacto. O defeito de delaminação pôde ser detectado e o ponto de impacto pôde ser identificado ressaltando a importância da utilização de ondas guiadas como uma ferramenta SHM para TPS.

Dutta et al. (2009) apresentaram uma técnica de detecção de falhas baseada em ondas guiadas e acústica não linear. Ondas acústicas em uma frequência escolhida foram geradas usando um transdutor piezolétrico (PZT) e percorreram a estrutura antes de serem recebidas por um sensor PZT. A eficácia da técnica foi testada em estruturas de alumínio e aço. A técnica proposta identificou a presença da falha pela observação de duas características: harmônicos e sua relação não-linear com a amplitude da entrada.

Gu et al. (2009) desenvolveram um transdutor PVDF “interdigitalizado” (PVDF IDT) para aplicações em SHM. De acordo com Gu, este transdutor apresenta algumas vantagens tais como: baixo custo, fácil instalação, baixo consumo de energia e a habilidade de operação remota ou sem fio (wireless). Este PVDF IDT foi capaz de produzir e receber ondas de Lamb para SHM. Resultados provenientes deste transdutor foram comparados com resultados provenientes de um PZT. Embora não seja tão sensível quanto o PZT, o PVDF construído foi capaz de gerar a mesma onda padrão que o PZT, sendo assim, capaz de integrar um sistema de SHM.

Franco et al. (2009) apresentaram uma técnica de SHM em tempo real utilizando ondas de Lamb para localizar falhas em estruturas inteligentes através do acoplamento de uma rede de sensores e atuadores piezolétricos (PZTs) na superfície de uma placa de alumínio. Com várias configurações de pares de atuadores-sensores e com a utilização de índices de

falhas, calculados no domínio da frequência, a metodologia utilizada foi capaz de identificar a região onde a falha está localizada, demonstrando a eficácia do método das Ondas de Lamb aplicadas em sistemas de SHM.

## CAPÍTULO 5. DESCRIÇÃO DAS ONDAS DE LAMB PARA IDENTIFICAÇÃO DE FALHAS ESTRUTURAIS

### 5.1. Teoria das Ondas de Lamb

A teoria de propagação de ondas em estruturas apresenta dois modos básicos de vibração no que diz respeito ao tipo da onda gerado no material da placa, como mostrado na figura (5.1). Em ondas do tipo longitudinais ou planas (P), as partículas se propagam em um sentido paralelo ao sentido em que a energia (ou o vetor da velocidade da onda) se propaga. Em ondas do tipo transversais ou de cisalhamento (S), as partículas se propagam em um sentido perpendicular ao sentido em que a energia se propaga. Quando as ondas transversais são descritas no sentido paralelo à placa, elas formam ondas de cisalhamento horizontais (SH). Por outro lado, quando as ondas transversais são descritas no sentido perpendicular à placa, elas formam ondas de cisalhamento verticais. Assim, as ondas de Lamb resultam do acoplamento entre as ondas de cisalhamento e as ondas longitudinais refletidas nas duas superfícies da placa. Assim, o deslocamento das partículas de ondas de Lamb é perpendicular à superfície da placa e paralelo à direção de propagação. Sendo assim, essas ondas são ondas de deformação plana. Este tipo de fenômeno foi primeiramente apresentado e descrito por Horace Lamb em 1917, porém ele nunca tentou produzi-las (KESSLER, 2002).

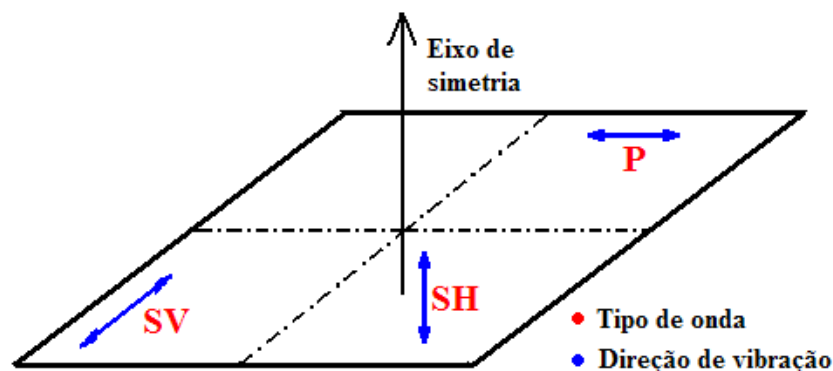


Figura 5.1. Ondas ultra-sônicas básicas em placas.

Ondas de Lamb são uma forma de perturbação elástica que pode propagar entre duas superfícies paralelas livres, tais como as superfícies superior e inferior de uma placa, viga ou casca (VIKTOROV, 1967, NAYFEH, 1995). A única condição para estas ondas é que a força de tração associada deve ser nula nas superfícies superior e inferior da placa (superfícies



livres te tensão). Há dois grupos de ondas, simétricas e anti-simétricas, que satisfazem as equações da onda e as condições limites e cada onda pode propagar independentemente da outra. Uma representação gráfica destes dois tipos de onda pode ser vista na figura (5.2). Enquanto os modos fundamentais simétricos são usados para detectar as falhas em superfície de estruturas metálicas, os modos anti-simétricos são usados para a detecção de falhas em materiais compósitos. As ondas de Lamb podem também ser usadas para detectar delaminações em estruturas. A mudança na amplitude da onda de Lamb determina o tamanho e a profundidade da delaminação.

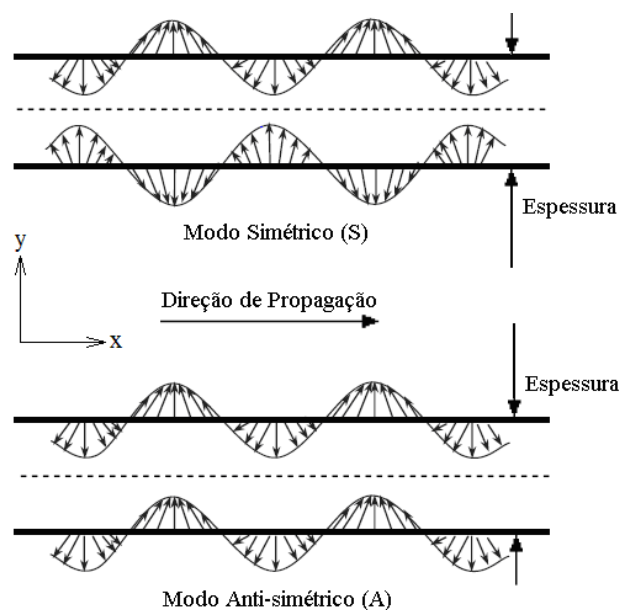


Figura 5.2. Representação gráfica dos modos Simétricos e Anti-Simétricos das Ondas de Lamb

Dois fatos importantes devem ser mencionados. O primeiro é que a velocidade do som  $c$  é função da frequência angular  $\omega$ , o que significa que as ondas de Lamb são ondas dispersivas. O segundo fato é que existem infinitos números de ondas que correspondem a diferentes velocidades de onda, os chamados modos de propagação. Os modos fundamentais simétricos e anti-simétricos são dados como os modos  $S_0, S_1, S_2...$  e  $A_0, A_1, A_2...$ , respectivamente, que serão mais detalhados nos itens a seguir.

A teoria da onda de Lamb está documentada em um grande número de livros, artigos, etc. (VIKTOROV, 1967, GRAFF, 1991, ACHENBACH, 1999, ROSE, 1999).

## 5.2. Fundamentos da Propagação de uma Onda Elástica

### 5.2.1. Sólido 3-D Isotrópico Elástico Linear (INMAN et al., 2005)

As equações gerais de equilíbrio do movimento para os sólidos elásticos são:

$$\nabla \cdot \boldsymbol{\tau} + \mathbf{f} = \rho \ddot{\mathbf{u}} \quad (5.1)$$

ou sua equivalente,

$$\tau_{ij,j} + f_i = \rho \ddot{u}_i \quad (5.2)$$

em que os índices  $i, j, k$  podem assumir valores 1, 2, 3,  $\boldsymbol{\tau}$  é o tensor de tensão,  $\rho$  é a densidade do sólido,  $\mathbf{f}$  é a força do corpo por unidade de volume e  $\ddot{\mathbf{u}}$  é a aceleração da partícula no ponto.

Simplificando, considera-se o caso de um meio isotrópico elástico linear. Para tal, as relações constitutivas são dadas por:

$$\tau_{ij} = \lambda \varepsilon_{kk} \delta_{ij} + 2\mu \varepsilon_{ij} \quad (5.3)$$

em que  $\mu = \frac{E}{2(1+\nu)}$  e  $\lambda = \frac{E\nu}{(1-2\nu)(1+\nu)}$  são as constantes de Lamé para um meio isotrópico,

$\delta_{ij}$  é o delta de Kronecker, e  $\varepsilon_{ij}$  são os componentes do tensor de deformação,  $E$  é o módulo de Young e  $\nu$  é o coeficiente de Poisson. Para completar as equações de elasticidade, as relações cinemáticas para o caso de uma deformação geometricamente linear são dadas por:

$$\varepsilon_{ij} = \frac{1}{2}(u_{i,j} + u_{j,i}) \quad (5.4)$$

Combinando-se essas três etapas de equações, chega-se à equação de Navier para um corpo isotrópico 3-D:

$$(\lambda + \mu)\nabla\nabla \cdot \mathbf{u} + \mu\nabla^2 \mathbf{u} + \mathbf{f} = \rho \ddot{\mathbf{u}} \quad (5.5)$$

### 5.2.2. A Decomposição de Helmholtz para Meios Isotrópicos

Considera-se uma decomposição do vetor deslocamento  $\mathbf{u}$  em uma função potencial escalar  $\phi$  e um vetor  $\boldsymbol{\psi}$ . O significado físico de ambos será evidente mais adiante. Esta decomposição facilita a solução do problema da propagação de uma onda em um meio 3-D isotrópico linear elástico. Assim, o vetor deslocamento é demonstrado como se segue:

$$\mathbf{u} = \nabla \phi + \nabla \times \boldsymbol{\psi} \quad (5.6)$$

sabendo-se que:

$$\phi = f(y)e^{i(\xi x - \omega t)}, \text{ e} \quad (5.7)$$

$$\Psi = (\psi_x(x)i + \psi_y(y)j + \psi_z(z)k)e^{i(\xi x - \omega t)} \quad (5.8)$$

sendo  $\phi$  e  $\Psi$  duas funções potenciais,  $\omega$  é a frequência angular e  $\xi$  é número da onda.

Mais adiante, para unicidade da solução, impõe-se:

$$\nabla \cdot \Psi = 0 \quad (5.9)$$

Tal decomposição é sempre possível e única, desde que existam quatro equações e quatro incógnitas ( $\phi$  e os três componentes de  $\Psi$ ) para um dado campo de deslocamento. Novamente recorrendo à equação elastodinâmica de Navier para movimento com forças de corpo nulas, equação (5.5):

$$(\lambda + \mu)\nabla\nabla \cdot \mathbf{u} + \mu\nabla^2\mathbf{u} = \rho\ddot{\mathbf{u}} \quad (5.10)$$

Substituindo as equações (5.6) e (5.9) na (5.10), chega-se a:

$$(\lambda + \mu)\nabla[\nabla \cdot (\nabla\phi + \nabla \times \Psi)] + \mu\nabla^2(\nabla\phi + \nabla \times \Psi) = \rho(\nabla\ddot{\phi} + \nabla \times \ddot{\Psi}) \quad (5.11)$$

sendo que esta equação (5.11) pode ser escrita como:

$$\nabla\{(\lambda + 2\mu)\nabla^2\phi - \rho\ddot{\phi}\} + \nabla \times \{\mu\nabla^2\Psi - \rho\ddot{\Psi}\} = 0 \quad (5.12)$$

Aplicando os operadores  $\nabla \cdot ( )$  e  $\nabla \times ( )$  na equação (5.12):

$$(\lambda + 2\mu)\nabla^2\phi - \rho\ddot{\phi} = 0 \quad (5.13)$$

$$\mu\nabla^2\Psi - \rho\ddot{\Psi} = 0 \quad (5.14)$$

ou,

$$\nabla^2\phi = \frac{1}{c_L^2}\ddot{\phi} \quad (5.15)$$

$$\nabla^2\Psi = \frac{1}{c_T^2}\ddot{\Psi} \quad (5.16)$$

em que

$c_L^2 = \frac{(\lambda + 2\mu)}{\rho}$  e  $c_T^2 = \frac{\mu}{\rho}$  são as velocidades de onda longitudinal e transversal (ao quadrado),

respectivamente.

Portanto, a equação vetorial elastodinâmica original (5.10) é decomposta em uma equação escalar da onda e uma equação vetorial da onda, (5.15) e (5.16), respectivamente.

### 5.2.3. Equações das Ondas de Rayleigh-Lamb para uma Placa Infinita

Considere uma placa infinita de espessura  $2d$ , i.e. o domínio  $\Omega: \{(x, y, z) = (-\infty, \infty) \times (-d, d) \times (-\infty, \infty)\}$  com superfícies livres (figura 5.3). As ondas de interesse estão no plano  $xy$ , e não há variações ao longo de  $z$ .

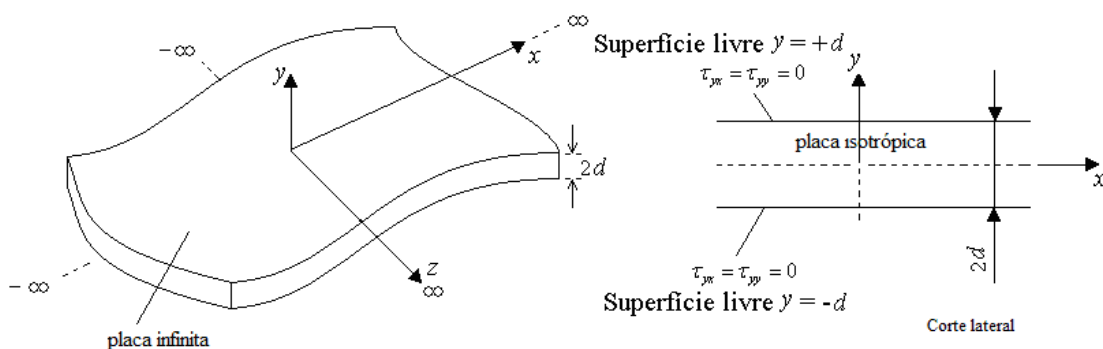


Figura 5.3. Placa infinita com superfícies livres (INMAN et al., 2005).

Para este caso, a decomposição de Helmholtz leva a:

$$u_x = \frac{\partial \phi}{\partial x} + \frac{\partial \psi_z}{\partial y} \quad (5.17)$$

$$u_y = \frac{\partial \phi}{\partial y} - \frac{\partial \psi_z}{\partial x} \quad (5.18)$$

$$u_z = -\frac{\partial \psi_x}{\partial y} + \frac{\partial \psi_y}{\partial x} \quad (5.19)$$

$$\frac{\partial \psi_x}{\partial x} + \frac{\partial \psi_y}{\partial y} = 0 \quad (5.20)$$

E como as fronteiras  $y = +d$  e  $y = -d$  são livres de tensão, esta placa tem:

$$\tau_{yy} = 0, \tau_{xy} = \tau_{yx} = 0, \tau_{yz} = \tau_{zy} = 0 \text{ em } y = \pm d \quad (5.21)$$

Usando as equações (5.3), (5.4) e (5.17) a (5.20), estes componentes de tensão podem ser escritos como:

$$\tau_{yy} = (\lambda + 2\mu)\nabla^2\phi - 2\mu\left(\frac{\partial^2\phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2\psi_z}{\partial x\partial y}\right) \quad (5.22)$$

$$\tau_{yx} = \mu\left(2\frac{\partial^2\phi}{\partial x\partial y} + \frac{\partial^2\psi_z}{\partial y^2} - \frac{\partial^2\psi_z}{\partial x^2}\right) \quad (5.23)$$

$$\tau_{yz} = \mu \left( -\frac{\partial^2 \psi_x}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \psi_y}{\partial x \partial y} \right) \quad (5.24)$$

Essas equações serão, no final, igualadas a zero nos limites da placa para se achar assim as equações governantes. É interessante notar-se, aqui, que  $u_x$ ,  $u_y$ ,  $u_z$ ,  $\tau_{yy}$  e  $\tau_{yx}$  dependem somente de  $\phi$  e  $\psi_z$ , enquanto  $u_z$  e  $\tau_{yz}$  dependem somente de  $\psi_x$  e  $\psi_y$ . Assim, é suficiente considerar os dois casos seguintes separadamente:

**Caso 1:** neste caso  $u_z = 0$  e as equações governantes são:

$$\nabla^2 \phi = \frac{1}{c_L^2} \ddot{\phi} \quad (5.25)$$

$$\nabla^2 \psi_z = \frac{1}{c_T^2} \ddot{\psi}_z \quad (5.26)$$

As condições da superfície são:

$$\tau_{yy} \Big|_{y=0} = 0 \quad (5.27)$$

$$\tau_{yx} \Big|_{y=0} = 0 \quad (5.28)$$

**Caso 2:** neste caso a equação governante é

$$\nabla^2 u_z = \frac{1}{c_T^2} \ddot{u}_z \quad (5.29)$$

A condição da superfície é:

$$\tau_{yz} \Big|_{y=0} = 0 \quad (5.30)$$

Como indicado pelas equações anteriores, enquanto as equações (5.25) e (5.26) são desacopladas, as suas soluções são acopladas através das condições de superfície livre de tração. Como resultado, a combinação de ondas governadas pelas equações (5.25) e (5.26) em uma placa (mais conhecidas como ondas de Lamb) é sempre ‘dispersiva’, i.e. a velocidade da onda depende da frequência da mesma, ao passo que para ondas governadas pela equação (5.29) existe uma não dispersividade fundamental em todas as frequências.

Para chegar às equações para ondas de Lamb, consideram-se primeiramente as equações governantes em termos dos potenciais vetoriais e escalares de Helmholtz, equações (5.25) e (5.26), respectivamente. Procurando soluções de ondas planas no plano  $x(-y)$  para ondas propagando ao longo da direção  $+x$ , assumem-se soluções da forma:

$$\phi = f(y) e^{i(\xi x - \omega t)} \quad (5.31)$$

$$\psi_z = h_z(y) e^{i(\xi x - \omega t)} \quad (5.32)$$

Diferenciando as equações (5.31 e 5.32) e substituindo nas equações (5.25) e (5.26), chega-se a:

$$\frac{d^2 f}{dy^2} + (p^2) f = 0 \quad (5.33)$$

$$\frac{d^2 h_z}{dy^2} + (q^2) h_z = 0 \quad (5.34)$$

considerando,

$$p^2 = \frac{\omega^2}{c_L^2} - \xi^2 \quad (5.35)$$

$$q^2 = \frac{\omega^2}{c_T^2} - \xi^2 \quad (5.36)$$

As soluções para as equações diferenciais (5.33) e (5.34) são:

$$f(y) = A_1 \sin py + A_2 \cos py, \text{ e} \quad (5.37)$$

$$h_z(y) = B_1 \sin qy + B_2 \cos qy \quad (5.38)$$

Substituindo essas equações em (5.31) e (5.32), tem-se que:

$$\phi = (A_1 \sin py + A_2 \cos py) e^{i(\xi x - \omega t)} \quad (5.39)$$

$$\psi_z = (B_1 \sin qy + B_2 \cos qy) e^{i(\xi x - \omega t)} \quad (5.40)$$

e substituindo essas equações em (5.17) e (5.18) é possível obter

$$u_x = [(A_2 i \xi \cos py + B_1 q \cos qy) + (A_1 i \xi \sin py - B_2 q \sin qy)] e^{i(\xi x - \omega t)} \quad (5.41)$$

$$u_y = [-(A_2 p \sin py + B_1 i \xi \sin qy) + (A_1 p \cos py - B_2 i \xi \cos qy)] e^{i(\xi x - \omega t)}$$

Os termos da equação (5.41) foram agrupados em duas partes, a primeira correspondendo ao modo simétrico e a segunda ao modo anti-simétrico (figura (5.4)).

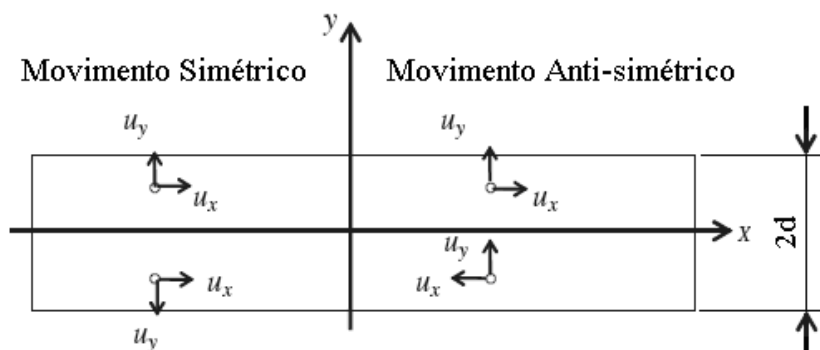


Figura 5.4. Movimento Simétrico e Anti-simétrico de uma partícula através da espessura da placa.

Para movimento de ondas livres, deriva-se a solução homogênea pela aplicação das condições limites em que a estrutura está livre de tensões nas superfícies superior e inferior  $y = \pm d$ , em que  $t = 2d$  é a espessura da placa. Sendo assim, substituindo as equações (5.39) e (5.40) nas equações (5.22) e (5.23), e aplicando as condições dadas pelas equações (5.27) e (5.28), chega-se a duas possíveis soluções:

### 1. Modos simétricos

$$\begin{bmatrix} -(\xi^2 - q^2) \cos pd & 2i\xi \cos qd \\ -2i\xi \sin pd & (\xi^2 - q^2) \sin qd \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A_2 \\ B_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (5.41)$$

Uma solução não trivial existe se e somente se

$$\det \begin{bmatrix} -(\xi^2 - q^2) \cos pd & 2i\xi \cos qd \\ -2i\xi \sin pd & (\xi^2 - q^2) \sin qd \end{bmatrix} = 0 \quad (5.42)$$

$$D_s = (\xi^2 - q^2)^2 \cos pd \sin qd + 4\xi^2 pq \sin pd \cos qd = 0 \quad (5.43)$$

Fazendo um rearranjo dessa equação, tem-se:

$$\frac{\tan qd}{\tan pd} = \frac{-4pq\xi^2}{(\xi^2 - q^2)^2} \quad (5.44)$$

que é a equação das ondas de Lamb para os modos simétricos.

### 2. Modos anti-simétricos

$$\begin{bmatrix} -(\xi^2 - q^2) \sin pd & -2i\xi q \sin qd \\ 2i\xi p \cos pd & (\xi^2 - q^2) \cos qd \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A_1 \\ B_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (5.45)$$

Uma solução não trivial existe se e somente se

$$\det \begin{bmatrix} -(\xi^2 - q^2) \sin pd & -2i\xi q \sin qd \\ 2i\xi p \cos pd & (\xi^2 - q^2) \cos qd \end{bmatrix} = 0 \quad (5.46)$$

$$D_A = (\xi^2 - q^2)^2 \sin pd \cos qd + 4\xi^2 pq \cos pd \sin qd = 0 \quad (5.47)$$

Fazendo um rearranjo dessa equação, tem-se:

$$\frac{\tan qd}{\tan pd} = \frac{-(\xi^2 - q^2)^2}{4pq\xi^2} \quad (5.48)$$

que é a equação das ondas de Lamb para os modos anti-simétricos.

As equações (5.44) e (5.48) podem ser reescritas na forma compacta como a equação de Rayleigh–Lamb:

$$\frac{\tan qd}{\tan pd} = \left[ \frac{-4pq\xi^2}{(\xi^2 - q^2)^2} \right]^{\pm 1} \quad (5.49)$$

em que +1 corresponde ao modo simétrico (S) e -1 corresponde ao modo Anti-simétrico (A).

As equações  $D_S$  (5.43) e  $D_A$  (5.47) apresentam um número de autovalores  $\xi_0^S, \xi_1^S, \xi_2^S, \dots$ , e  $\xi_0^A, \xi_1^A, \xi_2^A, \dots$ , respectivamente. Para cada autovalor corresponde um conjunto de autocoeficientes:  $(A_2, B_1)$  para o modo simétrico e  $(A_1, B_2)$  para o modo anti-simétrico. Substituindo esses coeficientes nas equações  $u_x$  e  $u_y$ , produzem os modos das ondas de Lamb. Os modos simétricos são designados por  $S_0, S_1, S_2, \dots$ , enquanto os anti-simétricos são designados por  $A_0, A_1, A_2, \dots$ . Sendo os coeficientes  $p$  e  $q$  nas equações dependentes da frequência angular  $\omega$ , os autovalores  $\xi_i^S$  e  $\xi_i^A$  irão mudar com a frequência de excitação. As correspondentes velocidades, dadas por  $c_i = \omega / \xi_i$ , também irão mudar com a frequência. A mudança da velocidade da onda com a frequência produz uma dispersão na onda. Ondas de Lamb são bastante dispersivas e sua velocidade depende do produto  $fd$  entre a frequência  $f$  e a metade da espessura  $d$  (GIURGIUTIU, 2005).

A maneira fundamental para descrever a propagação das ondas de Lamb em um material particular é com suas curvas de dispersão, que plota as velocidades de fase ( $c_F$ ) e de grupo ( $c_G$ ) *versus* a frequência de excitação ( $f$ ) (ou *versus* o produto  $fd$ ). Num determinado produto frequência e espessura, para cada solução da equação Rayleigh-Lamb, encontra-se uma correspondente velocidade da onda de Lamb e um correspondente modo da onda de Lamb. A plotagem das velocidades da onda *versus* o produto  $fd$  dá as curvas de dispersão.

Quando uma onda incidente em um meio, em vez de ser harmônica (frequência única), for composta de diversas frequências (componentes) ou comprimentos de ondas superpostos, ao refratar-se em um meio cujo índice de refração depende da frequência ou do comprimento de onda (meio dispersivo), cada onda componente irá se propagar com uma velocidade diferente. A este fenômeno dá-se o nome de dispersão (BARONI, 2008). Mais especificamente no caso de sinais ultra-sônicos, o pulso viaja sem sofrer distorções quando o material é não dispersivo. A dispersão ocorre quando algumas frequências do pulso inicial são atrasadas em relação às outras, devido à variação de velocidade de propagação das frequências do espectro do pulso inicial em meios dispersivos. O perfil do pulso se modifica durante a propagação; o pulso se alarga ou dispersa, mas é importante notar que durante o fenômeno de dispersão, a energia do pulso permanece constante ao se propagar, mesmo que o pulso se disperse, pois o meio em questão é dispersivo, isto é, a velocidade é função da frequência, e não dissipativo. Como, em geral, os materiais são dispersivos, a distorção do pulso é inevitável.

Para baixas frequências, o modo simétrico da onda de Lamb ( $S_0$ ) é quase uma reta através da espessura e se assemelha ao deslocamento de uma onda longitudinal simples. Da



mesma maneira, o modo anti-simétrico  $A_0$  das ondas de Lamb se assemelha ao campo de deslocamento de uma onda transversal simples. Outro fato importante a ser notado é que as ondas de Lamb têm a dupla característica de serem ondas permanentes através da espessura e serem ondas que se propagam ao longo da placa (GIURGIUTIU, 2005).

Como, nesse trabalho, estruturas metálicas foram utilizadas (estruturas de alumínio), a derivação das equações, para a construção das curvas de dispersão, será realizada apenas para o modo simétrico. Entretanto, a derivação para o modo anti-simétrico é de maneira análoga. A derivação dessas curvas começa com a solução da equação para o modo simétrico da onda de Lamb, e essa derivação será realizada tomando como base o trabalho de Kessler (2002). No trabalho de Kessler, a derivação é realizada para o primeiro modo anti-simétrico da onda de Lamb ( $A_0$ ). Aqui, será realizada para o primeiro modo simétrico da onda de Lamb ( $S_0$ ), mas de maneira análoga. O modo  $S_0$  é escolhido devido à característica de que, em baixas frequências, existe pouca dispersão. Sistemas de aquisição para altas frequências são, relativamente, caros.

A maneira de se obter as curvas de dispersão é escrevendo os termos da equação do modo simétrico (equação (5.44)) de uma outra maneira, como será mostrado a seguir. Sabendo que  $\xi = \omega/c_F$  é o número da onda, sendo  $c_F$  a velocidade de fase da onda, os termos  $p$  e  $q$  podem ser escritos como:

$$p^2 = \frac{\omega^2}{c_L^2} - \xi^2 = \frac{\rho\omega^2}{(\lambda + 2\mu)} - \frac{\omega^2}{c_F^2} \quad (5.50)$$

$$q^2 = \frac{\omega^2}{c_T^2} - \xi^2 = \frac{\rho\omega^2}{\mu} - \frac{\omega^2}{c_F^2} \quad (5.51)$$

Os outros termos da equação (5.44) podem, também, ser escritos de uma outra forma, como:

$$-4pq\xi^2 = -4\frac{\omega^2}{c_F^2} \sqrt{\frac{\mu}{(\lambda + 2\mu)} - \frac{\mu}{\rho c_F^2}} \sqrt{1 - \frac{\mu}{\rho c_F^2}} \quad (5.52)$$

$$(\xi^2 - q^2)^2 = \left( \frac{\omega^2}{c_F^2} - \frac{\omega^2}{c_T^2} + \frac{\omega^2}{c_F^2} \right)^2 = \left( \frac{2\omega^2}{c_F^2} - \frac{\omega^2}{c_T^2} \right)^2 \quad (5.53)$$

Multiplicando todos os termos das equações (5.50) a (5.53) por

$$\left( \frac{\mu}{\rho\omega^2} \right) \quad (5.54)$$

não ocorre alteração na equação (5.44). Sendo assim,

$$\frac{\mu}{\rho\omega^2} \cdot p^2 = \frac{\mu}{(\lambda + 2\mu)} - \frac{\mu}{\rho c_F^2} \therefore p = \sqrt{\frac{\mu}{(\lambda + 2\mu)} - \frac{\mu}{\rho c_F^2}} \cdot \sqrt{\frac{\mu}{\rho\omega^2}} \quad (5.55)$$

$$\frac{\mu}{\rho\omega^2} \cdot q^2 = 1 - \frac{\mu}{\rho c_F^2} \therefore q = \sqrt{1 - \frac{\mu}{\rho c_F^2}} \cdot \sqrt{\frac{\mu}{\rho\omega^2}} \quad (5.56)$$

$$-4pq\xi^2 \cdot \frac{\mu}{\rho\omega^2} = -4 \frac{\mu}{\rho c_F^2} \sqrt{\frac{\mu}{(\lambda + 2\mu)} - \frac{\mu}{\rho c_F^2}} \sqrt{1 - \frac{\mu}{\rho c_F^2}} \quad (5.57)$$

$$\frac{\mu}{\rho\omega^2} \cdot (\xi^2 - q^2)^2 = \frac{\mu}{\rho\omega^2} \cdot \left( 2 \frac{\omega^2}{c_F^2} - \frac{\rho\omega^2}{\mu} \right)^2 = \left( 2 \frac{\mu}{\rho c_F^2} - 1 \right)^2 \quad (5.58)$$

Portanto, substituindo esses termos na equação (5.44), chega-se a:

$$\frac{\tan(\bar{d} \sqrt{1 - \frac{\mu}{\rho c_F^2}})}{\tan(\bar{d} \sqrt{\frac{\mu}{(\lambda + 2\mu)} - \frac{\mu}{\rho c_F^2}})} + \frac{4 \frac{\mu}{\rho c_F^2} \sqrt{\frac{\mu}{(\lambda + 2\mu)} - \frac{\mu}{\rho c_F^2}} \sqrt{1 - \frac{\mu}{\rho c_F^2}}}{\left( 2 \frac{\mu}{\rho c_F^2} - 1 \right)^2} = 0 \quad (5.59)$$

em que o parâmetro  $\bar{d}$  é dado por:

$$\bar{d} = k_T d \quad (5.60)$$

sendo

$$k_T = \frac{\omega}{c_T} \quad (5.61)$$

A equação (5.59) pode ser escrita de uma outra maneira, mais compacta, fazendo:

$$\zeta^2 = \frac{\mu}{(\lambda + 2\mu)} = \frac{1 - 2\nu}{2 - 2\nu} \quad (5.62)$$

$$\zeta^2 = \frac{\mu}{(\rho c_F^2)} = \frac{E}{2\rho(1 + \nu)c_F^2} \quad (5.63)$$

$$\bar{d} = \frac{\omega d}{c_T} = \omega d \sqrt{\frac{\rho}{\mu}} = \omega d \sqrt{\frac{2\rho(1 + \nu)}{E}} \quad (5.64)$$

Substituindo esses novos termos na equação (5.59), chega-se a equação

$$\frac{\tan(\bar{d} \sqrt{1 - \zeta^2})}{\tan(\bar{d} \sqrt{\zeta^2 - \zeta^2})} + \frac{4\zeta^2 \sqrt{\zeta^2 - \zeta^2} \sqrt{1 - \zeta^2}}{(2\zeta^2 - 1)^2} = 0 \quad (5.65)$$

Finalmente, as equações (5.62), (5.63) e (5.64) podem ser substituídas na equação (5.65) para ser resolvida numericamente. Para um dado material, o módulo de Young  $E$ , o coeficiente de Poisson  $\nu$  e a densidade  $\rho$  são conhecidos. A velocidade de fase  $c_F$  é a variável dependente a ser resolvida. A variável independente que está sendo iterativamente resolvida é

o produto frequência-espessura ( $\omega d$ ), em que  $\omega$  é a frequência utilizada em rad/s, que pode, facilmente, ser convertida em Hz. A resolução numérica da equação (5.65) é de um certo grau de dificuldade, pois necessita da implementação de um algoritmo para este fim. É possível perceber que as curvas de dispersão são dependentes das propriedades do material, ou seja, para cada material, tem-se uma curva de dispersão específica. Uma outra maneira é plotar a curva de dispersão por velocidade de grupo, que pode ser facilmente derivada de uma curva de velocidade de fase usando a equação (5.66) (KESSLER, 2002).

$$k = k_r = \frac{2\pi}{\lambda_\omega} (\text{número da onda de Rayleigh}), \quad \lambda_\omega = \frac{c_F}{f} (\text{comprimento de onda})$$

$$k = \frac{\omega}{c_F}$$

$$c_G = c_F + \frac{\partial c_F}{\partial k} k \quad (\text{diferenciando em relação a } k) \quad (5.66)$$

$$c_G = \frac{c_F}{1 - \left(\frac{\omega}{c_F}\right) \left(\frac{\partial c_F}{\partial \omega}\right)} \quad (\text{diferenciando em relação a } \omega)$$

Sendo assim, a figura (5.5) mostra as curvas de dispersão para o alumínio (que é o material utilizado nesse trabalho). Esta curva é mostrada apenas para os dois primeiros modos simétricos ( $S_0$  e  $S_1$ ) e anti-simétricos ( $A_0$  e  $A_1$ ) das ondas de Lamb. A obtenção dessa curva foi realizada com a ajuda de rotinas computacionais gentilmente cedidas por Carlos E. S. Cesnik, da Universidade de Michigan (Estados Unidos).

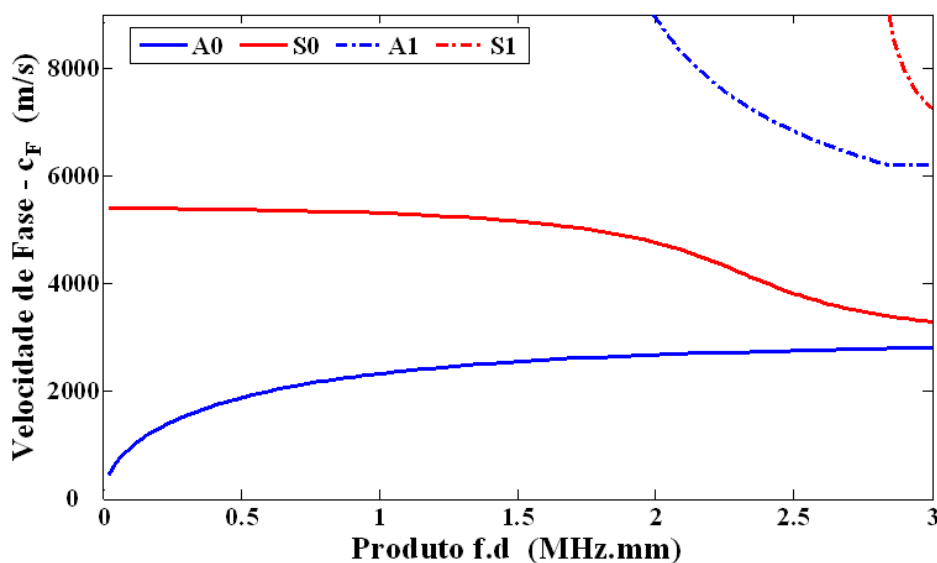


Figura 5.5. Curva de dispersão para o alumínio.

A velocidade de grupo de uma onda de Lamb produzida por uma cerâmica piezelétrica em uma determinada frequência pode ser verificada em uma amostra de controle (sem falha) pela medição do TOF (*time of flight*) em um osciloscópio entre dois sensores de separação conhecida. Essa informação pode então ser usada para localizar áreas que contêm falhas em uma amostra, sem o uso de modelos analíticos, pela observação das ondas distribuídas entre o sensor e o atuador.

Os estudos mostram que a técnica de ondas de Lamb, através do uso do chamado *Wafer* Piezelétrico de Sensores Ativos (PWAS), tem a potencialidade de ajustar determinados modos das ondas de Lamb, o que, em geral, é muito importante na detecção de falhas e no monitoramento estrutural. Isto é devido ao fato de que os defeitos respondem em forma diferente aos vários modos da onda de Lamb. Assim, as falhas e trincas que ocorrem ao longo da espessura da placa são mais fáceis de serem detectadas usando os modos  $S_i$  do que com os modos  $A_i$ . Por outro lado, os modos  $A_i$  são mais adequados para a detecção das delaminações e corrosões estruturais.

### **5.3. Descrição do sistema de placa com atuadores de PZT**

A utilização de atuadores piezelétricos, acoplados na superfície de uma placa, na formação das ondas de Lamb para SHM, é um campo crescente de estudo. No uso destes atuadores, as ondas de Lamb são formadas quando o atuador excita a superfície, com um pulso, depois de receber um sinal. Depois que excita a estrutura com um pulso, outra cerâmica piezelétrica é, agora, utilizada como sensor para receber os pulsos provenientes do atuador.

Quando um PZT é acoplado em uma superfície de uma placa e usado como atuador, ele tende a contrair ou expandir, dependendo da polaridade do campo elétrico nele aplicado. Como a estrutura deforma, um movimento de flexão é induzido na superfície e essas ondas se propagam ao longo da placa. Essas ondas são “sentidas” por outros PZTs, agora sendo usados como sensores.

Quando uma onda se propaga na placa, ela chega em um sensor PZT, em diferentes caminhos. Um dos caminhos é quando a onda chega ao sensor diretamente, ou seja, sem obstáculos no caminho em que a onda se propagou. O outro caminho possível é quando a onda chega ao sensor depois de refletida em contornos ou discontinuidades contidas na superfície (falhas estruturais). Esses caminhos são conhecidos e, sabe-se que neles as falhas podem estar localizadas. Com as várias características do sinal recebido, tais como atraso no

tempo de trajeto, frequência, amplitude, e com o uso de certas técnicas de processamento de sinais, tais como redes neurais artificiais, informações sobre a falha podem ser obtidas.

Dois conjuntos de PZTs são colocados na superfície da placa. Um conjunto de PZTs é usado como atuador mandando uma onda predefinida na superfície da placa. Assim, o outro conjunto de PZTs (adjacentes) se torna sensor e medidor dos sinais de resposta. A configuração dos PZTs na placa é mostrado na figura (5.6a) e o procedimento de excitação e medida dos sinais é mostrado na figura (5.6b).

Esta formação de PZTs é conhecida como Wafer Piezelétrico de Sensores Ativos (“*Piezoelectric Wafer Active Sensors*”, PWAS) e tem sido muito importante para a implementação e para o desenvolvimento de sistemas SHM, tanto na detecção de falhas, quanto no monitoramento da estrutura.

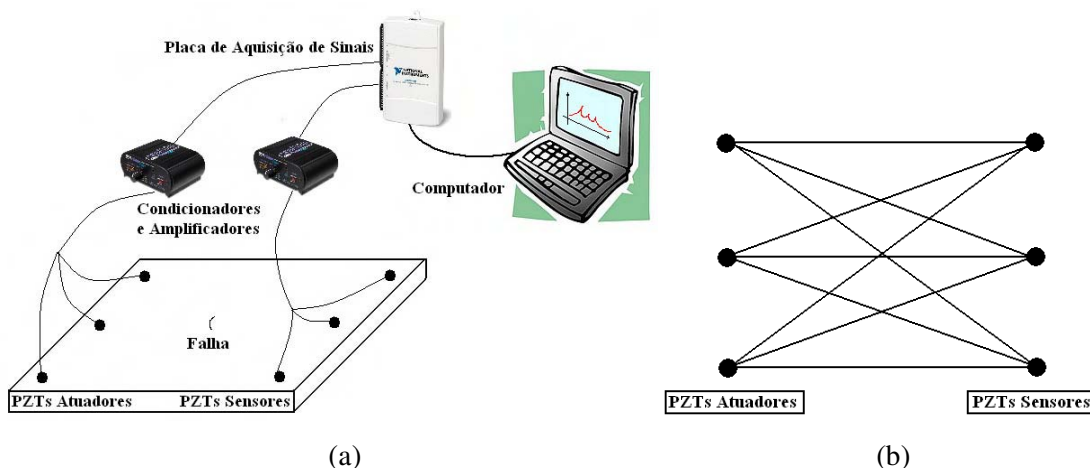


Figura 5.6. (a) Setup dos PZTs e (b) procedimento de excitação e medida dos sinais.

Nos anos recentes, diversos pesquisadores exploraram a geração e a detecção de ondas estruturais com os *wafers* piezelétricos de sensores ativos (PWAS). A maioria dos métodos usados em NDE convencional, tais como excitação-resposta (*pitch-catch*), pulso-eco (*pulse-echo*), e vetores fase, também foram demonstrados experimentalmente com PWAS (GIURGIUTIU et al., 2002, 2003). Estes experimentos mostraram a importância da técnica PWAS para o desenvolvimento e implementação de sistemas de SHM. PWAS são sistemas não muito caros e não intrusivos. Eles podem ser usados na superfície da estrutura, entre as camadas dos materiais compósitos e em várias outras formas. PWAS funciona através do princípio de PZT que é baseada na transformação da energia elétrica em energia de deformação elástica e vice-versa. As equações constitutivas acoplam, em uma única relação,

as variáveis elétricas e mecânicas, ou seja, a deformação mecânica, tensão mecânica, campo elétrico e deslocamento. Uma voltagem é aplicada em uma linha ou conjunto do sistema PWAS e produz uma expansão ou contração oscilatória do material do PWAS. Por outro lado, uma deformação no material do PWAS produz uma voltagem nos PWAS. Nas aplicações de ondas de Lamb, o PWAS acopla as deformações no plano com os movimentos das partículas das ondas de Lamb na superfície do material. Os PZTs podem ser excitadores como também detectores das ondas de Lamb que se propagam no material da placa.

Estudos mostram que o uso do chamado *Wafer* Piezelétrico de Sensores Ativos (PWAS) ajustam determinados modos das ondas de Lamb, devido ao fato de que os defeitos respondem de maneira diferente para cada um desses modos.

### **5.3.1. Modelagem da placa via Método dos Elementos Finitos**

A análise, síntese e otimização do sistema de identificação de falhas que utilizam PZTs podem ser significativamente melhorados, usando-se técnicas de modelagem matemática e simulação numérica, como ferramentas para a predição do comportamento mecânico deste sistema. Para conduzir e terminar esta tarefa, o Método dos Elementos Finitos (*Finit Element Method* - FEM) pode ser utilizado para a determinação de modelos matemáticos. A grande limitação do método dos elementos finitos para a utilização em análises em altas frequências é um problema a ser resolvido, pois a utilização das ondas de Lamb trata da análise em altas frequências, geralmente acima de 10kHz, e nestas faixas de frequência se torna difícil estimar o comportamento dinâmico de estrutura e o modelo de elementos finitos apresenta deficiência computacional. Aliada a este fato, o excepcional avanço das técnicas matemáticas e numéricas voltadas para a simulação, bem como o avanço impressionante da eletrônica, vem disponibilizando para os engenheiros uma gama considerável de novas formas de simulação e predição. Desta forma, uma das maneiras para se solucionar esse problema computacional é a utilização de outros métodos de modelagem como, por exemplo, o Método dos Elementos Espectrais.

### **5.3.2. Modelagem da Placa via Método dos Elementos Espectrais**

Proposto inicialmente por Doyle (1997), o Método dos Elementos Espectrais (*Spectral Element Method* - SEM) é um método baseado na transformação de Fourier (solução por

exponenciais complexas), utilizando equações de equilíbrio dinâmico dos meios elásticos. Esse método tem o mérito de utilizar a mesma sistemática que o método dos elementos finitos para montar a matriz de rigidez dinâmica. O método espectral permite obter uma resposta exata no contexto da teoria utilizada, contrariamente ao método dos elementos finitos, onde é necessário aumentar o refinamento da malha e, portanto, o esforço de cálculo para altas frequências. Entretanto, a forte limitação do método dos elementos espectrais é a dificuldade de modelar elementos com mais de uma dimensão. É necessário reduzir o problema a um acoplamento sobre uma dimensão. Existem diferentes abordagens na literatura, tendo como maior dificuldade o tratamento das condições de contorno do sistema.

#### 5.4. Procedimentos de Otimização

Atualmente, não há um padrão ou até mesmo uma melhor maneira prática para detecção de falhas utilizando ondas de Lamb. Vários procedimentos foram desenvolvidos na literatura, cada um com características valiosas e cada um com alguns graus de arbitrariedades. A seguir, será apresentado um método de otimização do procedimento de detecção de falhas utilizando o método das ondas de Lamb, além de um método de determinação dos efeitos de vários parâmetros na sensibilidade da detecção de falhas. Estes parâmetros podem ser divididos em quatro categorias: frequência de atuação, forma da excitação (forma do pulso), geometria do sensor e interpretação do sinal. As seções seguintes mostram cada uma dessas categorias que geralmente são usadas para definir os parâmetros de testes experimentais. Este conjunto de ferramentas poderia ser usado em paralelo por um engenheiro no desenvolvimento de um sistema de SHM como um veículo para decidir se o método das ondas de Lamb providenciaria resultados satisfatórios para suas aplicações, e determinar os parâmetros apropriados para se obter melhor resolução de detecção de falha. A figura (5.7) mostra o procedimento completo utilizado para detecção de falhas utilizando ondas de Lamb. Esse procedimento consta das seguintes etapas:

1. Determinar as propriedades do material no qual será realizada a detecção de falhas. As propriedades mais relevantes são: Módulo de Young ( $E$ ), densidade do material ( $\rho$ ), coeficiente de Poisson ( $\nu$ ) e espessura, dada por  $d$  que é a metade da espessura;
2. Com o auxílio das equações (5.60) a (5.66) e de um algoritmo apropriado, plotar as curvas de dispersão para velocidade de fase e de grupo;

3. Em seguida, escolher o valor da frequência adequada, ou seja, uma frequência em que a velocidade de fase e de grupo possua baixa dispersão. É importante ressaltar que essa frequência tem uma limitação: o sistema de aquisição de dados que será utilizado no experimento;
4. Selecionar o formato do pulso que será enviado para o atuador, na formação das ondas de Lamb;
5. Escolher as dimensões do atuador, para que o atuador seja capaz de enviar uma onda com capacidade de “chegar” até o sensor;
6. Por último, é necessária uma interpretação dos sinais, avaliando-o, através de um índice de falha, a fim de se concluir se a falha foi detectada.

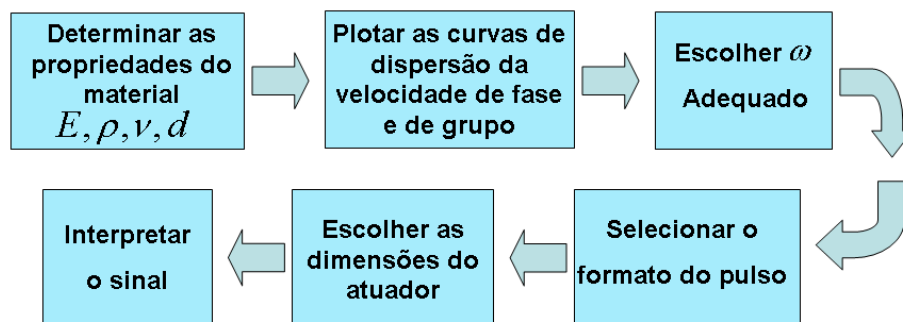


Figura 5.7. Procedimento de detecção de falhas utilizando o método das ondas de Lamb.

A determinação das propriedades do material é simples, bastando apenas ter o conhecimento do material da estrutura. A plotagem das curvas de dispersão é realizada através das equações descritas anteriormente e apresentam certa dificuldade, pois essas equações necessitam ser resolvidas numericamente, necessitando a construção de um algoritmo.

#### 5.4.1. Seleção da Frequência

Após a determinação das propriedades do material e a plotagem das curvas de dispersão, o próximo passo para definir a metodologia de detecção de falhas pelo método das ondas de Lamb é selecionar uma frequência apropriada, como mostra a figura (5.7). As equações apresentadas anteriormente são aplicadas em materiais isotrópicos, entretanto, foi mostrado na literatura que os modos anti-simétricos são utilizados para materiais compósitos, e podem ser aproximadas pelo uso das propriedades de materiais laminados (Birt, 1998).



Técnicas de elementos finitos têm sido usadas por outros pesquisadores na literatura para determinar as velocidades das ondas em materiais compósitos com maior precisão. Entrando com as propriedades do material  $E$ ,  $\rho$ ,  $\nu$  e  $d$  para um material particular, as curvas de dispersão resultantes providenciam uma faixa de velocidades de onda para os modos através de diferentes produtos frequência-espessura. Para uma dada espessura, idealmente seria escolhida a menor frequência dispersiva para as ondas de Lamb geradas, que geralmente existe onde a derivada da curva de velocidade de fase é igual a zero. Isto porque, em baixas frequências, as curvas de dispersão têm declinação abrupta e assim são muito sensíveis a pequenas variações na frequência, tornando difícil manter uma velocidade constante para prever o tempo de voo (*time of flight*). Pode ser visto, na figura (5.5), que em torno de 2 MHz.mm ocorre uma declinação maior na curva de dispersão para o modo  $S_0$  (utilizado para detecção em estruturas metálicas) retirando a possibilidade de escolha de uma faixa de frequência nessa região, devido a alta dispersão (“perda no sinal”). Também, percebe-se que, em altas frequências, a curva de dispersão se mantém praticamente constante. Entretanto, a utilização de altas frequências aumenta os requisitos para o sistema de aquisição. Sendo assim, é necessário determinar se os sistemas de aquisição de dados são capazes de capturar a onda propagando nessa velocidade. Talvez, o sistema de aquisição não consiga trabalhar em frequências muito altas, tendo uma certa frequência “limitante”. Também seria prudente checar as capacidades do atuador de gerar aquelas faixas de frequência.

#### 5.4.2. Seleção do Formato do Pulso

Parâmetros do pulso de atuação são um importante conjunto de variáveis. Estes incluem o formato do pulso, a amplitude e o número de ciclos a ser enviado durante o período do pulso. Estes parâmetros são variados analiticamente para depois serem verificados experimentalmente, para observar seus efeitos nas ondas de Lamb geradas. Entretanto, é necessário um sistema de aquisição bastante robusto para a aquisição em frequências muito altas, sendo, na maioria das vezes, um sistema caro, dificultando o acesso. Alguns autores, como Kessler (2002) analisaram formas de sinais, analítica e experimentalmente, e chegaram à conclusão de que a forma senoidal pura é mais eficiente para excitar as ondas de Lamb, sendo que elas são periódicas e possuem comparativamente tempos rápidos de subida para seus picos de amplitude quando comparada com a forma parabólica. Uma janela Hanning (aproximada por uma metade de seno multiplicada pela largura do pulso) ajuda a estreitar a

faixa de frequência a fim de focar a quantidade máxima de energia na frequência de atuação desejada, com o menor “*spillover*” e menor influência das frequências vizinhas.

Uma vez que a frequência e a forma de sinal são selecionadas, há então uma ligação entre o número de ondas que podem ser enviadas em um pulso de atuação e a distância de imperfeições na estrutura. O número de ciclos de uma função periódica desejada, a ser enviado para atuar o PZT, é uma das mais complicadas decisões a ser tomadas na técnica das ondas de Lamb. A Transformada Rápida de Fourier (FFT) de um seno contínuo produziria um simples pico na frequência selecionada, entretanto, para um número finito de ciclos, a FFT aparece como uma curva Gaussiana com um pico na frequência selecionada. Assim, uma maior quantidade de ondas seria enviada em um pulso. O problema está em aplicações nas quais o atuador e o sensor estão próximos, em que uma maior quantidade de ondas no pulso e um menor tempo entre o sinal enviado e o primeiro sinal recebido, possuindo uma maior dificuldade de interpretação. Um apropriado número de ciclos pode ser determinado pelo máximo número de ondas que podem ser enviadas no tempo necessário para a primeira onda se propagar até encontrar o PZT sensor. É conveniente, também, usar intervalos de meio ciclo sendo que o pulso senoidal enviado torna-se simétrico. Pesquisas na literatura mostram que, para excitar os modos anti-simétricos das ondas de Lamb separadamente, os sinais usados variam de 3.5 até 13.5 ciclos por pulso atuante em uma senoidal pura em uma determinada frequência (KESSLER, 2002, OSMONT et al., 2000, VALDEZ E SOUTIS, 2000, 2001). Neste trabalho, o sinal enviado pelo atuador tem a forma senoidal com frequência variada (Chirp). Sendo assim, os primeiros modos das ondas de Lamb serão excitados, mas, dessa vez, não separadamente. A figura (5.8) mostra alguns exemplos de sinais utilizados na metodologia das ondas de Lamb.

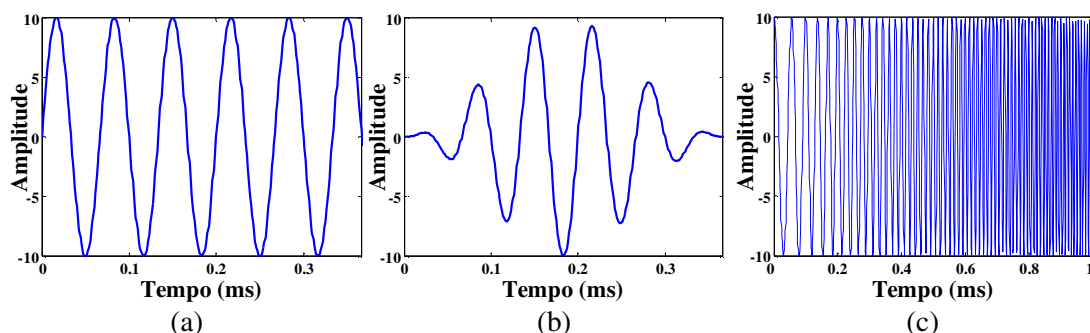


Figura 5.8 Exemplos de sinais: (a) senoidal - 15kHz e 5,5 ciclos; (b) senoidal janelado (janela Hanning) - 15kHz e 5,5 ciclos; (c) senoidal com frequência variada de 15 a 20kHz.

### 5.4.3. Seleção do Atuador e/ou do Espaçamento entre Atuador-Sensor

A forma do atuador deveria ser escolhida baseada nas direções de propagação e recepção desejadas. Pesquisadores, em vários campos, têm examinado as dimensões das cerâmicas piezelétricas na eficiência das suas atuações. Ondas propagaram paralelamente a cada extremidade do atuador, ou seja, longitudinalmente e transversalmente para um PZT retangular e circunferencialmente para um PZT atuador circular. A largura do atuador em uma direção de propagação não é crítica. Como citado na literatura, há uma importante relação senoidal entre a frequência de atuação e o comprimento do atuador. Na direção de propagação, o comprimento desejado  $2a$  do atuador é

$$2a = \lambda_w \left( n + \frac{1}{2} \right) = \frac{c_F}{f} \left( n + \frac{1}{2} \right) , \text{ para } n = 0, 1, 2, 3 \dots \quad (5.67)$$

Este valor de  $2a$  pode ser tanto o comprimento de um lado retangular ou o diâmetro de um atuador circular. Esta equação poderia ser usada, também, para determinar as dimensões mínimas do atuador, a fim de inibir ondas que se propagam em direções indesejadas. Outra característica crítica na seleção do atuador é a determinação do espaçamento entre os atuadores e os sensores. Essas relações são mostradas mais detalhadamente no APÊNDICE A. Um projeto objetivo de um sistema SHM é realizar a maior cobertura estrutural possível com o menor número de sensores, assim o espaçamento entre atuador e sensor deve ser calculado baseando-se na distância de propagação da onda. A equação governante para estimar este espaçamento é a equação de atenuação apresentada na equação (5.68) que especifica uma relação inversamente proporcional entre a distância de propagação e a amplitude do sinal, que também é dependente no número da onda.

$$A = \frac{1}{kL} \rightarrow \frac{1}{\sqrt{k_r} L} \quad (5.68)$$

em que  $A$  é o fator de atenuação e  $L$  é a distância de propagação.  $A$  tende ao menor valor, usando  $k_r$  como o número da onda de Lamb, quando a estrutura torna-se mais fina. Um exemplo desta relação pode ser visto nos modos simétricos das ondas de Lamb que não se propagam tão longe quanto os modos anti-simétricos, devido a sua natureza dispersiva. Uma perda aceitável nos sinais pode ser especificada pela sensibilidade à voltagem de um sistema de aquisição de dados.

#### 5.4.4. Interpretação do sinal

A chave para uma detecção de falha confiável e de alta resolução é uma boa interpretação do sinal. O principal problema na aquisição de sinais é o ruído, que pode ser minimizado através da realização de médias nos sinais de resposta. Para trabalhar em altas frequências utilizando vários canais, alguns autores utilizam sistemas de aquisição contendo multiplexadores, ou MUX. Talvez o mais importante fator que tem permitido as técnicas de ondas de Lamb ascenderem recentemente é o desenvolvimento da análise de *wavelets* (*wavelet analysis*) (KESSLER, 2002).

## CAPÍTULO 6. APLICAÇÕES EXPERIMENTAIS

A aplicação experimental, a ser mostrada neste capítulo, consta de uma sequência de experimentos utilizando a metodologia das ondas de Lamb, começando com uma análise da região de influência da falha seguida de um estudo da propagação de falhas. Em seguida, um caso de localização de falhas em uma placa plana utilizando apenas um par atuador/sensor foi realizado, seguido de um caso de localização de falhas na mesma placa através da utilização de vários pares de atuador/sensor. Por fim, realizou-se a aplicação da metodologia das ondas de Lamb em uma estrutura aeronáutica, utilizando duas maneiras diferentes: uma baseada apenas na FRF e uma outra baseada na fase dos sinais.

Para realizar a identificação de falhas através da metodologia das ondas de Lamb em uma estrutura simples (como placas planas, vigas) ou uma estrutura complexa (como um painel aeronáutico), é necessária a realização de uma sequência de passos. Através desta sequência de passos, garante-se uma precisa identificação da falha. Essa sequência é baseada no procedimento de otimização de Kessler, mostrado no Capítulo 5 (item 5.4), mas com algumas modificações consideráveis. Modificações estas que permitem adaptar a metodologia para qualquer tipo de estrutura. O desenvolvimento desta sequência é mostrado na figura (6.1).

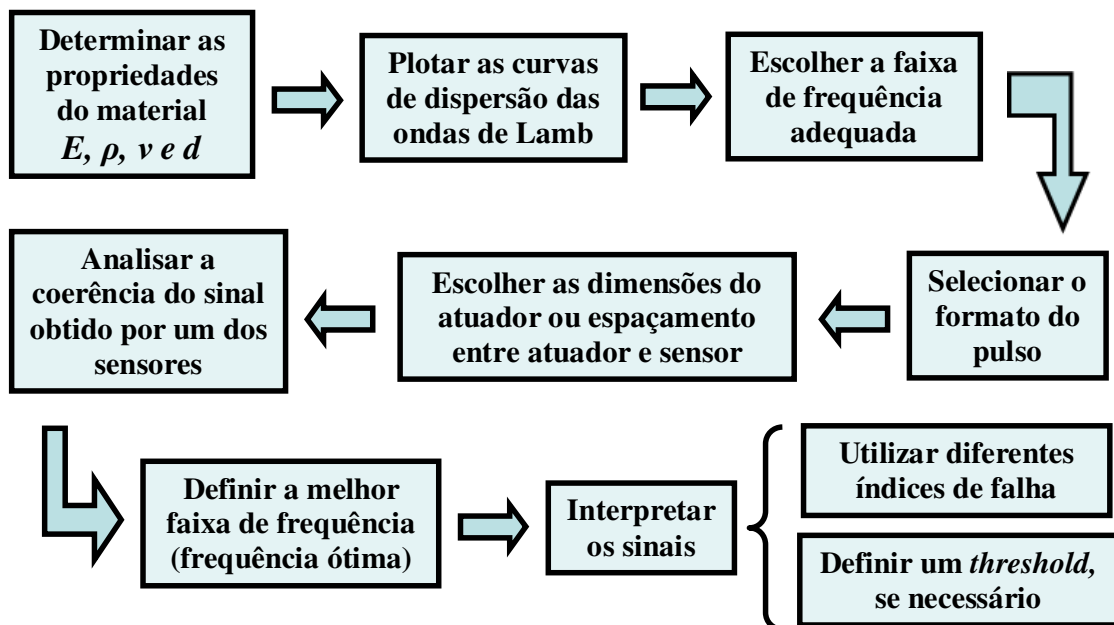


Figura 6.1. Procedimento de identificação de falhas utilizando o método das ondas de Lamb.

O PZT atuador excitou a estrutura em uma faixa de frequência de 30 a 35kHz, em uma onda senoidal (Chirp), amostrada em uma frequência de 250kHz. Essa faixa de frequência é determinada com a utilização da figura (5.5), sendo uma faixa de frequência em que ocorre baixa dispersão da onda para o caso do primeiro modo simétrico da onda de Lamb ( $S_0$ ). Nos experimentos realizados, foi utilizada a placa de aquisição de sinais National Instruments NI-USB 6211, mostrada na figura (6.2), para a aquisição dos sinais. Uma interface confeccionada através do software LabVIEW foi utilizada para gerar e gravar os sinais.



Figura 6.2. Placa de aquisição de sinais National Instruments NI USB-6211.

Seguindo o procedimento mostrado na figura (6.1), é necessário calcular as dimensões do atuador ou o espaçamento entre atuador e sensor. Sendo as dimensões dos atuadores fixas e iguais em todos os experimentos realizados (20mm), um espaçamento entre um PZT atuador e um PZT sensor foi calculado. Esse cálculo foi realizado com base no procedimento de otimização proposto por Kessler (item 5.4.3). Kessler (2002) determinou, em seus experimentos, uma perda de 25% para uma sensibilidade à voltagem de 8,127mV da placa de aquisição de dados utilizada por ele. Sendo a sensibilidade à voltagem da placa de aquisições de sinais NI USB-6211 igual a  $91,6\mu\text{V}$ , estima-se, como sendo um fator de atenuação aceitável para os experimentos realizados, um valor de 10%. Sendo assim, tem-se para o cálculo do espaçamento correspondente à distância de propagação da onda, através da equação (A11) do Apêndice A, que:

- $2a = 20\text{ mm}$  (menor lado retangular ou o diâmetro do PZT atuador);
- $n = 0$  (condição necessária para que  $\cos(ka) = 0$ );

- $A \cong 10\%$  (fator de atenuação – perda do sinal).

Então, a distância de propagação da onda é:

$$L = \frac{2a}{\pi A^2} = 0,64 \text{ m}$$

Um valor igual ou menor que 0,64m indica que a onda se propaga através da superfície da estrutura tendo uma perda de até 10% (aproximadamente) do sinal. Um valor maior que 0,64m indica que a onda se propaga com uma perda maior que 10%, o que provocaria uma perda nas características do sinal. Perda esta que poderia provocar um falso diagnóstico da falha ou uma mudança considerável no sinal obtido.

Para verificar o efeito dessa perda no sinal, realizou-se um experimento no qual sinais (pulsos) como os mostrados na figura (5.8), nas frequências de 15 e 20kHz (no caso do pulso senoidal e senoidal janelado) e nas faixas de frequência de 15 a 20 e 20 a 25kHz (no caso do Chirp), foram enviados por um PZT de diâmetro 20mm a uma viga de alumínio na condição livre-livre, figura (6.3). Sensores foram posicionados em diferentes distâncias atuador/sensor:

- 1ª. Distância = 0.75m > L: maior que a distância de propagação da onda calculada (distância entre PZT 1 e PZT 4);
- 2ª. Distância = 0.64m = L: a distância de propagação da onda calculada (distância entre PZT 1 e PZT 3);
- 3ª. Distância = 0.32m = L/2 < L: menor que distância de propagação da onda calculada (distância entre PZT 1 e PZT 2).

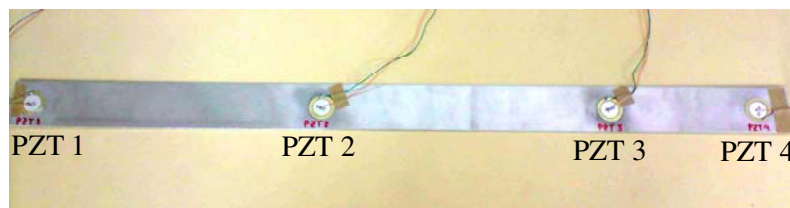


Figura 6.3. Viga de alumínio com PZT atuador e PZTs sensores

A figura (6.4) mostra os sinais recebidos (tensão elétrica (V) por tempo (ms)) pelo sensor (nas diferentes distâncias atuador/sensor) quando a estrutura foi excitada por um pulso senoidal (5,5 ciclos) na frequência de 15 kHz (6.4a) e 20kHz (6.4b).

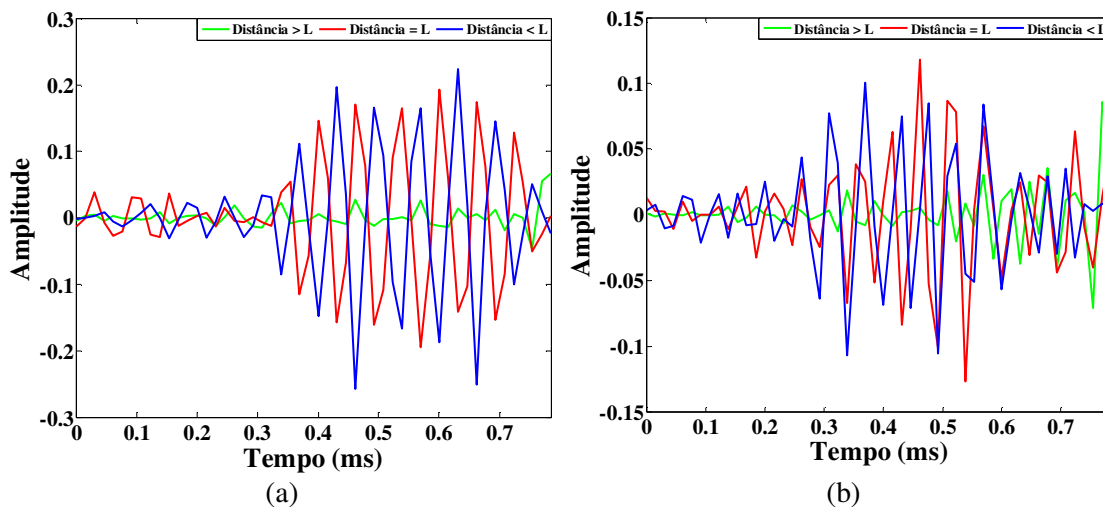


Figura 6.4. Pulsos recebidos para excitação senoidal em (a) 15 e (b) 20kHz.

A figura (6.5) mostra os sinais recebidos pelo sensor (nas diferentes distâncias atuador/sensor) quando a estrutura foi excitada por um pulso senoidal janelado (5,5 ciclos) na frequência de 15 kHz (6.5a) e 20kHz (6.5b).

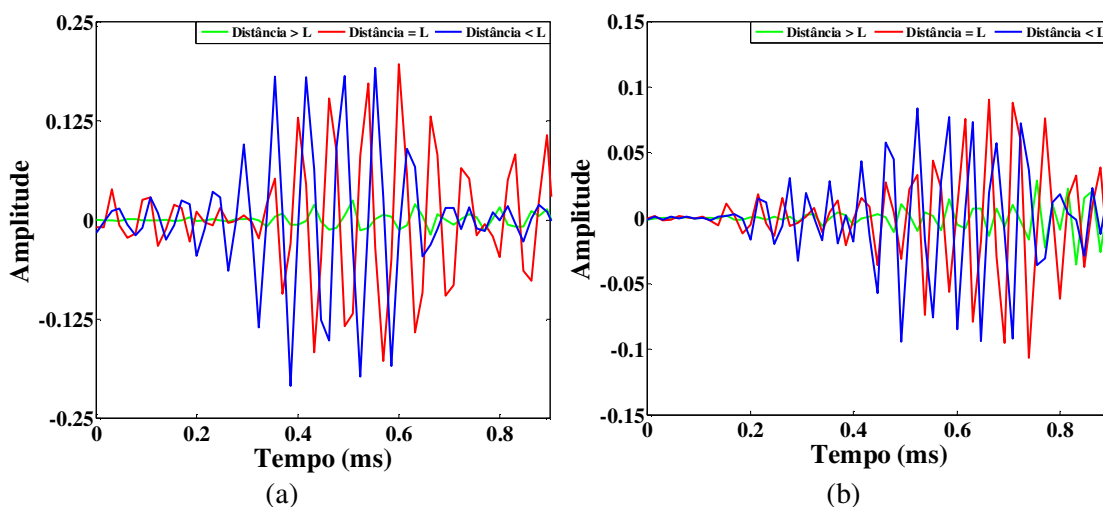


Figura 6.5. Pulsos recebidos para excitação senoidal janelado em (a) 15 e (b) 20kHz.

A figura (6.6) mostra os sinais recebidos pelo sensor (nas diferentes distâncias atuador/sensor) quando a estrutura foi excitada por um Chirp nas faixas de frequências de 15 a 20kHz (6.6a) e 20 a 25kHz (6.6b).



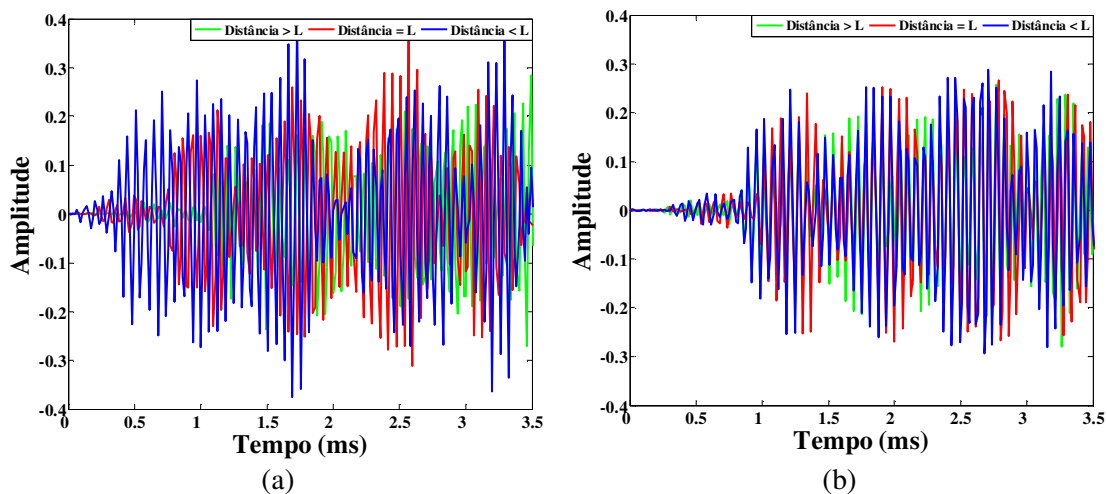


Figura 6.6. Sinais recebidos para excitação Chirp nas faixas de frequência de (a) 15 a 20kHz e (b) 20 a 25kHz.

Nestas figuras, é possível observar que o pulso recebido, para o caso do sinal senoidal e senoidal janelado, é bastante atenuado quando a distância é maior do que a distância de propagação da onda calculada ( $L$ ), verificando-se uma perda nas características do sinal. No caso do Chirp, percebe-se que essa atenuação é menor, ou seja, o pulso caminha uma distância maior com menor perda de suas características quando comparado com os outros dois tipos de sinais. Entretanto, a interpretação do sinal de resposta torna-se mais complexa. Para lidar com esse problema, foi utilizada, neste trabalho, a Função de Resposta em Frequência. Nota-se, também, que para uma frequência maior, ou faixa de frequência mais alta, a amplitude do sinal recebido diminui.

Nesta seção, cinco experimentos foram realizados. Em todos eles, o espaçamento entre atuador-sensor encontra-se menor que a distância de propagação da onda ( $L$ ). Apenas para demonstração, os valores de espaçamento entre atuador-sensor estão mostrados na tabela (6.1):

Tabela 6.1. Espaçamentos entre atuador-sensor.

	Espaçamento Mínimo (m)	Espaçamento Máximo (m)
Experimento 1	0,183	0,258
Experimento 2	0,183	0,258
Experimento 3	0,175	0,256
Experimento 4	0,175	0,256
Experimento 5	0,350	0,625

Depois de calculado o espaçamento entre atuador e sensor, toma-se um sinal obtido com um dos sensores escolhidos aleatoriamente. Para verificar se o sinal recebido pelo sensor é resultado da excitação aplicada, fez-se uma análise através da plotagem da coerência do sinal obtido em cada experimento. Essa etapa é realizada para cada experimento separadamente. A coerência mostrou-se com características bastante similares para os experimentos realizados em estruturas tipo placas planas. A figura (6.7) mostra um exemplo de coerência obtida nos experimentos realizados nas placas planas.

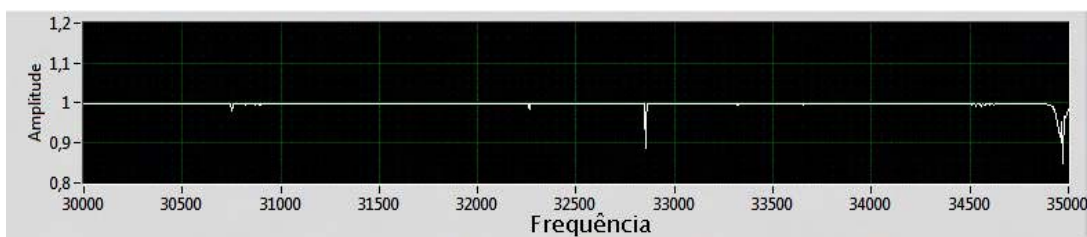


Figura 6.7. Coerência obtida nos experimentos realizados em placas planas.

Verifica-se, na figura (6.7), que a coerência apresentou bons resultados em toda a faixa de frequência analisada. Sendo assim, para os experimentos envolvendo placas planas, define-se essa faixa (de 30 a 35kHz) como a faixa de frequência ótima a ser utilizada na excitação.

## 6.1. Índices de Falha

Para posteriormente interpretar os sinais, é necessária a utilização de mais de um índice de falha, a fim de se evitar o falso diagnóstico da falha. Sendo assim, os quatro índices obtidos através da Função de Resposta em Frequência investigados neste trabalho estão brevemente descritos a seguir. A detecção de falhas é baseada em uma comparação entre a Função de Resposta em Frequência da estrutura na condição saudável e da estrutura em condições normais de operação (condição desconhecida).

### 6.1.1. Root-Mean-Square Deviation (RMSD)

O índice RMSD é apresentado da seguinte forma (LOPES JUNIOR et al., 2000b):

$$I_{RMSD} = \sum_{i=1}^n \sqrt{\frac{[(Y_{i,SF}) - (Y_{i,CD})]^2}{[(Y_{i,SF})]^2}} \quad (6.1)$$

em que  $Y_{i,SF}$  é a magnitude da FRF medida no sinal de referência (baseline), ou seja, da estrutura saudável (sem falha), obtida através do PZT sensor e  $Y_{i,CD}$  é a magnitude da FRF do sinal do mesmo PZT medida em condições estruturais desconhecidas no intervalo de frequência  $i$ .  $n$  é o número de pontos utilizados na aquisição do sinal.

### 6.1.2. Norma $H_2$

Normas de sistemas são como medidas de tamanho e podem ser utilizadas para diversas aplicações. A norma  $H_2$  de um sistema é usada para caracterizar o sistema em si, juntamente com os seus modos e seus sensores. Sendo  $G(\omega)$  uma função de transferência de um sistema, a norma  $H_2$  do sistema é definida como segue (GAWRONSKI, 1998):

$$\|G\|_2^2 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} \text{tr}(G^*(\omega)G(\omega))d\omega \quad (6.2)$$

em que  $\text{tr}$  é o traço de  $G^*(\omega)G(\omega)$ .

Geralmente, a norma  $H_2$  é calculada utilizando coordenadas modais, mas desta forma é necessário obter um modelo para a equação proposta. O valor numérico da norma  $H_2$  para um sistema SISO (única entrada e única saída) corresponde à área abaixo da Função de Resposta em Frequência (FRF) do sistema (GAURONSKI, 1998). Em situações práticas, a obtenção do modelo matemático pode ser difícil. Para superar esta situação, pode-se considerar a área abaixo da curva da FRF. Sendo assim, a área abaixo da curva da FRF foi computada utilizando o método trapezoidal, implementado no software MATLAB<sup>®</sup> através do comando "trapz".

A norma  $H_2$  pode ser utilizada para detecção de falhas segundo o seguinte procedimento: considera-se a norma computada utilizando o  $j$ -ésimo PZT sensor, e denota  $\|G_{SFj}\|_2^2$  para a estrutura saudável e  $\|G_{CDj}\|_2^2$  para a estrutura em uma condição estrutural desconhecida. O índice de falha referente ao  $j$ -ésimo sensor ( $I_{H_2j}$ ) é definido como a diferença ponderada entre a norma computada em uma estrutura saudável e a norma computada em uma estrutura em condições estruturais desconhecidas (GAWRONSKI e SAWICKI, 2000), como segue:

$$I_{H_2j} = \frac{\left| \|G_{SFj}\|_2^2 - \|G_{CDj}\|_2^2 \right|}{\|G_{SFj}\|_2^2} \quad (6.3)$$

em que  $j = 1, \dots, r$ ; e  $r$  é o número do PZT sensor.

### 6.1.3. Índice de Falha Métrica (IFM)

A FRF entre duas condições estruturais diferentes pode também ser comparada através do Índice de Falha Métrica (IFM), que fornece uma estimativa da variação estrutural, como mostrado na seguinte equação.

$$I_{FM} = \sum_{i=1}^n \left[ (Y_{i,SF}) - (Y_{i,CD}) \right]^2 \quad (6.4)$$

em que  $Y_{i,SF}$  é a magnitude da FRF medida na estrutura saudável,  $Y_{i,CD}$  é a magnitude da FRF medida em condições normais de funcionamento da estrutura (condição desconhecida) no intervalo de frequência  $i$ ;  $n$  é o número de pontos utilizados na aquisição do sinal (PARK et al., 1999).

### 6.1.4. Correlation Coefficient Deviation Mean (CCDM):

O índice CCDM é dado por:

$$I_{CCDM} = 1 - \rho = 1 - \frac{\text{cov}(Y_{SF}, Y_{CD})}{S_{Y_{SF}} S_{Y_{CD}}} = 1 - \frac{1}{n-1} \frac{\sum_{i=1}^n (Y_{i,SF} - \bar{Y}_{SF})(Y_{i,CD} - \bar{Y}_{CD})}{S_{Y_{SF}} S_{Y_{CD}}} \quad (6.5)$$

em que  $\rho$  é o coeficiente de correlação, **cov** é a covariância cruzada e  $S$  é relativo ao desvio padrão.  $Y_{i,SF}$  é a FRF medida na estrutura saudável,  $Y_{i,CD}$  é a FRF medida na estrutura em uma condição desconhecida, no intervalo de frequência  $i$ .  $\bar{Y}$  é o valor médio da FRF para cada caso.  $\rho$  indica o quão bem sinal de referência (baseline) e as medições em condições desconhecidas estão linearmente relacionadas. Assim, valores elevados expressam que os dados não são correlacionados ou, então, que existe uma variação, provavelmente ocorrida devido a presença da falha na estrutura.

## 6.2. Experimento 1: Análise da Região de Influência da falha

Nesse caso, os testes experimentais foram realizados em uma estrutura de alumínio tipo placa, na condição livre-livre-livre-livre, com quatro PZTs acoplados em sua superfície (figura (6.8a)). A figura (6.8b) mostra o detalhe dos PZTs que foram utilizados na geração e sensoriamento das ondas de Lamb. As propriedades e dimensões da placa estão apresentadas na tabela (6.2).

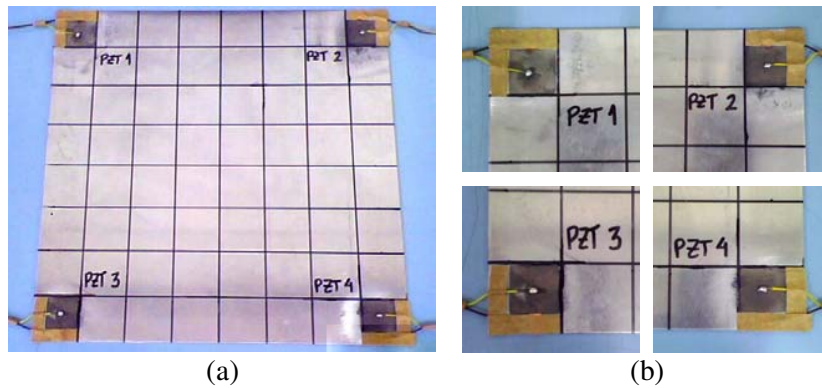


Figura 6.8. Placa de alumínio com PZTs acoplados.

Tabela 6.2. Propriedades e dimensões da placa.

Propriedade	Valor
Módulo de Young (GPa)	70
Espessura (m)	0.0015
Comprimento/Largura (m)	0.24
Densidade (Kg/m <sup>3</sup> )	2710

O PZT 2 foi designado como atuador, exercendo uma onda predefinida na superfície da estrutura. Assim, o PZT 3 se tornou sensor e mediu o sinal de resposta. O esquema da montagem experimental utilizada é mostrado na figura (6.9a) e o procedimento de excitação e medição dos sinais é mostrado na figura (6.9b).

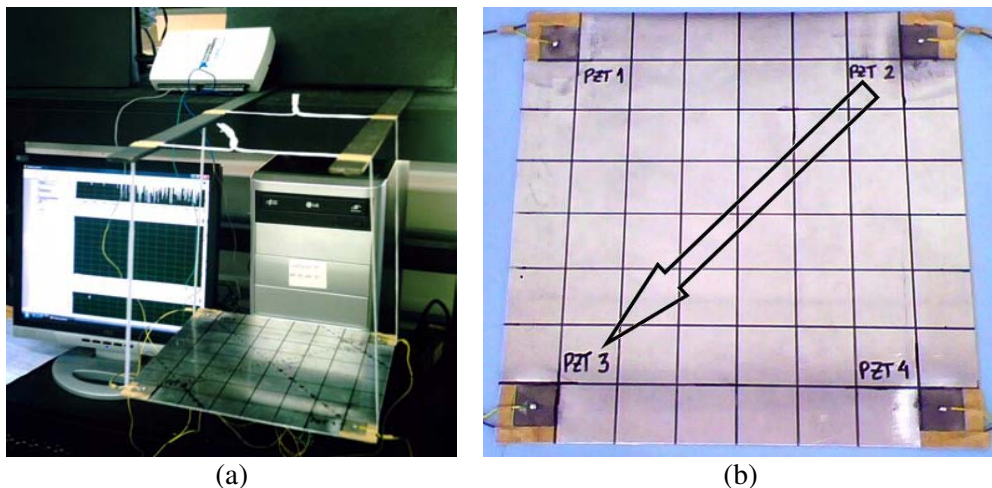


Figura 6.9. (a) Configuração experimental; (b) procedimento de excitação e medição.

A fim de se encontrar a região de influência da falha através da metodologia das ondas de Lamb, foi necessário fazer uma configuração específica que seja capaz de mostrar a região limite entre o PZT atuador e o PZT sensor em que a falha pode ser detectada. Sendo assim, foi desenhada uma linha na diagonal da placa, que une o PZT 2 (atuador) e o PZT 3 (sensor), referenciada por “linha central”. Perpendicularmente a essa linha, três outras linhas foram desenhadas, como pode ser visto na figura (6.10):

- A primeira linha perpendicular foi desenhada nas proximidades do PZT atuador (PZT 2).
- A segunda linha perpendicular foi desenhada na região central da placa (na outra diagonal da placa, unindo o PZT 1 e o PZT 4).
- A terceira linha perpendicular foi desenhada nas proximidades do PZT sensor (PZT 3).

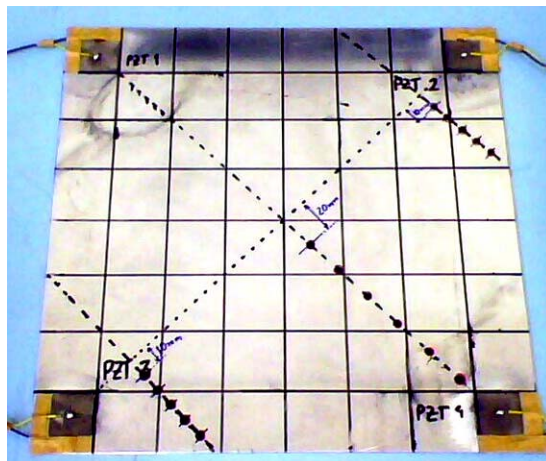


Figura 6.10. Configuração utilizada/desenhada na placa.

Em cada uma dessas linhas, foram feitas marcações nas quais as falhas simuladas foram posicionadas. Considerando que há uma simetria da onda em relação à “linha central”, os testes foram realizados com a falha sendo posicionada somente em um dos lados da estrutura.

Na primeira e na terceira linha, foram feitas marcações a cada 10mm, partindo sempre da linha central, como pode ser visto nas figuras (6.11a) e (6.11c) respectivamente. Já na segunda linha, na região central, as marcações foram feitas a cada 20mm, partindo da linha central, como pode ser visto na figura (6.11b).

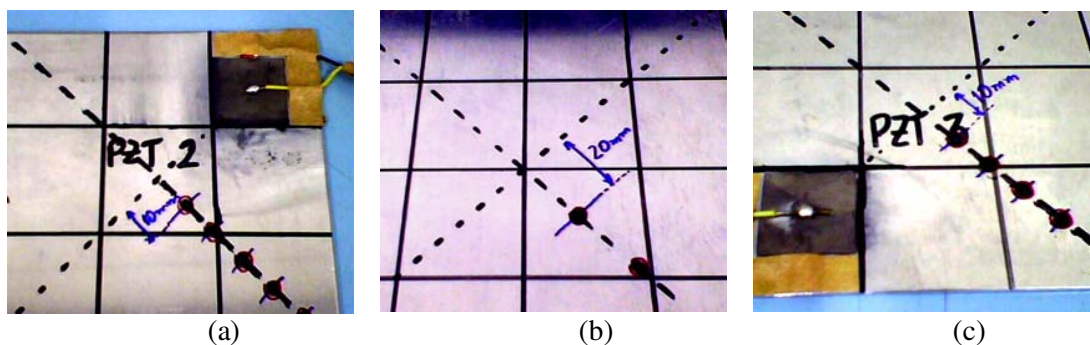


Figura 6.11. Detalhe das linhas desenhadas na placa (a) nas proximidades do PZT 2, (b) na região central e (c) nas proximidades do PZT 3.

Primeiramente, os testes foram realizados na estrutura sem a presença da falha, obtendo-se, assim, o sinal de referência (baseline) para a estrutura saudável (sem falha). Em seguida, outro teste foi realizado com a estrutura sem falha, a fim de se fazer uma comparação com o sinal de referência. A falha foi simulada pela adição de uma massa (porca) de 1g acoplada na superfície da estrutura. Três sequências de testes adicionais foram realizadas, agora com a adição da falha na estrutura, obtendo-se três diferentes condições de falha:

- **Condição de Falha 1)** Proximidades do PZT 2: a falha foi posicionada a 10mm da linha central, e foi variando-se a posição de 10 em 10mm até 50mm;

- **Condição de Falha 2)** Região central: a falha foi posicionada a 20mm da linha central, e foi-se variando a posição de 20 em 20mm até 120mm;

- **Condição de Falha 3)** Proximidades do PZT 3: a falha foi posicionada a 10mm da linha central, e foi variando-se a posição de 10 em 10mm até 50mm.

A figura (6.12) mostra alguns exemplos de FRFs obtidas em algumas das medidas tomadas, para cada uma das condições de falha analisadas e para o sinal tomado como referência da estrutura sem falha (baseline).

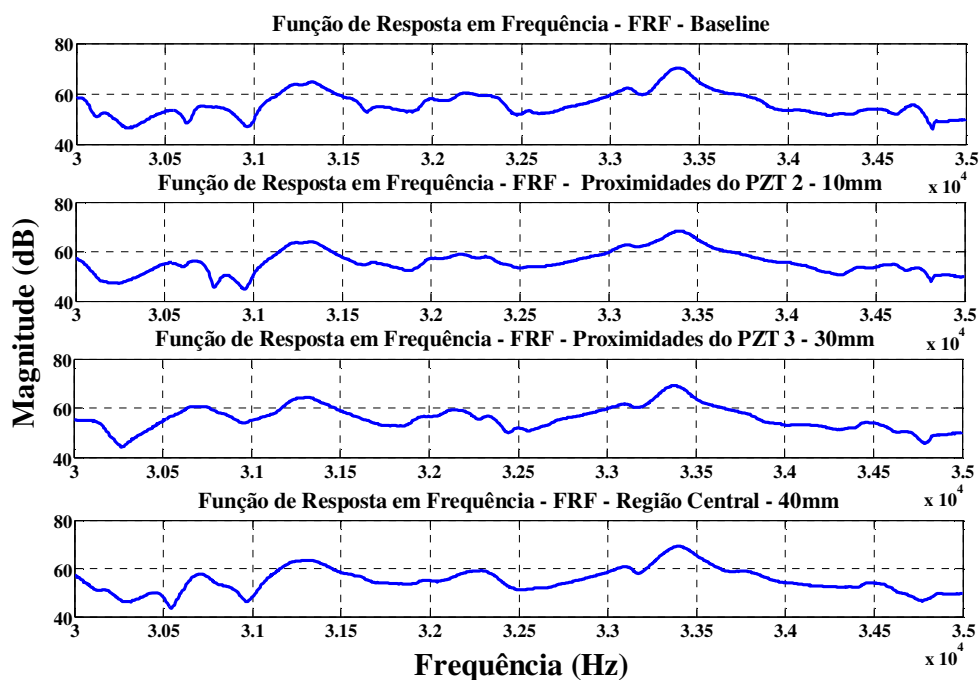


Figura 6.12. Exemplos de FRFs obtidas nos testes experimentais.

Nota-se que as FRFs possuem características bem similares. Com as FRFs dos sinais de saída, os 4 índices foram calculados para cada condição de falha. Para a Condição de Falha 1 (falha nas proximidades do PZT 2), os seguintes resultados foram obtidos.

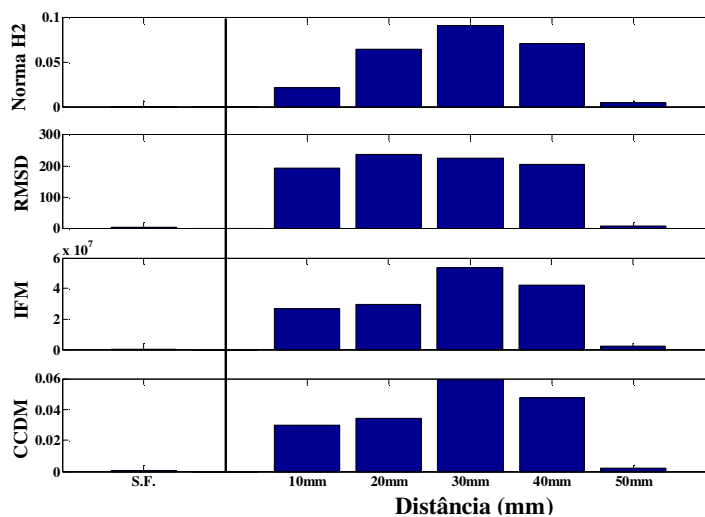


Figura 6.13. Índices de falha computados para a Condição de Falha 1, com a massa de 1 g em diferentes posições em relação à linha central.



Observa-se, nessa figura, que o teste referente à estrutura sem falha (referenciado como S.F.) apresentou índices muito próximos de zero para os quatro índices, enquanto que, quando a falha foi adicionada na estrutura, na posição a 10mm da “linha central”, todos os índices foram capaz de detectar a presença da falha na estrutura. É interessante notar que, conforme a falha vai se distanciando da linha central, os índices tendem a aumentar até uma posição em que os índices começam a diminuir, e numa determinada posição, os índices não detectam mais a presença da falha na estrutura. Para essa condição de falha, a falha não é mais detectada quando é posicionada a uma distância de 50mm da linha central. Sendo assim, é possível afirmar que, quando a falha estiver a uma distância de aproximadamente 50mm ou mais da linha central, nas proximidades do PZT 2, a falha não será mais detectada pelos índices. A figura (6.14) mostra a posição máxima em que a falha foi detectada.

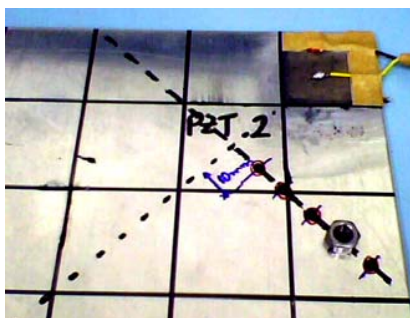


Figura 6.14. Posição máxima encontrada para a Condição de Falha 1.

A figura (6.15) mostra os índices obtidos para a Condição de Falha 2.

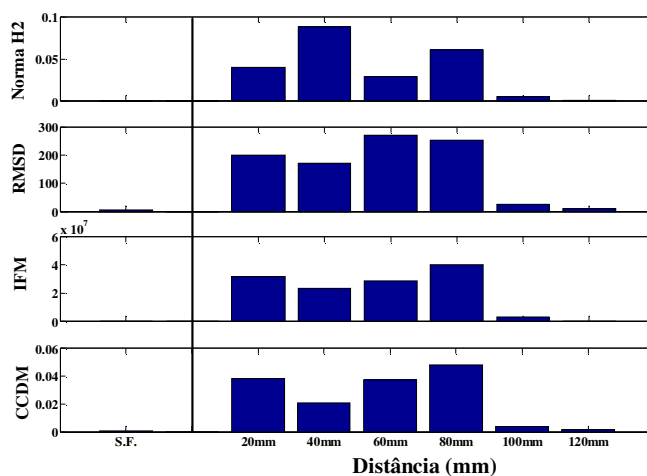


Figura 6.15. Índices de falha computados para a Condição de Falha 2, com a massa de 1 g em diferentes posições em relação à linha central.

Como pode ser visto, todos os índices obtiveram valores muito próximos de zero quando os testes foram realizados sem a presença de qualquer falha na estrutura. Entretanto, quando se adicionou a falha na posição a 20mm da linha central, todos os índices foram capazes de detectar a presença da falha. Comparando com o caso anterior, nota-se que os índices não tendem a aumentar e diminuir, mas, a partir de uma certa distância (100mm da linha central), os índices não detectaram mais a presença da falha na estrutura. Assim, é possível concluir que, quando a falha encontra-se em uma posição com distância de aproximadamente 100mm ou mais da linha central, os índices não são capazes de detectar a presença da falha. A figura (6.16) mostra a posição máxima em que a falha foi detectada na região central.

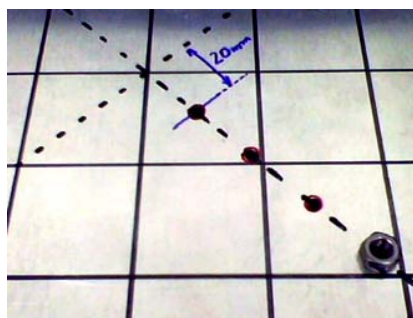


Figura 6.16. Posição máxima encontrada para a Condição de Falha 2.

Para a Condição de Falha 3, os seguintes resultados foram obtidos.

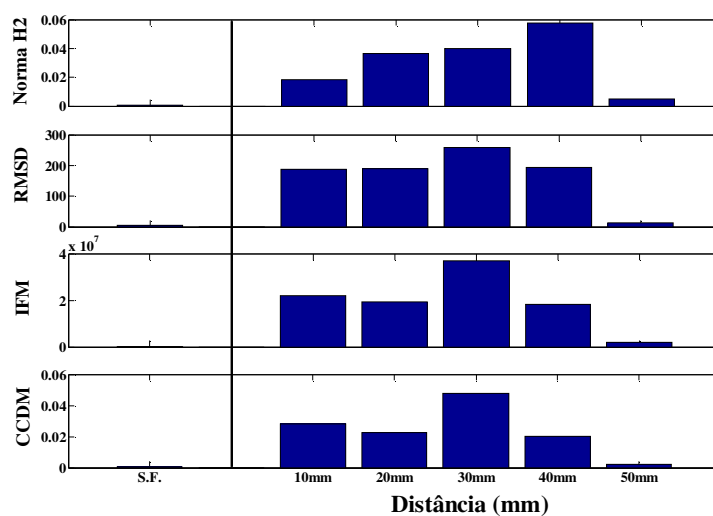


Figura 6.17. Índices de falha computados para a Condição de Falha 3, com a massa de 1 g em diferentes posições em relação à linha central.

Na figura (6.17), novamente é possível observar, que para a condição sem falha, os índices obtiveram valores muito próximos de zero. Nota-se que, a partir de uma certa distância, 50mm, os índices não detectam mais a presença da falha na estrutura. Com isso, conclui-se que, tanto para a Condição de Falha 1 quanto para a Condição de Falha 3, os índices não são mais capazes de detectar a presença da falha quando a falha estiver a uma distância de aproximadamente 50mm ou mais da linha central. A figura (6.18) mostra a posição máxima em que a falha foi detectada nas proximidades do PZT 3.

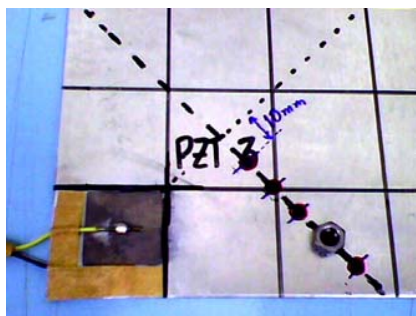


Figura 6.18. Posição máxima encontrada para a Condição de Falha 3.

Com os resultados obtidos anteriormente, é possível identificar a região em que a falha pode ser detectada através da metodologia das ondas de Lamb. Esta região é mostrada na figura (6.19), abaixo. Se a falha estiver nessa região, a metodologia das ondas de Lamb aqui apresentada será capaz de identificar a presença da falha na estrutura.

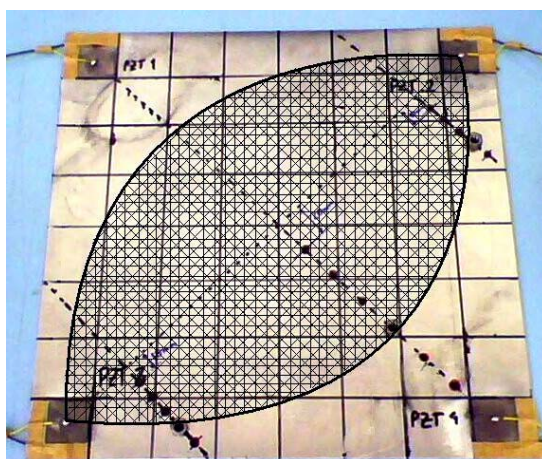


Figura 6.19. Região de influência da falha identificada.

### 6.2.1. Conclusões para o Experimento 1

Nesse experimento, foram utilizados quatro índices de falha para identificar a região de influência da falha através da metodologia das ondas de Lamb. Os índices mostraram a diferença quando uma estrutura danificada foi considerada. Geralmente, os índices apresentaram uma característica bem peculiar: os índices tenderam a aumentar quando a falha foi sendo afastada da linha central, até um ponto que os índices começam a diminuir até que a falha não mais pudesse ser encontrada. Sendo assim, a configuração utilizada foi capaz de identificar a região em que a falha pode ser detectada. Uma região mais precisa de influência da falha pode ser obtida através do uso de mais linhas perpendiculares para o posicionamento das falhas. A determinação da região de influência da falha é de extrema importância para o posicionamento dos atuadores/sensores na superfície da placa a fim de se obter o melhor desempenho no Monitoramento da Integridade Estrutural.

### 6.3. Experimento 2: Detecção da Propagação da Falha na Estrutura

Nesse caso, os testes experimentais foram realizados na mesma placa utilizada no Experimento 1 e com as mesmas condições de contorno. O PZT 1 foi designado como atuador, exercendo uma onda predefinida na superfície da estrutura. Então, os PZTs adjacentes (PZT 2, 3 e 4) se tornaram sensores e mediram o sinal de resposta. O esquema da montagem experimental é mostrado na figura (6.20a) e o procedimento de excitação e medição é mostrado na figura (6.16b).

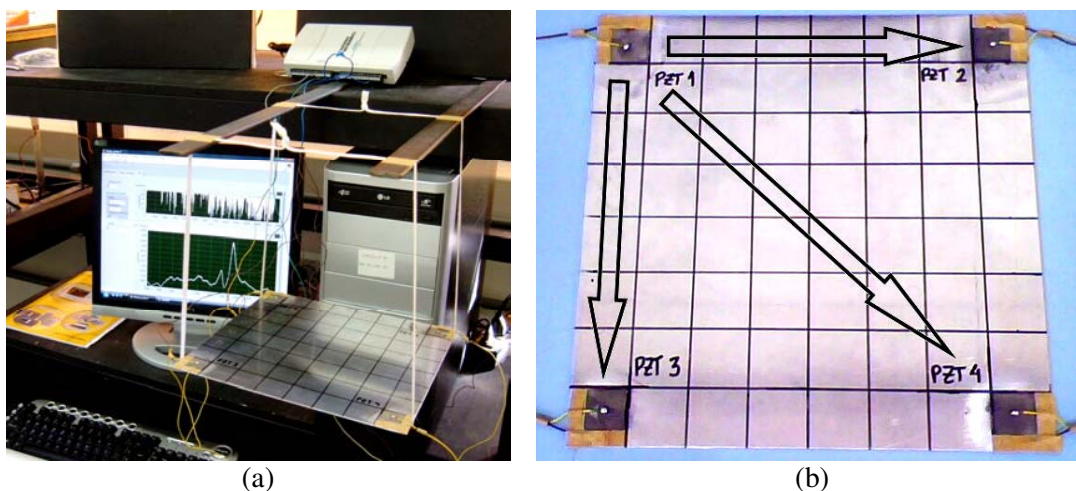


Figura 6.20. (a) Montagem experimental; (b) PZT 1 excitando a estrutura.

Primeiramente, os testes foram realizados na estrutura saudável (sem falha), obtendo-se assim, os sinais de referência (baselines) para cada caminho, ou seja, para os caminhos 1-2, 1-3 e 1-4. Outro teste foi realizado na estrutura sem falha, a fim de se verificar a repetibilidade dos índices na ausência da falha. Depois, quatro diferentes condições de falha foram analisadas:

- **Condição de Falha 1)** A falha foi simulada por um corte na borda da estrutura, entre o PZT 1 e o PZT 2. O corte inicial foi feito com 1mm de comprimento e seu comprimento foi gradualmente aumentado de 1 em 1mm até 5mm, simulando a propagação da falha. Se a falha se propaga na superfície da estrutura, um correto sistema de monitoramento em tempo real da estrutura é capaz de detectar esta propagação. Sendo assim, é possível tomar os cuidados necessários para que a falha não se propague ao ponto de ocorrer uma falha total da estrutura.

- **Condição de Falha 2)** Para simular uma condição de falha múltipla, uma massa de 1g foi adicionada (acoplada) na superfície da placa, próxima ao PZT 2, na posição 7 (p7 - de acordo com a figura (6.21)), a fim de se detectar falhas em locais diferentes, com diferentes severidades e tempo de ocorrência. A figura (6.21) mostra a posição de todas as falhas simuladas nos experimentos e estas posições serão referenciadas por p1 até p7.

- **Condição de Falha 3)** Depois, a mesma falha foi adicionada na posição 1 (p1) e teve sua posição variada, passando por p2, p3 até ser posicionada em p6;

- **Condição de Falha 4)** Finalmente, a falha foi simulada por uma falha total no PZT 4 (sensor retirado de funcionamento).

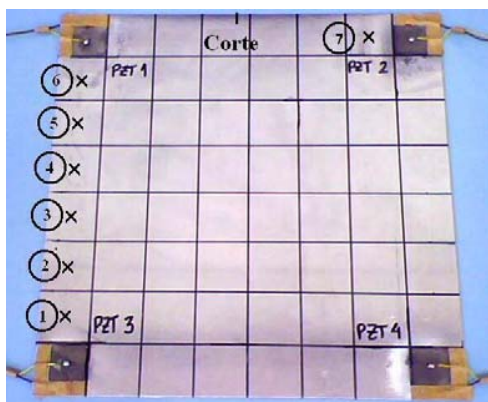


Figura 6.21. Posições das falhas acopladas na estrutura.

O detalhe do corte feito na extremidade (borda) da estrutura e o detalhe das falhas em algumas posições são mostrados na figura (6.22).

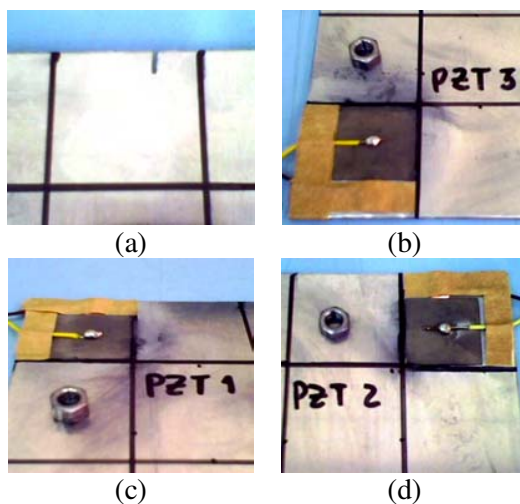


Figura 6.22. Detalhe (a) do corte (b) da falha na posição p1, (c) p6 e (d) p7.

A figura (6.23) mostra alguns exemplos de FRFs obtidas nos testes experimentais, para o sinal de referência (baseline) do caminho 1-2 e para algumas condições de falhas analisadas.

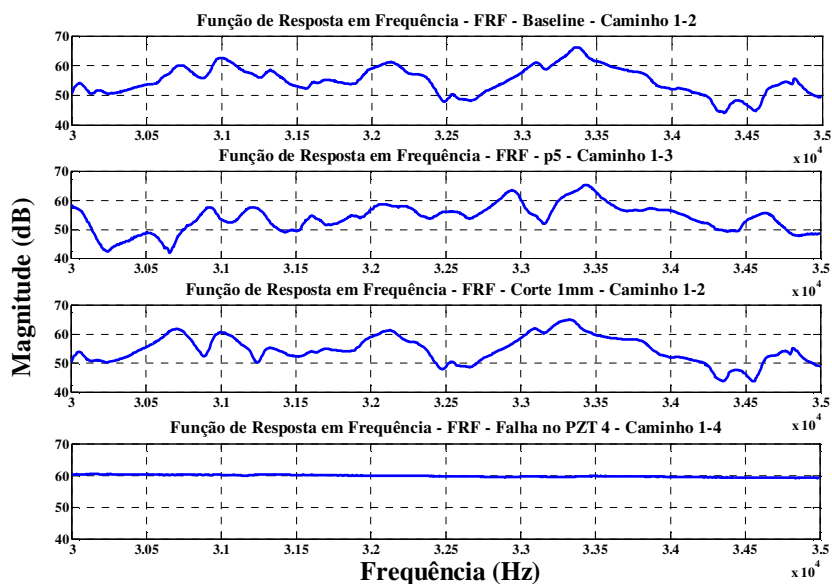


Figura 6.23. Exemplos de FRFs obtidas nos testes experimentais.

Nota-se uma grande diferença na FRF obtida no caso em que a falha foi simulada no PZT sensor. Com as FRFs dos sinais de saída obtidos por cada sensor, os índices de falha foram calculados para cada caminho (caminhos 1-2, 1-3 e 1-4) e para as diferentes condições de falha.

A figura (6.24) mostra os índices de falha computados para a Condição de Falha 1, no teste em que a falha foi simulada pelo corte de 1mm de comprimento.

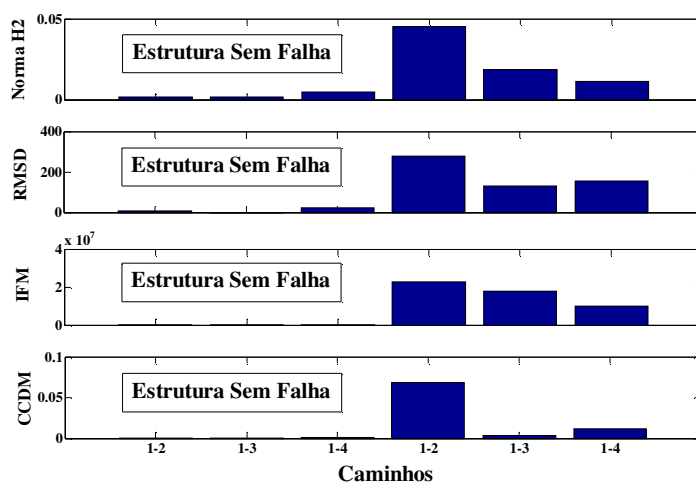


Figura 6.24. Índices de falha computados: corte de 1mm de comprimento.

É possível observar na figura (6.24) que o caminho 1-2 foi o mais afetado pela falha. Assim, é possível afirmar que o corte está localizado entre o PZT 1 e o PZT 2. Aumentando-se o tamanho do corte de 1 em 1mm até 5mm, foram obtidos os seguintes resultados, figura (6.25).

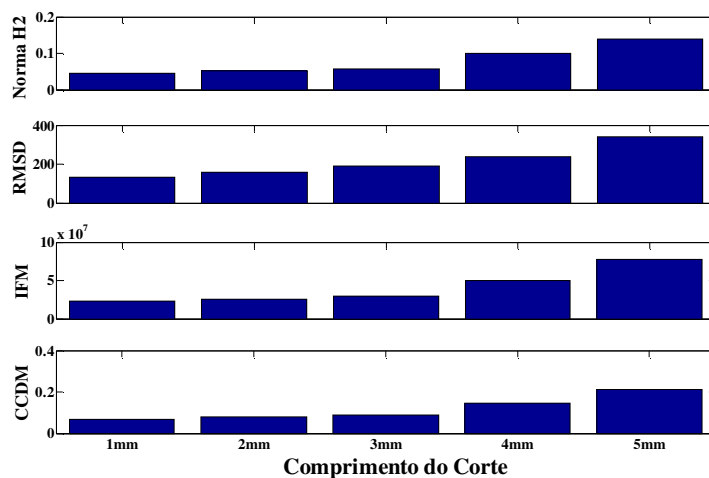


Figura 6.25. Índices de falha computados: propagação da falha.

Claramente, percebe-se que os índices aumentaram quando o tamanho do corte também foi aumentado, simulando a propagação da falha.

Adicionando a falha próxima ao PZT 2 (em p7) e comparando os índices obtidos com os índices obtidos para a Condição de Falha 1, tem-se:

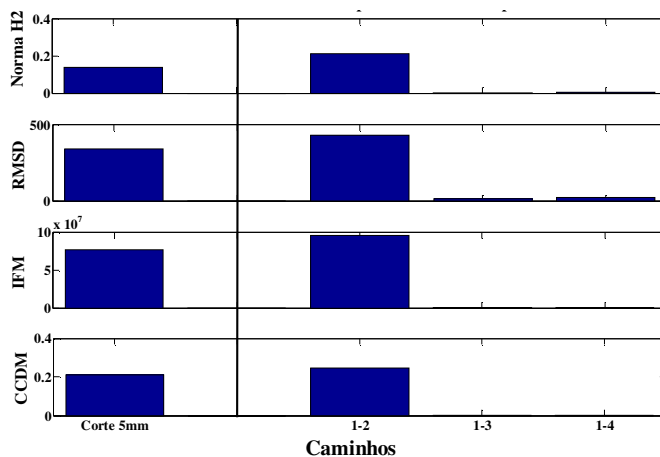


Figura 6.26. Índices computados para falhas múltiplas, isto é, corte de 5mm de profundidade e adição da massa de 1g na posição p7.

Sabendo que o tamanho do corte não foi mais aumentado, é possível confirmar a ocorrência de uma outra falha entre o PZT 1 e o PZT 2, devido aos índices no caminho 1-2 aumentarem enquanto que nos outros caminhos não obtiveram modificação sensível.

Na sequência de testes, foi simulada uma condição de falha na posição p1. Comparando os índices obtidos com os índices obtidos na Condição de Falha 2 (os sinais tomados para a falha em p7 tornam-se os sinais de referência - baseline), tem-se:

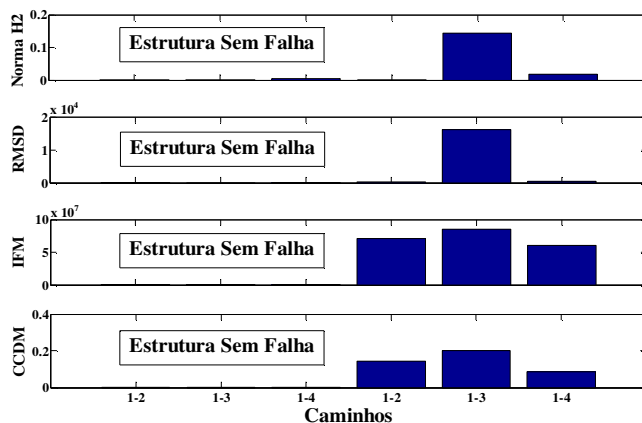


Figura 6.27. Índices de falha computados para adição da massa de 1g na posição p1.



É possível observar, na figura (6.27), que o caminho 1-3 foi o mais afetado pela falha. Assim, é possível afirmar que a falha está localizada, agora, entre o PZT 1 e o PZT 3. A figura (6.28) mostra os índices para a adição da massa de 1g nas posições p1, p2, até a posição p6. Para a posição p6, os três caminhos atuador-sensor são mostrados.

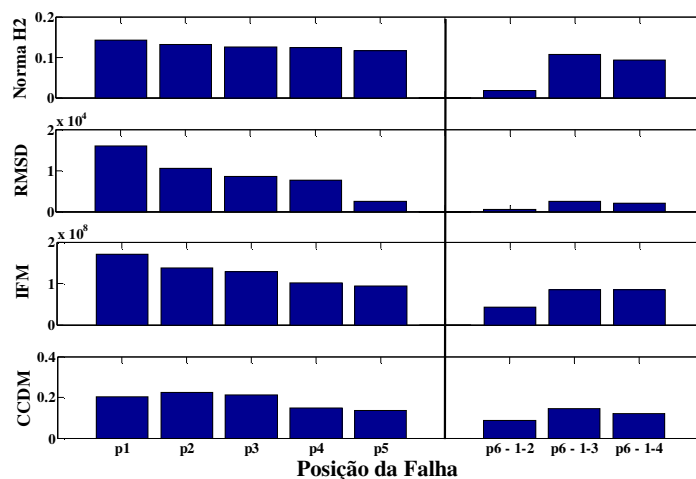


Figura 6.28. Índices de falha computados nas posições p1 até p6.

Nota-se que os índices diminuíram quando a falha foi se aproximando do PZT atuador (PZT 1). Uma vez que a falha em p6 está mais perto do PZT atuador, existe a possibilidade de os índices detectarem a presença da falha no caminho 1-4. Essa possibilidade é confirmada através dos testes realizados no Experimento 1, anteriormente descrito. Como pode ser visto na figura (6.19), fazendo-se uma semelhança com o caminho 2-4, a posição 6 encontra-se totalmente dentro da região de influência da falha quando o PZT 1 excita a estrutura. Sendo assim, as três últimas barras da figura (6.28) mostram que o caminho 1-4 também foi afetado pela falha, mas foi menos afetado que o caminho 1-3, devido à posição da falha na superfície da placa.

A última condição de falha analisada foi uma falha no PZT 4 (sensor). A fim de se verificar a diferença quando a falha está na estrutura e quando a falha está em um dos sensores, comparou-se os índices obtidos nessa condição (Condição de Falha 4) com os índices obtidos para a Condição de Falha 1 (falha em p7) e para a Condição de Falha 3 (falha em p1), que foram as condições em que foram obtidos os maiores índices de falha. A figura (6.29) mostra os índices obtidos para cada caminho.

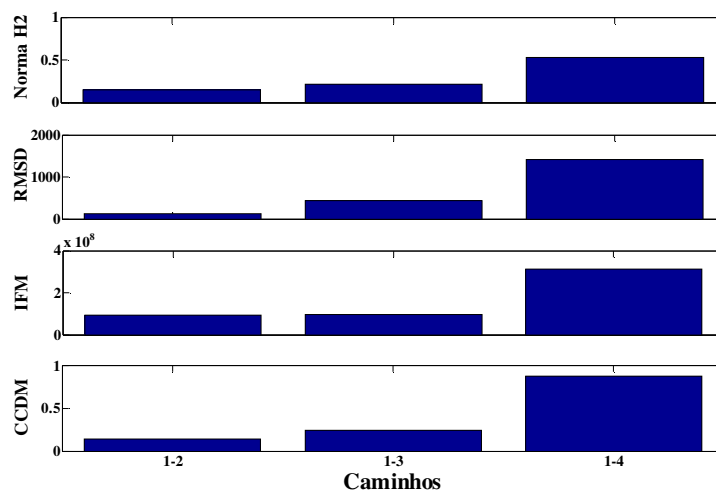


Figura 6.29. Índices de falha computados no caminho 1-2 para a condição de falha em p7, no caminho 1-3 para a condição de falha em p1 e no caminho 1-4 para a falha no sensor 4.

De acordo com a figura (6.29), o caminho 1-4 foi o mais afetado pela falha. A diferença entre os índices obtidos para a condição de falha no sensor 4 foi grande quando comparado com os maiores índices obtidos em todas as condições de falha analisadas.

### 6.3.1. Conclusões para o Experimento 2

Nesta seção, diferentes tipos e intensidades de falhas foram analisados. Para o caso da simulação da propagação da falha na estrutura, através do aumento gradual do corte na borda da placa, todos os índices analisados foram capazes de detectar a propagação da falha.

Através dos resultados obtidos para a Condição de Falha 3, pode-se afirmar que, quanto mais próxima do sensor a falha estiver, maiores os índices obtidos. É importante, também, uma verificação da região de influência da falha. Esse fato é verificado pelos índices obtidos para o caminho 1-4 quando a falha está posicionada em p6, sendo que a falha em p6 também está na região de influência do caminho 1-4.

Quando a falha ocorreu em um dos sensores, percebeu-se que os índices de falha foram muito maiores que os índices de falha conseguidos para os outros casos de falhas e que a FRF do sinal obtido para esse sensor apresentou características muito diferentes dos outros sinais. Outra maneira de verificar se a falha está no sensor é através da verificação da autocorrelação do sinal de resposta obtido no tempo para cada caminho. Quando a falha está no sensor, a correlação aproxima-se de zero.

Nos casos analisados, todos os índices foram capazes de detectar a presença da falha na estrutura ou no sensor. No entanto, o índice RMSD e a norma  $H_2$  apresentaram melhores resultados quando comparados com os outros índices, em algumas situações específicas.

#### 6.4. Experimento 3: Localização de Falhas – 1 Atuador

Nesse caso, os testes experimentais foram realizados em uma outra placa de alumínio, como mostrada na figura (6.30), na condição livre-livre-livre-livre. As propriedades e dimensões da estrutura estão apresentadas na tabela (6.3). Um conjunto de PZTs foi acoplado na superfície da placa. Um PZT foi designado como atuador (PZT 5 – central), exercendo uma onda predefinida na superfície da estrutura. Então, os PZTs adjacentes tornam-se sensores, a fim de se fazer a configuração necessária para a detecção e localização de falhas estruturais utilizando a metodologia das Ondas de Lamb

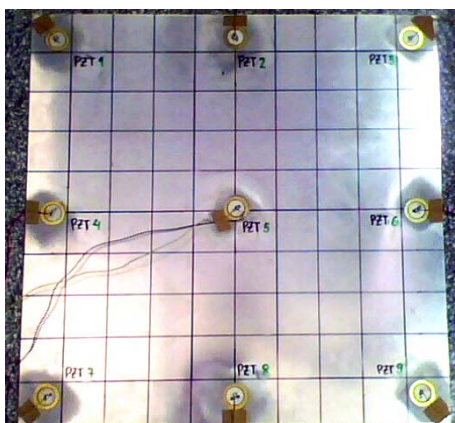


Figura 6.30. Placa de alumínio com PZTs sensores e atuador acoplados na superfície

Tabela 6.3. Propriedades e dimensões da placa

Propriedade	Valor
Módulo de Young (GPa)	70
Espessura (m)	0.002
Comprimento/Largura (m)	0.45
Densidade ( $\text{Kg/m}^3$ )	2710

A configuração experimental é mostrada na figura (6.31a) e o procedimento de excitação e medição dos sinais é mostrado na figura (6.31b). Essa configuração de sensores/atuadores formada na superfície da placa é conhecida como Wafer Piezelétrico de

Sensores Ativos (*Piezoelectric Wafer Active Sensors - PWAS*) e tem sido muito importante para a implementação e desenvolvimento de sistemas de Monitoramento da Integridade Estrutural.

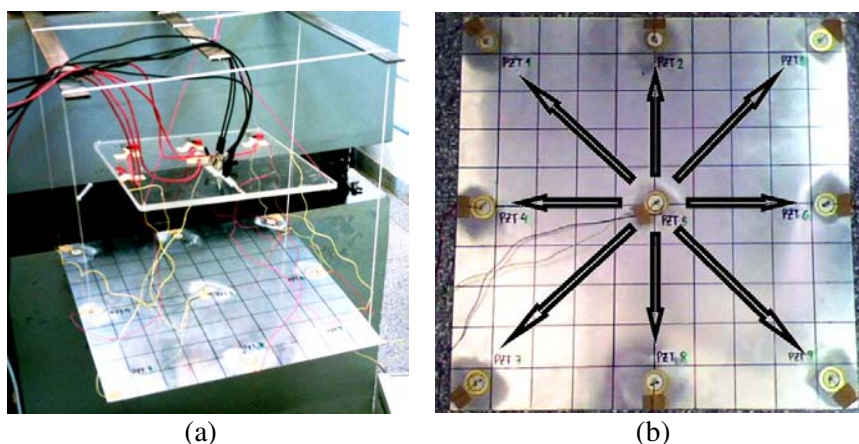


Figura 6.31. (a) Aparato experimental; (b) PZT atuador excitando a estrutura.

Primeiramente, os testes foram realizados na estrutura sem falha (estrutura saudável), obtendo-se os sinais de referência (baseline) para cada caminho, ou seja, do caminho 5-1 até o caminho 5-9. As falhas estruturais foram simuladas por massas adicionais (arruelas) coladas na superfície da estrutura. Três testes adicionais foram realizados, obtendo-se três diferentes condições de falha (1, 2 e 3), apenas alterando a posição da falha na superfície da placa, são elas:

- **Condição de Falha 1.** A falha (massa de 1,9g) foi posicionada nas proximidades do PZT 3 (figura (6.32a));

- **Condição de Falha 2.** A falha (massa de 1,9g) foi posicionada nas proximidades do PZT 4 (figura (6.32b));

- **Condição de Falha 3.** Duas diferentes falhas foram acopladas, ao mesmo tempo, na superfície da estrutura em diferentes posições, para simular uma condição de falha múltipla: uma falha (massa de 1.9g) foi posicionada nas proximidades do PZT 2 e uma outra falha (massa de 2.4g) foi posicionada nas proximidades do PZT 7 (figura (6.32c)).

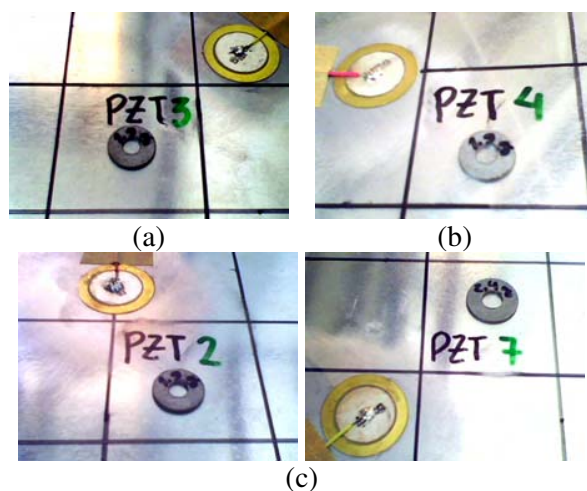


Figura 6.32. Posição da falha na superfície da placa (a) para a Condição de Falha 1, (b) 2 e (c) 3 (condição de falha múltipla).

A figura (6.33) mostra alguns exemplos de FRFs, para uma faixa de frequência de 30 a 35kHz, obtidas nos testes realizados.

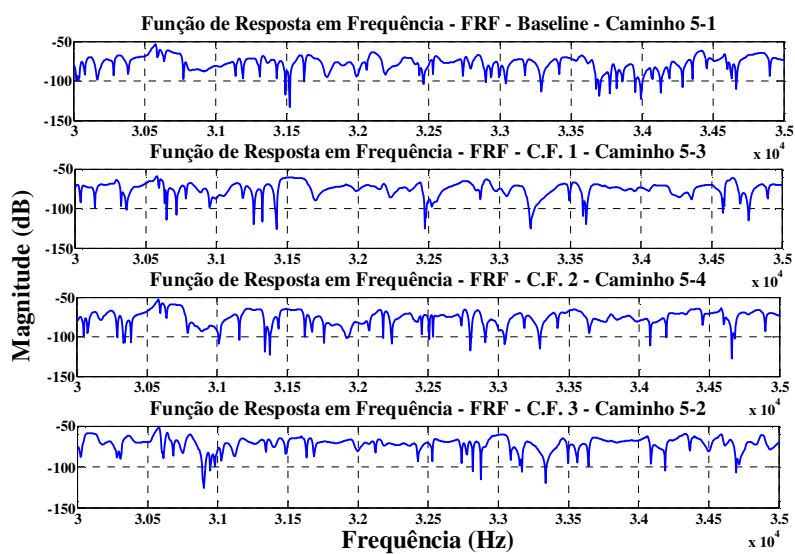


Figura 6.33. Exemplos de FRFs obtidas nos testes experimentais.

Com as FRFs obtidas experimentalmente em cada um dos testes realizados, os quatro índices de falha, anteriormente descritos, foram calculados para todos os caminhos (de 5-1 até 5-9) e para cada condição de falha analisada. A figura (6.34) mostra os índices de falha computados para a Condição de Falha 1, mostrando claramente a detecção da presença da falha na estrutura.

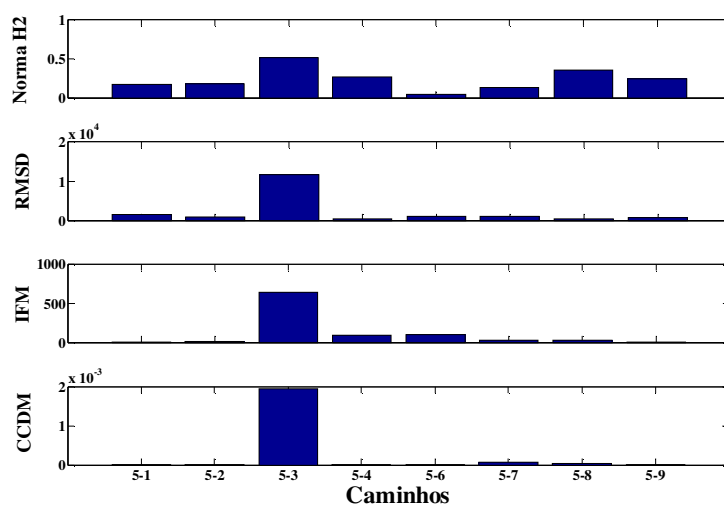


Figura 6.34. Índices de falha computados: Condição de Falha 1.

É possível observar que para a Condição de Falha 1, o caminho mais afetado foi o caminho 5-3. Assim, é possível identificar a região em que a falha está localizada. Essa região é mostrada na figura (6.35a). A figura (6.35b) mostra que a falha está localizada na região identificada.

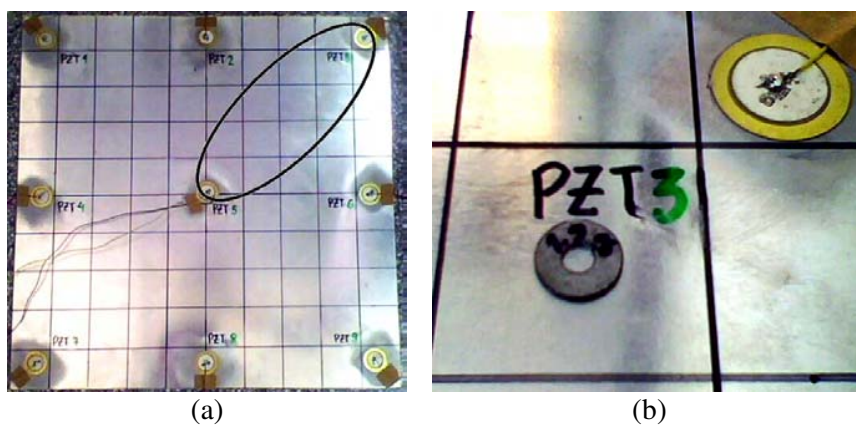


Figura 6.35. (a) Região da falha identificada para Condição de Falha 1; (b) posição da falha, confirmando a região identificada.

A figura (6.36) mostra os índices de falha computados para a Condição de Falha 2, mostrando claramente a detecção da falha na estrutura.

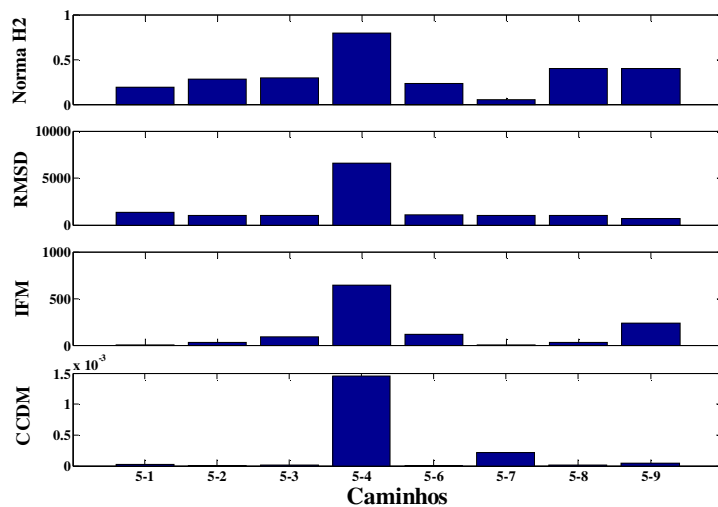


Figura 6.36. Índices de falha computados: Condição de Falha 2.

É possível observar que para a Condição de Falha 2, o caminho mais afetado foi o caminho 5-4. Assim, é possível identificar a região em que a falha está localizada. Essa região é mostrada na figura (6.37a). A figura (6.37b) mostra que a falha está localizada na região identificada.

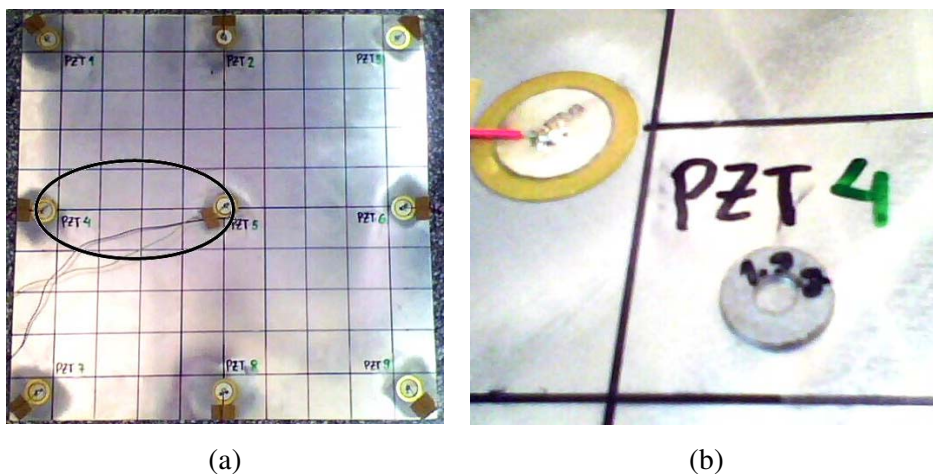


Figura 6.37. (a) Região da falha identificada para Condição de Falha 2; (b) posição da falha, confirmando a região identificada.

A figura (6.38) mostra os índices de falha computados para a Condição de Falha 3, mostrando claramente a detecção das falhas na estrutura.

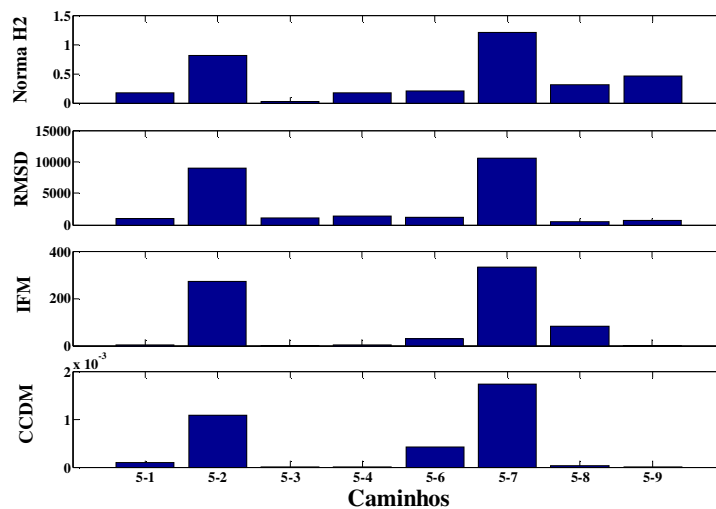


Figura 6.38. Índices de falha computados: Condição de Falha 3.

É possível observar que para a Condição de Falha 3, dois dos caminhos foram mais afetados pela falha, os caminhos 5-2 e 5-7. Sendo assim, é possível identificar as regiões em que as falhas estão localizadas. Essas regiões são mostradas na figura (6.39a). A figura (6.39b) mostra, claramente, que as falhas simuladas estão localizadas nas regiões identificadas.

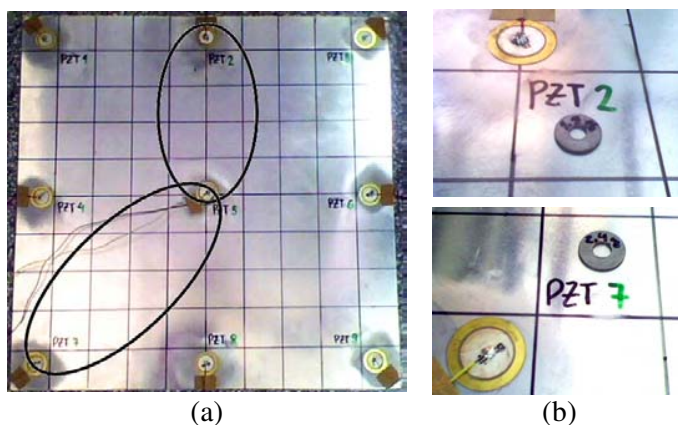


Figura 6.39. (a) Regiões das falhas identificadas para Condição de Falha 3; (b) posições das falhas, confirmando as regiões identificadas.



### **6.4.1. Conclusões para o Experimento 3.**

Com os resultados obtidos para essa experimento, nota-se que o Índice de Falha Métrica obteve os melhores resultados quando comparados com os outros índices. Entretanto, todos os outros índices também foram capazes de detectar a presença da falha na estrutura.

De acordo com os caminhos mais afetados pelas falhas, foi possível localizar as falhas na superfície da placa, para cada condição de falha analisada. Nota-se, nas figuras (6.35), (6.37) e (6.39), que as falhas foram localizadas em regiões. Entretanto, a região identificada não denota uma posição precisa. Para esse fim, necessita-se fazer o monitoramento da estrutura através de um maior número de combinações de pares sensor/atuador, obtendo-se assim mais caminhos. A região proveniente da intersecção dos caminhos mais afetados pela falha corresponderá a uma região mais precisa onde a falha certamente estará localizada. O monitoramento da integridade estrutural através de um maior número de combinação de pares sensor/atuador é apresentado a seguir.

### **6.5. Experimento 4: Localização de Falhas – Vários Pares de Sensor/Atuador**

Neste caso, a mesma estrutura do experimento 3 foi utilizada, na mesma condição de contorno. Entretanto, diferentes configurações de pares de sensor/atuador foram utilizadas. O procedimento de excitação e medição dos sinais é mostrado na figura (6.40), seguindo uma determinada sequência.

A sequência de excitação é assim descrita: O PZT 5 (central) excitou a estrutura e os outros PZTs (1, 2, 3, 4, 6, 7, 8 e 9) tornam-se sensores (figura (6.40a)). Em seguida, o PZT 2 excitou a estrutura e os PZTs 1, 3, 4 e 6 tornaram-se sensores; depois, o PZT 8 excitou a estrutura e os PZTs 4, 6, 7 e 9 tornaram-se sensores (figura (6.40b)). Por fim, o PZT 4 excitou a estrutura, enquanto que os PZTs 1 e 7 tornaram-se sensores, da mesma forma que os PZTs 3 e 9 tornaram-se sensores quando a estrutura foi, em seguida, excitada pelo PZT 6 (figura (6.40c)). A tabela (6.4) mostra a sequência das excitações, os PZTs envolvidos em cada excitação e os caminhos provenientes das diferentes combinações de pares sensor/atuador.

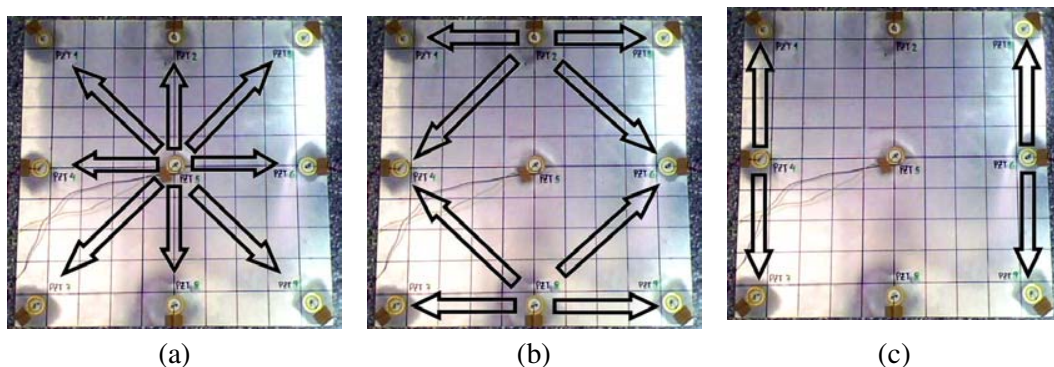


Figura 6.40. Procedimento de excitação e medição.

Tabela 6.4. Sequência de excitação, PZTs envolvidos e caminhos resultantes

Sequência de Excitação	PZT Atuador	PZTs Sensores	Caminhos
1 <sup>a</sup>	5	1, 2, 3, 4, 6, 7, 8 e 9	5-1, 5-2, 5-3, 5-4, 5-6, 5-7, 5-8 e 5-9
2 <sup>a</sup>	2	1, 3, 4 e 6	2-1, 2-3, 2-4 e 2-6
3 <sup>a</sup>	8	4, 6, 7 e 9	8-4, 8-6, 8-7 e 8-9
4 <sup>a</sup>	4	1 e 7	4-1 e 4-7
5 <sup>a</sup>	6	3 e 9	6-3 e 6-9

Primeiramente, os testes foram realizados na estrutura sem falha (estrutura saudável), obtendo-se os sinais de referência (baseline) para cada caminho. Observa-se que, para este teste, alguns PZTs foram usados como sensores e atuadores. As falhas estruturais foram simuladas por massas adicionais (porcas de 1g) acopladas na superfície da estrutura. Quatro diferentes condições de falha foram analisadas, apenas alterando-se a posição da falha na superfície da placa, são elas:

- **Condição de Falha 1.** A porca foi colada nas proximidades do PZT 1 (figura (6.41a));

- **Condição de Falha 2.** A porca foi colada entre o PZT 2 e o PZT 3 (figura (6.41b));

- **Condição de Falha 3.** A porca foi colada na intersecção entre o caminho 5-7 e o caminho 8-4 (figura (6.41c));

- **Condição de Falha 4.** Para simular um caso de falha múltipla, duas falhas (massas iguais de 1g) foram acopladas na superfície da estrutura: uma falha foi acoplada na intersecção entre o caminho 5-7 e o caminho 8-4 e uma outra falha (semelhante) foi acoplada entre o PZT 5 e o PZT 6 (figura (6.41d)).

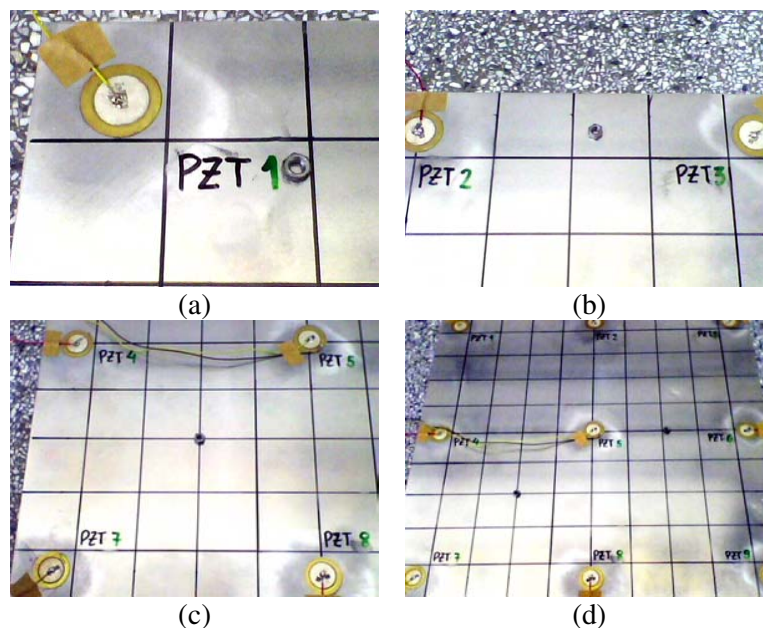


Figura 6.41. Posição da falha na superfície da estrutura (a) para a Condição de Falha 1, (b) 2, (c) 3 e (d) 4 (condição de falha múltipla).

A figura (6.42) mostra alguns exemplos de FRFs obtidas nos testes realizados, para a Condição de Falha 1.

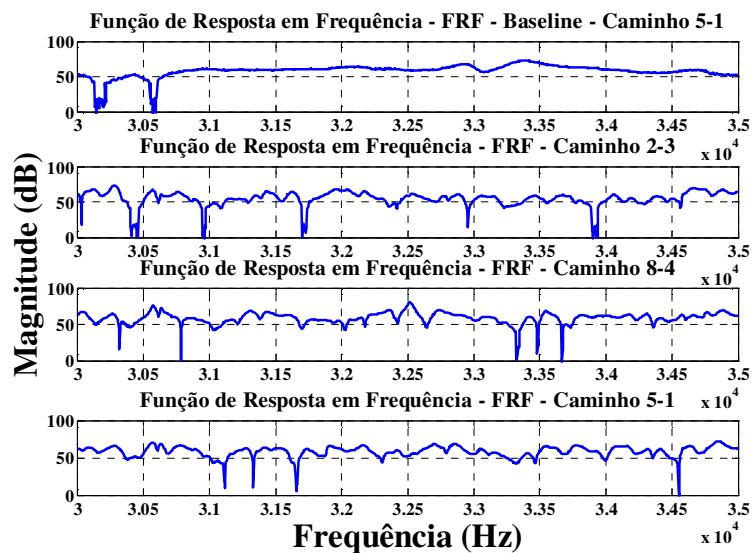


Figura 6.42. Exemplos de FRFs obtidas para a Condição de Falha 1.

Com as FRFs obtidas experimentalmente, os quatro índices de falha, anteriormente descritos, foram calculados para todos os caminhos apresentados na tabela (6.4) e para cada

condição de falha analisada. A figura (6.43) mostra os índices de falha computados para a Condição de Falha 1, mostrando claramente a detecção da presença da falha na estrutura.

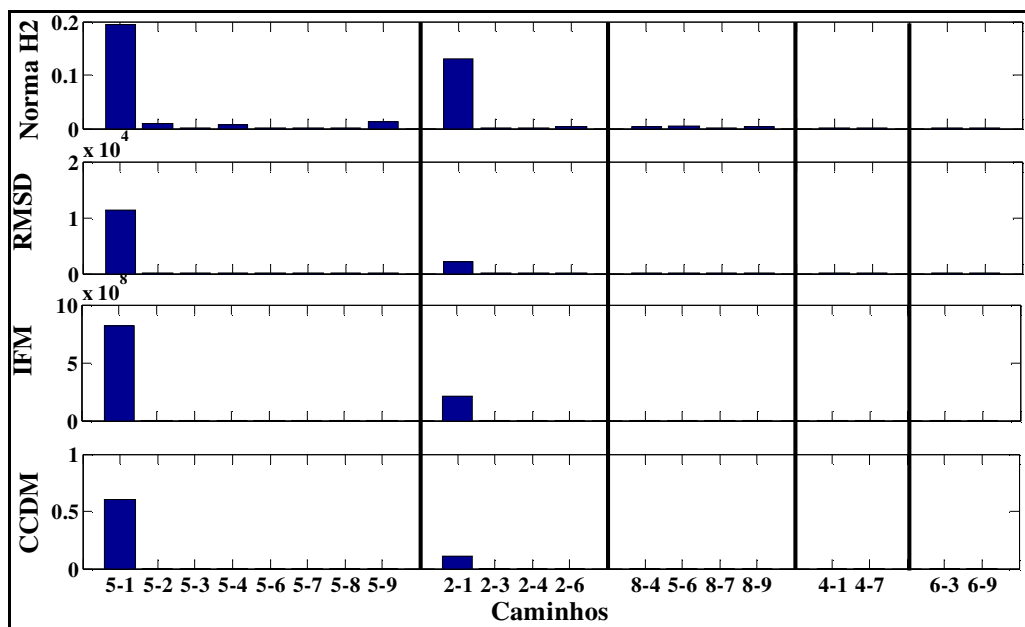


Figura 6.43. Índices de falha computados: Condição de Falha 1 – detecção da falha.

Observa-se, nesta figura, que em todos os índices, os caminhos mais afetados pela falha foram o caminho 5-1 e o caminho 2-1. Para os outros caminhos, os índices foram muito próximos de zero, indicando a ausência de falha nestes caminhos. Para localizar a falha na estrutura, uma outra maneira de apresentar os resultados é sugerida a seguir: quando a falha é detectada, os índices são mostrados na figura que representa a superfície da placa. No eixo das abscissas das figuras, encontram-se os caminhos das ondas, e no eixo das coordenadas, encontram-se os valores obtidos para cada índice de falha analisado. Percebe-se que a posição dos PZTs nas figuras são exatamente as mesmas posições dos PZTs acoplados na superfície da estrutura. Sendo assim, fica fácil o reconhecimento do posicionamento dos caminhos analisados. Dessa maneira, a figura (6.44) apresenta os resultados obtidos para a Condição de Falha 1, mostrando claramente a detecção e a localização da falha.

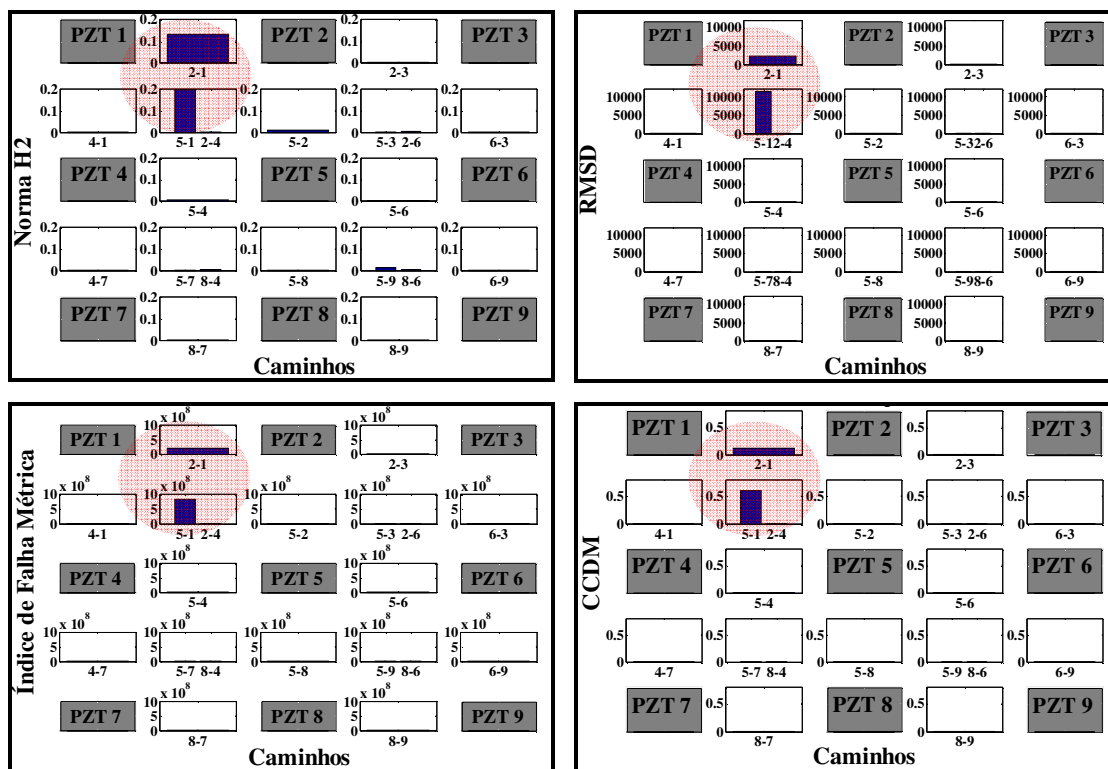


Figura 6.44. Índices de falha computados: Condição de Falha 1 – detecção e localização da falha.

Observa-se, nesta figura, que para todos os índices de falha, os caminhos mais afetados pela falha foram o caminho 5-1 e o caminho 2-1. Para os outros caminhos, os índices foram muito próximos de zero, indicando a ausência de falha nesses caminhos. De acordo com o posicionamento dos caminhos na figura, é possível localizar a falha na superfície da estrutura. A falha está localizada, então, na região que engloba os caminhos afetados, ou seja, nas proximidades em que a cor azul (das barras/índices) engloba (região representada pela cor vermelha). Para uma melhor visualização da região da falha identificada, a intersecção dos caminhos mais afetados é realizada e com esta intersecção, é possível localizar a posição correta em que a falha se encontra. Na figura (6.45a), é possível observar essa região (hachurada), região esta confirmada pela figura (6.45b).

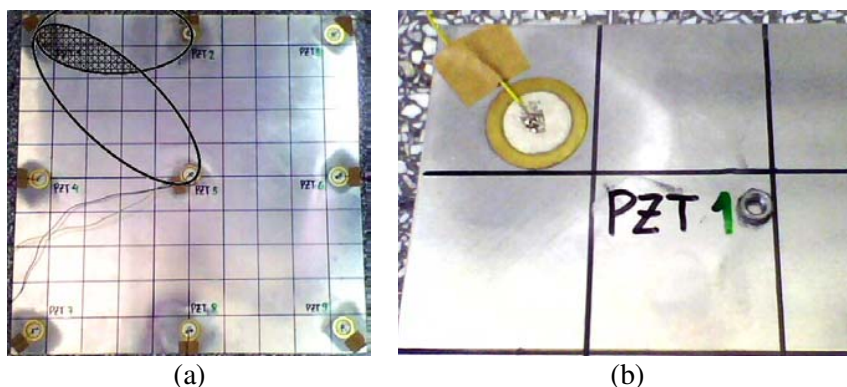


Figura 6.45. (a) Região da falha identificada: Condição de Falha 1; (b) posição da falha, confirmando a região identificada.

A figura (6.46) mostra alguns exemplos de FRFs obtidas nos testes realizados, para a Condição de Falha 2.

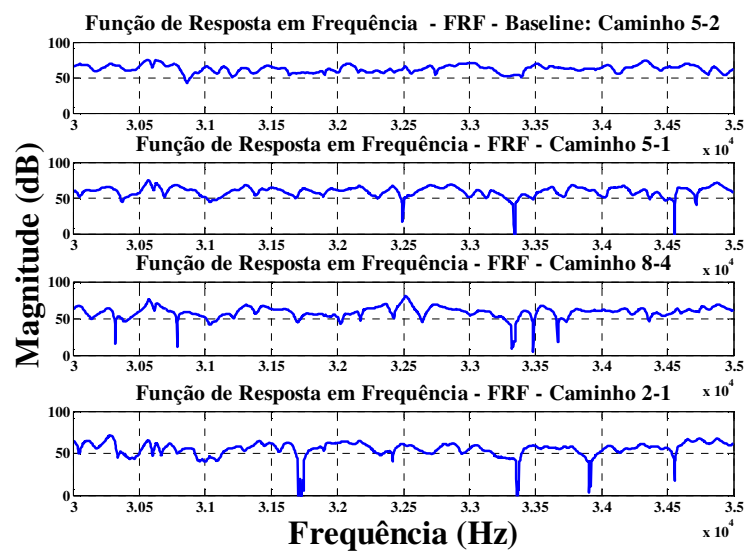


Figura 6.46. Exemplos de FRFs obtidas para a Condição de Falha 2.

As figuras (6.47) e (6.48) mostram os índices de falha computados para a Condição de Falha 2.

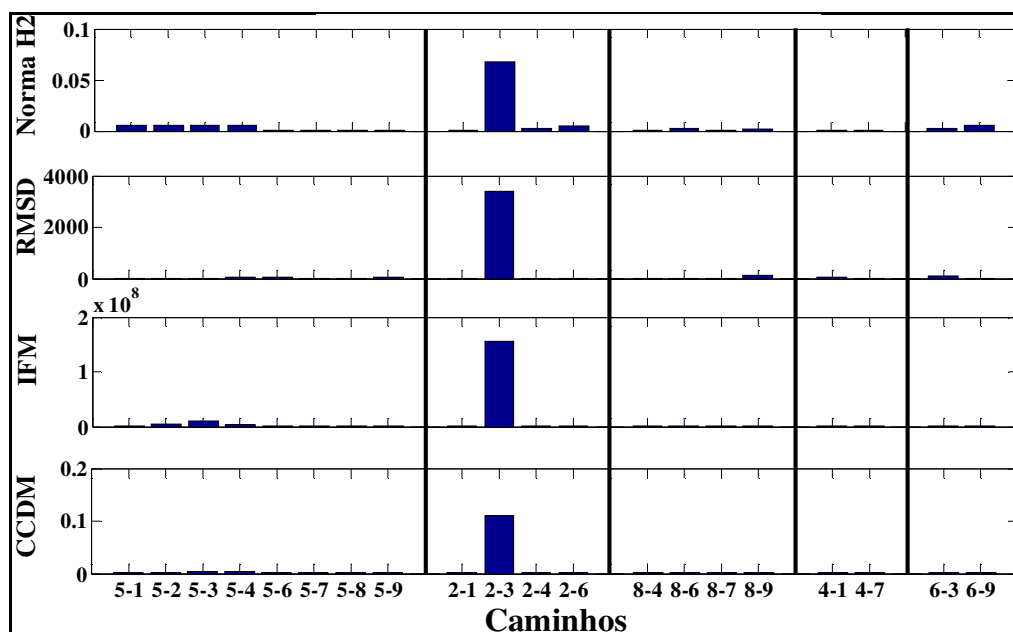


Figura 6.47. Índices de falha computados para Condição de Falha 2.

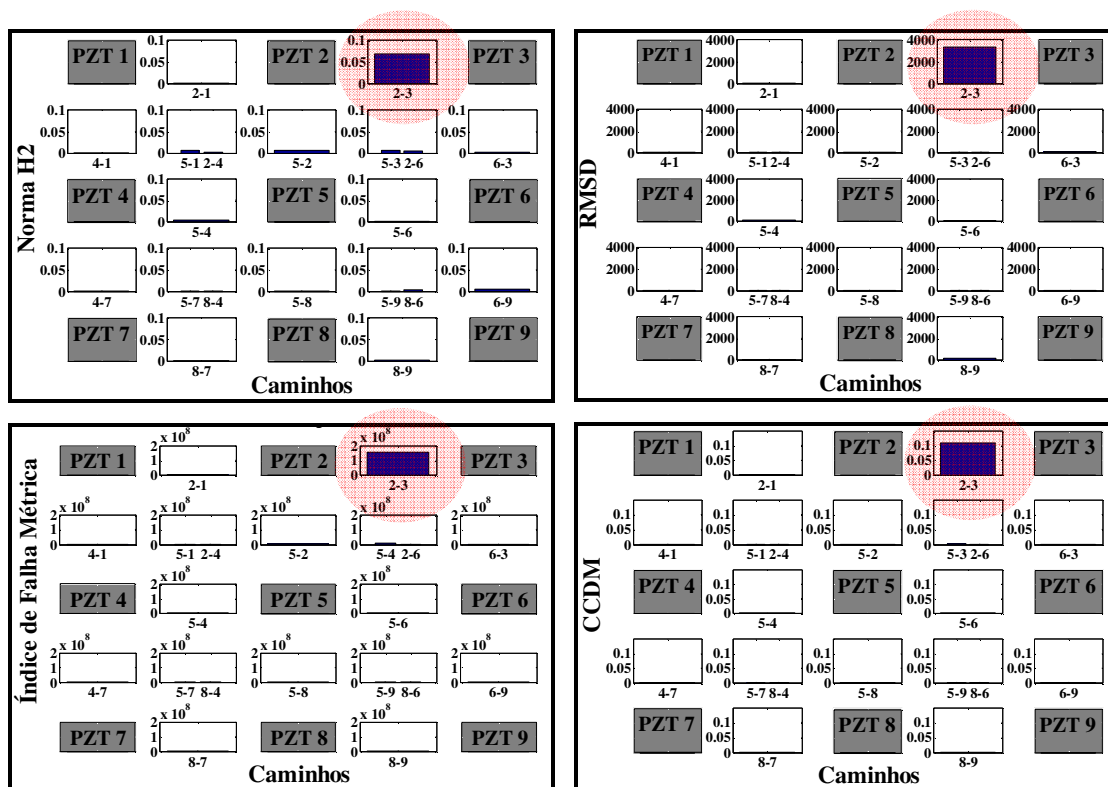


Figura 6.48. Índices de falha computados para Condição de Falha 2, mostrados no desenho esquemático da placa.

Nestas figuras, é possível observar que o caminho 2-3 foi o mais afetado pela falha, em todos os índices analisados. Na figura (6.48), observa-se claramente que a falha encontra-se entre o PZT 2 e o PZT 3, na região correspondente a cor azul (da barra/índice). Para uma melhor visualização desta região, a figura (6.49a) mostra a região identificada, e a figura (6.49b) apenas confirma esta região.

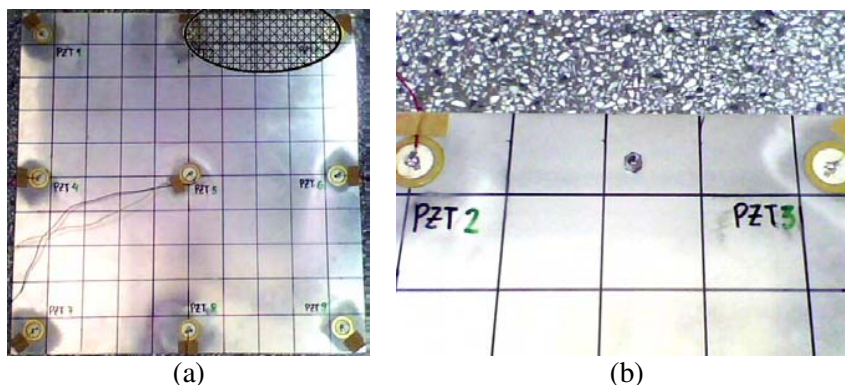


Figura 6.49. (a) Região da falha identificada: Condição de Falha 2; (b) posição da falha, confirmando a região identificada.

A figura (6.50) mostra alguns exemplos de FRFs obtidas para a Condição de Falha 3.

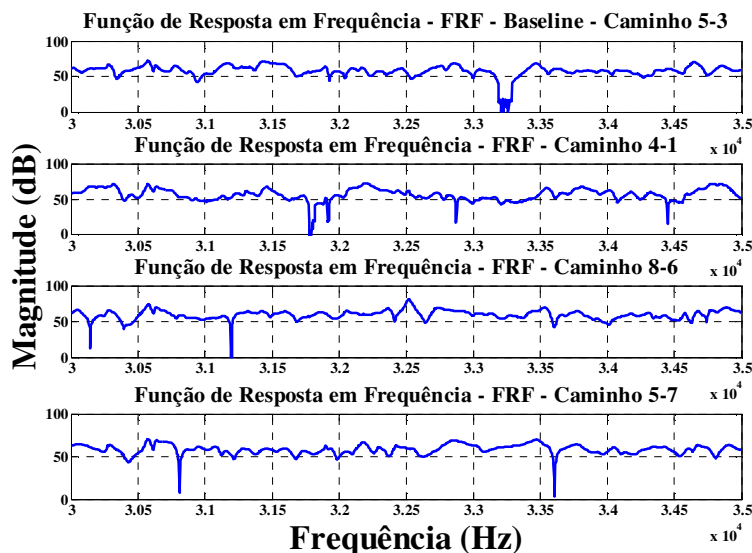


Figura 6.50. Exemplos de FRFs obtidas para a Condição de Falha 3.

As figuras (6.51) e (6.52) mostram os índices de falha computados para a Condição de Falha 3.



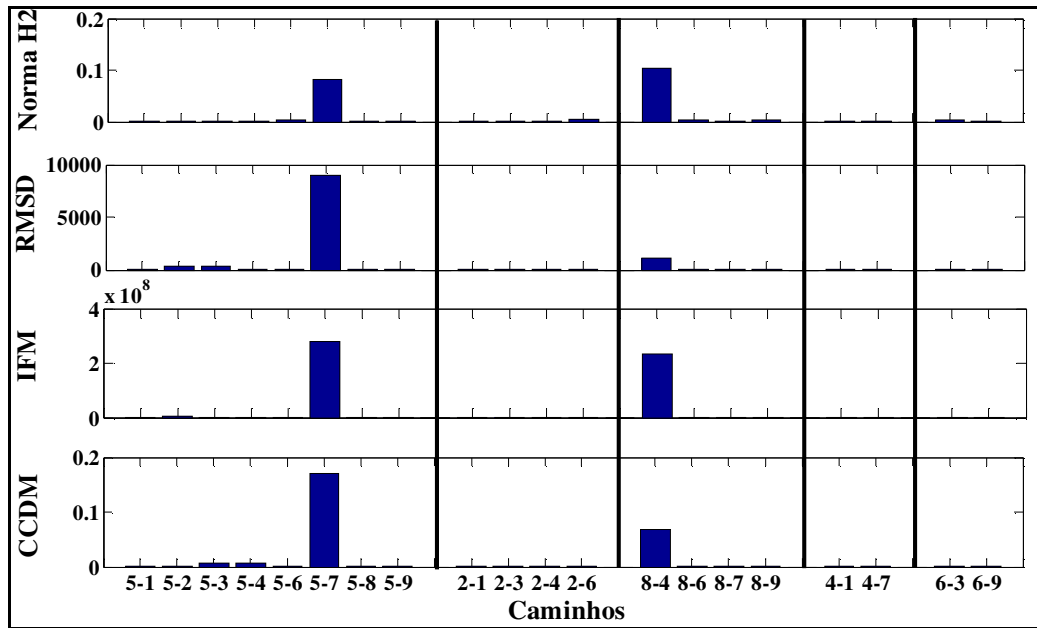


Figura 6.51. Índices de falha computados para a Condição de Falha 3.

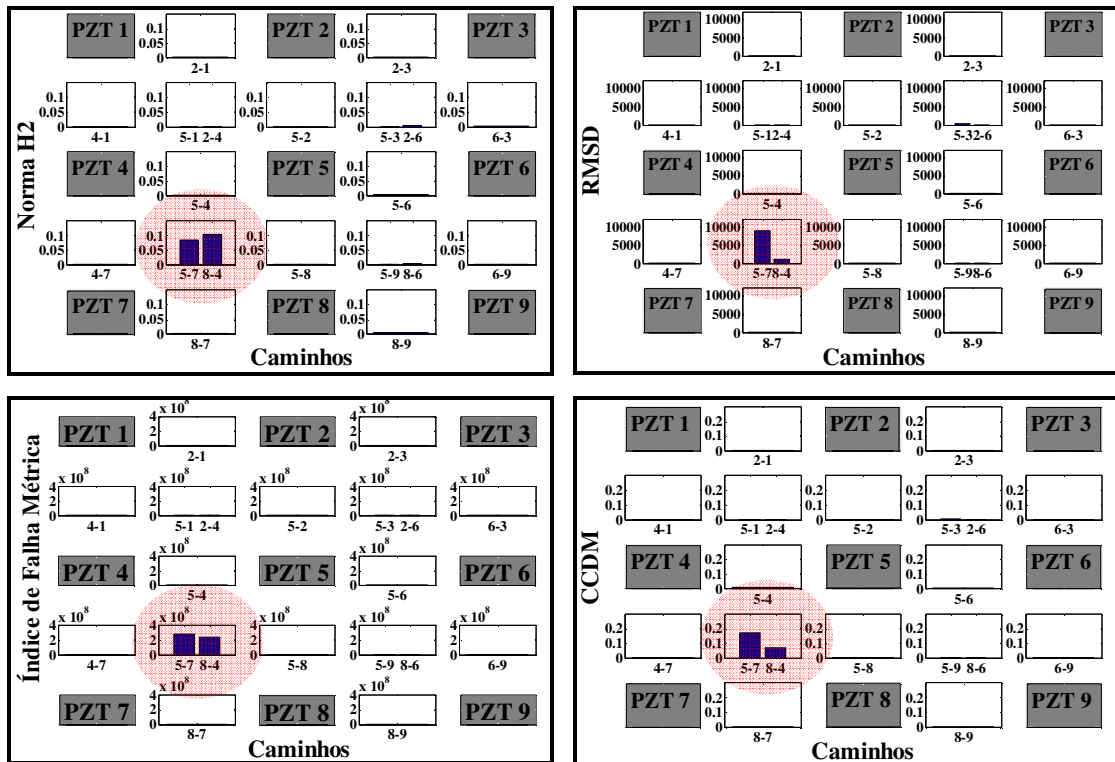


Figura 6.52. Índices de falha computados para a Condição de Falha 3, mostrados no desenho esquemático da placa.

Nestas figuras, é possível observar que o caminho 5-7 e o caminho 8-4 foram os mais afetados pela falha, em todos os índices analisados. Na figura (6.52), observa-se claramente a região da falha identificada (região correspondente às barras azuis). Para uma melhor visualização desta região, a intersecção dos caminhos mais afetados foi realizada e, pode-se afirmar que a falha se encontra na região de intersecção destes caminhos, como pode ser visto através da região hachurada da figura (6.53a). A figura (6.53b) mostra a posição da falha.

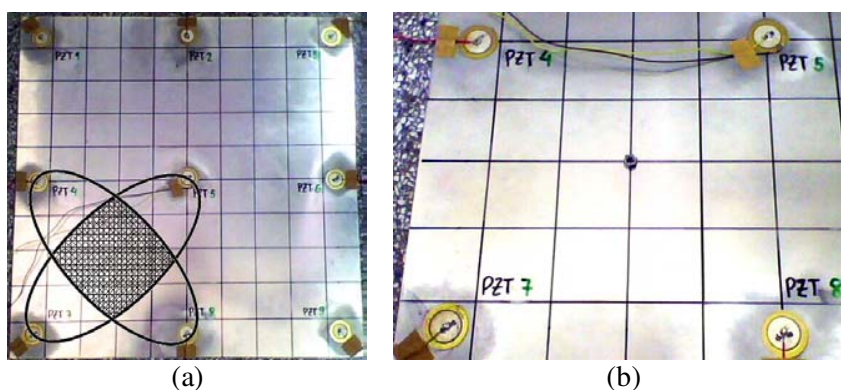


Figura 6.53. (a) Região da falha identificada: Condição de Falha 3; (b) posição da falha, confirmando a região identificada.

A figura (6.54) mostra alguns exemplos de FRFs obtidas para a Condição de Falha 4.

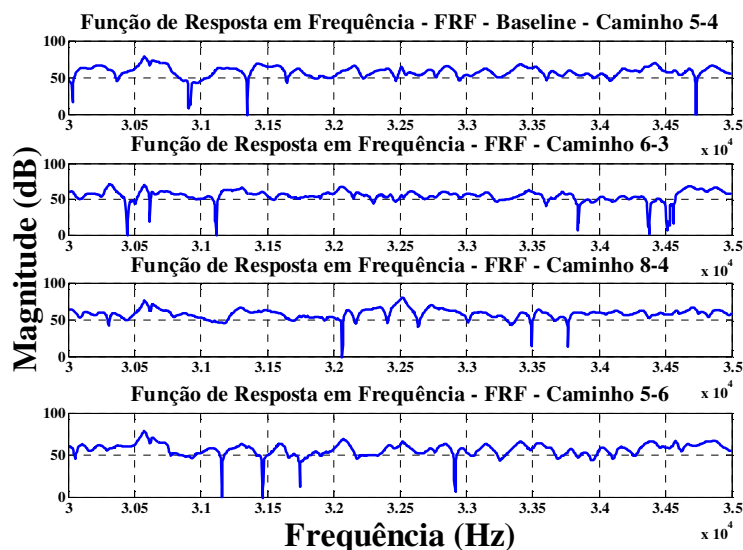


Figura 6.54. Exemplos de FRFs obtidas para a Condição de Falha 4.

As figuras (6.55) e (6.56) mostram os índices de falha computados para a Condição de Falha 4, mostrando, respectivamente, a detecção da presença da falha e a detecção e localização da falha na estrutura.

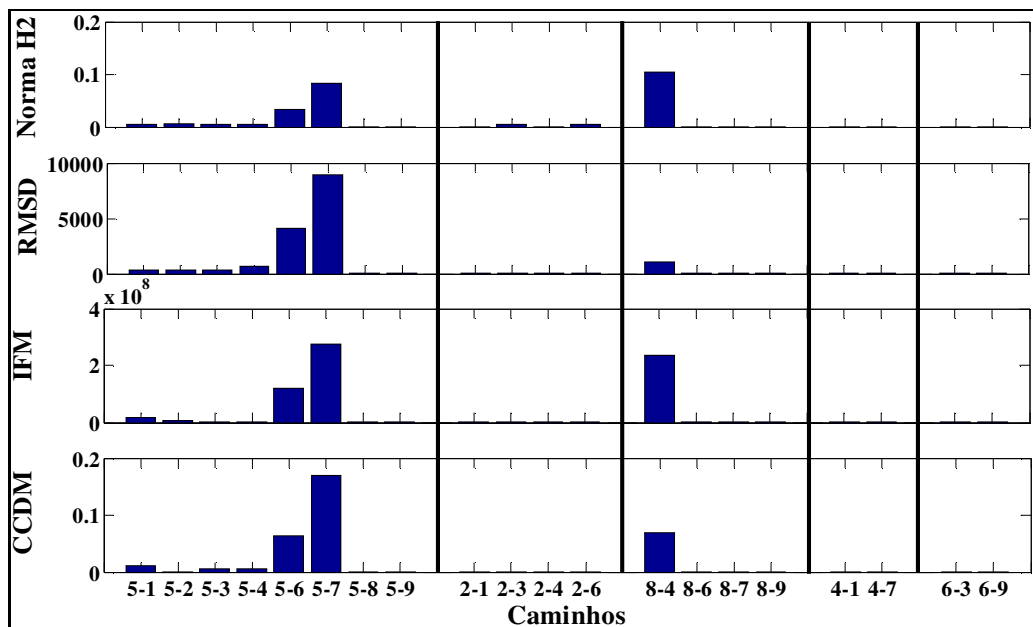


Figura 6.55. Índices de falha computados: Condição de Falha 4 – detecção da falha.

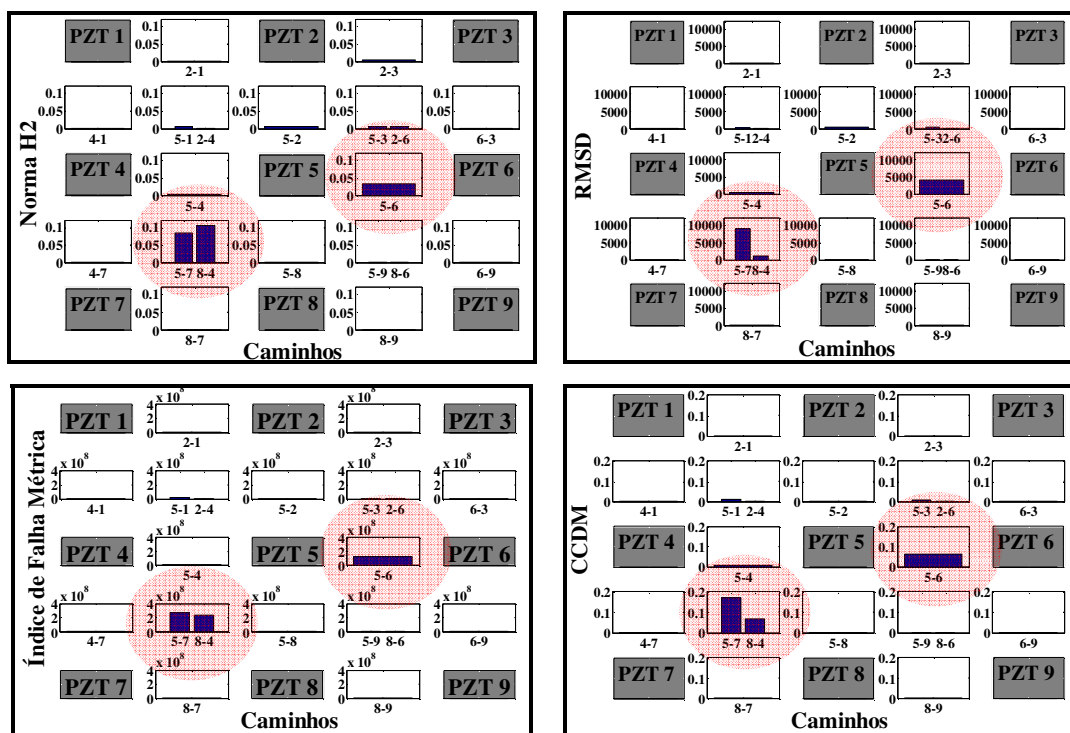


Figura 6.56. Índices de falha computados para a Condição de Falha 4, mostrados no desenho esquemático da placa.

Nas figuras (6.55) e (6.56), é possível observar que o caminho 5-7, o caminho 8-4 e o caminho 5-6 foram os caminhos mais afetados pela falha, em todos os índices analisados. Na figura (6.56), nota-se claramente, que duas regiões foram identificadas: uma região resultante da intersecção dos caminhos 5-7 e 8-4 e uma outra região entre o PZT 5 e o PZT 6 (no caminho 5-6), regiões correspondentes às barras azuis. Para uma melhor visualização destas regiões, a intersecção dos caminhos 5-7 e 8-4 e a região de atuação do caminho 5-6 são mostradas através das regiões hachuradas na figura (6.57a). A figura (6.57b) mostra as posições onde as falhas foram inseridas.

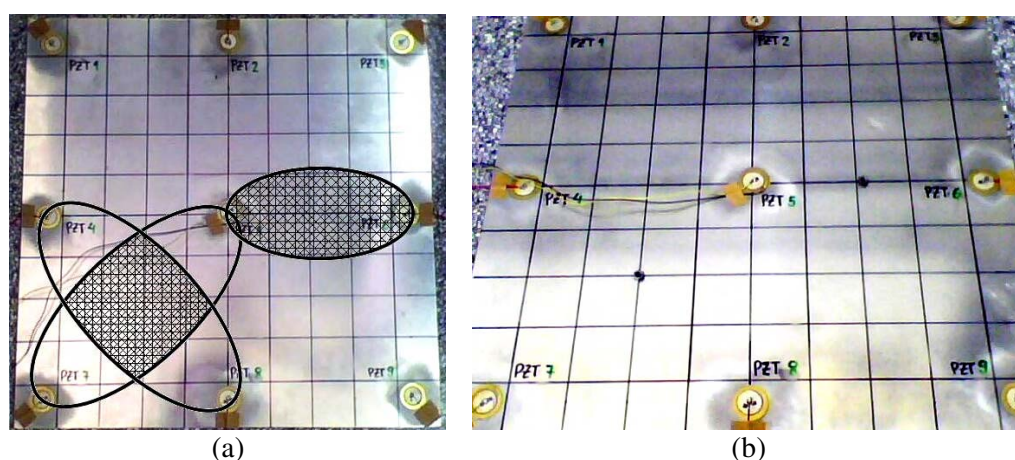


Figura 6.57. (a) Regiões das falhas identificadas: Condição de Falha 4; (b) posições das falhas, confirmando as regiões identificadas.

### 6.5.1. Conclusões para o Experimento 4

O monitoramento da estrutura através de um maior número de combinações de pares sensor/atuador foi feito. Com essa nova configuração, agora envolvendo mais caminhos, foi possível fazer uma localização mais precisa da falha na superfície da placa, para cada Condição de Falha analisada. Nota-se, nas figuras apresentadas para o experimento 4, que as falhas simuladas estão localizadas exatamente nas regiões identificadas pela metodologia apresentada.

Nota-se, também, que todos os índices de falha analisados foram capazes de detectar a presença da falha na estrutura e que o Índice de Falha Métrica forneceu os resultados mais claros, isto é, melhor visualização da condição de falha.

## 6.6. Experimento 5: Localização de Falhas em uma Estrutura Aeronáutica

Neste caso, os testes experimentais foram realizados em um painel aeronáutico, como mostrado na figura (6.58). O material que constitui o painel é uma liga de alumínio. As dimensões da estrutura, em mm, são mostradas na figura (6.59).



Figura 6.58. Fotos do painel aeronáutico.

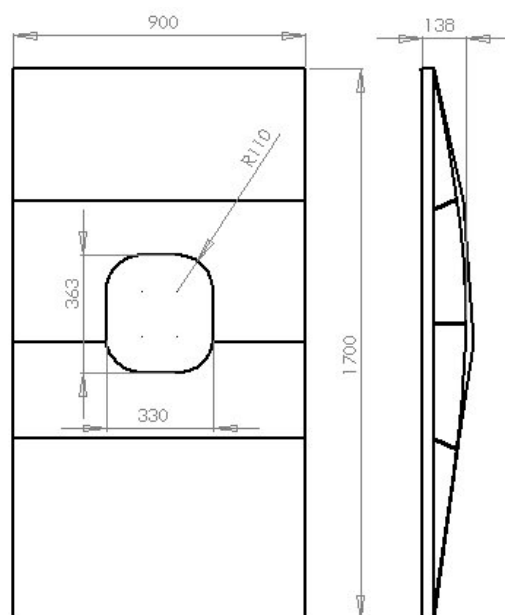


Figura 6.59. Dimensões do painel aeronáutico.

### 6.6.1. SHM na Superfície Externa do Painel Aeronáutico

A primeira seção de testes foi realizada na superfície externa do painel aeronáutico. Para este fim, um conjunto de PZTs foi acoplado na superfície externa do painel aeronáutico. A configuração dos PZTs formada na superfície externa do painel é mostrada na figura (6.60). Esse sistema de sensores/atuadores, formado na superfície do painel, é conhecido Wafer Piezelétrico de Sensores Ativos (*Piezoelectric Wafer Active Sensors - PWAS*) e tem sido muito importante para a implementação e desenvolvimento de sistemas de Monitoramento da Integridade Estrutural.



Figura 6.60. Configuração de PZTs formada na superfície externa do painel.

Diferentes configurações de pares de sensor/atuador foram utilizadas. O procedimento de excitação e medição dos sinais é mostrado na figura (6.61), seguindo uma determinada sequência.

A sequência de excitação é assim descrita:

1ª. Primeiramente, o PZT 5 excitou a estrutura e os PZTs 1, 2, 3, 4, 6, 7 e 9 tornam-se sensores;

- 2ª. Em seguida, o PZT 8 excitou a estrutura e os PZTs 7, 9, 10, 11 e 12 tornaram-se sensores;
- 3ª. Depois, o PZT 2 excitou a estrutura e os PZTs 1, 3, 4 e 6 tornaram-se sensores;
- 4ª. Após essa excitação, o PZT 4 excitou a estrutura, enquanto que os PZTs 1 e 7 tornaram-se sensores.
- 5ª. Em seguida, o PZT 6 excitou a estrutura e os PZTs 3 e 9 tornaram-se sensores;
- 6ª. Por fim, o PZT 11 excitou a estrutura, enquanto que os PZTs 10 e 12 tornaram-se sensores.

A tabela (6.5) mostra a sequência das excitações, os PZTs envolvidos em cada excitação e os caminhos provenientes das diferentes combinações de pares sensor/atuador.

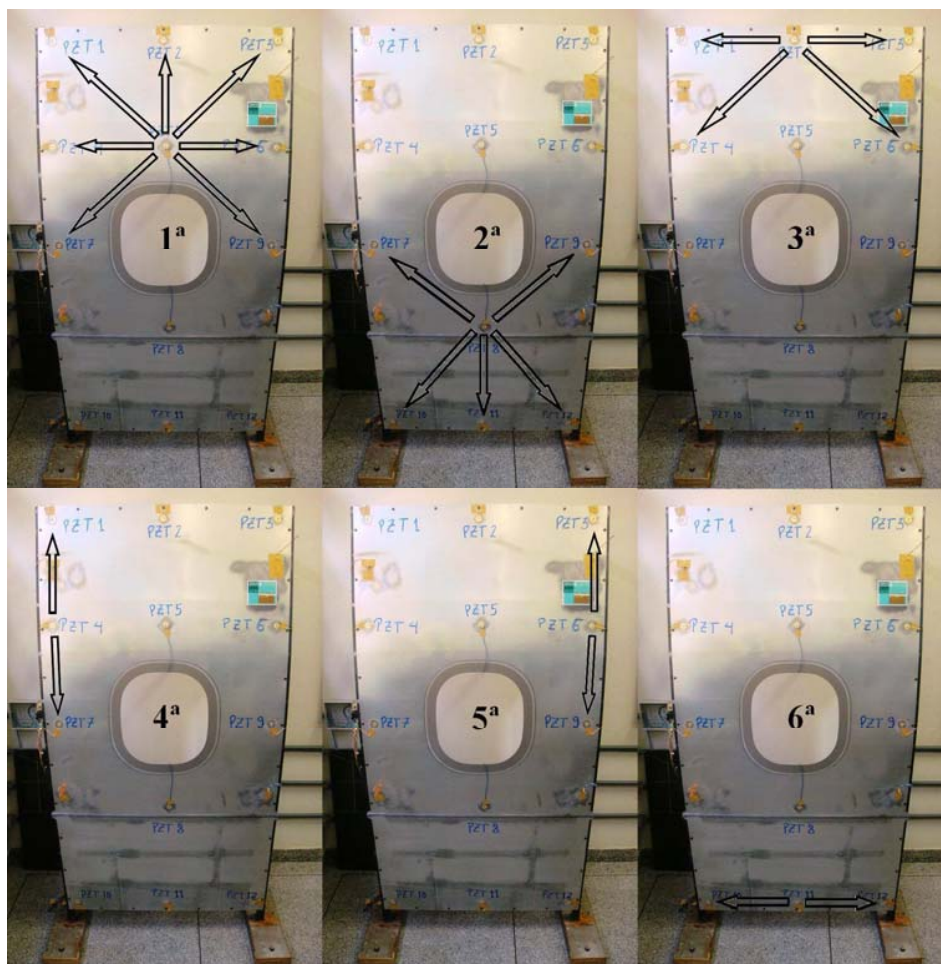


Figura 6.61. Sequência de excitação realizada no painel aeronáutico.

Tabela 6.5. Sequência de excitação, PZTs envolvidos e caminhos resultantes

Sequência de Excitação	PZT Atuador	PZTs Sensores	Caminhos
1 <sup>a</sup>	5	1, 2, 3, 4, 6, 7 e 9	5-1, 5-2, 5-3, 5-4, 5-6, 5-7 e 5-9
2 <sup>a</sup>	8	7, 9, 10, 11 e 12	8-7, 8-9, 8-10, 8-11 e 8-12
3 <sup>a</sup>	2	1, 3, 4 e 6	2-1, 2-3, 2-4 e 2-6
4 <sup>a</sup>	4	1 e 7	4-1 e 4-7
5 <sup>a</sup>	6	3 e 9	6-3 e 6-9
6 <sup>a</sup>	11	10 e 12	11-10 e 11-12

Primeiramente, os testes foram realizados na estrutura sem falha (estrutura saudável), obtendo-se os sinais de referência (baseline) para cada caminho. Observa-se que, neste experimento, alguns PZTs foram usados como sensores e atuadores. Após tomados os sinais baselines, os testes foram realizados na estrutura com a adição de falhas estruturais simuladas/acopladas na superfície do painel aeronáutico. As falhas estruturais foram simuladas por massas adicionais coladas na superfície da estrutura. Oito diferentes condições de falha foram analisadas, alterando-se a severidade e posição da falha na superfície externa do painel, são elas:

- **Condição de Falha 1.** A falha (massa de 1g) foi colada na intersecção entre o caminho 5-1 e o caminho 2-4 (figura (6.62a));

- **Condição de Falha 2.** A mesma falha foi colada entre o PZT 2 e o PZT 3 (figura (6.62b));

- **Condição de Falha 3.** Para simular um caso de falha múltipla, duas falhas (massas iguais a 1g) foram coladas na superfície da estrutura: uma falha foi colada na intersecção entre o caminho 5-3 e o caminho 2-6 e a outra falha foi colada entre o PZT 4 e o PZT 7 (figura (6.62c));

- **Condição de Falha 4.** A mesma falha (massa de 1g) foi colada na região entre o PZT 5, 6 e 9 (figura (6.62d));

- **Condição de Falha 5.** A mesma falha foi colada nas proximidades do PZT 9 (figura (6.62e));

- **Condição de Falha 6.** Um outro tipo de falha, garra de 1.1g, foi acoplado na borda da janela do painel (figura (6.62f));

- **Condição de Falha 7.** Uma garra de 3g foi acoplada na borda da janela do painel no mesmo lugar que a falha anterior (figura (6.62g));



- **Condição de Falha 8.** A falha foi simulada por uma perda de rigidez em uma parte do painel aeronáutico, soltando-se um dos parafusos que prende o painel na base (figura (6.62h)).

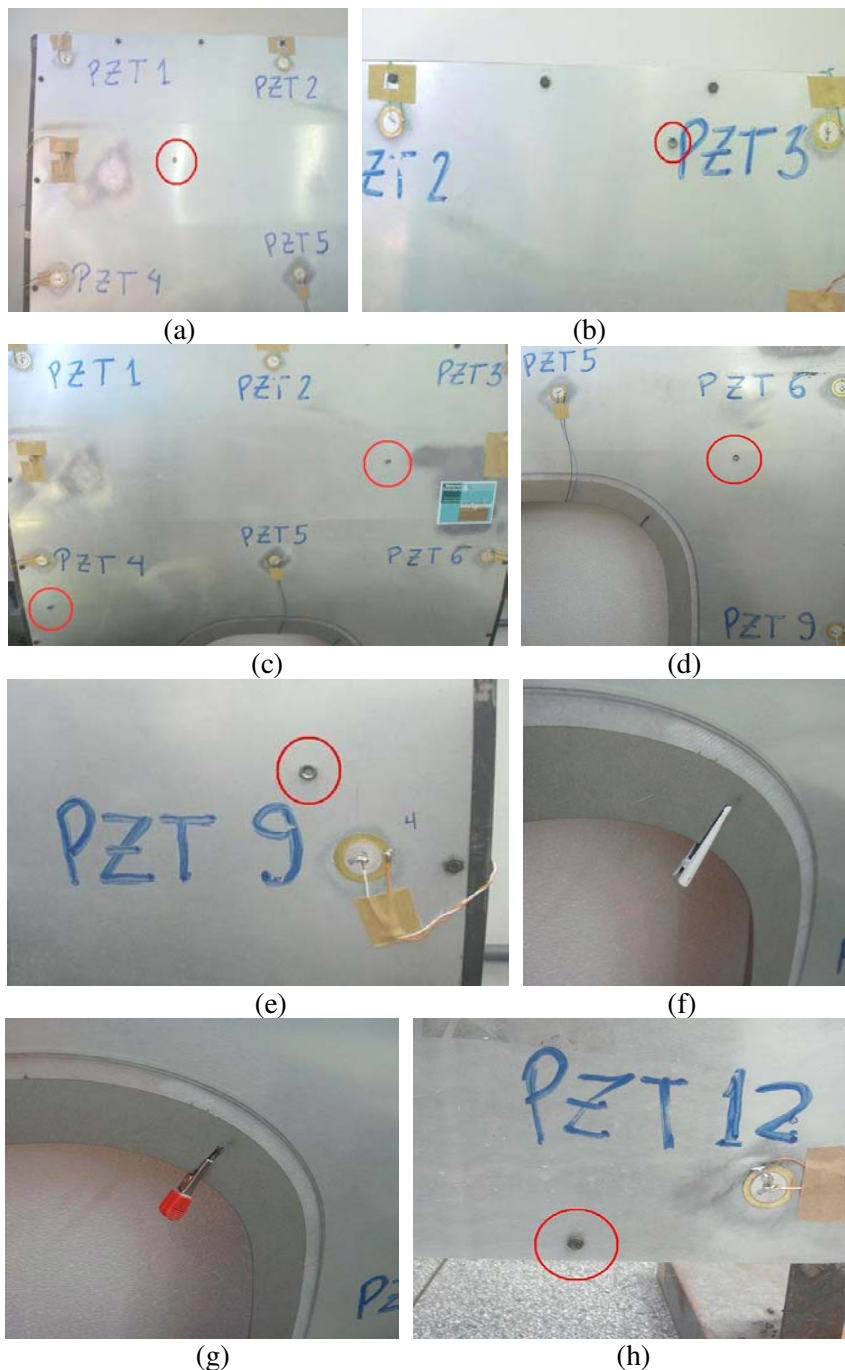


Figura 6.62. Posição da falha na superfície da estrutura (a) para a Condição de Falha 1, (b) condição 2, (c) condição 3, com falhas múltiplas, (d) condição 4, (e) condição 5, (f) condição 6, (g) condição 7 e (h) condição 8.

Após realizados os testes com as falhas acopladas na estrutura, retirou-se a falha da estrutura e realizaram-se novamente os testes, a fim de simular uma estrutura reparada. Espera-se que a estrutura volte à condição de estrutura saudável, ou seja, os índices não “acusem” mais a presença da falha na estrutura.

A figura (6.63a) mostra a coerência para a faixa de frequência de 30 a 35kHz. Nesta faixa de frequência, o sinal de coerência não foi considerado adequado. A figura (6.63b) mostra a coerência para a faixa de frequência de 0 a 35kHz. A faixa de frequência para a análise foi escolhida de 11 a 16kHz, como pode ser visto na figura (6.63b).

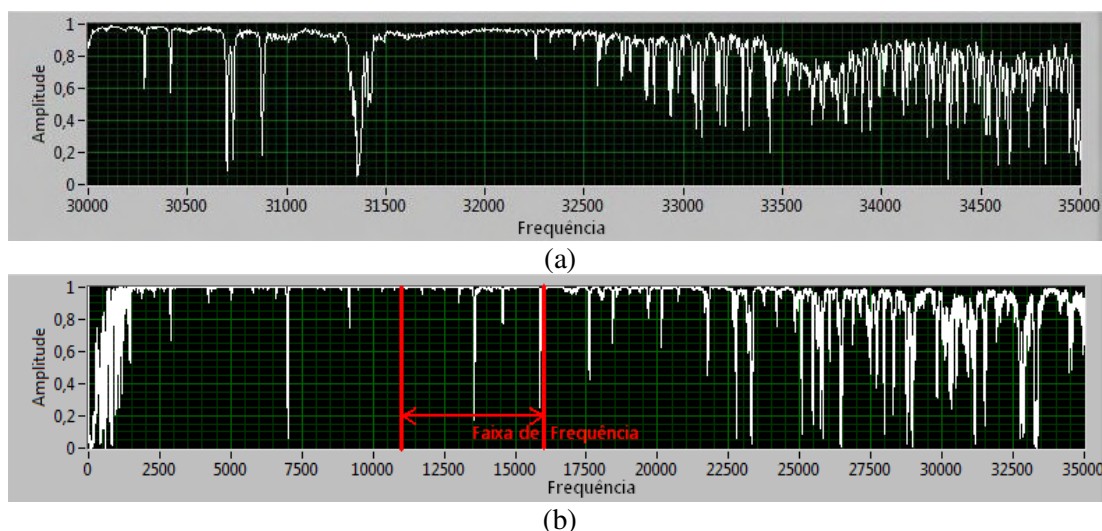


Figura 6.63. Coerência obtida para (a) excitação de 30 a 35kHz e (b) de 0 a 35kHz.

A figura (6.64) mostra alguns exemplos de FRFs obtidas nos testes realizados para a estrutura sem falha.

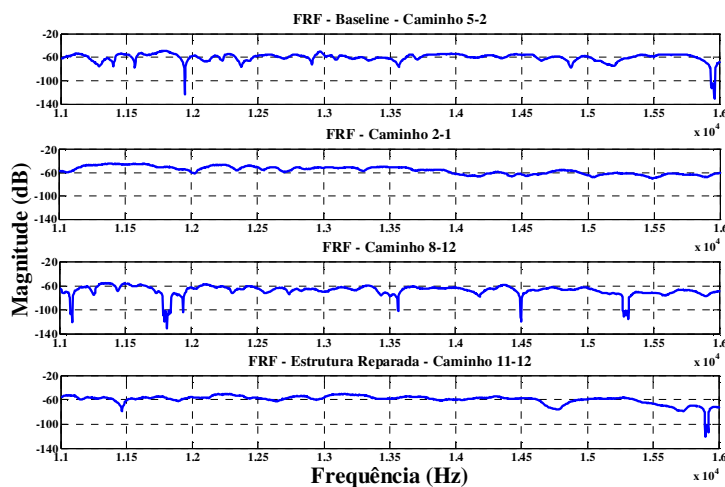


Figura 6.64. Exemplos de FRFs obtidas nos experimentos.

Para efeito de comparação, a figura (6.65) mostra as FRFs do sinal baseline, para a estrutura reparada e para a estrutura com falha obtidas para o caminho 5-1 da Condição de Falha 1. Nota-se, claramente, a diferença do sinal para a estrutura com falha. Após a estrutura ser reparada, verifica-se que o sinal retorna a condição baseline.

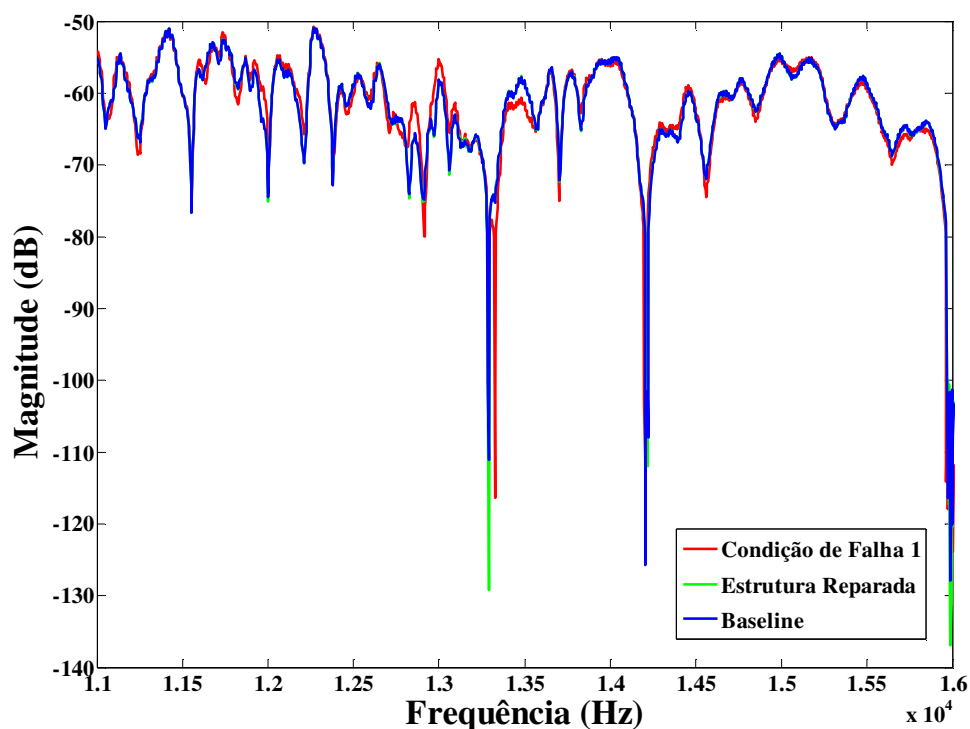


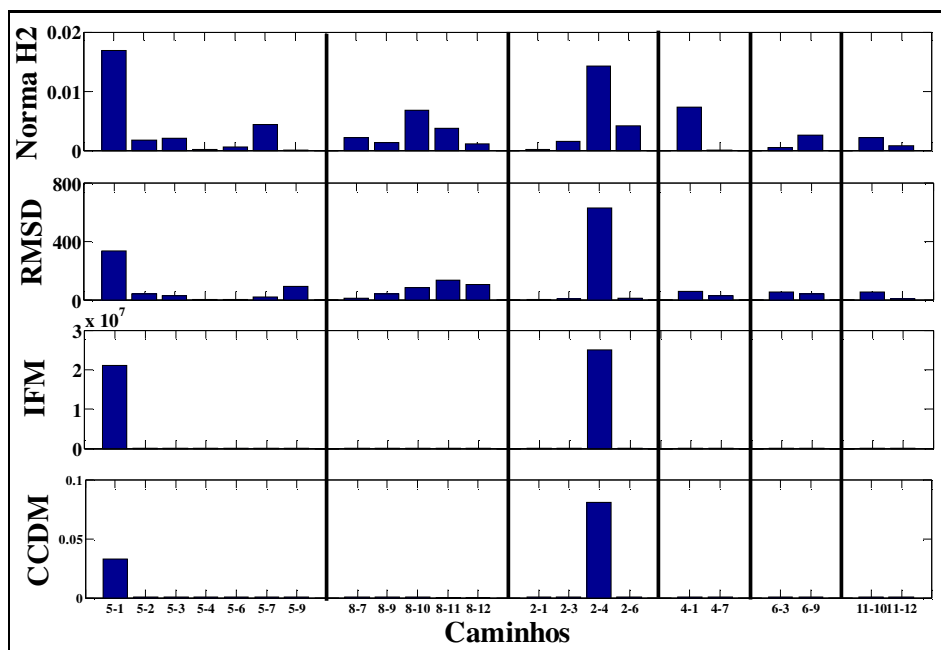
Figura 6.65. Comparação entre as FRFs obtidas para o caminho 5-1 da Condição de Falha 1.

Com a FRF dos sinais de saída obtidos experimentalmente em cada um dos testes realizados, os quatro índices de falha anteriormente descritos foram calculados para todos os caminhos e para cada condição de falha analisada, incluindo para a estrutura reparada.

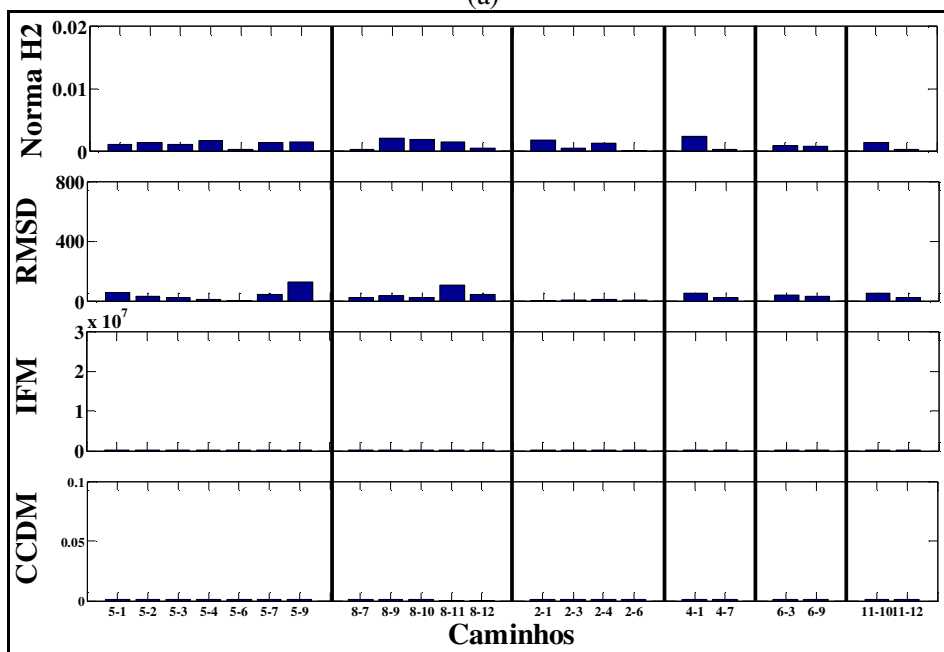
Os resultados obtidos são mostrados a seguir.

#### i) **Condição de Falha 1**

A figura (6.66a) mostra os índices de falha computados, mostrando claramente a detecção da presença da falha na estrutura e a figura (6.66b) mostra os índices de falha obtidos para a estrutura reparada.



(a)



(b)

Figura 6.66. Índices de falha computados – Detecção da Falha: (a) Condição de Falha 1 e (b) estrutura reparada.

Para detectar e ao mesmo tempo localizar a falha na estrutura, apenas olhando a figura com os índices, foi sugerida a mesma metodologia da seção anterior. Para esse fim, os caminhos foram colocados na figura na mesma posição em que realmente se encontram na superfície do painel aeronáutico. No eixo das abscissas das figuras, encontram-se os caminhos

das ondas, e no eixo das coordenadas, encontram-se os valores obtidos para cada índice de falha analisado. Percebe-se que a posição dos PZTs nas figuras são exatamente as mesmas posições dos PZTs colados na superfície externa do painel aeronáutico. Sendo assim, fica fácil o reconhecimento do posicionamento dos caminhos analisados. Desta maneira, a figura (6.67) apresenta os resultados obtidos para a Condição de Falha 1, mostrando claramente a detecção e a localização da falha.

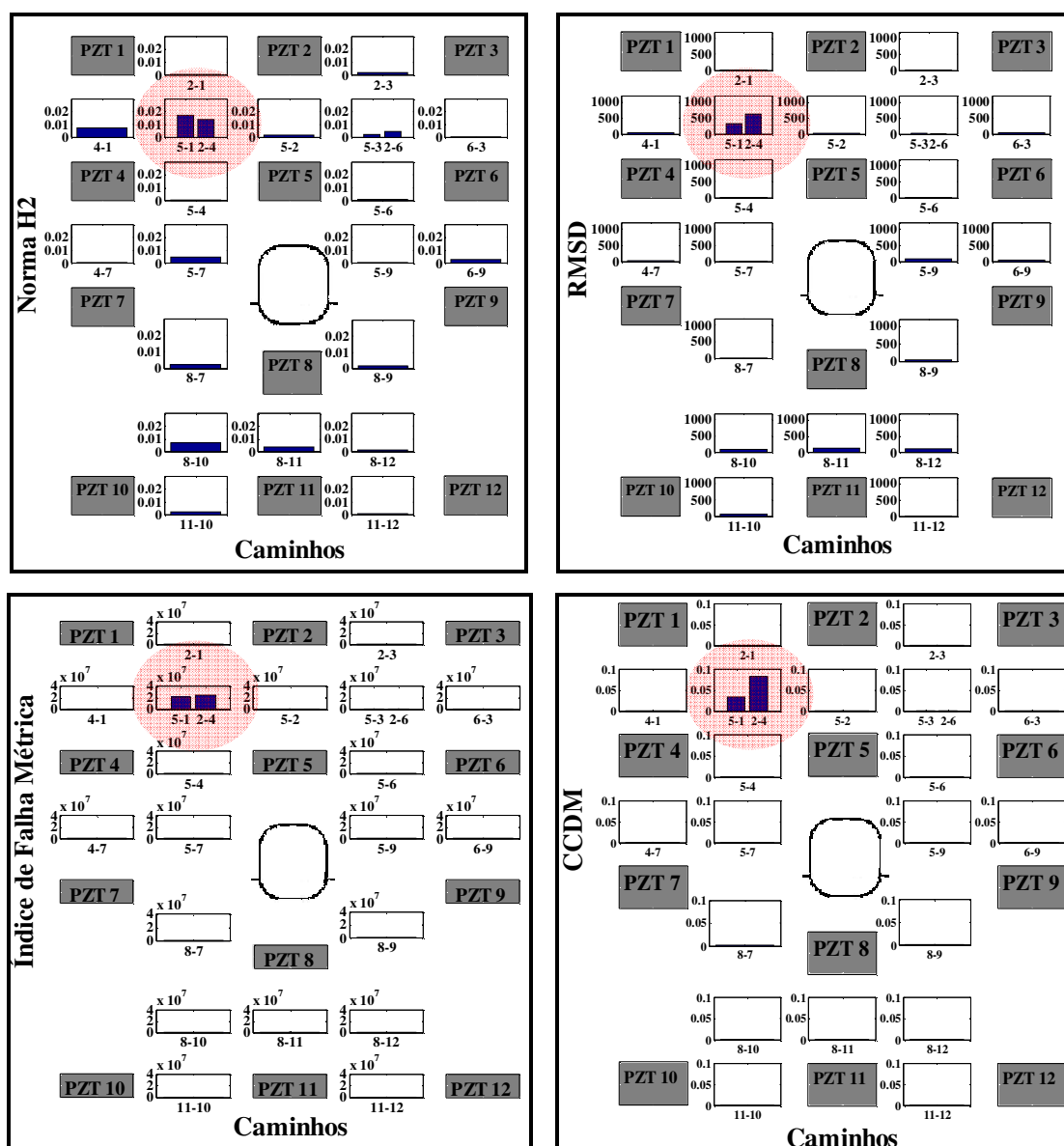


Figura 6.67. Índices de falha computados: Condição de Falha 1 – detecção e localização da falha.

Nestas figuras, é possível observar que os caminhos 5-1 e 2-4 foram os mais afetados pela falha, em todos os índices analisados. Na figura (6.67), observa-se claramente que a falha se encontra na região de intersecção dos caminhos 5-1 e 2-4, na região correspondente a cor azul das barras/índices (região representada pela cor vermelha). Para uma melhor visualização dessa região, a figura (6.68a) mostra a região identificada e a figura (6.68b) apenas confirma esta região.

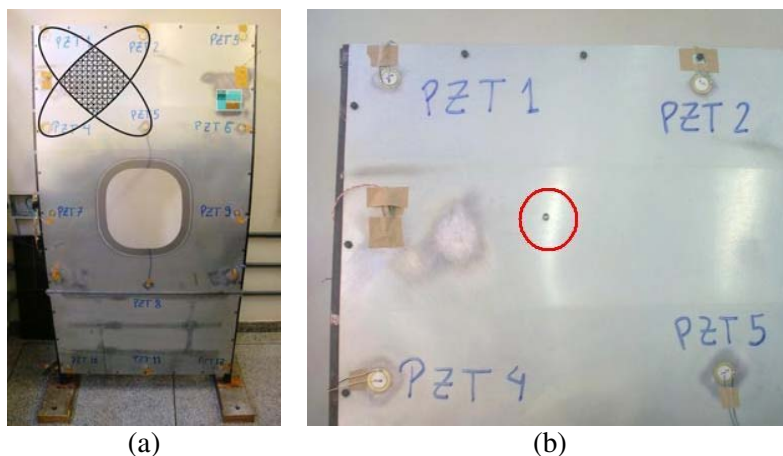
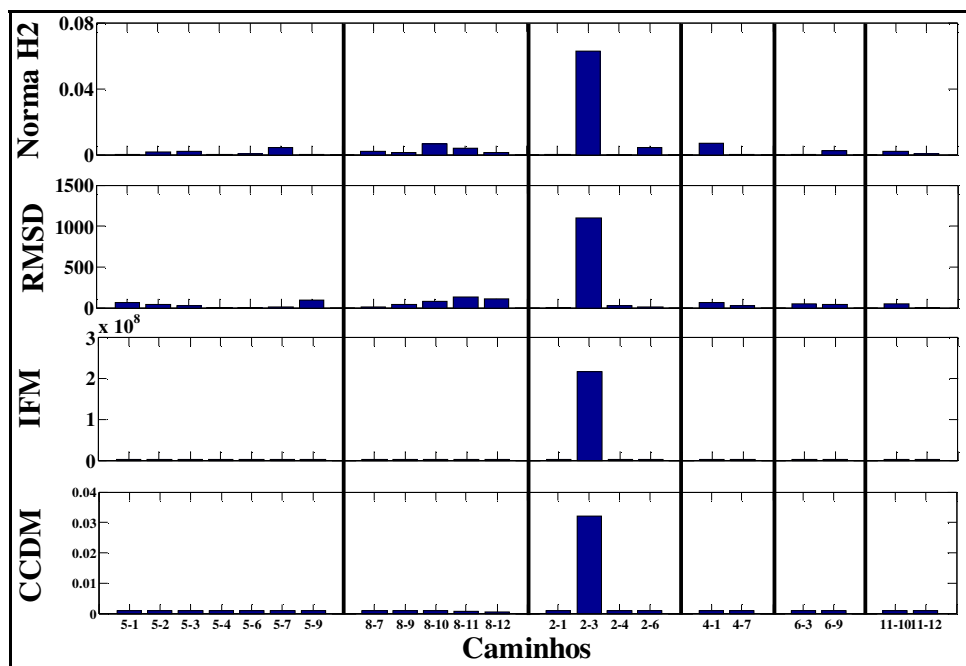


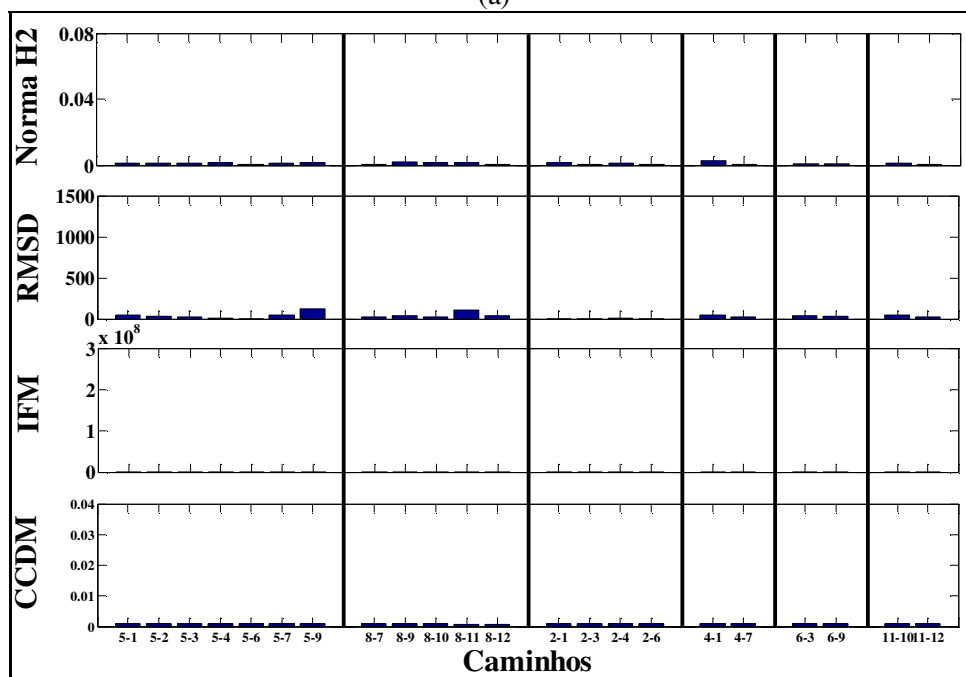
Figura 6.68. (a) Região da falha identificada: Condição de Falha 1; (b) posição da falha, confirmando a região identificada.

## ii) Condição de Falha 2

As figuras (6.69) e (6.70) mostram os índices de falha computados para a Condição de Falha 2, mostrando, respectivamente, a detecção da presença da falha e a detecção e localização da falha na estrutura.



(a)



(b)

Figura 6.69. Índices de falha computados – detecção da falha: (a) Condição de Falha 2 e (b) estrutura reparada.

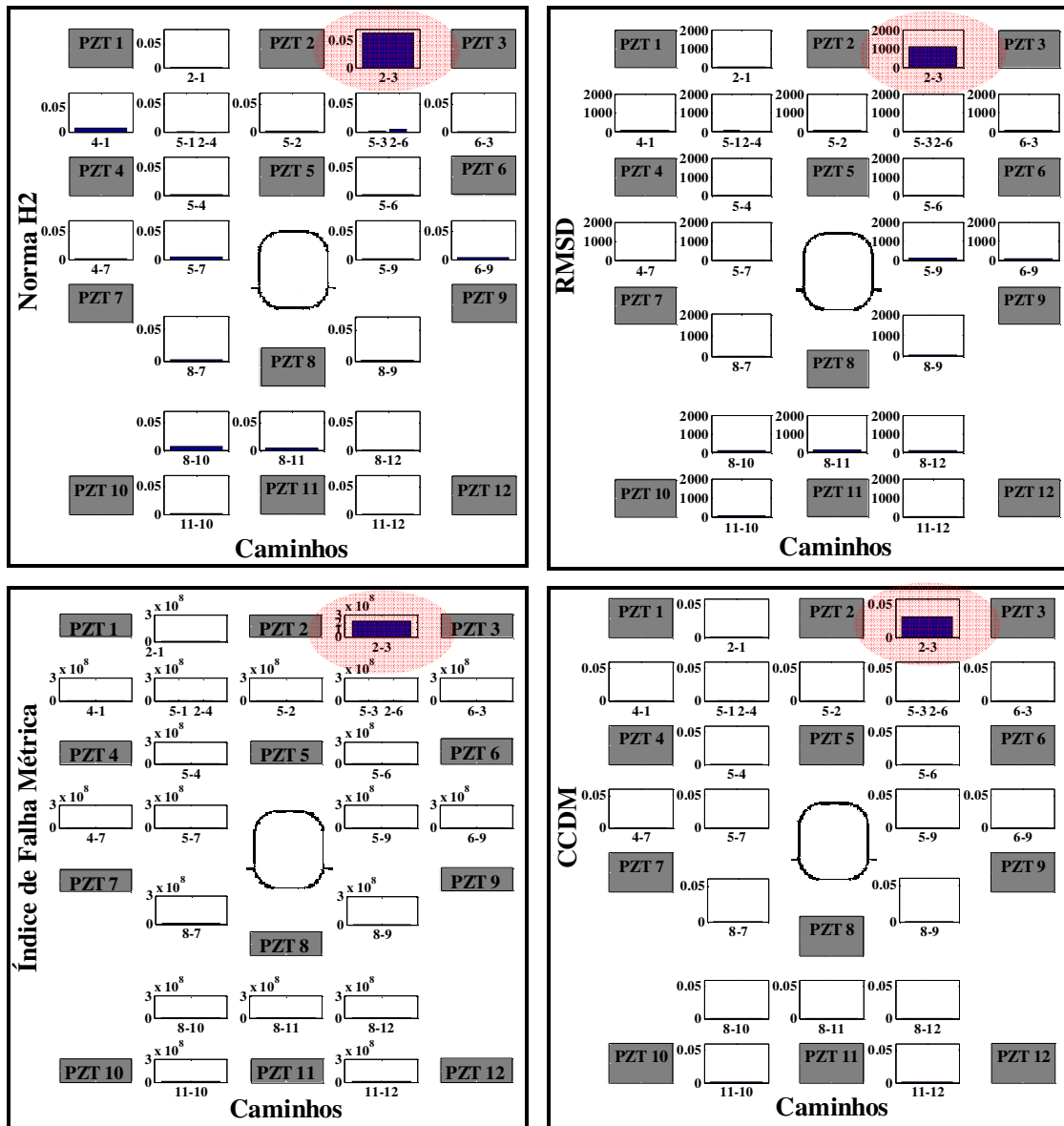


Figura 6.70. Índices de falha computados: Condição de Falha 2 – detecção e localização da falha.



Nestas figuras, é possível observar que o caminho 2-3 foi o mais afetado pela falha, em todos os índices analisados. Na figura (6.70), observa-se claramente que a falha encontra-se entre o PZT 2 e o PZT 3. Para uma melhor visualização desta região, a figura (6.71a) mostra a região identificada e a figura (6.71b) apenas confirma esta região.

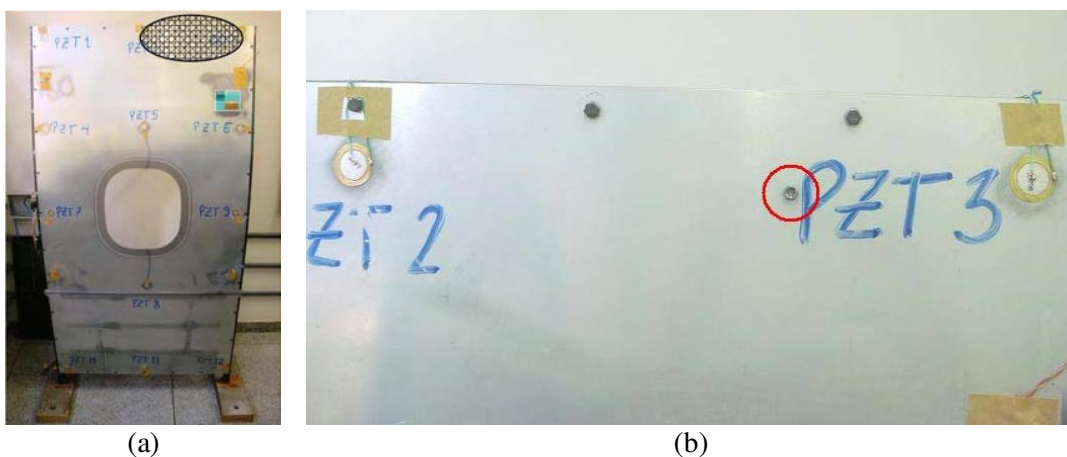
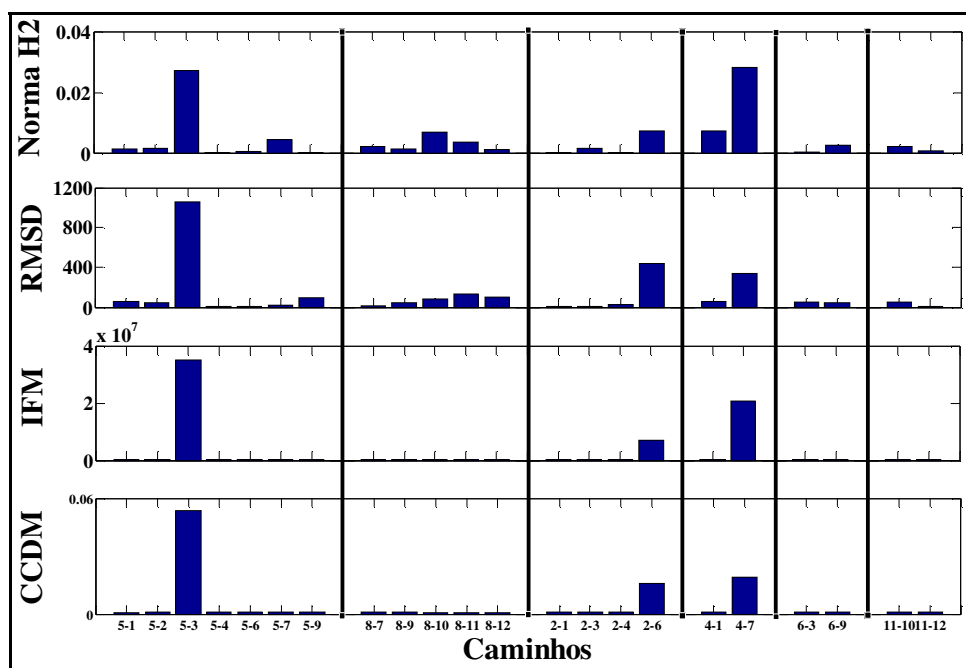


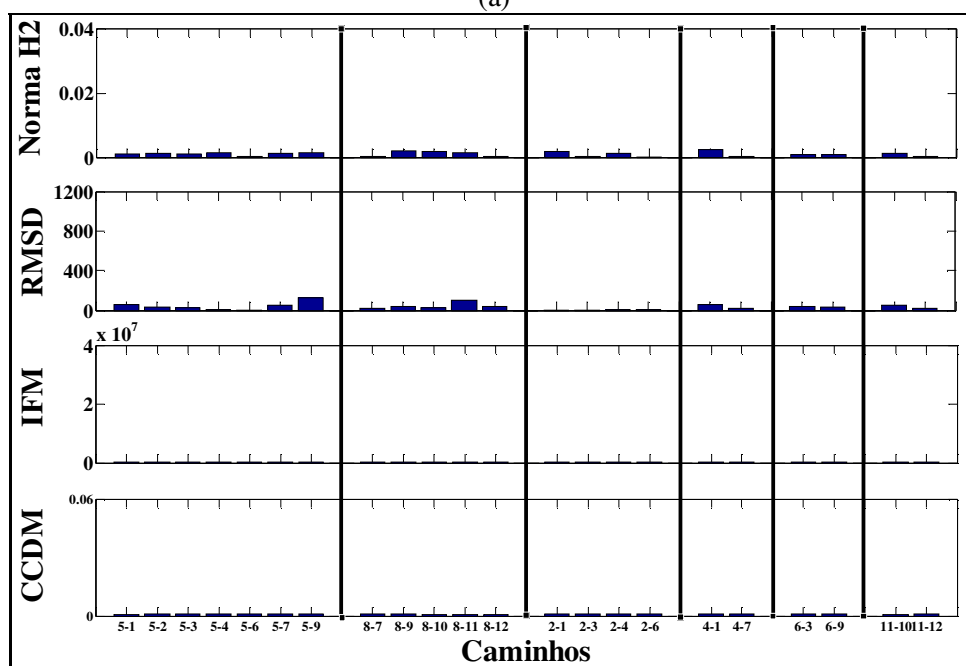
Figura 6.71. (a) Região da falha identificada: Condição de Falha 2; (b) posição da falha, confirmando a região identificada.

### iii) Condição de Falha 3

As figuras (6.72) e (6.73) mostram os índices de falha computados para a Condição de Falha 3, mostrando, respectivamente, a detecção da presença da falha e a detecção e localização da falha na estrutura.



(a)



(b)

Figura 6.72. Índices de falha computados – detecção da falha: (a) Condição de Falha 3 e (b) estrutura reparada.

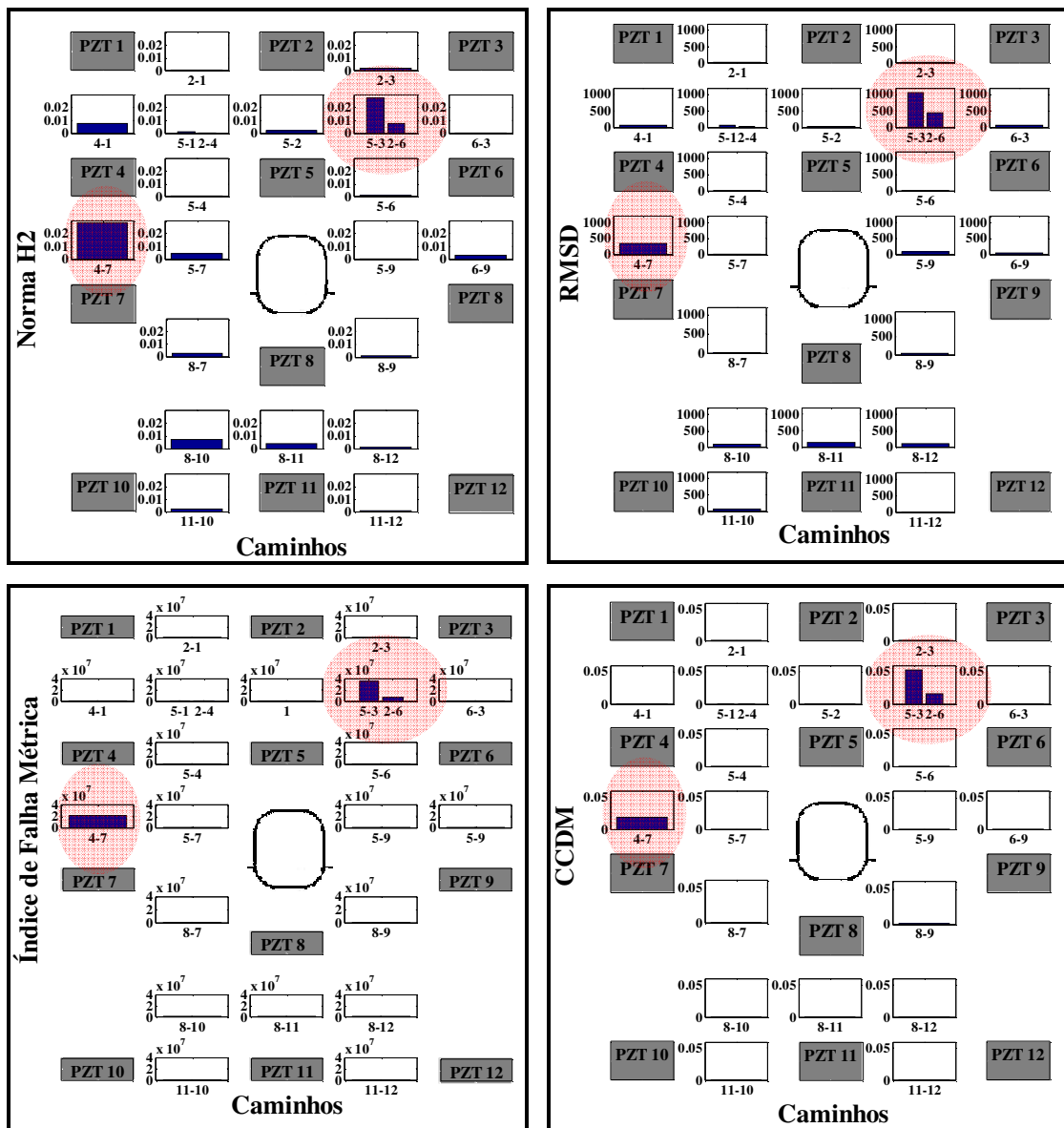


Figura 6.73. Índices de falha computados: Condição de Falha 3 – detecção e localização da Falha.

Nestas figuras, é possível observar que os caminhos 5-3, 2-6 e 4-7 foram os mais afetados pela falha, em todos os índices analisados, com exceção da Norma  $H_2$ . Na figura (6.73), observa-se claramente que duas falhas são identificadas: uma falha na região correspondente a intersecção dos caminhos 5-3 e 2-6 e outra falha na região entre o PZT 4 e o PZT 7. Com isso, é possível afirmar que a metodologia apresentada é capaz de identificar a presença de falhas múltiplas na estrutura. Para uma melhor visualização destas regiões, a figura (6.74a) mostra as regiões identificadas e a figura (6.74b) mostra as falhas introduzidas na estrutura.

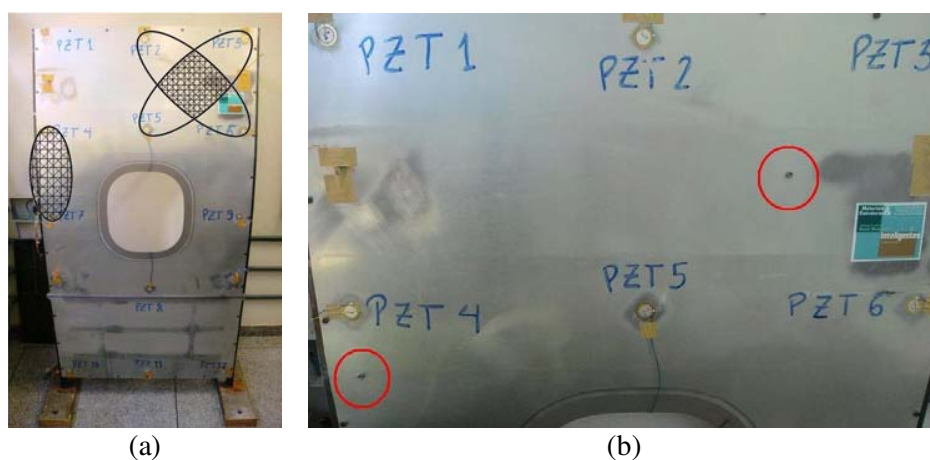
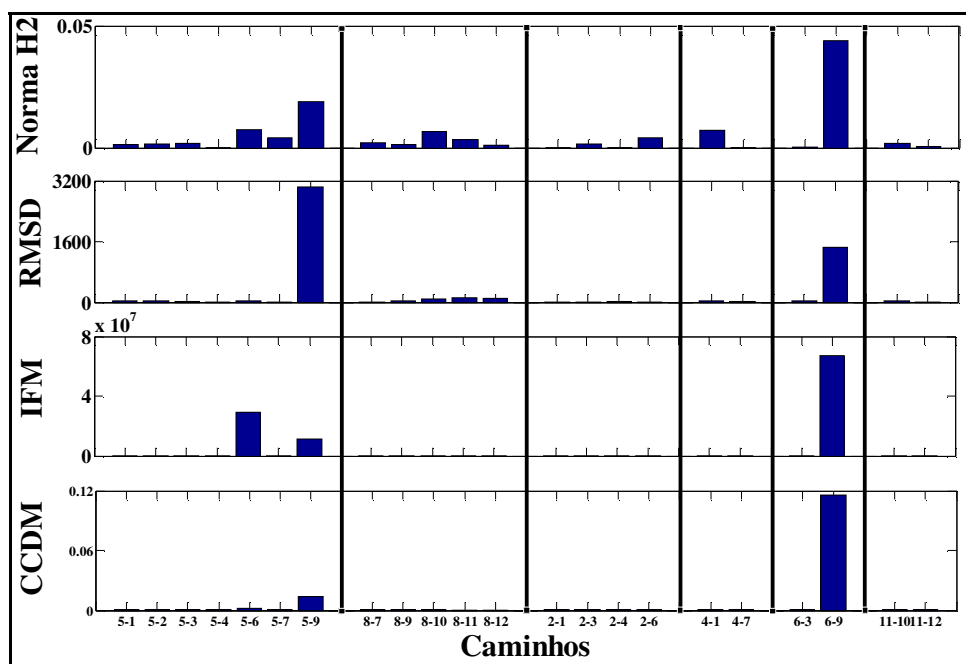


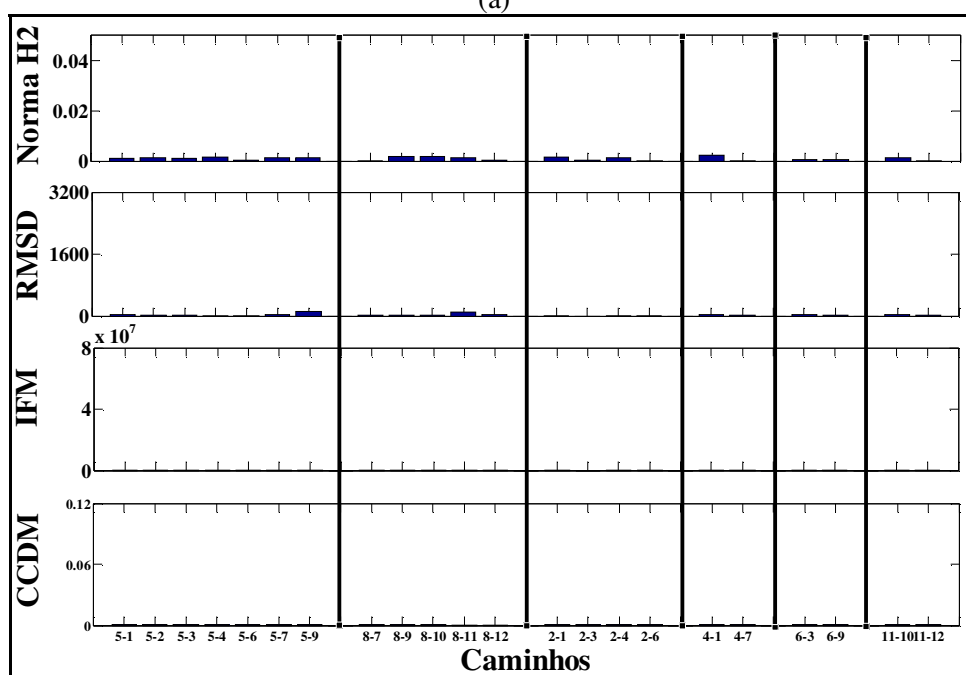
Figura 6.74. (a) Regiões das falhas identificadas: Condição de Falha 3; (b) posição das falhas, confirmando a região identificada.

#### iv) Condição de Falha 4

As figuras (6.75) e (6.76) mostram os índices de falha computados para a Condição de Falha 4, mostrando, respectivamente, a detecção da presença da falha e a detecção e localização da falha na estrutura.



(a)



(b)

Figura 6.75. Índices de falha computados – detecção da falha: (a) Condição de Falha 4 e (b) estrutura reparada.

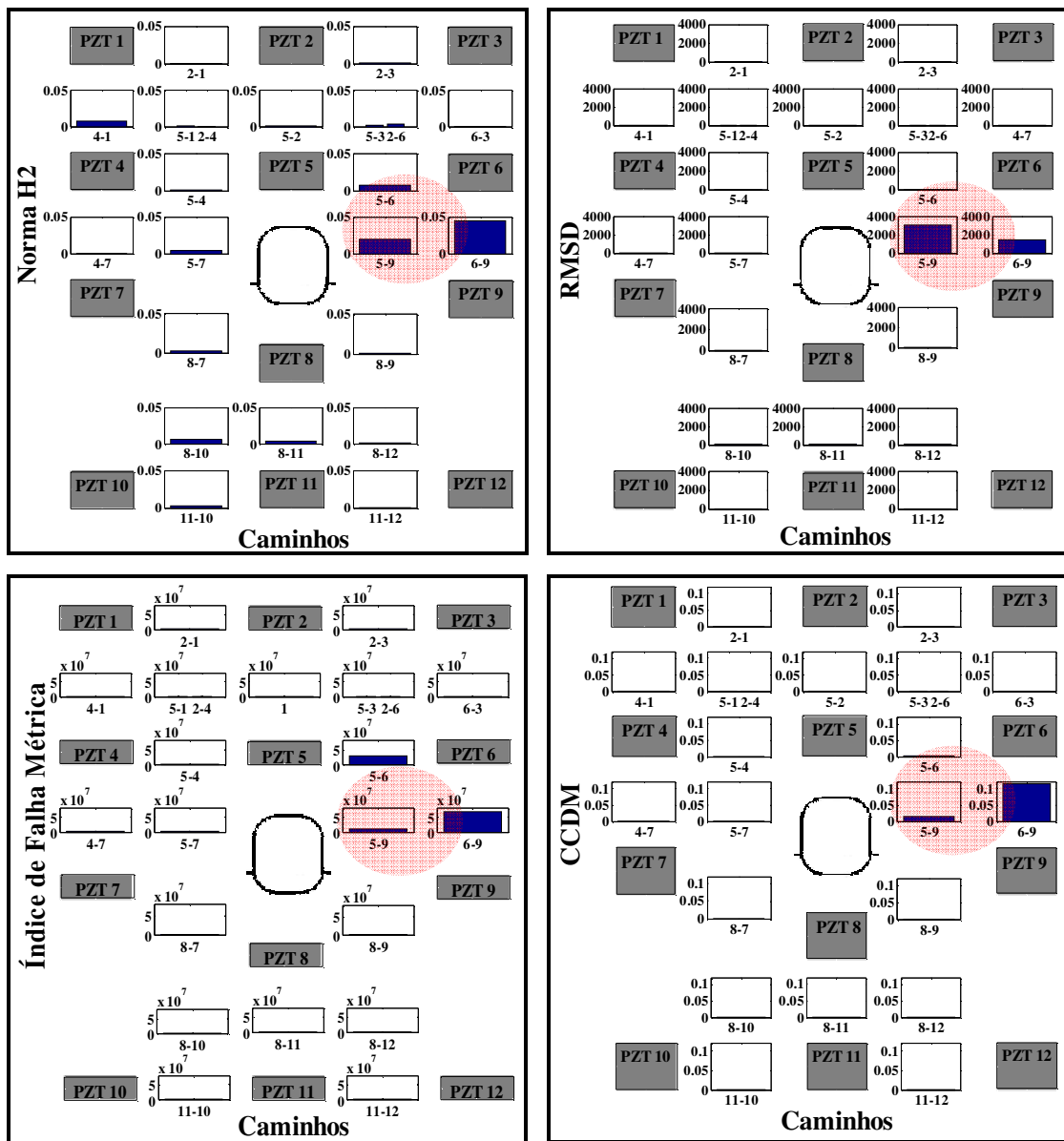


Figura 6.76. Índices de falha computados: Condição de Falha 4 – detecção e localização da falha.

Nestas figuras, é possível observar que dois dos índices (IFM e Norma  $H_2$ ) indicaram que os caminhos 5-6, 5-9 e 6-9 foram os mais afetados pela falha, e que os outros dois índices (RMSD e CCDM) indicaram que somente os caminhos 5-9 e 6-9 foram os mais afetados pela falha. Como o Índice de Falha Métrica (IFM) obteve, até agora, melhores resultados, a identificação da falha, para essa condição de falha, será baseada nos resultados referentes a este índice, ou seja, considerando-se a presença da falha no caminho 5-6. Para uma melhor visualização desta região, a figura (6.77a) mostra a região identificada e a figura (6.77b) apenas confirma esta região, confirmando também que o caminho 5-6 realmente foi afetado pela falha.

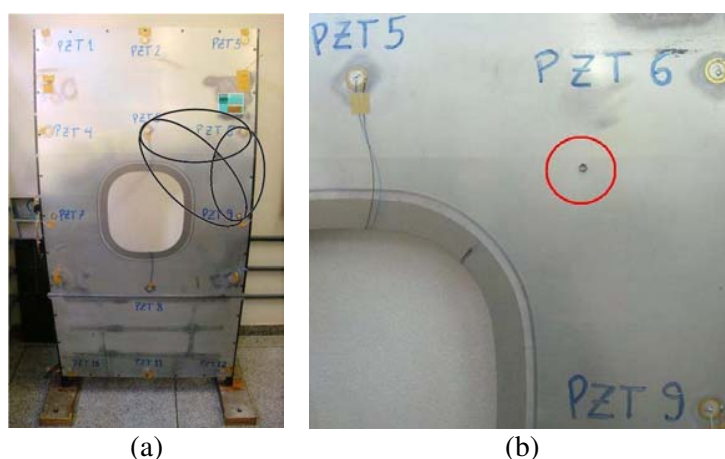
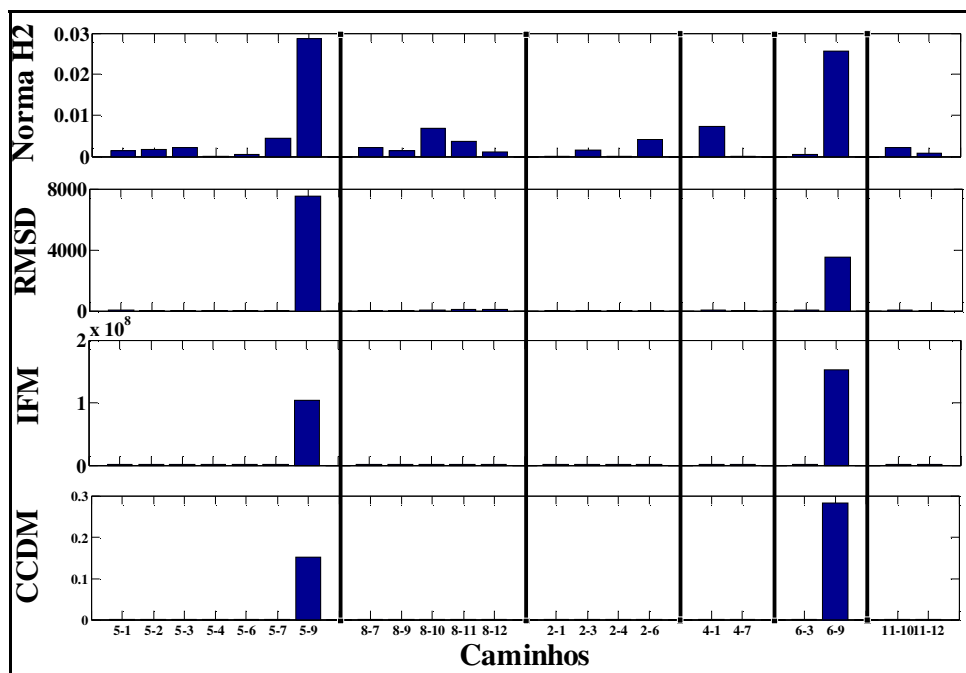


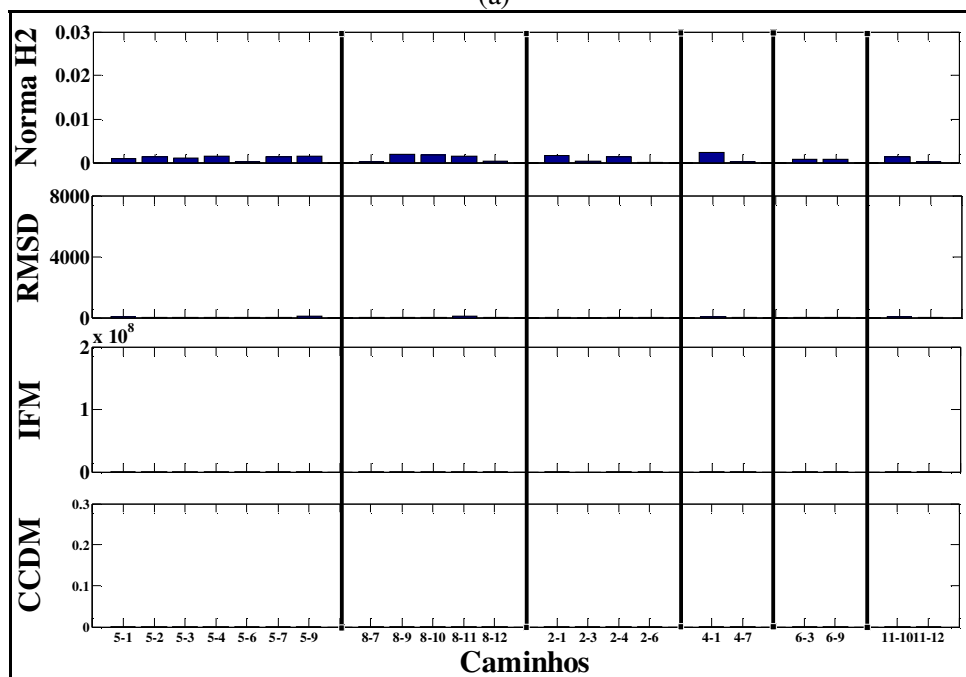
Figura 6.77. (a) Região da falha identificada: Condição de Falha 4; (b) posição da falha, confirmando a região identificada.

#### v) **Condição de Falha 5**

As figuras (6.78) e (6.79) mostram os índices de falha computados para a Condição de Falha 5, mostrando, respectivamente, a detecção da presença da falha e a detecção e localização da falha na estrutura.



(a)



(b)

Figura 6.78. Índices de falha computados – detecção da falha: (a) Condição de Falha 5 e (b) estrutura reparada.



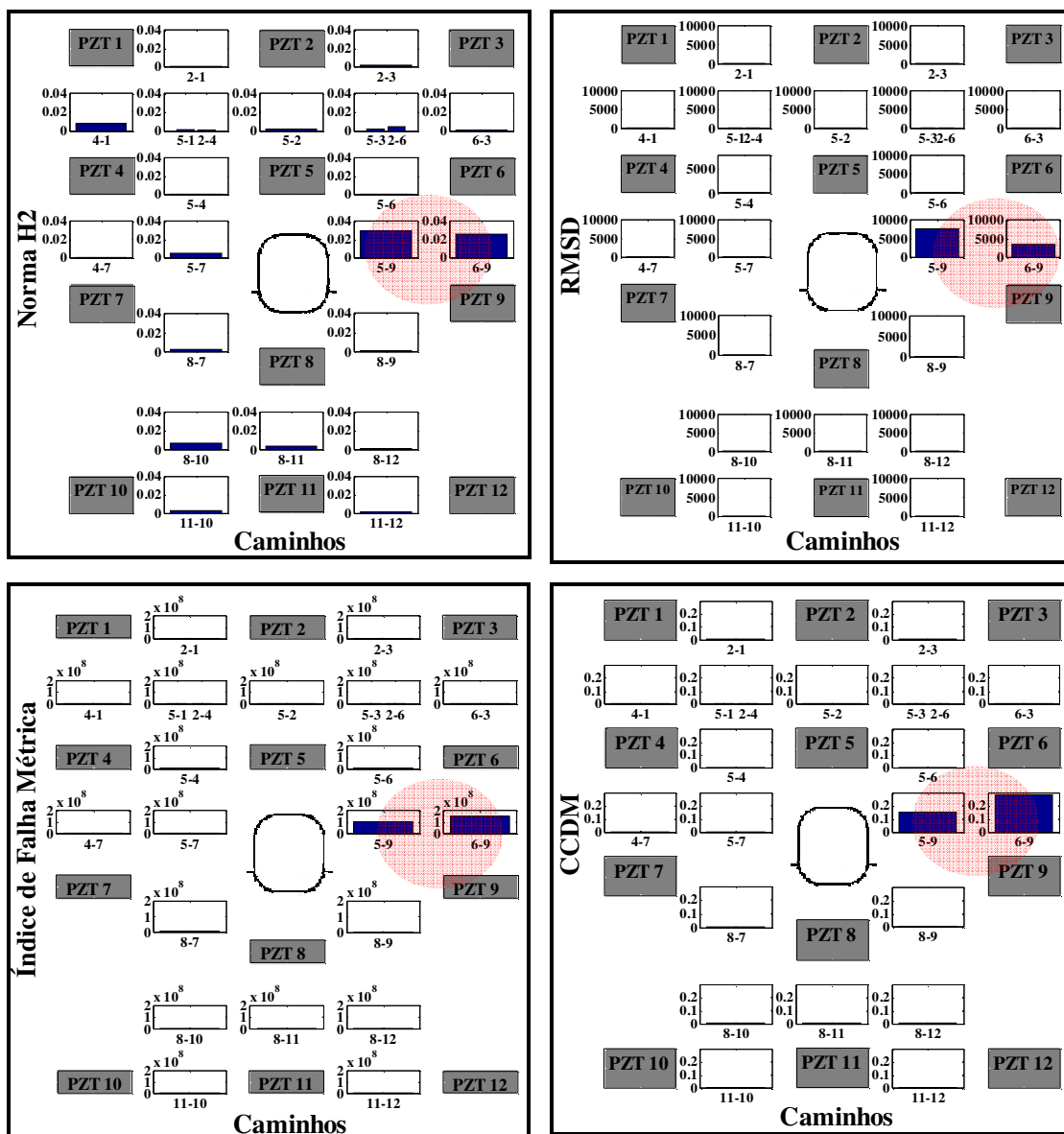


Figura 6.79. Índices de falha computados: Condição de Falha 5 – detecção e localização da falha.

Nestas figuras, é possível observar que os caminhos 5-9 e 6-9 foram os mais afetados pela falha, em todos os índices analisados. Na figura (6.79), observa-se claramente que a falha encontra-se nas proximidades do PZT 9. Para uma melhor visualização desta região, a figura (6.80a) mostra a região identificada e a figura (6.80b) mostra a falha introduzida no painel.

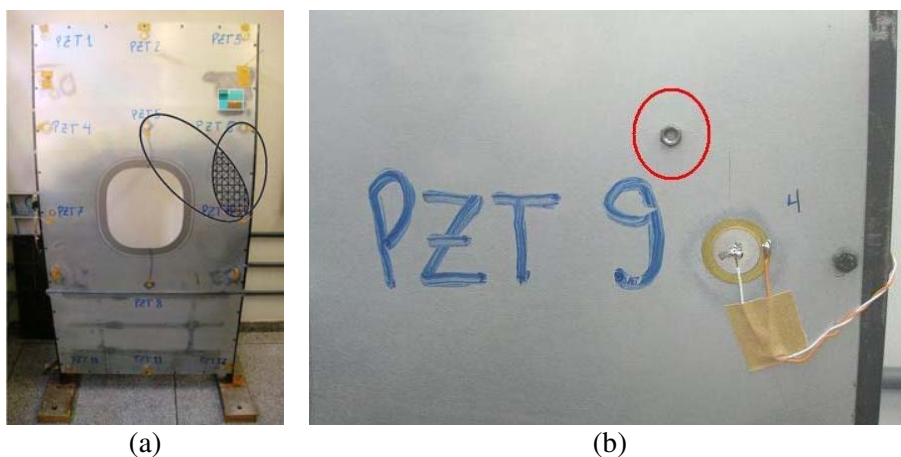
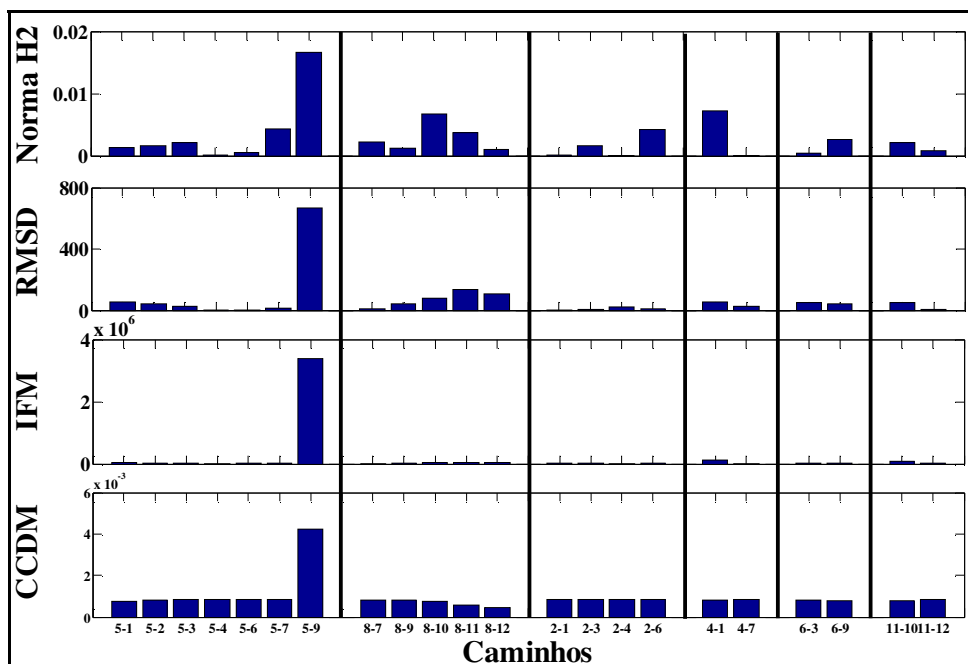


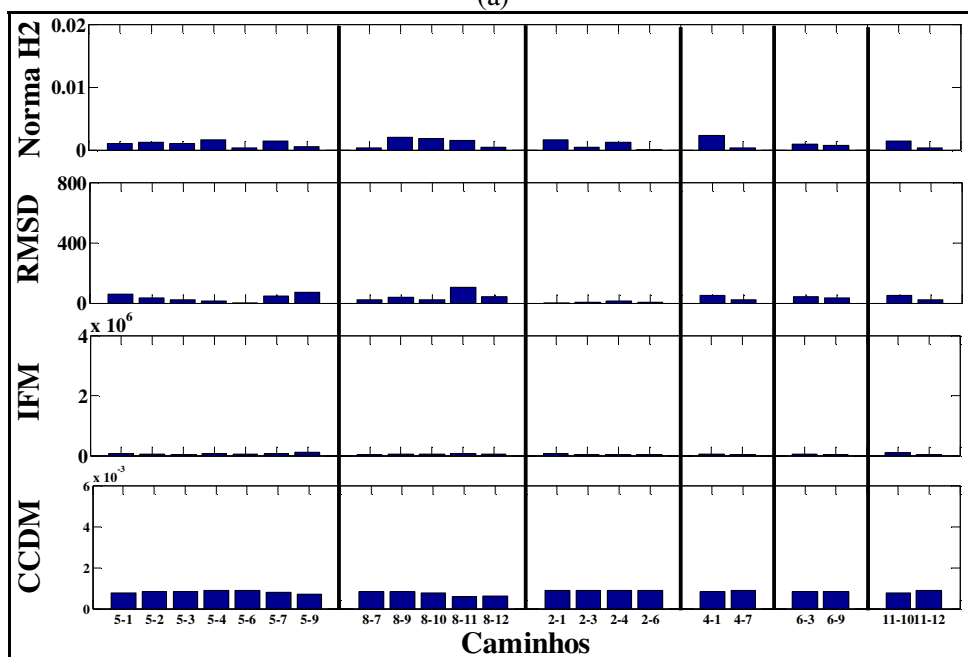
Figura 6.80. (a) Região da falha identificada: Condição de Falha 5; (b) posição da falha, confirmando a região identificada.

#### vi) Condição de Falha 6

As figuras (6.81) e (6.82) mostram os índices de falha computados para a Condição de Falha 6, mostrando, respectivamente, a detecção da presença da falha e a detecção e localização da falha na estrutura.



(a)



(b)

Figura 6.81. Índices de falha computados – detecção da falha: (a) Condição de Falha 6 e (b) estrutura reparada.

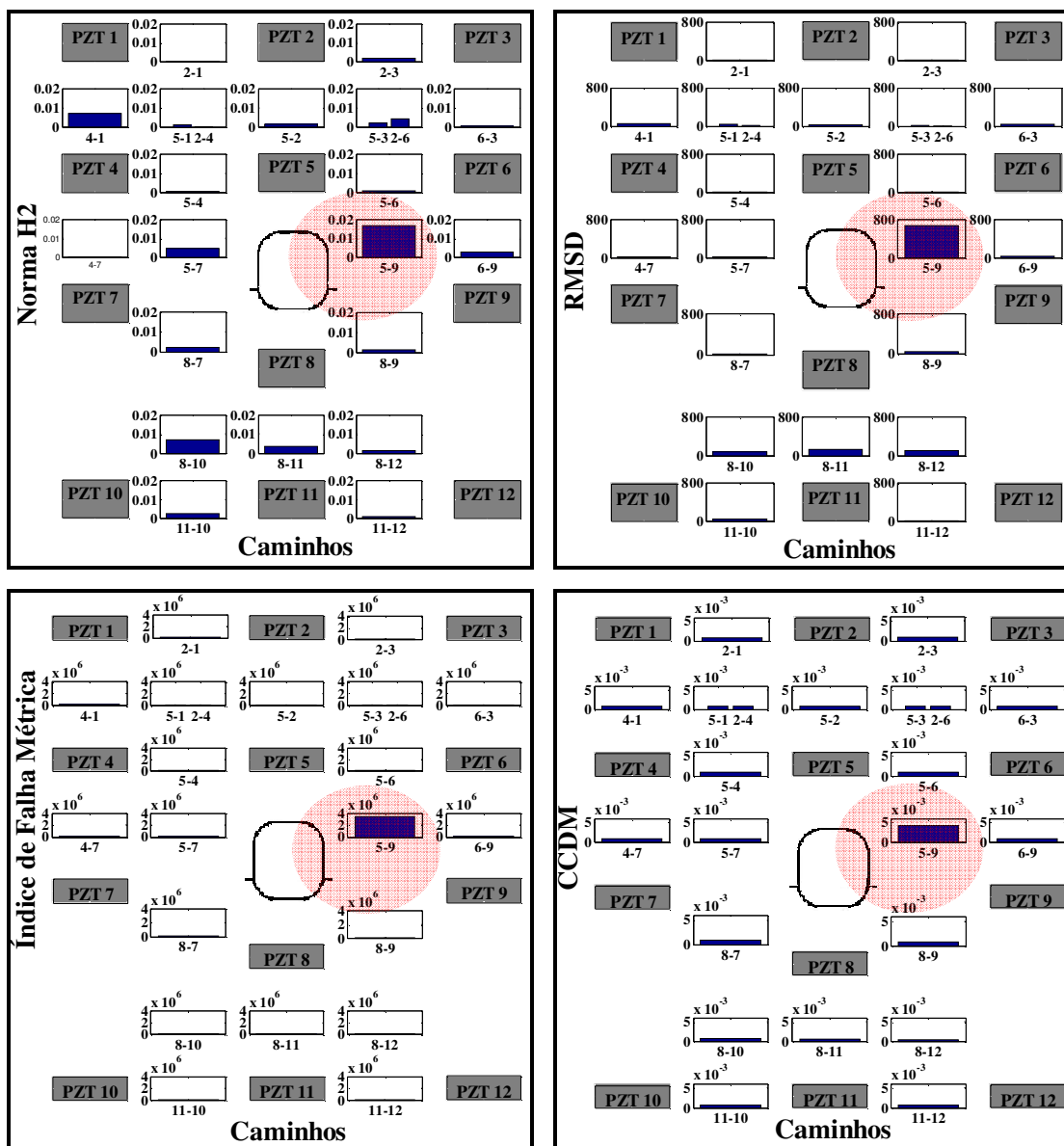


Figura 6.82. Índices de falha computados: Condição de Falha 6 – detecção e localização da falha.

Nestas figuras, é possível observar que, assim como a Condição de Falha anterior, o caminho 5-9 foi o mais afetado pela falha, em todos os índices analisados. Na figura (6.82), observa-se que dois dos índices (IFM e CCDM) indicam claramente que a falha encontra-se na região entre o PZT 5 e o PZT 9, mas, nos outros índices, apesar da detecção da presença da falha em outros caminhos (o que na realidade, não acontece), observa-se que o caminhos 5-9 foi o mais afetado pela falha. Para uma melhor visualização desta região, a figura (6.83a) mostra a região identificada e a figura (6.83b) mostra a garra conectada na janela do painel aeronáutico.

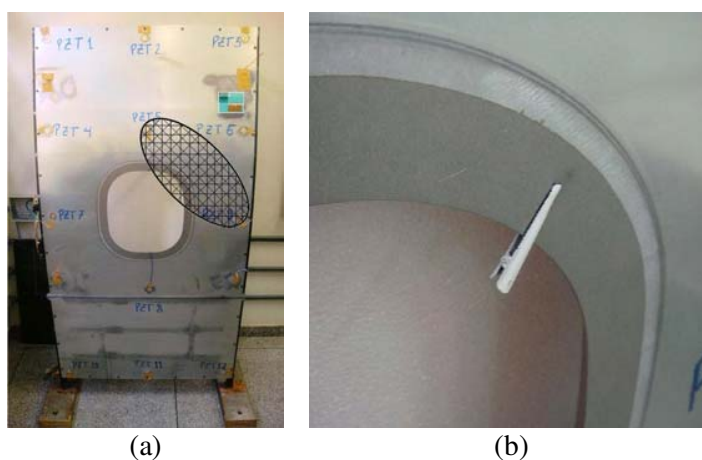
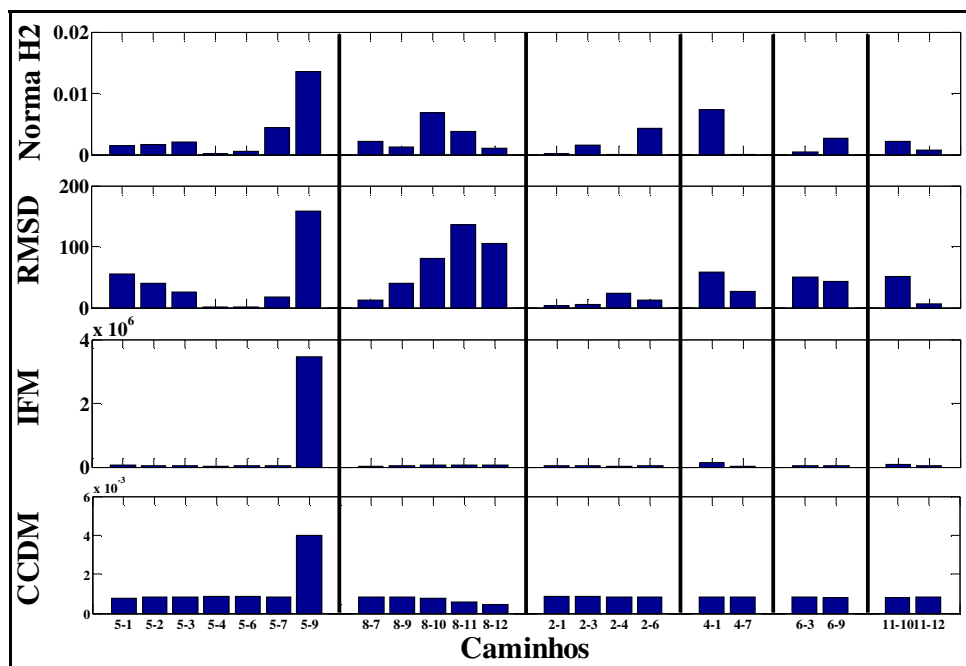


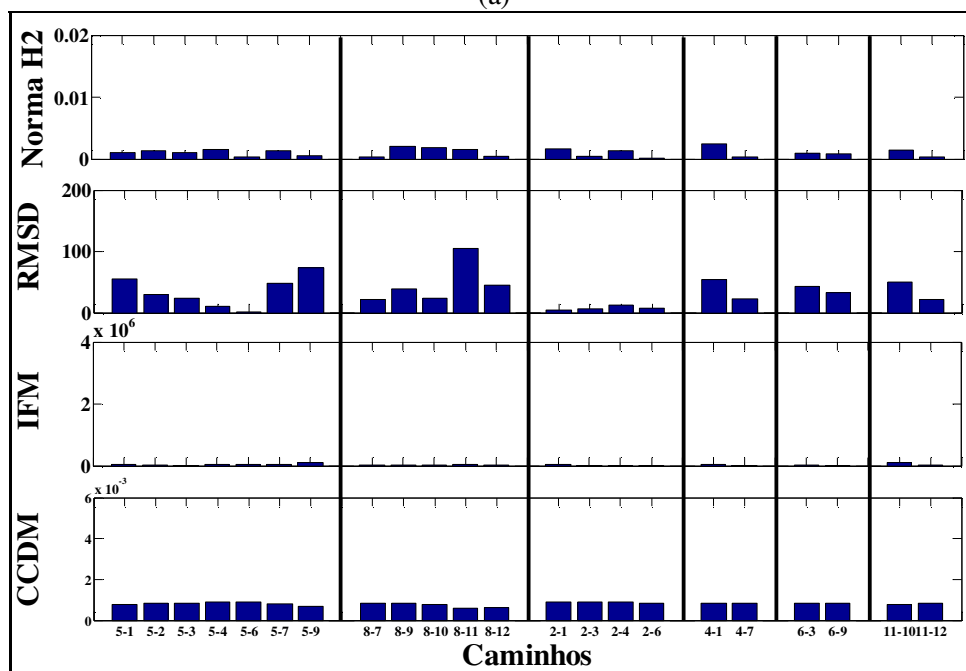
Figura 6.83. (a) Região da falha identificada: Condição de Falha 6; (b) posição da falha, confirmando a região identificada.

#### vii) Condição de Falha 7

As figuras (6.84) e (6.85) mostram os índices de falha computados para a Condição de Falha 7, mostrando, respectivamente, a detecção da presença da falha e a detecção e localização da falha na estrutura.



(a)



(b)

Figura 6.84. Índices de falha computados – detecção da falha: (a) Condição de Falha 7 e (b) estrutura reparada.

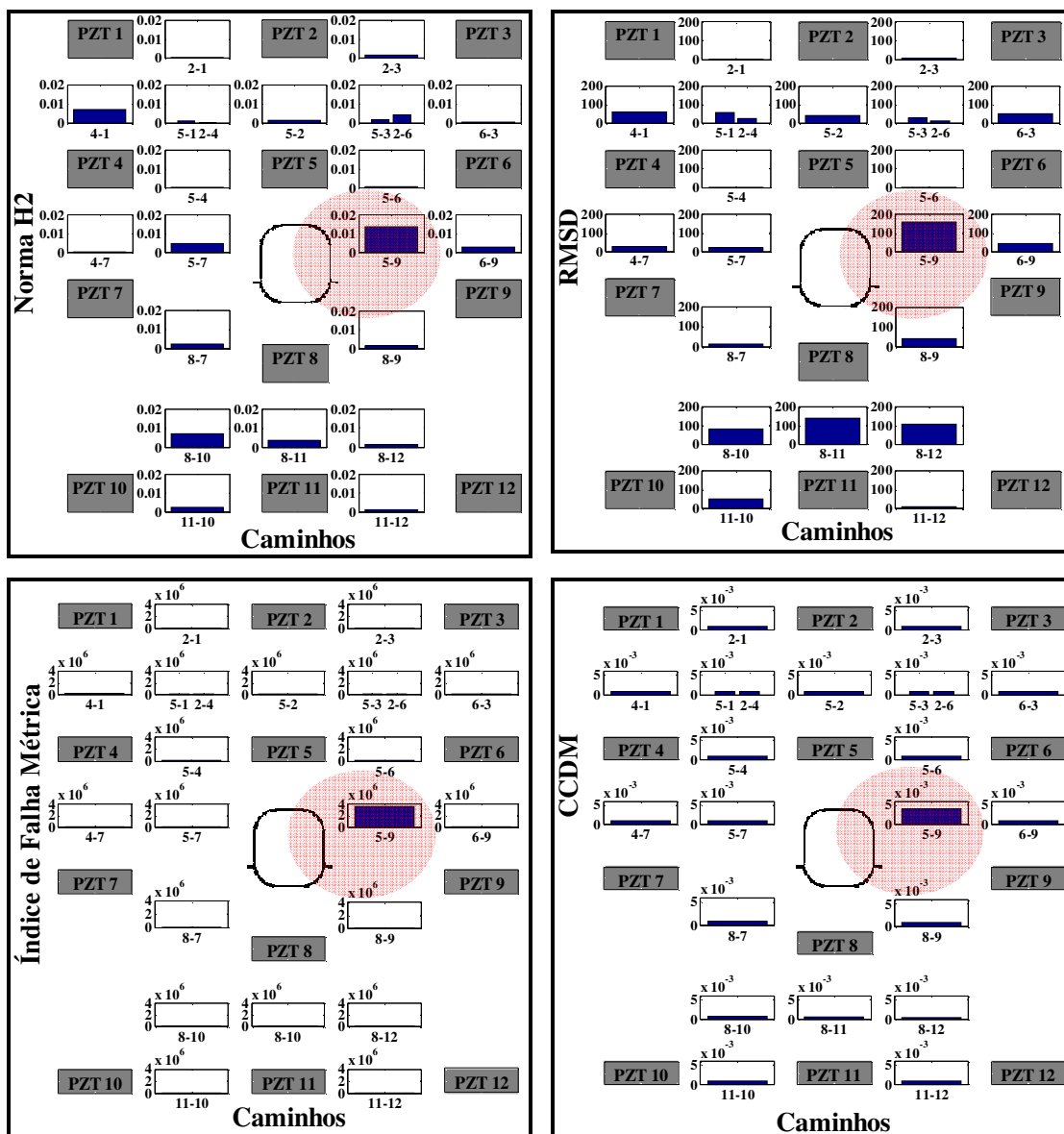


Figura 6.85. Índices de falha computados: Condição de Falha 7 – detecção e localização da falha.

Nestas figuras, é possível observar que, assim como a Condição de Falha anterior, o caminho 5-9 foi o mais afetado pela falha, em todos os índices analisados. Embora com valores menores, alguns índices detectaram falhas em outros caminhos, caracterizando o que em SHM se denomina “falsos positivos”. A figura (6.86a) mostra a mesma região identificada na Condição de Falha anterior e a figura (6.86b) mostra a falha introduzida.

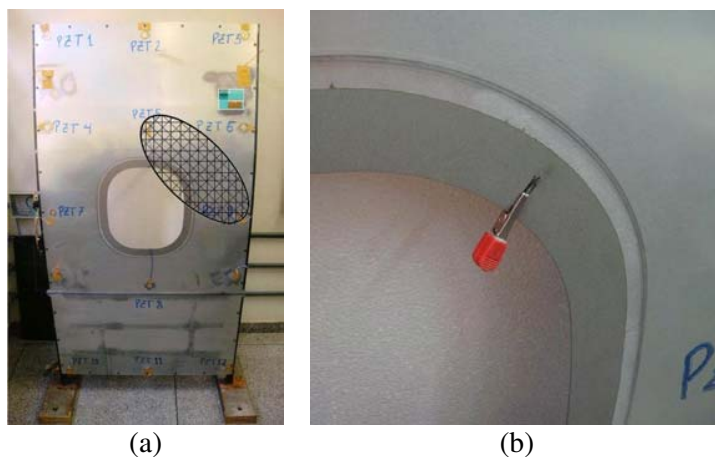
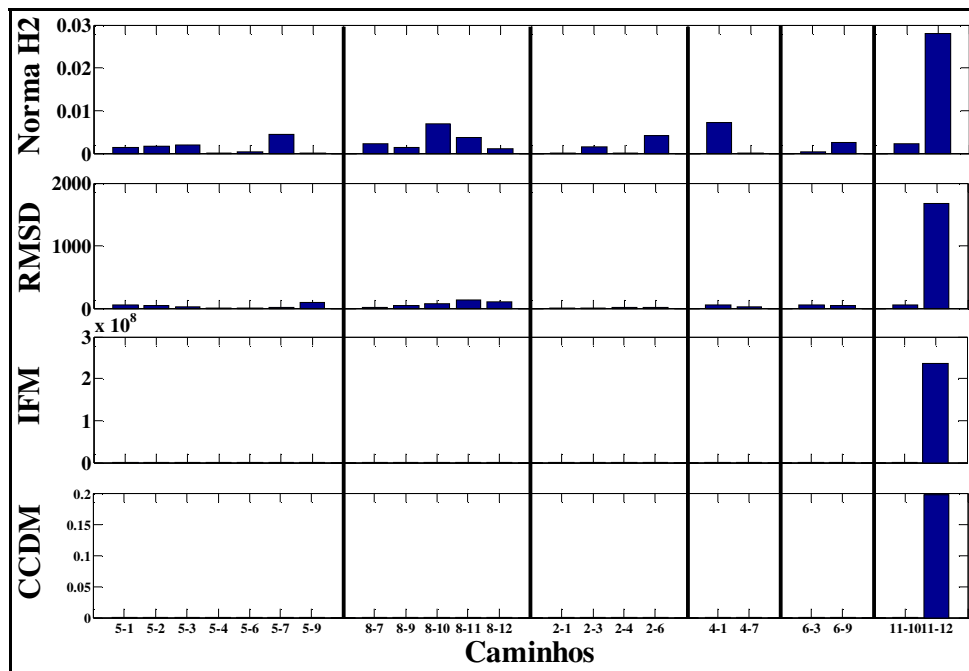


Figura 6.86. (a) Região da falha identificada: Condição de Falha 7; (b) posição da falha, confirmando a região identificada.

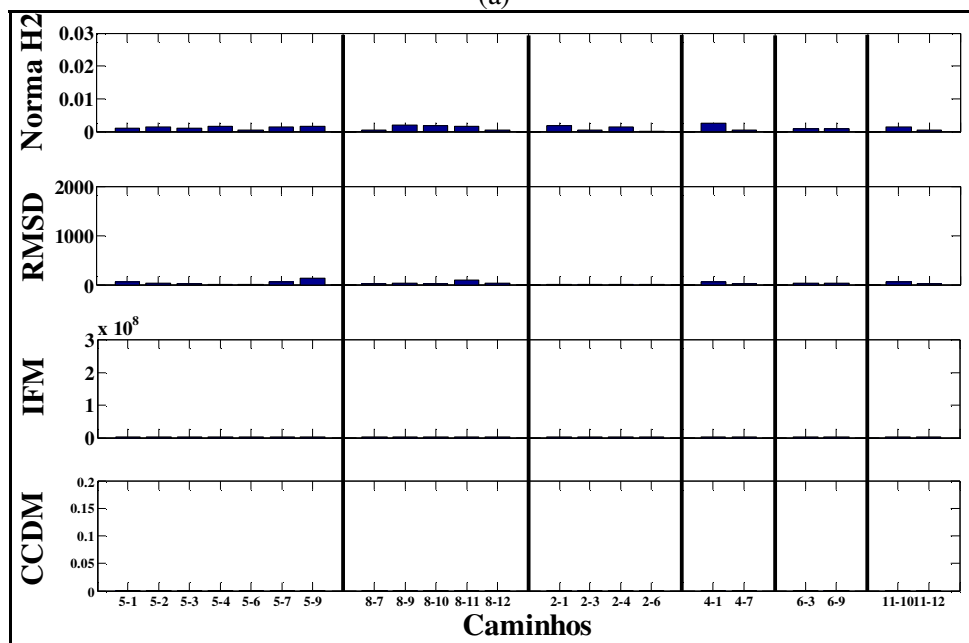
#### viii) Condição de Falha 8

As figuras (6.87) e (6.88) mostram os índices de falha computados para a Condição de Falha 8, mostrando, respectivamente, a detecção da presença da falha e a detecção e localização da falha na estrutura.





(a)



(b)

Figura 6.87. Índices de falha computados – detecção da falha: (a) Condição de Falha 8 e (b) estrutura reparada.

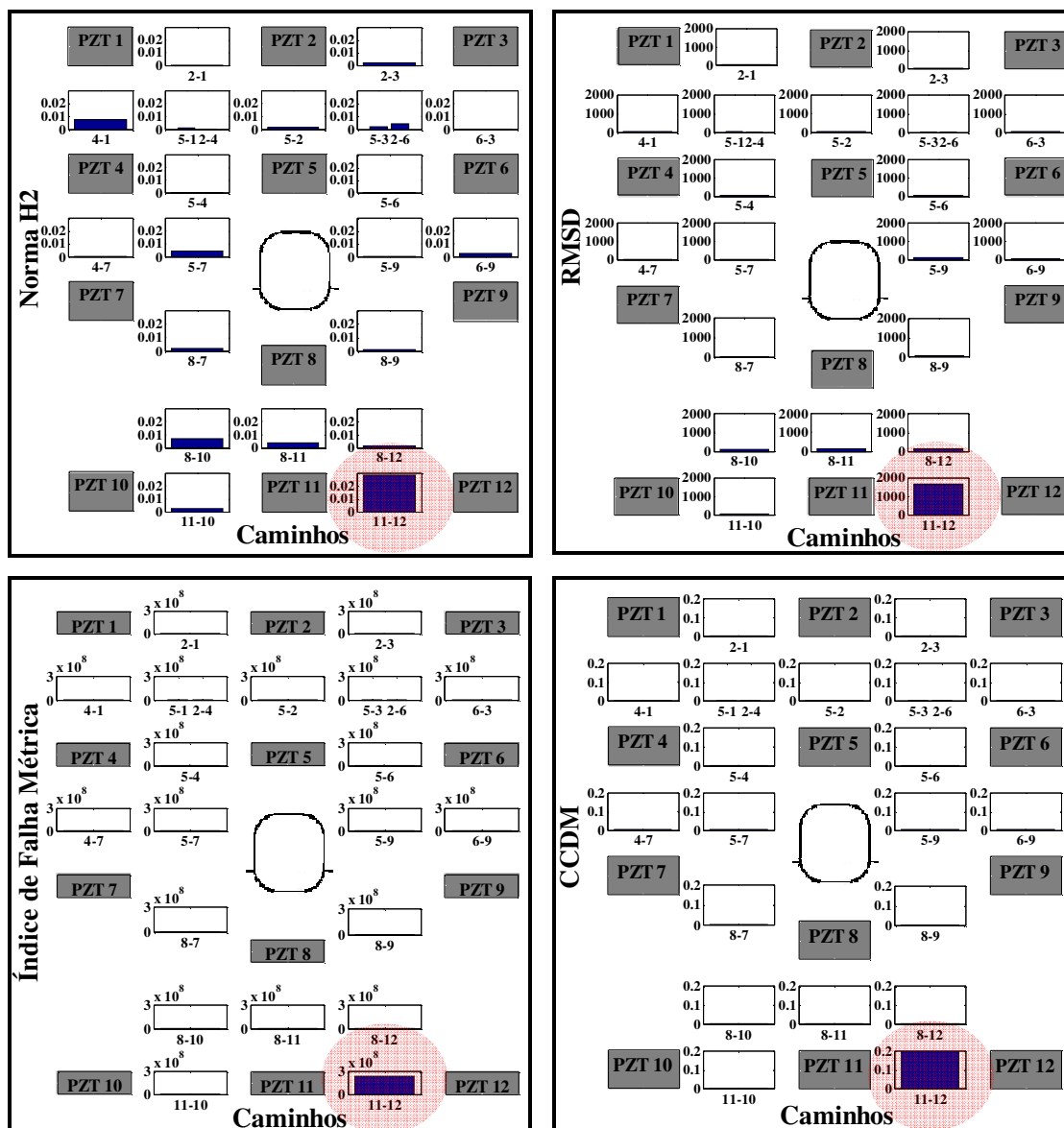


Figura 6.88. Índices de falha computados: Condição de Falha 8 – detecção e localização da falha.

Nestas figuras, é possível observar que o caminho 11-12 foi o mais afetado pela falha em todos os índices analisados. Na figura (6.88), observa-se claramente que a falha encontra-se entre o PZT 11 e o PZT 12, região na qual se encontra o parafuso que foi solto, a fim de simular uma perda de rigidez provocada por uma quebra de arrebites que prendem o painel nas outras partes da fuselagem do avião. Para uma melhor visualização desta região, a figura (6.89a) mostra a região identificada e a figura (6.89b) mostra o parafuso que foi solto para simular uma condição de falha.

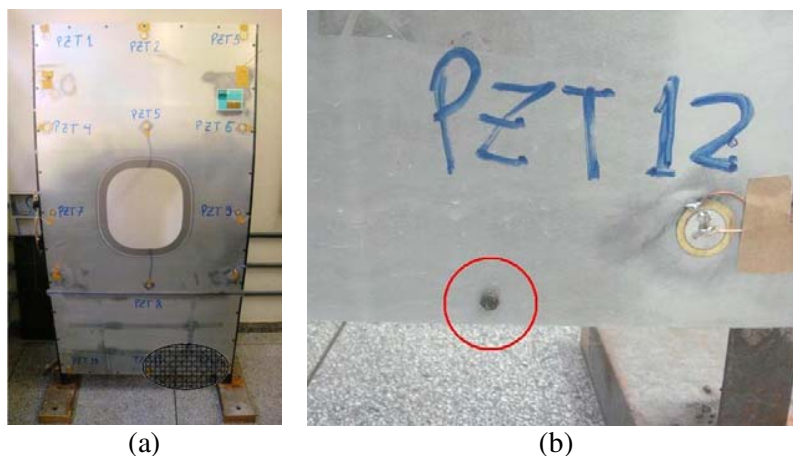


Figura 6.89. (a) Região da falha identificada: Condição de Falha 8; (b) posição da falha, confirmando a região identificada.

### 6.6.2. SHM na Superfície Interna do Painel Aeronáutico

A segunda sessão de testes no painel aeronáutico foi feita na parte interna do painel. O motivo desse experimento é analisar a influência dos reforçadores, chamados de *stringers*, contidos nos painéis aeronáuticos, já que a identificação de falhas em estruturas aeronáuticas é realizada na parte interna do avião. Sendo assim, 4 PZTs foram acoplados na superfície interna do painel, como mostra a figura (6.90). Nesta figura, percebe-se claramente a presença dos reforçadores.



Figura 6.90. Configuração de PZTs formada na superfície interna do painel.

Diferentes configurações de pares de sensor/atuador foram utilizadas. O procedimento de excitação e medição dos sinais seguiu uma determinada sequência, mostrada na figura (6.91).

A sequência de excitação é assim descrita:

**1ª.** Primeiramente, o PZT 4-A excitou a estrutura e os PZTs 1-A, 2-A e 3-A tornam-se sensores.

**2ª.** Por fim, o PZT 2-A excitou a estrutura, enquanto que os PZTs 1-A e 2-A tornaram-se sensores.

A tabela (6.6) mostra a sequência das excitações, os PZTs envolvidos em cada excitação e os caminhos provenientes das diferentes combinações de pares sensor/atuador.



Figura 6.91. Sequência de excitação realizada na região interna do painel aeronáutico.

Tabela 6.6. Sequência de excitação, PZTs envolvidos e caminhos resultantes

Sequência de Excitação	PZT Atuador	PZTs Sensores	Caminhos
1ª	4-A	1-A, 2-A e 3-A	4-1A, 4-2A e 4-3A
2ª	2-A	1-A e 3-A	2-1A e 2-3A

Nota-se que, na primeira excitação, todos os caminhos provenientes da configuração sensor/atuador passam através do reforçador, enquanto que, na segunda excitação, os caminhos provenientes são “livres”, não passando através do reforçador.

Primeiramente, os testes foram realizados na estrutura sem falha (estrutura saudável), obtendo-se os sinais de referência (baseline) para cada caminho. Após tomados os sinais baselines, os testes foram realizados na estrutura com a adição de falhas estruturais. As falhas estruturais foram simuladas por massas adicionais acopladas na superfície interna da estrutura. Três diferentes Condições de Falha foram analisadas, alterando-se a severidade e posição da falha na superfície interna do painel, são elas:

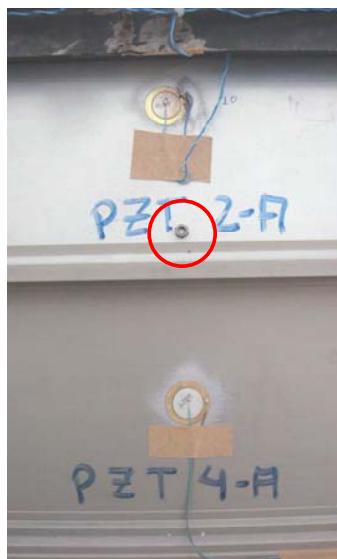
- **Condição de Falha 1-A.** A falha (massa de 1g) foi acoplada entre o PZT 2-A e o PZT 3-A (figura (6.92a));

- **Condição de Falha 2-A.** A mesma falha (massa de 1g) foi colada entre o PZT 4-A e o PZT 2-A em uma região próxima do *stringer* (figura (6.92b));

- **Condição de Falha 3-A.** Uma outra falha (garra de 3g) foi acoplada no reforçador, entre o PZT 4-A e o PZT 2-A (figura (6.92c)).



(a)



(b)



(c)

Figura 6.92. Posição da falha na superfície da estrutura (a) para a Condição de Falha 1, (b) 2 e (c) 3.

Para verificar a influência do reforçador, foi feita uma análise da coerência para cada caminho, ou seja, para um caminho passando através do reforçador e para o outro caminho que não passa através do reforçador, um caminho “livre”. Sendo assim, a figura (6.93a) mostra a coerência obtida para os caminhos provenientes da primeira excitação e a figura (6.93b), para os caminhos da segunda excitação.

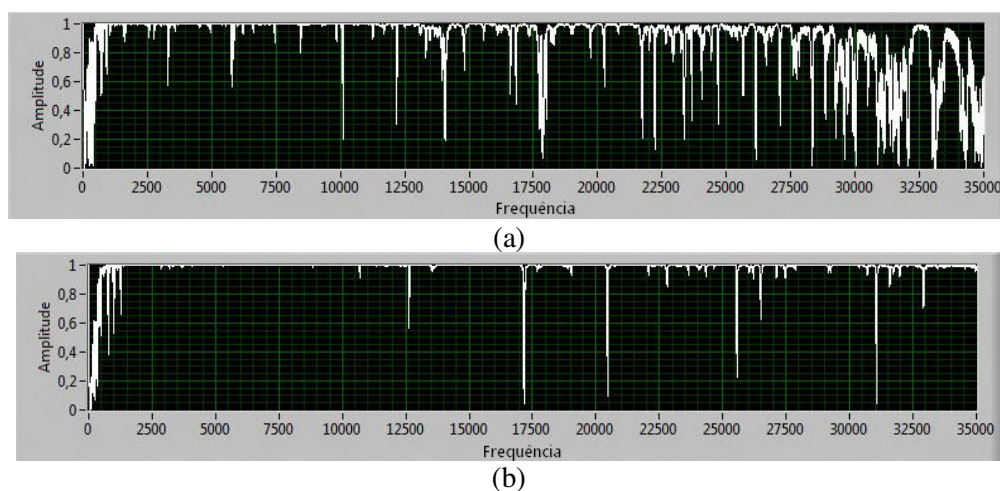


Figura 6.93. Coerência obtida nos experimentos (a) para a primeira (1<sup>a</sup>) e (b) segunda (2<sup>a</sup>) excitação.

Nota-se que as coerências são bastante diferentes e que a coerência para os caminhos “livres” são melhores do que para os caminhos que contêm o reforçador. Na sequência, foi verificado se a presença do reforçador vai ou não influenciar na identificação da falha. Sendo assim, os resultados são apresentados seguindo as configurações mostradas anteriormente, detectando, e ao mesmo tempo, localizando a falha. As figuras (6.94), (6.95) e (6.96) apresentam os resultados obtidos para a Condição de Falha 1, 2 e 3, respectivamente, mostrando claramente a detecção e a localização da falha.

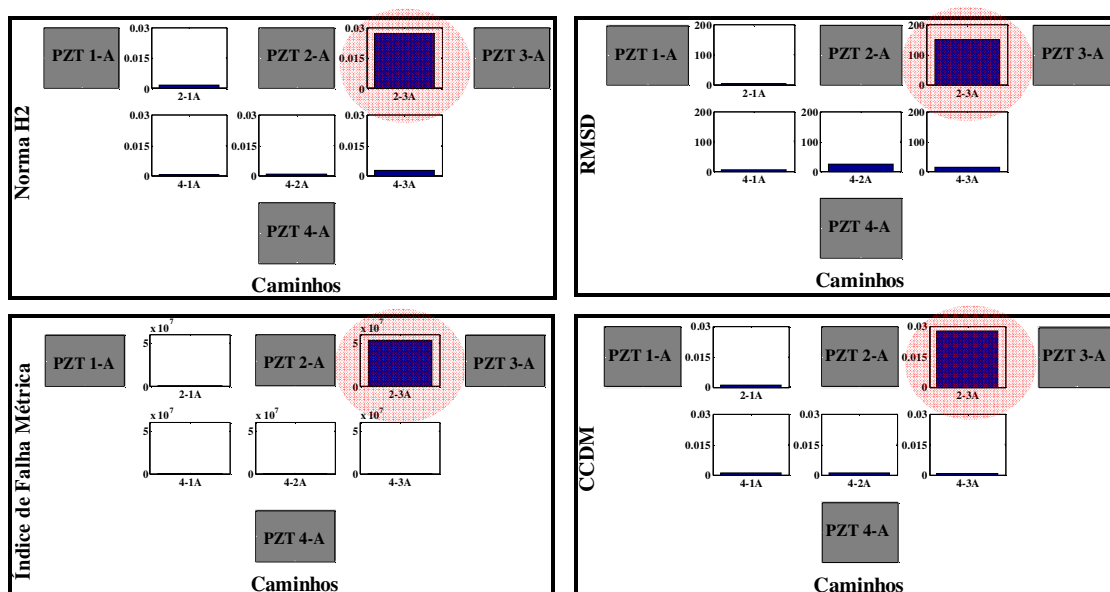


Figura 6.94. Índices de falha computados para a Condição de Falha 1-A – detecção e localização da falha.

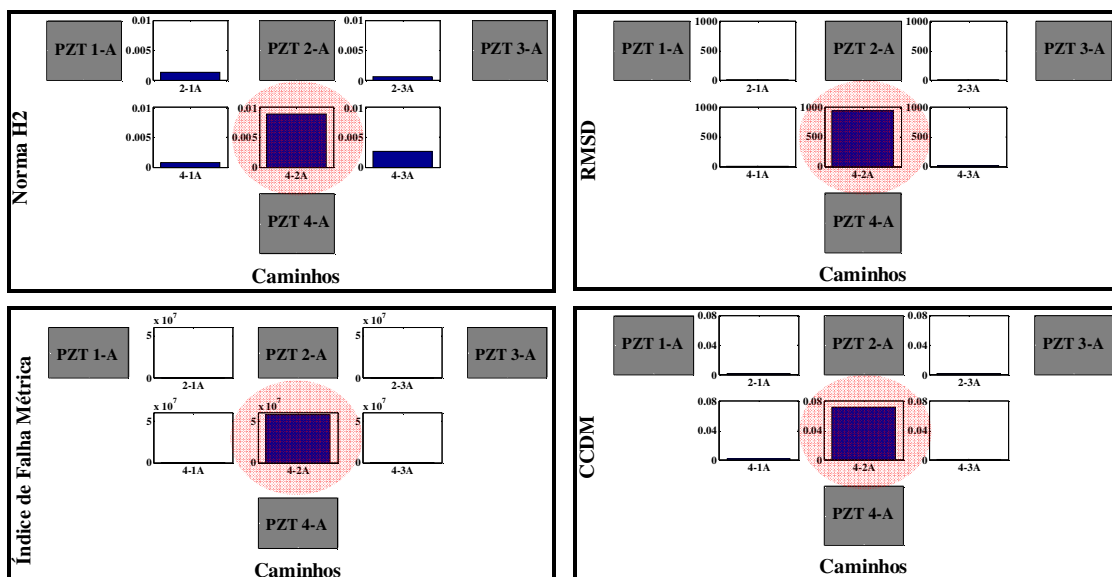


Figura 6.95. Índices de falha computados para a Condição de Falha 2-A – detecção e localização da falha.

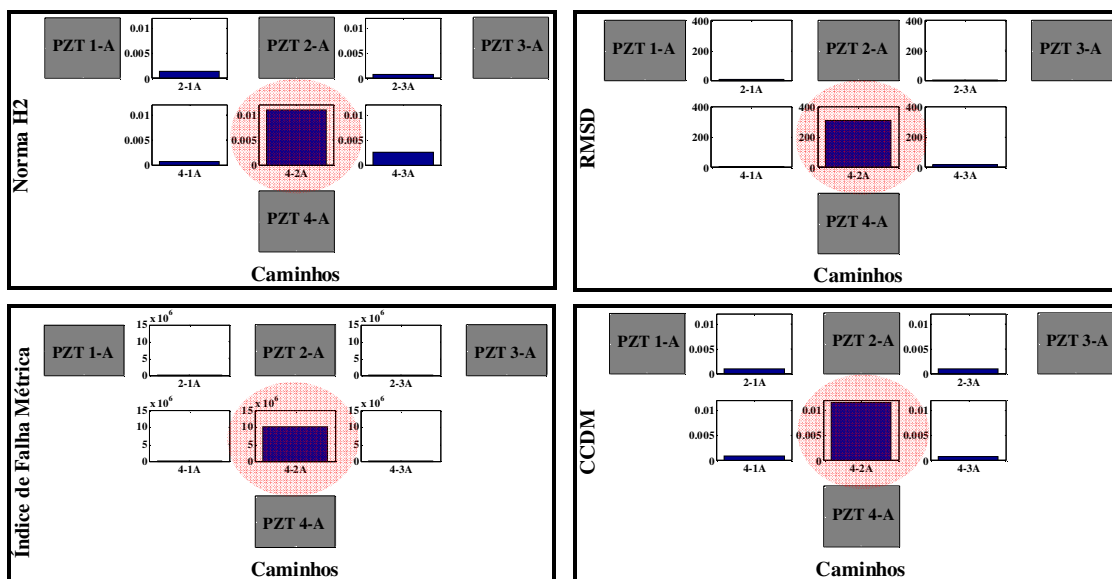


Figura 6.96. Índices de falha computados para a Condição de Falha 3-A – detecção e localização da falha.

Nestas figuras, é possível observar que a presença do reforçador (*stringer*) não influenciou na identificação da falha, pois em todas as condições de falha analisadas, a metodologia foi capaz de detectar e localizar a presença da falha. Nota-se também que:

- Para a Condição de Falha 1-A, a falha se encontra na região entre o PZT 2-A e o PZT 3-A, região confirmada pela figura (6.92a).
- Para a Condição de Falha 2-A, a falha se encontra na região entre o PZT 4-A e o PZT 2-A, região confirmada pela figura (6.92b)
- Para a Condição de Falha 3-A, a falha se encontra na mesma região da Condição de Falha anterior, região confirmada pela figura (6.92c). Nota-se que a presença da falha no reforçador apenas diminui a sensibilidade da maioria dos índices de falha analisados.

### 6.5.3. Identificação da Falha Através da Análise da Fase

Uma proposta alternativa para a identificação de falhas é baseada na análise da fase dos sinais. A fase é obtida através da FRF, calculando-se a tangente inversa da razão entre a parte imaginária e a parte real, para cada ponto de frequência. A fase compreende, então, como o arco tangente da FRF para cada ponto de frequência tomado. A fase é facilmente calculada com a ajuda do software MATLAB<sup>®</sup> através do comando “ $\text{angle}(\text{REAL}(i) + j*\text{IMAG}(i))$ ” em que *REAL* é o número correspondente a parte real, *IMAG* é o número correspondente a parte imaginária (*j* indica número complexo), em cada ponto de frequência *i*. A figura (6.97) mostra alguns exemplos das fases obtidas para alguns dos caminhos, para a o sinal baseline, para o sinal de resposta da estrutura (painel aeronáutico) submetida à Condição de Falha 1 (item 6.6.1.) e para o sinal de resposta da estrutura reparada. A faixa de frequência (11 a 16kHz) foi mantida para o caso da análise da fase, já que a fase foi baseada na FRF obtida.



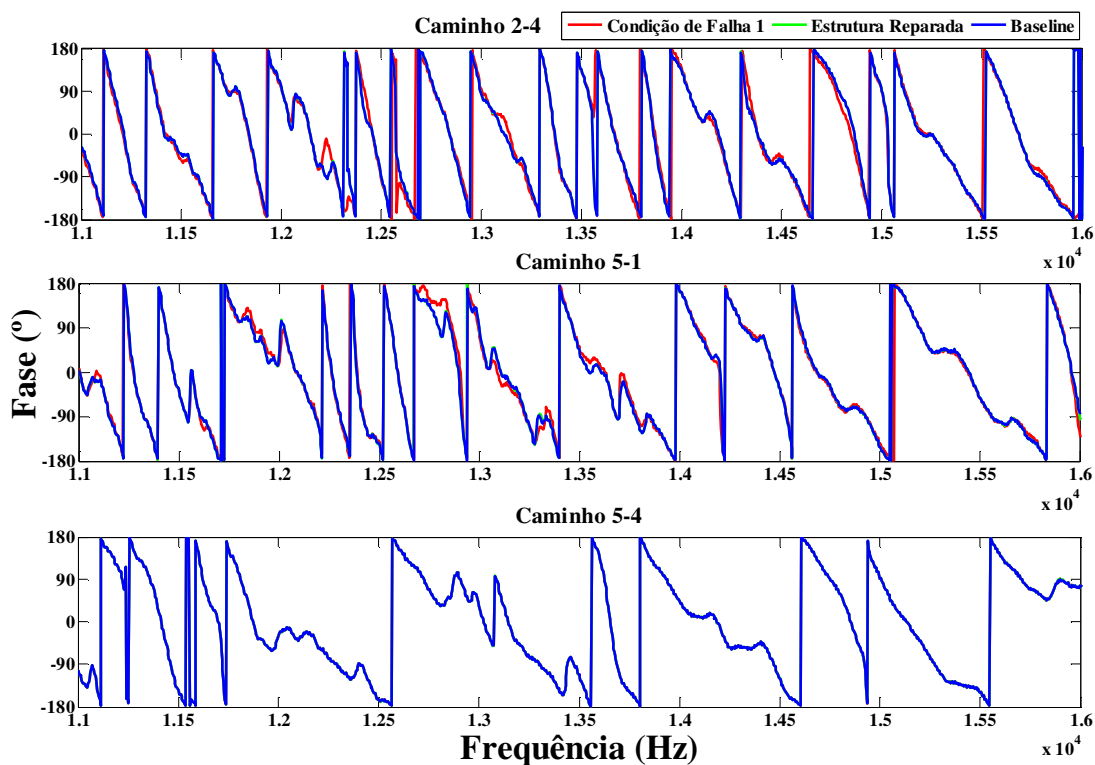


Figura 6.97. Fase obtida para alguns caminhos da Condição de Falha 1.

Nota-se que a fase da estrutura reparada é praticamente a mesma da estrutura sem falha (baseline). Para facilitar a comparação, aplica-se um comando no gráfico da fase que elimina os saltos  $2\pi$  do gráfico de fase angular (remove a descontinuidade  $2\pi$  da fase angular). O comando utilizado, através do software MATLAB<sup>®</sup>, é o comando “*unwrap*”. Ele elimina cada salto  $2\pi$  ao longo da fase, gerando uma linha aproximadamente reta. A figura (6.98) mostra as mesmas fases da figura anterior, para os mesmos caminhos, depois de aplicado o comando “*unwrap*”. Para uma melhor visualização, a figura (6.99) mostra as mesmas fases, em um intervalo de frequência menor (12 a 14kHz). Nota-se uma diferença entre as fases da estrutura na Condição de Falha 1 e da estrutura baseline. Novamente, a fase da estrutura reparada é praticamente a mesma da estrutura sem falha (baseline).

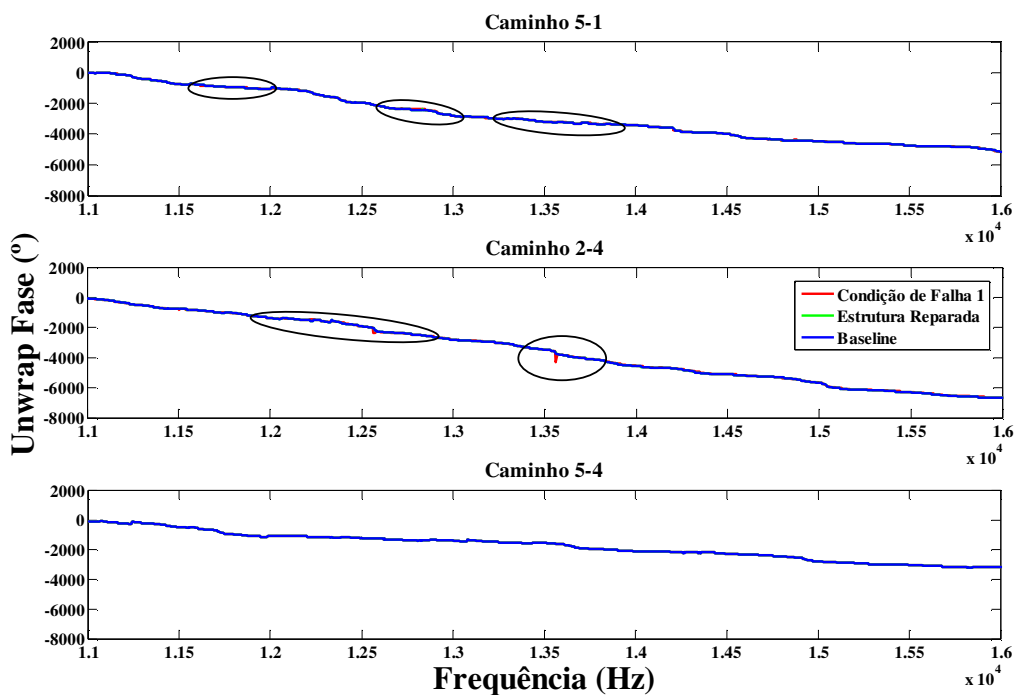


Figura 6.98. Fases obtidas para alguns caminhos da Condição de Falha 1 após aplicação do comando “*unwrap*”.

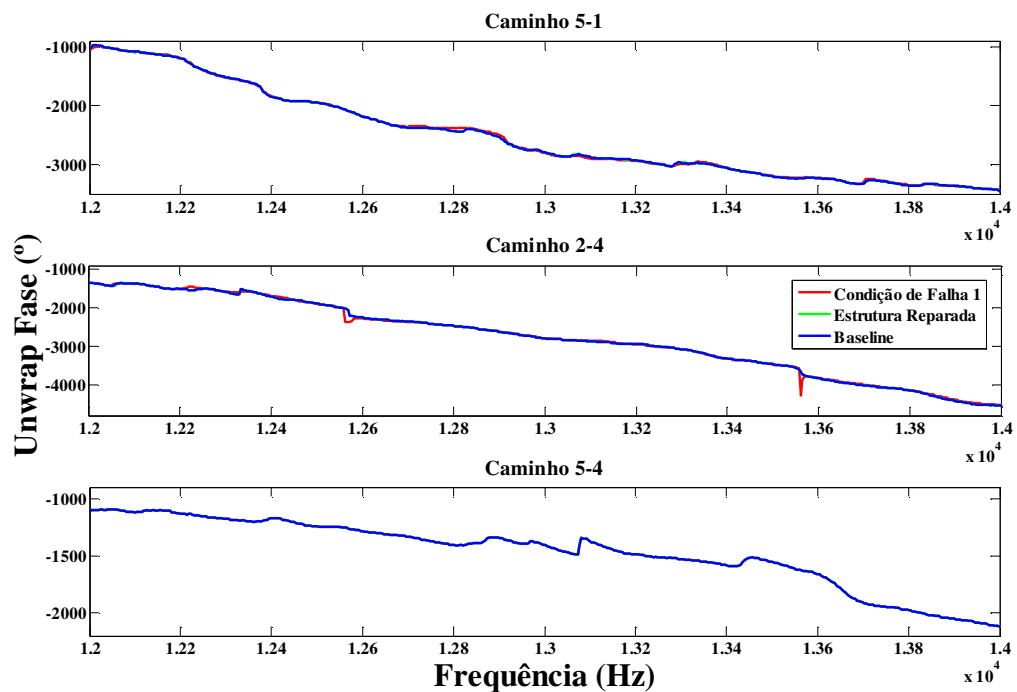


Figura 6.99. Fases obtidas para alguns caminhos da Condição de Falha 1 após aplicação do comando “*unwrap*”- menor intervalo de frequência (12 a 14kHz).

Observando-se as figuras (6.97), (6.98) e (6.99), nota-se que, quando a estrutura é submetida à Condição de Falha 1, o caminho 5-1 e o caminho 2-4 possuem fases com características diferentes em relação a fase do sinal baseline e a fase da estrutura reparada, enquanto que para o caminho 5-4 as fases, tanto para a Condição de Falha 1, quanto para a estrutura reparada, as fases são iguais as fases do sinal baseline.

Para a identificação de falhas utilizando a análise de fase, é necessária a utilização de um índice de falha. Sendo assim, propõe-se um índice de falha baseado no valor RMS (raiz média quadrática) da curva obtida pela diferença entre as fases da estrutura submetida a uma condição estrutural desconhecida e as fases obtidas através do sinal de referência para estrutura sem falha (baseline).

Esta diferença é calculada para cada ponto de frequência tomado na aquisição dos sinais e o índice de falha é calculado para cada caminho mostrado na tabela (6.5). A figura (6.100) mostra as curvas obtidas através da diferença entre as fases para o caso da figura (6.98) (Condição de Falha 1). Nota-se que para o caminho 5-4, por exemplo, a diferença entre as fases obtidas na Condição de Falha 1 e o sinal baseline é praticamente nula, indicando a ausência de falha naquele caminho. Para os caminhos 2-4 e 5-1, a diferença não é nula. Para o caso da estrutura reparada, a diferença das fases é praticamente nula.

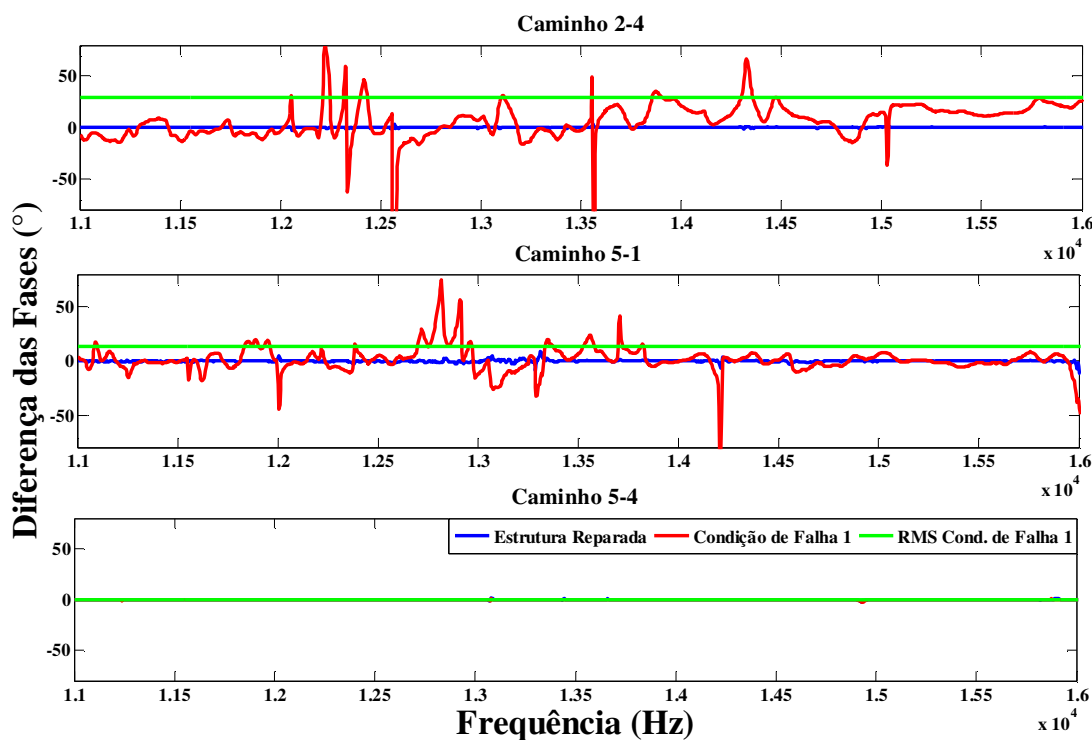


Figura 6.100. Diferença das fases para a Condição de Falha 1 e estrutura reparada

O valor RMS da diferença das fases de cada caminho para a Condição de Falha 1 e para a estrutura reparada foi utilizado para caracterizar a situação estrutural e, através da configuração proposta para o painel aeronáutico, foi possível localizar a falha. A figura (6.101a) mostra os índices para a Condição de Falha 1. A figura (6.101b) mostra os índices obtidos para cada caminho na condição de estrutura reparada. Nota-se que os valores são próximos de zero.

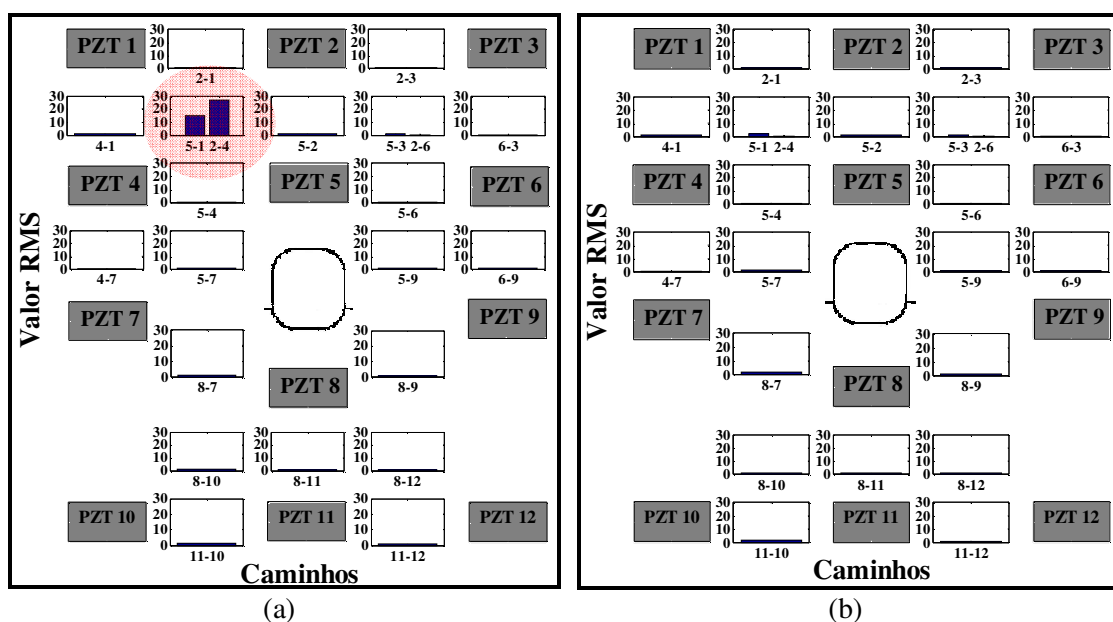


Figura 6.101. Valores RMS computados para (a) Condição de Falha 1 e (b) estrutura reparada.

#### 6.5.4. Conclusões para o Experimento 5

O painel aeronáutico é uma estrutura complexa. Inicialmente foi definida a faixa de frequência de excitação. Na sequência, vários testes foram realizados para se comprovar a metodologia para este tipo de estrutura.

A configuração apresentada para o painel aeronáutico possibilitou a localização precisa da falha na superfície da placa, para cada condição de falha analisada. Nota-se que, nas figuras apresentadas, tanto para a parte interna, quanto para a parte externa do painel, as falhas simuladas estão localizadas exatamente nas regiões identificadas pela metodologia apresentada.

Na maioria das condições de falhas analisadas, os índices foram capazes de detectar a presença da falha na estrutura e o Índice de Falha Métrica obteve os melhores resultados. Em

alguns casos, alguns dos índices demonstraram um falso diagnóstico da falha. Para a sequência deste trabalho, propõe-se adotar um valor limite, “*threshold*”, ou seja, determinação de um valor mínimo, no qual qualquer índice abaixo desse valor significa a ausência da falha na estrutura. Com isso, diminui-se a ocorrência de falsos positivos no diagnóstico de falhas.

Para o caso da identificação de falhas na região interna do painel aeronáutico, verificou-se que a presença do reforçador não influenciou na detecção da falha apenas diminuiu a sensibilidade dos valores obtidos. Isso ocorreu devido a onda se propagar simetricamente através da espessura do painel aeronáutico, se propagando tanto na região externa quanto na região interna do painel aeronáutico.

A análise da fase consta de um método alternativo para identificação de falhas estruturais utilizando a FRF do sinal e a metodologia das ondas de Lamb. Para essa análise, um índice de falha foi proposto. Esse índice consta do valor RMS da curva obtida pela diferença entre as fases da estrutura saudável e da estrutura em uma determinada condição de falha. Se em determinado caminho não houver falha, a diferença entre as fases é próxima de zero, o que faz com que o valor RMS seja, também, próximo de zero, diferentemente para um caminho que contenha falha. O valor RMS da diferença entre as fases é um índice simples e é capaz de identificar a presença da falha na estrutura, como pode ser visto na figura (6.100). A identificação de falhas foi realizada apenas para a Condição de Falha 1, sendo que a identificação para as outras condições de falha é semelhante.

Com isso, conclui-se que, quando se tratar de um painel aeronáutico ou de uma estrutura considerada complexa, é necessário fazer uma análise da coerência dos sinais, a fim de se determinar a melhor faixa de frequência para análise. É importante também, a utilização de mais de um índice de falha, pois alguns índices podem provocar um falso diagnóstico da falha. No caso do painel aeronáutico, a utilização do Índice de Falha Métrica forneceu os resultados mais claros, isto é, melhor visualização da condição de falha.

## CAPÍTULO 7. CONSIDERAÇÕES FINAIS E PRÓXIMAS ETAPAS

Este trabalho apresenta o estudo e desenvolvimento de uma técnica de Monitoramento da Integridade Estrutural, para identificação e caracterização de falhas estruturais baseada na metodologia das ondas de Lamb utilizando materiais piezelétricos como sensores e atuadores. Ondas de Lamb são uma forma de perturbação elástica que se propaga guiada entre duas superfícies paralelas livres, tais como as superfícies superior e inferior de uma placa, viga ou casca. Ondas de Lamb são formadas quando o atuador excita a superfície da estrutura com um pulso depois de receber um sinal. Quando uma onda propaga na superfície de uma placa, ela chega em um PZT sensor por diferentes caminhos. Um caminho é quando a onda atinge o sensor diretamente, ou seja, sem obstáculos no caminho em que ela se propaga. Outro caminho possível é quando a onda chega ao sensor após se propagar sobre descontinuidades existentes na superfície da estrutura. Com as várias características dos sinais recebidos e com o uso de certas técnicas de processamento de sinais, essas falhas podem ser detectadas e localizadas, e assim, é possível realizar a ação correta tentando evitar a total falha da estrutura. Nesse contexto, diferentes testes experimentais foram realizados em diferentes tipos de estruturas. Redes de sensores e atuadores piezelétricos foram acopladas na superfície destas estruturas, a fim de se fazer a configuração das ondas de Lamb. Os PZTs atuadores excitaram a estrutura em altas faixas de frequência, excitando os primeiros modos das ondas de Lamb. Diferentes tipos de falhas estruturais foram simulados, através do aumento de massa, alteração da rigidez, através de cortes na borda da estrutura e afrouxamento de parafusos. Quatro índices de falha foram utilizados para detectar a presença do dano na estrutura, são eles: Root-Means-Square Deviation (RMSD), Índice de Falha Métrica (IFM), Norma  $H_2$  e Correlation Coefficient Deviation (CCDM). Estes índices foram computados no domínio da frequência através da FRF. Os resultados obtidos mostraram a viabilidade do método das ondas de Lamb na utilização de um sistema de monitoramento da integridade estrutural utilizando materiais inteligentes como atuadores e sensores.

A determinação de um valor “*threshold*” é sempre necessária e é realizada através da experiência do responsável pelo monitoramento/manutenção da estrutura. A utilização de um valor “*threshold*” determina a severidade de falha abaixo da qual não se considera que a estrutura esteja danificada. Isso é realizado devido ao fato de que a manutenção de equipamentos e máquinas pode ser de alto custo, sendo que a estrutura deve ser retirada de funcionamento apenas quando necessário. Sendo assim, torna-se importante saber qual a

severidade da falha que determina uma condição de parada obrigatória, pois a estrutura pode ser retirada de funcionamento devido a um alarme de uma falha que não influenciará na estrutura. É importante saber que a propagação dessa falha deve ser monitorada, para que se identifique o momento certo de parada.

Para a continuação desse trabalho, sugere-se a realização da identificação de falhas em estruturas compósitas. Para esse fim, diferentes tipos de sinais serão enviados pelo atuador, tais como o pulso senoidal e senoidal janelado (em uma única frequência), para que cada modo da onda de Lamb possa ser excitado separadamente. O método do pulso-eco (“*pulse-echo*”) pode, também, ser utilizado como uma forma de complementação do método utilizado neste trabalho (“*pitch-catch*”). Através desse método, uma localização mais precisa da falha pode ser realizada, através da análise do tempo em que a onda reflete na falha. Além disso, uma análise da estrutura submetida a condições ambientais variáveis, tais como variação de temperatura, também pode ser realizada.

Por se tratar de um estudo preliminar, uma análise estatística e de confiabilidade dos resultados deve ser implementada no futuro, a fim de se tornar um sistema de monitoramento estrutural aplicável na prática.

## REFERÊNCIAS

ACHENBACH, J.D. **Wave propagation in solids**, New York: North-Holland, 1999.

ADAMS, R.D.; CAWLEY, P.; PYE, C.J.; STONE, B.J. A vibration technique for non-destructively assessing the integrity of structures. **Journal of Mechanical Engineering Science**, USA, v. 20, n.2, p. 93-100, 1978.

AFOLABI, D. An anti-resonance technique for detecting structural damage. In: 5<sup>TH</sup> INTERNATIONAL MODAL ANALYSIS CONFERENCE-IMAC, 5, 1987, **Proceedings...**, England, London, UK, 1987, p. 491–495.

AKHRAS, G. Smart materials and smart systems for the future. **Canadian Military Journal**, Canada, v. 1, n. 3, p. 12-28, 2000.

AKTAN, A.E.; LEE, K.L.; CHUNTAVAN, C.; AKSEL, T. Modal testing for structural identification and condition assessment of constructed facilities. In: INTERNATIONAL MODAL ANALYSIS CONFERENCE - IMAC, 12, 1994, Honolulu, Hawaii, 1994, **Proceedings...** p. 462–468.

ALLEYNE, D.; CAWLEY, P. Optimization of lamb wave inspection techniques. **NDTE International**, USA, v. 25, n.1, p. 11–22, 1992.

ALLEYNE, D.N.; CAWLEY, P. The interaction of lamb waves with defects, IEEE Transactions on Ultrasonics. **Ferroelectrics and Frequency Control**, USA, v. 39, n.3, p. 381–397, 1992.

ALLEYNE, D.N.; CAWLEY, P. Long range propagation of lamb waves in chemical plant pipework, **Materials Evaluation**, USA, v. 55, n. 4, p. 504–508, 1997.

ALLEYNE, D.N.; PAVLAKOVIC, B.; LOWE, M.J.S.; CAWLEY, P. Rapid long range inspection of chemical plant pipework using guided waves. **Review of Progress in QNDE**, v. 20, Bowdoin College, Brunswick, Maine USA, n...., p.180–187, 2001.



ANDREWS, J.P.; PALAZOTTO, A.N.; DESIMIO, M.P. E OLSON, S.E. Lamb wave propagation in varying isothermal environments. **Structural Health Monitoring**, USA, v. 7, n. 3, p. 265-270, 2008.

AYRES, J.W. **Qualitative health monitoring and incipient damage inspection/evaluation**. 1996. Thesis (Master) - Virginia Polytechnic Institute, State University – CIMSS, Virginia, USA, 1996.

BADCOCK, R.A.; BIRT, E.A. The use of 0–3 piezocomposite embedded Lamb wave sensors for detection of damage in advanced fibre composites. **Smart Material and Structures**, USA, v. 9, n...., p. 291–297, 2000.

BAMNIOS, Y.; DOUKA, E.; TROCHIDIS, A. Crack identification in beam structures using mechanical impedance. **Journal of Sound and Vibration**, UK, v. 256, n. 2, p. 287–297, 2002.

BANKS, H.T.; INMAN, D.J.; LEO, D.J.; WANG, Y. An experimentally validated damage detection theory in smart structures. **Journal of Sound and Vibration**, UK, v. 191, n.5, p. 859-880, 1996.

BARAI, S.V.; PANDEY, P.C. Time-delay neural networks in damage detection of railway bridges. **Advances in Engineering Software**, UK, v. 28, n. 1, p. 1–10, 1997.

BAR-COHEN, Y. In-service NDE of aerospace structures emerging technologies and challenges at the end of the 2<sup>nd</sup> millennium, **NDT.net**, Germany, Kirchwald, v. 4, n. 9, p. 1–21, 1999.

BARONI, D.B. **Desenvolvimento de uma técnica ultra-sônica para medida de porosidade em pastilhas de UO<sub>2</sub>**, 2008, 97 f. Dissertação (Mestrado em Ciência em Engenharia Nuclear) Instituto de Engenharia Nuclear da Comissão Nacional de Energia Nuclear, Rio de Janeiro – RJ, 2008.

BASSEVILLE, M.; ABDELGHANI, M.; BENVENISTE, A. Subspace-based fault detection algorithms for vibration monitoring. **Automatica**, USA, v. 36, n. 1, p. 101–109, 2000.

BERGLAND, G.D.A Guided tour of the fast fourier transform, **IEEE Spectrum**, USA, v. 6, n. 7, p. 41-52, 1969.

BERNAL, D. Load vectors for damage localization. **Journal of Engineering Mechanics**, USA, v. 128, n. 1, p. 7–14, 2002.

BERTHELOT, J.M.; SEFRANI, Y. Damping analysis of unidirectional glass and kevlar fibre composites. **Composites Science and Technology**, USA, v. 64, n. 9, p. 1261–1278, 2004.

BETTI, R. Dynamic methods for damage detection in structures. In: BETTI, R. **Advanced course on dynamic methods for damage detection in structures**. Udine: CISM (Centre International des Sciences Mécaniques), Italy, 2005.

BHAT, N. **Delamination growth in graphite/epoxy composite laminates under tensile load**. Thesis (PhD) - Dept. of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA, 1994.

BIRT, E.A.; BADCOCK, R.A. The use of 0-3 piezocomposite embedded Lamb wave sensors for detection of damage in advanced fibre composites. **Smart Materials and Structures**; v. 9, n. ..., p. 291-297, 2000.

BIRT, E.A.; Damage detection in carbon-fibre composites using ultrasonic Lamb waves. **Non-Destructive Testing and Condition Monitoring**, UK, v. 40, n. ..., p. 335-339, 1998.

BONFIGLIOLI, B.; STRAUSS, A.; PASCALE, G.; BERGMEISTER, K. Basic study of monitoring on fibre reinforced polymers: theoretical and experimental study. **Smart Materials and Structures**, USA, v. 14, n. ..., p. 12–23, 2005.

BRENNAM, M.J.; DAY, M.J.; ELLIOTT, S.J.; PINNINGTONR. J. Piezoelectric actuators and sensors. In: IUTAM SYMPOSIUM OF THE ACTIVE CONTROL OF VIBRATION. **Proceedings...** 1994, Bath. p. 1-7.

CARDEN, E.P.; FANNING, P. Vibration based conditioning monitoring: a review. **Structural Health Monitoring**, USA, v. 3, n. 4, p. 355–377, 2004.

CASTELLINI, P.; WILLEMANN, D.P.; REVEL, G.M. Application of a laser doppler vibrometry for structural diagnostics on composite panels. In: INTERNATIONAL MODAL ANALYSIS CONFERENCE – IMAC, 23, Orlando. **Procesgings...**, Florida, USA, n. 371, 2005.

CAWLEY, P. Long range inspection of structures using low frequency ultrasound. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON STRUCTURAL DAMAGE ASSESSMENT USING ADVANCED SIGNAL PROCESSING PROCEDURES – DAMAS, 2, 1997, **Proceedings...** Sheffield, England, UK, 1997. p. 1–17.

CAWLEY, P.; ADAMS, R.D. The location of defects in structures from measurements of natural frequencies. **Journal of Strain Analysis**, UK, v. 14, n. 2, p. 49-57, 1979.

CERRI M. N.; RUTA G. C. Detection of localized damage in plane circular arches by frequency data. **Journal of Sound and Vibration**, UK, v. 270, n..., p. 39-59, 2003.

CERRI, M.N.; VESTRONI, F. Detection of damage in beams subjected to diffused cracking. **Journal of Sound and Vibration**, UK, v. 234, n. 2, p. 259–276, 2000.

CHANDRASHEKHAR, M.; GANGULI R. Structural damage detection using modal curvature and fuzzy logic. **Structural Health Monitoring**, USA, v. 8, n. 4, p. 267-282, 2009.

CHEN, H.G.; YAN, Y.J.; CHEN, W.H.; JIANG, J.S.; YU, L.; WU, Z.Y. Early damage detection in composite wingbox structures using Hilbert-Huang transform and genetic algorithm. **Structural Health Monitoring**, USA, v. 6, n. 4, p. 281-297, 2007.

CHIANG, D.Y.; LAI, W.Y. Structural damage detection using the simulated evolution method. **AIAA Journal**, UK, v. 37, n. 1, p. 1331–1333, 1999.

CHIMENTI, D.E.; MARTIN, R.W. Nondestructive evaluation of composite laminates by leaky Lamb waves. **Ultrasonics**, USA, v. 29, n. 1, p. 13–21, 1991.

CHINCHALKAR, S. Determination of crack location in beams using natural frequencies. **Journal of Sound and Vibration**, UK, v. 247, n. 3, p. 417–429, 2001.

CHOI, S.; STUBBS, N. Damage identification in structures using the time-domain response. **Journal of Sound and Vibration**, UK, v. 275, n..., p. 577–590, 2004.

CLARK, R.L.; SAUNDERS, W.R.; GIBBS, G.P. **Adaptive structures: dynamics and control**. New York: John Wiley & Sons, Inc, 1998.

COOLEY, J.W.; TURKEY, J.W. An algorithm for the machine calculation of complex Fourier series. **Mathematics of Computation**, USA, v. 19, n. 90, p. 297-301, 1965.

CRAWLEY, E. F.; DE LUIS, J. Use of piezoelectric actuators as elements of intelligent structures. **AIAA Journal**, UK, v. 25, n. 10, p. 1373-1385, 1987.

DALTON, R.P.; LOWE, M. J.S.; CAWLEY, P. Propagation of guided waves in aircraft structures, **Review of Progress in QNDE**, USA, v. 19, n..., p. 225–232, 2000.

DALTON, R.P. CAWLEY, P.; LOWE, M.J.S. The potential of guided waves for monitoring large areas of metallic aircraft structure. **Journal of Nondestructive Evaluation**, USA, v. 20, n. 1, p. 29–46, 2001.

DEMER L.J.; FENTNOR L.H. Lamb wave techniques in nondestructive testing. **International Journal of Nondestructive Testing**, USA, v. 1, n..., p. 251–283, 1969.

DIAMANTI, K.; HODGKINSON, J.M.; SOUTIS, C. Detection of low-velocity impact damage in composite plates using Lamb waves. **Structural Health Monitoring**, USA, v. 3, n. 1, p. 33–41, 2004.

DILENA, M.; MORASSI, A. The use of anti-resonances for crack detection in beams. **Journal of Sound and Vibration**, UK, v. 276, n..., p. 195–214, 2004.

DIMAROGONAS, A. D. vibration of cracked structures: a state of the art review. **Engineering Fracture Mechanics**, USA, v. 55, n. 5, p. 831-857, 1996.

DOEBLING, S.W.; FARRAR, C.F.; PRIME, M.B.; SHEVITS, D.W. **Damage identification and health monitoring of structural and mechanical systems from changes in their vibration characteristics: a literature review**, Los Alamos National Laboratory Report LA13070-MS, USA, 1996. 134p.

DOEBLING, S.W.; FARRAR, C.R.; PRIME, M.B. A summary review of vibration-based damage identification methods. **The Shock and Vibration Digest**, UK, Thousand Oaks, v. 30, n. 2, p. 91-105, 1998.

DOSCH, J.J. INMAN, D.J.; GARCIA, E. Self-sensing piezoelectric actuator for collocated control. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures**, USA, v. 3, n. 1, p. 166-185, 1992.

DOYLE, J.F. **Wave propagation in structures**, 2nd ed, New York: Springer, 1997.

DUTTA, D.; SOHN, H.; HARRIES, K.; RIZZO, P. A nonlinear acoustic technique for crack detection in metallic structures. **Structural Health Monitoring**, USA, v. 8, n. 3, p. 251-262, 2009.

EWINS, D.J. **Modal testing: theory and practice**. UK: Research Studies Press, Ltd, 1984.

FANNING, P.; CARDEN, E.P. A damage detection algorithm based on SISO measurements. **ASCE Journal of Engineering Mechanics**, USA, v. 29, n. 2, p. 202-209, 2003.

FARRAR, C.R.; BAKER, W.E.; BELL, T.M.; CONE, K. M.; DARLING, T.W.; DUFFEY, T.A.; EKLUND, A.; MIGLIORI, A. **Dynamic characterization and damage detection in the i-40 bridge over the Rio Grande**, Los Alamos: National Laboratory Report LA-12767-MS, USA, 1994.

FARRAR, C.R.; SOHN, H.; ROBERTSON, A.N. Applications of nonlinear system identification to structural health monitoring. In: **EUROPEAN WORKSHOP ON**

STRUCTURAL HEALTH MONITORING: FORUM AM DEUTSCHEN MUSEUM, 2, 2004, Munich. **Proceedings...** Germany, 2004. p. 59–67.

FARRAR, C.R.; DOEBLING, S.W. Damage detection II: field applications to large structures. In: SILVA, J.M.M.; MAIA, N.M.M. (Ed.), **Modal analysis and testing** Netherlands: Kluwer Academic Publishers, 1999 (Nato Science Series)..

FLYNN, E.; TODD, M. Optimal placement of piezoelectric actuators and sensors for detecting damage in plate structures. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures**, USA, v...., n...., p. 1-10, 2009.

FRANCO, V.R.; BUENO, D.D.; MARQUI, C.R.; LOPES JUNIOR, V. Damage detection in smart structures using Lamb waves. In: BRAZILIAN CONFERENCE ON DYNAMICS, CONTROL AND THEIR APPLICATION - DINCON, 6, 2007, São José do Rio Preto. **CD-ROM**. São José do Rio Preto, Brazil, 2007.

FRANCO, V.R., BUENO, D.D.; BRENNAN, M.J., CAVALINI JR., A.A.; GONSALEZ, C.G.; LOPES JR, V. Experimental damage location in smart structures using Lamb waves approaches. In: BRAZILIAN CONFERENCE ON DYNAMICS, CONTROL AND THEIR APPLICATIONS – DINCON, 8, 2009, Bauru. **CD-ROM**. Bauru, Brazil, 2009.

FRISWELL, M.I.; PENNY, J.E.T. The practical limits of damage detection and location using vibration data. In: VPI&SU SYMPOSIUM ON STRUCTURAL DYNAMICS AND CONTROL, 11, 1997, Blacksburg, VA. **Proceedings...** Blacksburg, 1997. p. 1-10.

FRISWELL, M.I.; PENNY, J.E.T.; GARVEY, S.D. A combined genetic and eigensensitivity algorithm for the location of damage in structures. **Computers and Structures**, USA, v. 69, n...., p. 547-556, 1998.

FRISWELL, M.I.; PENNY, J.E.T.; WILSON, D.L. Using vibration data and statistical measures to locate damage in structures. **Modal Analysis: the International Journal of Analytical and Experimental Modal Analysis**, USA, v. 9, n. 4, p. 239-254, 1994.

FRISWELL, M.I.; PENNY, J.E.T. Damage location using vibration measurements practical. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON DAMAGE ASSESSMENT OF STRUCTURES – DAMAS, 5, University of Sheffield, UK, 1997. **Proceedings...**Sheffield: Sheffield Academic Press Ltd., 1997. p. 351–362.

FRITZEN, C.P.; MENGELKAMP, G.; GUEMES, A.A CFRP Plate with piezoelectric actuators and sensors as self-diagnosing intelligent structure. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON NOISE AND VIBRATION ENGINEERING – ISMA, 11, 2002, Leuven. **Proceedings...**Belgium, 2002. p. 185–191.

FURTADO, R.M.; LOPES JR.; V. Localização de falhas estruturais usando sensores e atuadores piezoelétricos e redes neurais artificiais. In: CONGRESSO NACIONAL DE ENGENHARIA MECÂNICA – CONEM, 2, 2002. **Anais...** João Pessoa, Paraíba, Brasil, 2002.

GACHAGAN, A.; HAYWARD, G.; MCNAB, A.; REYNOLDS, P.; PIERCE, S.G.; PHILP, W.R.; CULSHAW, B. Generation and reception of ultrasonic guided waves in composite plates using conformable piezoelectric transmitters and optical-fiber detectors. **IEEE Transactions On Ultrasonics, Ferroelectrics, And Frequency Control**, USA, v. 46, n. 1, p. 72-81, 1999.

GAWRONSKI, W. **Dynamics and control of structures: a modal approach**, 1. Ed. New York: Springer Verlag, 1998.

GHOSHAL, A.; SUNDARESAN, M.J.; SCHULZ, M.J.; PAI, P.F. Structural health monitoring techniques for wind turbine blades. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, UK, v. 85, n. 3, p. 309–324, 2000.

GIURGIUTIU, V.; CUC, A. Embedded non-destructive evaluation for structural health monitoring, damage detection, and failure prevention. **The Shock and Vibration Digest**, UK, v. 37, n. 2, p. 83-105, 2005.

GAWRONSKI, W K.; SAWICKI, J.T. Structural damage detection using modal norms. **Journal of Sound and Vibration**, UK, v. 229, n. 1, p. 194-198, 2000.

GIURGIUTIU, V. Tuned lamb wave excitation and detection with piezoelectric wafer active sensors for structural health monitoring. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures**, USA, v. 16, n. 4, p. 291–305, 2005.

GIURGIUTIU, V.; BAO, J.; ZHAO, W. Piezoelectric-wafer active-sensor embedded ultrasonics in beams and plates. **Experimental Mechanics**, USA, v. 42, n. 4, p. 428–449, 2003.

GIURGIUTIU, V.; ZAGRAI, A.; BAO, J.J. Piezoelectric wafer embedded active sensor for aging aircraft structural health monitoring. **Structural Health Monitoring**, USA, v. 1, n. 1, p. 41–62, 2002.

GIURGIUTIU, V.; ZAGRAI, A.N.; BAO, J.; REDMOND, J.; ROACH, D.; RACKOW, K. Active sensors for health monitoring of aging aerospace structures. **International Journal of the Condition Monitoring and Diagnostic Engineering Management**, USA, v. 5, n. 3, 2002.

GRAFF, K.F. **Wave motion in elastic solids**, New York: Dover Publications, Inc, USA, 1991.

GRISSE, B.J.; MARTIN, L.A.; INMAN, D.J. A Wireless active sensing system for impedance-based structural health monitoring. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON MODAL ANALYSIS – IMAC, 23, 2005, Orlando. **Proceedings...**Florida, USA, n. 236, 2005.

GRISSE, B.J.; PEAIRS, D.M.; INMAN, D.J. Impedance-based health monitoring of composites. In: INTER-NATIONAL MODAL ANALYSIS CONFERENCE –IMAC, 22, 2004, Michigan. **Proceedings...** Michigan, USA, n. 274, 2004.

GU H.; WANG, M.L. A monolithic interdigitated PVDF transducer for Lamb wave inspection. **Structural Health Monitoring**, USA, v. 8, n. 2, p.137-148, 2009.

GUILLAUME, P.; PARLOO, E.; VERBOVEN, P.; DE SITTER, G. An inverse method for the identification of localized excitation sources. In: INTERNATIONAL MODAL



ANALYSIS CONFERENCE – IMAC, 20, 2002, California. **Proceedings...** California, 2002. p. 1382–1388.

GUTSCHMIDT, S.; CORNWELL, P.J. Statistical confidence bounds for structural health monitoring. In: INTERNATIONAL MODAL ANALYSIS CONFERENCE – IMAC, 19, 2001, Florida. **Proceedings...** Florida, 2001. p. 193–198.

HALL, S.R. The effective management and use of structural health data. In: INTERNATIONAL WORKSHOP ON STRUCTURAL HEALTH MONITORING, 2, 1999, Stanford University, **Proceedings...** Stanford, 1999a. p. 265-275.

HALL, S.R.; CONQUEST, T.J. The total data integrity initiative structural health monitoring, the next generation. In: USAF ASIP CONFERENCE. 2, 1999, Melbourne. **Proceedings...** Melbourne, 1999b.

HAMEY, C.S.; LESTARI, W.; QIAO, P.; SONG, G. Experimental damage identification of carbon/epoxy composite beams using curvature mode shapes. **Structural Health Monitoring**, USA, v. 3, n. 4, p. 333–353, 2004.

HAN, J.; Kim, C.; Kim, J. The propagation of Lamb waves in a laminated composite plate with a variable stepped thickness. **Composite Structures**, USA, v. 76, n. 4, p. 388-396, 2005.

HANAGUD, S.; LUO, H. Damage detection and health monitoring based on structural dynamics, **Structural Health Monitoring**, USA, California, USA, v..., n..., p. 715–726, 1997.

HATEM, T.M.; FOUTOUH, M.N.A.; NEGM, H.M. Application of genetic algorithms and neural networks to health monitoring of composite structures. In: EUROPEAN WORKSHOP ON STRUCTURAL HEALTH MONITORING: FORUM AM DEUTSCHEN MUSEUM, 2, 2004, Munich. **Proceedings...** Munich, 2004. p. 616–623.

HE, J.; EWINS, D.J. Analytical stiffness matrix correlation using measured vibration modes. **Modal Analysis: The International Journal of Analytical and Experimental Modal Analysis**, USA, v.1, n.3, p. 9–14, 1985.

HE, Y.; GUO, D.; CHU, F. Using genetic algorithms to detect and configure shaft crack for rotor-bearing system. **Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering**, USA, p. 5895-5906, 2001.

HO, Y.K.; EWINS, D.J. On the structural damage identification with mode shapes. In: EUROPEAN COST F3 CONFERENCE ON SYSTEM IDENTIFICATION AND STRUCTURAL HEALTH MONITORING, 2000, Madrid. **Proceedings...** Madrid, 2000. p. 677–686.

HU, N.; SHIMOMUKAI, T.; FUKUNAGA, H.; SU, S. Damage identification of metallic structures using A0 mode of Lamb waves. **Structural Health Monitoring**, USA, v.7; 2008. 271 p.

HUNT, D.L. Application of an enhanced coordinate modal assurance criterion. In: 10<sup>TH</sup> INTERNATIONAL MODAL ANALYSIS CONFERENCE – IMAC, 10, 1992, California. **Proceedings...**California, 1992, p. 66–71.

IKEDA, T. **Fundamentals of piezoelectricity**, UK: Oxford science publications, 1996.

INMAN, D. J. Smart structures: examples and new problems. In: CONGRESSO BRASILEIRO DE ENGENHARIA MECÂNICA – COBEM, 16, 2001, Uberlândia. **Anais...**Uberlândia: ABCM, 2001. p. 26-30.

INMAN, D.J.; FARRAR, C.R.; LOPES JR, V.; STEFFEN JR, V. **Damage prognosis for aerospace, civil and mechanical systems**, England: John Wiley & Sons Ltd, 2005.

JOHNSON, T.J.; BROWN, R.L.; ADAMS, D.E.; SCHIEFER, M. Distributed structural health monitoring with a smart sensor array. **Mechanical Systems and Signal Processing**, USA, v. 18, p. 555–572, 2004.

KABEYA, K. **Structural health monitoring using multiple piezoelectric sensors and actuators**. Thesis (Master), Virginia Polytechnic Institute and State University, VA, 1998. 83p.

KAMINSKI, P.C. **Um sistema de diagnóstico de falhas estruturais baseado em redes neurais artificiais e frequências naturais**. 1997 .139p. Tese (Livre Docência), Escola Politécnica da USP, São Paulo , 1997.

KESSLER, S.S. **Piezoelectric-based in-situ damage detection of composite materials for structural health monitoring systems**, 2002. 200 f. Thesis (Doctorate), Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, 2002.

KEYE, S.; ROSE, M.; SACHAU, D. Localizing delamination damages in aircraft panels from modal damping parameters. In: INTERNATIONAL MODAL ANALYSIS CONFERENCE – IMAC, 19, 2001, Florida. **Proceedings...**Florida, 2001. p. 412–417.

KIM, B.H.; STUBBS, N.; PARK, T. Flexural damage index equations of a plate. **Journal of Sound and Vibration**, UK, v. 283, v. 3-5, p. 341–368, 2005.

KISA, M. Free vibration analysis of a cantilever composite beam with multiple cracks. **Composites Science and Technology**, USA, v. 64, n. 9, p. 1391–1402, 2004.

KRAWCZUK, M. Application of spectral beam finite element with a crack and iterative search technique for damage detection. **Finite Elements in Analysis and Design**, USA, v. 38, n. 6, p. 537- 548, 2002.

KRAWCZUK, M.; OSTACHOWICZ, W.; KAWIECKI, G. Detection of delaminations in cantilevered beams using soft computing methods. In: EUROPEAN COST F3 CONFERENCE ON SYSTEM IDENTIFICATION AND STRUCTURAL HEALTH MONITORING, 2000, Madrid. **Proceedings...**Madrid, 2000, p. 243–252.

KUNDU, T.; DAS, S.; JATA, K.V. Health monitoring of a thermal protection system using Lamb waves. **Structural Health Monitoring**, USA, v. 8, n. 1, p. 29-45, 2009.

KYRIAZOGLU, C.; LE PAGE, B.H.; GUILD, F. J. Vibration damping for crack detection in composite laminates. **Composites, Part A: Applied Sciences and Manufacturing**, USA, v. 35, n. 7-8, p. 945–953, 2004.

LAMB, H. On waves in an elastic plate. In: ROYAL SOCIETY OF LONDON, 1917. London. **Proceedings...** London, p. 293–312, 1917.

LAW, S.S.; LU, Z.R. Crack identification in beam from dynamic responses. **Journal of Sound and Vibration**, UK, v. 285, n. 4-5, p. 967–987, 2005.

LAZAROV, B.; TRENDAFILOVA, I. An investigation on vibration- based damage diagnosis in thin plates. In: EUROPEAN WORKSHOP ON STRUCTURAL HEALTH MONITORING: FORUM AM DEUTSCHEN MUSEUM, 2, Munich. **Proceedings...**Munich, 2004. p. 76–82.

LE PAGE, B.H.; GUILD, F.J.; OGIN, S.L.; SMITH, P.A. Finite element simulation of woven fabric composites. **Composites: Part A**, USA, v. 35, v. 7-8, p. 861–872, 2004.

LEE, U.; SHIN, J. A frequency response function-based structural damage identification method. **Computers and Structures**, USA, v. 80, n. 2, p. 117–132, 2002.

LEE, Y.; CHUNG, M. A study on crack detection using eigenfrequency test data. **Computers and Structures**, v. 77, n..., p. 327–342, 2000.

LEE, J.; KIM, S. Structural damage detection in the frequency domain using neural networks. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures**, USA, v. 18, n..., p. 785-792, 2007.

LESTARI, W.E QIAO, P. Application of wave propagation analysis for damage identification in composite laminated beams. **Journal of Composite Materials**, USA, v. 39, n. 22, p. 1967-1984, 2005.

LESTARI, W.; QIAO, P.; HANAGUD, S. Curvature mode shape-based damage assessment of carbon/epoxy composite beams. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures**, USA, v. 18, n..., p. 189-208, 2007.

LIANG, C.; SUN, F.P.; ROGERS, C.A. An impedance method for dynamic analysis of active material system. **Journal of Vibration and Acoustics**, USA, v. 116, n..., p. 121–128, 1994.

LIU, G.R. , CHEN S.C. A novel technique for inverse identification of distributed stiffness factor in structures. **Journal of Sound and Vibration**, UK, v. 261, n. 2, p. 329-349, 2003.

LONG, W. RICE, R.W. Detection of structural damage in medium density fiberboard panels using neural network method. **Journal of Composite Materials**, USA, v. 42, n. 11, p. 1133-1145, 2008.

LOPES JR. V.; PEREIRA, J.A.; INMAN, D.J. Structural FRF acquisition via electric impedance measurement applied to damage location. In: INTERNATIONAL MODAL ANALYSIS CONFERENCE - IMAC, 18, 2000, Texas. **Proceedings...** Texas, 2000a. p. 1549-1555.

LOPES JR.; V.; PARK, G.; CUDNEY, H.H.; INMAN, D.J. Impedance-based structural health monitoring with artificial neural network. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures**, USA, v. 11, n. 3, p. 206-214, 2000b.

LOPES, V. JR.; TURRA, A.E.; MÜLLER, H.H.; BRUNZEL, F.; INMAN, D.J. A new methodology of damage detection by electrical impedance and optimization technique. In: CONFERENCE ON DYNAMIC PROBLEM IN MECHANICS – DINAME, 13, 2001, Florianópolis. **Proceedings...** Florianópolis, 2001. p. 311-316.

LUO, H.; HANAGUD, S. Dynamic learning rate neural network training and composite structural damage detection. **AIAA Journal**, USA, v. 35, n. 9, p. 1522–1527, 1997.

MAHERI, M.R.; ADAMS, R.D. Modal vibration damping of anisotropic frp laminates using the Rayleigh-Ritz energy minimization scheme. **Journal of Sound and Vibration**, UK, v. 259, n. 1, p. 17–29, 2003.

MAIA, N.M.M.; SILVA, J.M.M. **Theoretical and experimental modal analysis**, England: Research Studies Press Ltd., 1997.

MAIA, N.M.M.; SILVA, J.M.M.; ALMAS, E.A.M.; SAMPAIO, R.P.C. Damage detection in structures: from mode shape to frequency response function methods. **Mechanical Systems and Signal Processing**, USA, v. 17, n. 3, p. 489-498, 2003.

MALMONGE, J.A.; MALMONGE, L.F.; FUZARI, G.C.; MALMONGE, S.M.; SAKAMOTO, W.K. Piezo and dielectric properties of PHB-PZT composite. **Polymer Composites**, USA, v. 30, n. 9, p. 1333 - 1337, 2008.

MANNAN, M.A. E RICHARDSON, M.H. Detection and location of structural cracks using FRF measurements. In: INTERNATIONAL MODAL ANALYSIS CONFERENCE –IMAC, 8, 1990, Florida. **Proceedings...**Florida, 1990. p. 652-657.

MARQUI, C.R.; BUENO, D.D.; CORDEIRO, L.; SILVA, C.R.; LOPES JR.; V. Experimental Damage detection using system norms. In: INTERNATIONAL MODAL ANALYSIS CONFERENCE –IMAC, 24, 2006, Missouri. **Proceedings...** Missouri, 2006.

MARWALA, T.; HUNT, H.E.M. Fault identification using finite element models and neural networks. **Mechanical Systems and Signal Processing**, USA, v. 13, n. 3, p. 475–490, 1999.

MARWALA, T. Damage identification using committee of neural networks. **Journal of Engineering Mechanics**, USA, v. 126, n. 1, p. 43–50, 2000.

MELO, G.P.; LEMOS, G.F. Fault diagnosis in rotation system using well conditioned state observer. In: A CONFERENCE ON STRUCTURAL DYNAMICS – IMAC, 22, 2004, Michigan. **Proceedings...** Michigan, 2004.

MESSINA, A.; JONES, I.A.; WILLIAMS, E.J. Damage detection and localization using natural frequency changes. In: CONFERENCE ON IDENTIFICATION, 1, 1992, Cambridge. **Proceedings...** Cambridge, 1992. p. 67–76.

MESSINA, A.; WILLIAMS, E.J.; CONTURSI, T. Structural damage detection by a sensitivity and statistical-based method. **Journal of Sound and Vibration**, UK, v. 216, n. 5, p. 791–808, 1998.

MONNIER, T. Lamb waves-based impact damage monitoring of a stiffened aircraft panel using piezoelectric transducers. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures**, USA, v. 17, n. 5, p. 411–421, 2006.

MONTALVÃO, D.; MAIA, N. M.M.; RIBEIRO, A. M.R. A review of vibration-based structural health monitoring with special emphasis on composite materials. **The Shock and Vibration Digest**, UK, v. 38, n. 4, p. 295-324, 2006.

MONTALVÃO, D.; RIBEIRO, A.M.R.; MAIA, N.M.M.; SILVA, J.M.M. On the estimation of frequency response functions. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON NOISE AND VIBRATION ENGINEERING, ISMA, 23, 2004, Leuven. **Proceedings...**Leuven, 2004. p. 2771–2785.

MORASSI, A. Identification of a crack in a rod based on changes in a pair of natural frequencies. **Journal of Sound & Vibration**, UK, v. 242, n. 4, p. 577–596, 2001.

MOSLEM, K.; NAFASPOUR, R. Structural damage detection by genetic algorithms. **AIAA Journal**, v. 40, n. 7, p. 1395–1401, 2002.

MOURITZ, A.P.; TOWNSEND C.; SHAH KHAN, M.Z. Non-destructive detection of fatigue damage in thick composites by pulse-echo ultrasonics. **Composite Science and Technology**, USA, v. 60, n. 1, p. 23-32, 2000.

NAYFEH, A.H. **Wave propagation in layered anisotropic media with applications to composites**, Amsterdam: Elsevier Science, v. 39, 1995.

NAYFEH, S.A. Damping of flexural vibration in the plane of lamination of elastic-viscoelastic sandwich beams. **Journal of Sound and Vibration**, UK, v. 276, v. 4-5, p. 689–711, 2004.

NICHOLS, J.M.; MONIZ, L.; SEAVER, M.; TRICKEY, S.T. Use of Holder exponents and fiber optic sensing for detecting damage in an experimental plate structure. In: INTERNATIONAL MODAL ANALYSIS CONFERENCE –IMAC, 23, 2005, Florida. **Proceedings...** Florida, 2005, n. 197.

NIKOLAKOPOULOS, P.G.; KATSAREAS, D.E.; PAPADOPOULOS, C.A. Crack identification in frame structures. **Computers and Structures**, USA, v. 64, n. 1-4, p. 1-4, 1997.

OSMONT, D.; DEVILLERS, D.; TAILLADE, F. A piezoelectric based health monitoring system for sandwich plates submitted to damaging impacts. In: EUROPEAN CONGRESS ON COMPUTATIONAL METHODS IN APPLIED SCIENCES AND ENGINEERING, 2000, Barcelona. **Proceedings...**Barcelona, 2000.

OSTACHOWICZ, W.; ZAK, A. Vibration of a laminated beam with delamination including contact effects. **Shock and Vibration**, UK, v. 11, n..., p. 157-171, 2004.

OSTACHOWICZ, W.; KRAWCZUK, M.; CARTMELL, M. The location of a concentrated mass on rectangular plates from measurements of natural vibrations. **Computers and Structures**, USA, v. 80, n. 16-17, p. 1419-1428, 2002.

OSTACHOWICZ, W.; KRAWCZUK, M.; CARTMELL, M.; GILCHRIST, M. Wave propagation in delaminated beam. **Computers and Structures**, USA, v. 82, n.6, p. 475-483, 2004.

PAGET, C.A.; GRONDEL, S.; LEVIN, K.; DELEBARRE, C. Damage assessment in composites by Lamb waves and wavelet coefficients. **Smart Materials and Structures**, USA, v. 12, n. 3, p. 393-40, 2003.

PAI, P.F.; HUANG, L.; HU, J.; LANGEWISCH, D.R. Time-frequency method for nonlinear system identification and damage detection. **Structural Health Monitoring**, USA, v. 7, n. 2, p. 103-127, 2008.

PALACZ, M.; KRAWCZUK, M. Vibration parameters for damage detection in structures. **Journal of Sound and Vibration**, UK, v. 249, n.5, p. 999-1010, 2002.

PANDEY, A.K.; BISWAS, M.; SAMMAN, M.M. Damage detection from changes in curvature mode shapes. **Journal of Sound and Vibration**, UK, v. 145, n. 2, p. 321-332, 1991.



PANDEY, P.C.; BARAI, S.V. Multilayer perception in damage detection of bridge structures. **Computers and Structures**, USA, v. 54, n.4, p. 597–608, 1995.

PARK, G.; CUDNEY, H.; INMAN, D. J. Impedance-based health monitoring technique for civil structures, **Structural Health Monitoring**, USA, v..., n..., p. 523–532, 1999.

PARK, Y.S.; PARK, H.S.; LEE, S.S. Weighted-error-matrix application to detect stiffness damage by dynamic-characteristic measurement. **Modal Analysis: The International Journal of Analytical and Experimental Modal Analysis**, USA, v. 3, n. 3, p. 101–107, 1988.

PARLOO, E.; GUILLAUME, P.; VAN OVERMEIRE, M. Damage assessment using mode shape sensitivities. **Mechanical Systems and Signal Processing**, USA, v. 17, n. 3, p. 499–518, 2003.

PARLOO, E.; VANLANDUIT, S.; GUILLAUME, P.; VERBOVEN, P. Increased reliability of reference-based damage identification techniques by using output-only data. **Journal of Sound and Vibration**, UK, v. 270, n..., p. 813–832, 2004.

PARLOO, E.; VERBOVEN, P.; GUILLAUME, P.; VAN OVERMEIRE, M. Sensitivity-based operational mode shape normalization. **Mechanical Systems and Signal Processing**, USA, v. 16, n. 5, p. 757–767, 2002.

PATIL, D.P.; MAITI, S.K. Experimental verification of a method of detection of multiple cracks in beams based on frequency measurements. **Journal of Sound and Vibration**, UK, v. 281, n. 1-2, p. 439–451, 2005.

PAWAR, P.M.; REDDY, K.V.; GANGULI, R. Damage detection in beams using spatial fourier analysis and neural networks. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures**, USA, v. 18, n. 4, p. 347-359, 2007.

PEAIRS, D.M.; PARK, G.; INMAN, D.J. Impedance-based SHM modeling using spectral elements and circuit analysis. In: INTERNATIONAL MODAL ANALYSIS CONFERENCE –IMAC, 23, 2005, Florida. **Proceedings...**Florida, 2005, n. 232.

PEETERS, B.; DE ROECK, G. Reference-based stochastic subspace identification for output-only modal analysis. **Mechanical Systems and Signal Processing**, USA, v. 13, n. 6, p. 855–878, 1999.

PERCIVAL, W.J.; BIRT, E.A. A study of Lamb wave propagation in carbon-fibre composites. **Non-Destructive Testing Condition Monitoring**, USA, v. 39, n. 10, p. 728–735, 1997.

PEREIRA, C.B. **Técnicas de otimização discreto-continuas aplicadas ao controle de vibrações de estruturas inteligentes**. 2003. 130 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica), Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia, 2003.

PETERSON, L. D.; DOEBLING, S.; ALVIN, K. F.; PARK, K. C. Damage detection using experimentally measured mass and stiffness matrices. In: AIAA SDM CONFERENCE, 1993, California. **Proceedings...**California, 1993, AIAA 93-1482.

PINES, D.J. The use of wave propagation models for structural damage identification. In: INTERNATIONAL WORKSHOP ON STRUCTURAL HEALTH MONITORING, 1, 1997, California. **Proceedings...**California, 1997, p. 665-677.

PIRNER, M.; URUSHADZE, S. Dynamic response as a tool for damage identification. **International Applied Mechanics**, USA, v. 40, n. 5, p. 487–505, 2004.

PREUMONT A. Mechatronics dynamics of electromechanical and piezoelectric systems. **Solid Mechanics and its Applications**, USA, v. 136, n..., p..., 2006.

QIN, Q.; ZHANG, W. Damage detection of suspension bridges. In: INTERNATIONAL MODAL ANALYSIS CONFERENCE –IMAC, 16, 1998, California. **Proceedings...** California, 1998. p. 945–951.

QING, X.; KUMAR, A.; ZHANG, C.; GONZALEZ, I.F.; GUO, G.; CHANG, F.K. A hybrid piezoelectric/fiber optic diagnostic system for structural health monitoring. **Smart Materials and Structures**, USA, v.14, n. 5, p. 98–103, 2005.

RAGHAVAN A.; E CESNIK, C.E.S. Effects of elevated temperature on guided-wave structural health monitoring. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures**, USA, v. 19, n. 12, p. 1383-1398, 2008.

RAJU, V.; PARK, G.; CUDNEY, H. Impedance-based health monitoring of composite reinforced structures. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON ADAPTIVE STRUCTURES AND TECHNOLOGIES, 9, 1998, Cambridge. **Proceedings...**Cambridge, 1998. p.448-457.

RANDALL, R.B. State of the art in monitoring rotating machinery. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON NOISE AND VIBRATION ENGINEERING – ISMA, 21, Leuven. **Proceedings...** Leuven, 2002. p. 1457–147.

REDA TAHA, M.M.; NOURELDIN, A.; LUCERO, J.L.; BAÇA, T.J. Wavelet transform for structural health monitoring: A Compendium of Uses and Features. **Structural Health Monitoring**, USA, v. 5, n. 3, p. 267-295, 2006.

REN, Y.; BEARDS, C.F. Identification of joint properties of a structure using FRF data. **Journal of Sound and Vibration**, UK, v.186, n. 4, p. 567–587, 1995.

RICCI, F.; BANERJEE, S.; MAL, A.K. Health monitoring of composite structures using wave propagation data. In: EUROPEAN WORKSHOP ON STRUCTURAL HEALTH MONITORING: FORUM AM DEUTSCHEN MUSEUM, 2, 2004, Munich. **Proceedings...** Munich, 2004. p. 1035–1042.

ROSE, J.L. Recent advances in guided wave NDE. In: IEEE ULTRASONICS SYMPOSIUM, 1995, Seattle. **Proceedings...**Seattle, 1995. p. 761–770.

ROSE, J.L. Guided wave nuances for ultrasonic nondestructive evaluation. **IEEE Trans. Ultrasonics, Ferroelectrics, and Frequency Control**, USA, v. 47, n. 3, p. 575-583, 2000.

- ROSE, J.L. **Ultrasonic waves in solid media**, New York: Cambridge University Press, 1999.
- ROSE, L.; JIAO, D.; SPANNER, J. Ultrasonic guided wave NDE for piping. **Materials Evaluation**, USA, v. 54, n. 11, p. 1310–1313, 1996.
- RUMELHART, D.E.; HINTON, G.E.; WILLIAMS, R.J. Learning representations by back-propagations errors. **Nature**, USA, v. 323, n. ..., p. 533-536, 1986.
- RYTTER, A. **Vibration based inspection of civil engineering structures**. 1993. Dissertation (Ph.D) - Department of Building Technology and Structural Engineering, Aalborg University, Denmark, 1993.
- SAMPAIO, R.P. C.; MAIA, N.M.M. On the detection and relative damage quantification indicator. In: EUROPEAN WORKSHOP ON STRUCTURAL HEALTH MONITORING: FORUM AM DEUTSCHEN MUSEUM, 2, 2004, Munich. **Proceedings...** Munich ,2004. p. 757–766.
- SAMPAIO, R.P. C.; MAIA, N.M.M.; SILVA, J.M.M. Damage detection using the frequency-response-function curvature method. **Journal of Sound and Vibration**, UK, v. 226, n. 5, p. 1029–1042, 1999.
- SAMPAIO, R.P.C.; MAIA, N.M.M.; SILVA, J.M.M. The frequency domain assurance criterion as a tool for damage identification. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON DAMAGE ASSESSMENT OF STRUCTURES - DAMAS , 5, 2003, Southampton. **Proceedings...** Southampton, 2003. p. 69–76.
- SAMPAIO, R.P.C.; MAIA, N.M.M.; SILVA, J.M.M.; RIBEIRO, A.M.R. On the use of transmissibility for damage detection and location. In: EUROPEAN COST F3 CONFERENCE ON SYSTEM IDENTIFICATION AND STRUCTURAL HEALTH MONITORING, 2000, Madrid. **Proceedings...** Madrid, 2000, p. 363–376, 2000.
- SANTOS, J.V.A.; SOARES, C.M.M.; SOARES, C.A.M.; MAIA, N.M.M. Análise de erros na identificação do dano em estruturas laminadas. In: CONGRESSO DE MECÂNICA APLICADA E COMPUTACIONAL, 7, 2003, Portugal. **Anais...**Portugal, 2003, p. 95–103.

SANTOS, J.V.A.; SOARES, C.M.M.; SOARES, C.A.M.; MAIA, N.M.M. Modelos de identificação do dano com base nas características dinâmicas de estruturas. In: Congresso Ibero-Latino-Americano de Métodos Computacionais em Engenharia, 25, 2004, Recife. **Anais...Recife**, 2004.

SANTOS, J.V.A.; SOARES, C.M.M.; SOARES, C.A.M.; MAIA, N.M.M. Structural damage identification in composite structures using FRF data. **Composite Structures**, USA, v. 67, n. 2, p. 239–249, 2005.

SANTOS, J.V.A.; SOARES, C.M.M.; SOARES, C.A.M.; PINA, H.L.G. Damage identification of composite structures: a numerical model. **Mechanics of Composite Materials and Structures**, USA, v. 6, n. ..., p. 363–379, 1999.

SANTOS, J.V.A.; SOARES, C.M.M.; SOARES, C.A.M.; PINA, H.L.G. Development of a numerical model for the damage identification on composite plate structures. **Composite Structures**, USA, v.48, n. 1-3, p. 59–65, 2000.

SARAVANOS, D.A.; HEYLIGER, P.R. Coupled layerwise analysis of composite beams with embedded piezoelectric sensors and actuators. **Journal of Intelligent Materials Systems and Structures**, USA, v. 6, n. ..., p. 350–362, 1995.

SARAVANOS, D.A.; BIRMAN, V.; HOPKINS, D.A. Detection of delaminations in composite beams using piezoelectric sensors. In: STRUCTURAL DYNAMICS AND MATERIALS CONFERENCE - AIAA, 25, 1994 Denver. **Proceedings...Denver**, 1994

SAVOV, K.; WENZEL, H. System Identification and damage detection using wavelet analysis: applications in frame structures. In: INTERNATIONAL OPERATIONAL MODAL ANALYSIS CONFERENCE – IOMAC, 1, 2005, Copenhagen. **Proceedings...Copenhagen**, 2005. p. 511–518.

SEALE, M.D.; SMITH, B. T.; PROSSER, W.H. Lamb wave assessment of fatigue and thermal damage in composites. **Journal of the Acoustical Society of America**, USA, v.103, p. 2416–2424, 1998.

SHI, Z.Y.; LAW, S.S. Parameter identification-based damage detection for nonlinear systems. In: INTERNATIONAL OPERATIONAL MODAL ANALYSIS CONFERENCE – IOMAC, 1, 2005, Copenhagen. **Proceedings...** Copenhagen, 2005. p. 503–510.

SHU, D.; DELLA, C.N. Vibrations of multiple delaminated beams. **Composite Structures**, USA, v. 64, n. 3-4, p. 467–477, 2004.

SIDHU, J.; EWINS, D.J. Correlation of finite element and modal test studies of a practical structure. In: INTERNATIONAL MODAL ANALYSIS CONFERENCE –IMAC, 2, 1984, Florida. **Proceedings...**Florida, 1984. p. 185–192.

SILVA, S.; DIAS JÚNIOR, M.; LOPES JÚNIOR, V. Structural health monitoring in smart structures through time series analysis. **Structural Health Monitoring**, USA, v. 7, n. 3, p. 231-244, 2008.

SOHN, H.; FARRAR, C.R. Damage diagnosis using time series analysis of vibration signals. **Smart Materials and Structures**, USA, v.10, n. 3, p. 446–451, 2001.

SOHN, H.; FARRAR, C.R.; HEMEZ, F.M.; SHUNK, D.D.; STINEMATES, D.W.; NADLER, B.R. A Review of structural health monitoring literature: 1996–2001, Los Alamos National Laboratory Report, USA, 2003, LA-13976-MS.

SOHN, H.; WAIT, J.R.; PARK, G.; FARRAR, C.R. Multi-scale structural health monitoring for composite structures. In: EUROPEAN WORKSHOP ON STRUCTURAL HEALTH MONITORING: FORUM AM DEUTSCHEN MUSEUM, 2, 2004, Munich. **Proceedings...** Munich, 2004. p. 721–729.

SPENCER JR.; B.F.; SANDOVAL, M.E.R.; KURATA, N. Smart sensing technology: opportunities and challenges. **Journal of Structural Control and Health Monitoring**, USA, v. 11, n. 4, p. 349–368, 2004.

STASZEWSKI, W.J.; LEE, B.C.; TRAYNOR, R. Fatigue crack detection in metallic structures with Lamb waves and 3D laser vibrometry. **Measurement Science and Technology**, USA, v. 18, n. 3, p. 727-739, 2007.

SU, Z.; YE, L.; BU, X. Evaluation of delamination in laminated composites based on Lamb waves methods: FEM Simulation and Experimental Verification. In: EUROPEAN WORKSHOP ON STRUCTURAL HEALTH MONITORING, 1, 2002, Paris. **Proceedings...** Paris, 2002, p. 328–335.

SU, Z.; YE, L. Lamb wave propagation-based damage identification for quasi-isotropic cf/ep composite laminates using artificial neural algorithm: part ii - implementation and validation. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures**, USA, v. 16, n. 2, p. 113-125, 2005.

SUN, F.P.; LIANG, C.; ROGERS, C.A. Experimental modal testing using piezoceramic patches as collocated sensors-actuators. In: SEM SPRING CONFERENCE AND EXHIBITS, Baltimore, 1994, MI. **Proceedings...MI**, 1994.

SUNDARARAMAN, S.; ADAMS, D.E.; RIGAS, E.J. Characterizing damage in plates through beamforming with sensor arrays. In: INTERNATIONAL MODAL ANALYSIS CONFERENCE –IMAC, 23, 2005, Florida. **Proceedings...Florida**, 2005, n. 249.

TAN, K.S.; GUO, N.; WONG, B.S.; TUI, C.G. Comparison of Lamb waves and pulse echo in detection of near-surface defects in laminate plates. **NDT & E International**, USA, v. 28, n. 4, p. 215–223, 1995.

TANG, B.; HENNEKE, E.G. Lamb wave monitoring of axial stiffness reduction of laminated composite plates. **Materials Evaluation**, USA, v. 47, n. ..., p. 928–934, 1989.

TEBALDI, A. **Detecção de falhas estruturais usando atuadores e sensores piezelétricos e algoritmo genético**. 2004. 100 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) - Faculdade de Engenharia de Ilha Solteira, Universidade Estadual Paulista Júlio de Mesquita Filho (Unesp), Ilha Solteira - SP, 2004.

TEBALDI, A.; COELHO, L.S.; LOPES JR.; V. Detecção de falhas em estruturas inteligentes usando otimização por nuvem de partículas: fundamentos e estudo de casos. **Revista Controle & Automação**, Brasil, v.17, n. 3, p. 312–330, 2006.

TEBALDI, A.; LOPES JR. Identificação de falhas estruturais usando sensores e atuadores piezelétricos e técnicas de otimização. In: CONGRESSO NACIONAL DE ENGENHARIA MECÂNICA – CONEM, 2, 2002, João Pessoa. **Anais...João Pessoa**, 2002.

TESTA, R.B. Characteristics and detection of damage and fatigue cracks. In: **advanced course on dynamic methods for damage detection in structures**, CISM (Centre International des Sciences Mécaniques), Udine, Italy, 2005.

TIPPETTS, T.; HEMEZ, F.M. Non-linear models of composite laminates. In: INTERNATIONAL MODAL ANALYSIS CONFERENCE –IMAC, 23, 2005, Florida. **Proceedings...Florida**, 2005, n. 10.

TOYAMA, N.; OKABE, T. Effects of tensile strain and transverse cracks on Lamb-wave velocity in cross-ply FRP laminates. **Journal of Materials Science**, USA, v. 39, n..., p. 7365–7367, 2004.

TROYK, P.R.; FRANKOVIC R.; ANDERSON J.E. Experimental techniques for electrical testing of microelectronic coatings, **IEEE Transaction on Components, Hybrids, and Manufacturing Technology**, USA, v.14, n. 2, p. 428-435, 1991.

ULTRA ELECTRONICS. Active noise and vibration control, 1999. Disponível em: <<http://www.ultra-controls.com/products.php>>. Acesso em: 18 Ago. 2009.

VALDEZ, S.H.D.; SOUTIS, C. Health monitoring of composites using Lamb waves generated by piezoelectric devices. **Plastics, Rubber and Composites**, USA, v. 29, n. 9, p. 475-481, 2000.

VAN DEN ABEELE, K.E.A.; SUTIN, A. CARMELIET, J.; JOHNSON, P.A. Microdamage diagnostics using nonlinear elastic wave spectroscopy (NEWS). **NDT &E International**, USA, v. 34, n. 4, p. 239-248, 2001.



VANHONACKER, P. Differential and difference sensitivities of natural frequencies and mode shapes of mechanical structures. **AIAA Journal**, USA, v. 18, n. 12, p. 1511–1514, 1980.

VECCHIO, A.; VAN DER AUWERAER, H. An Experimental validation of a model-based approach in damage detection and validation. In: INTERNATIONAL WORKSHOP ON STRUCTURAL HEALTH MONITORING, 3, 2001, California. **Proceedings...**California, 2001. p. 957–966.

VECCHIO, A.; VAN DER AUWERAER, H.; FERRARO, G.; GARESCI, F.; PETRONE, F. An Experimental validation of a model-based approach in damage detection and localization. In: EUROPEAN WORKSHOP ON STRUCTURAL HEALTH MONITORING, 1, 2002, Paris. **Proceedings...** Paris, 2002. p. 245–252.

VIKTOROV, I.A. **Rayleigh and Lamb waves, physical theory and applications**. New York: Plenum Press, 1967.

WAHAB, M.M.A. Effect of modal curvatures on damage detection using model updating. **Mechanical Systems and Signal Processing**, USA, v. 15, n. 2, p. 439–445, 2001.

WANG, S.S. Delamination crack growth in unidirectional fiber-reinforced laminates under static and cyclic loading. **Composite Material Testing and Design ASTM STP**, USA, v. 674, n. ..., p. 642–63, 1979.

WANG, X.; TANG, J. Damage identification using piezoelectric impedance approach and spectral element method. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures**, USA, v. 20, n. ..., p. 907-921, 2009.

WEI, Z.; YAM, L.H.; CHENG, L. NARMAX Model representation and its application to damage detection for multi-layer composites. **Composite Structures**, USA, v. 68, n. 1, p. 109–117, 2005.

WILLIAMS, E.J.; MESSINA, A. Applications of a multiple damage location assurance criterion. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON DAMAGE ASSESSMENT OF STRUCTURES – DAMAS, 2, 1999, Dublin. **Proceedings...**Dublin, 1999. p. 256–264.

WOON, C.E.; MITCHELL, L.D. Variations in structural dynamics characteristics caused by changes in ambient temperature: i. experimental. In: INTERNATIONAL MODAL ANALYSIS CONFERENCE –IMAC, 14, 1996, Michigan. **Proceedings...** Michigan, 1996. p. 963–971.

WORDEN, K.; MANSON, G.; FIELLER, N.R.J. Damage detection using Outlier analysis. **Journal of Sound and Vibration**, UK, v. 229, n. 3, p. 647–667, 2000.

WORLTON, D.C. Experimental confirmation of Lamb waves at megacycle frequencies. **Journal of Applied Physics**, UK, v. 32, n. 6, p. 967–971, 1961.

XU, Z.D.; WU, Z. Sensitivity analysis of acceleration-based energy damage detection strategy to load excitations and sensor placement. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures**, USA, v. 20, n. 4, p. 413-423, 2009.

YAM, L. H.; WEI, Z.; CHENG, L. Nondestructive detection of internal delamination by vibration-based method for composite plates. **Journal of Composite Materials**, USA, v. 38, n. 24, p. 2183–2198, 2004.

YAN, A.M.; GOLINVAL, J.C.; PEETERS, B.; DE ROECK, G. A Comparative study on damage detection of Z24-bridge: one-year monitoring with varying environmental conditions. In: EUROPEAN WORKSHOP ON STRUCTURAL HEALTH MONITORING: FORUM AM DEUTSCHEN MUSEUM, 2, 2004, Munich. **Proceedings...** Munich, 2004. p. 791–799.

YAN, A.M.; KERSCHEN, G.; DE BOE, P.; GOLINVAL, J.C. Structural damage diagnosis under varying environmental conditions – part I: a linear analysis. **Mechanical Systems and Signal Processing**, USA, v. 19, n. 4, p. 847–864, 2005.

YANG, C.; ADAMS, D.E.; DERRISO, M.; GORDON, G. Structural damage identification in a mechanically attached metallic panel using embedded sensitivity functions. **Journal of Intelligent Material Systems and Structures**, USA, v. 19, n. 4, p. 475-485, 2008.

ZABEL, V. A Wavelet-based damage detection indicator for reinforced concrete structures. In: INTERNATIONAL MODAL ANALYSIS CONFERENCE –IMAC, 22, 2004, Michigan. **Proceedings...**Michigan, 2004, n. 70.

ZABEL, V. Application of wavelet decompositions energy components to damage detection. In: INTERNATIONAL OPERATIONAL MODAL ANALYSIS CONFERENCE – IOMAC, 1, 2005, Copenhagen. **Proceedings...** Copenhagen, 2005. p. 519–526.

ZANG, C.; FRISWELL, M. I.; IMREGUN, M. Structural health monitoring and damage assessment using measured FRFs from multiple sensors, Part I: The Indicator of Correlation Criteria. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON DAMAGE ASSESSMENT OF STRUCTURES – DAMAS, 5, 2003, Southampton. **Proceedings...** Southampton, 2003. p. 131–140.

ZHANG, C.; GROSS, D. Wave attenuation and dispersion in randomly cracked solids – I. Slit cracks. **International Journal of Engineering Science**, USA, v. 31, n. 6, p. 841-858, 1993.

ZHANG, R.; KING, R.; OLSON, L.; XU, Y.L. Dynamic response of the trinity river relief bridge to controlled pile damage: modelling and experimental data analysis comparing Furier and Hilbert-Hang techniques. **Journal of Sound and Vibration**, UK, v. 285, n. 4-5, p. 1049–1070, 2005.

ZHENG, S.; WANG, X.; LIU, L. damage detection in composite materials based upon the computational mechanics and neural networks. In: EUROPEAN WORKSHOP ON STRUCTURAL HEALTH MONITORING: FORUM AM DEUTSCHEN MUSEUM, 2, 2004, Munich. **Proceedings...** Munich, 2004, p. 609–615.

ZHU, H.P.; XU, Y.L. Damage detection of mono-coupled periodic structures based on sensitivity analysis of modal parameters. **Journal of Sound and Vibration**, UK, v. 285, n.4-5, p. 363–390, 2005.

## APÊNDICE A – CÁLCULO DO TAMANHO ÓTIMO DO ATUADOR

O deslocamento perpendicular ao plano de uma onda elástica propagando em um meio sólido segue a relação:

$$W \propto \sin ka \quad (A1)$$

em que  $2a$  é o comprimento do lado retangular do atuador na direção de propagação ou o diâmetro de um atuador circular. O deslocamento máximo é conseguido quando a derivada da equação (A1) é zero. Sendo assim,

$$a \cos ka = 0 \quad (A2)$$

para a qual a solução é:

$$ka = (2n + 1) \frac{\pi}{2}, \quad n = 0, 1, 2, \dots \quad (A3)$$

Manipulando essa equação, tem-se:

$$2a = \left( n + \frac{1}{2} \right) \frac{2\pi}{k} \quad (A4)$$

em que o número da onda de Rayleigh  $k$  é definido novamente como:

$$k = \frac{\omega}{c_F} = \frac{2\pi f}{c_F} \quad (A5)$$

Substituindo essa equação na equação (A4), a equação na forma prática é:

$$2a = \left( n + \frac{1}{2} \right) \frac{c_F}{f}, \quad n = 0, 1, 2, \dots \quad (A6)$$

em que  $f$  é a frequência em Hz. Para a equação (A6), as dimensões do atuador podem ser otimizadas.

Outra possibilidade é quando já se tem um atuador com um determinado tamanho. Sendo assim, é necessária a determinação do espaçamento entre os atuadores e os sensores. Um projeto objetivo de um sistema SHM é realizar a maior cobertura estrutural possível com o menor número de sensores, assim o espaçamento deve ser calculado, baseando-se na distância de propagação da onda. A equação governante para estimar este espaçamento é a equação de atenuação que especifica uma relação inversamente proporcional entre a distância de propagação e a amplitude do sinal, que também é dependente no número da onda.

$$A = \frac{1}{kL} \rightarrow \frac{1}{\sqrt{k_r} L} \quad (A7)$$

em que  $A$  é o fator de atenuação e  $L$  é a distância de propagação.  $A$  tende ao menor valor, usando  $k_r$  como o número da onda de Rayleigh. Trabalhando ao mesmo tempo com o

tamanho do atuador e com o espaçamento entre o sensor e atuador, encontra-se a seguinte equação:

$$k = k_r = \frac{\omega}{c_F} = \frac{2\pi f}{c_F} = \frac{1}{A^2 L} \quad (\text{A8})$$

Sendo assim, chega-se na seguinte equação:

$$\frac{c_F}{f} = 2\pi A^2 L \quad (\text{A9})$$

Substituindo a equação (A9) na equação (A6),

$$2a = \left(n + \frac{1}{2}\right) 2\pi A^2 L, \quad n = 0, 1, 2, \dots \quad (\text{A10})$$

Fazendo  $n = 0$ , e manipulando a equação, tem-se para o espaçamento entre sensor-atuador:

$$L = \frac{2a}{\pi A^2} \quad (\text{A11})$$