

Taubaté, 14/02/14 a 23/09/14

TTEM 002/14

MONITORAMENTO DA SAÚDE ESTRUTURAL NA AVIAÇÃO COMERCIAL

STRUCTURAL HEALTH MONITORING IN COMMERCIAL AVIATION

Signatários:

- Cláudio Luiz Castro Silva¹
- Prof. Dr. José Rubens de Camargo – Universidade de Taubaté
- Prof. Dr. Francisco José Grandinetti – Universidade de Taubaté/FEG-UNESP
- Prof. Dr. Giorgio Eugenio Oscare Giacaglia – Universidade de Taubaté
- Prof. Dr. Evandro Luís Nohara – Universidade de Taubaté
- Prof. Dr. Wendell de Queiróz Lamas – EEL-USP

Finalidade: Manter a segurança das aeronaves com a introdução do sistema de monitoramento da saúde estrutural (SHM)

Duração: 7 meses

1 - Aluno do curso de Especialização a nível de Pós-Graduação em Engenharia Aeronáutica da Universidade de Taubaté (UNITAU/SP). mecanica@unitau.br/ claudiolcs@hotmail.com

Palavras chave: Engenharia Mecânica, Ensaio, Estruturas, monitoramento da saúde de estruturas (SHM), Ensaios não destrutivos (END), Aeronaves

1. INTRODUÇÃO

A manutenção participa de uma considerável porção dos custos do ciclo de vida de uma aeronave. A estrutura da aeronave degrada em serviço experimentando uma variedade de tipos de degradação. Para citar alguns exemplos há trincas por fadiga, corrosão, dano por impacto, delaminação no caso de estruturas de compósitos. Segundo Weber (1995), 80% das inspeções são visuais e são executadas em uma variedade de modos desde uma simples inspeção de pré-voos até inspeções a qual a aeronave deve sair de serviço. Devido à complexidade das estruturas de um avião, muitas áreas críticas não são facilmente acessíveis para inspeção e requerem uma extensiva desmontagem e remontagem devido à inspeção. Com isso, uma quantidade substancial de trabalho e custo é demandada; muitas vezes só para ter certeza que a estrutura ainda está intacta.

Sem dúvida as trincas por fadiga em partes metálicas são o mais crucial evento tanto em termos de quantidade como de importância em aeronaves com anos de operação (Brigman, 2012). Abaixo está a distribuição de localização de trincas por fadiga.

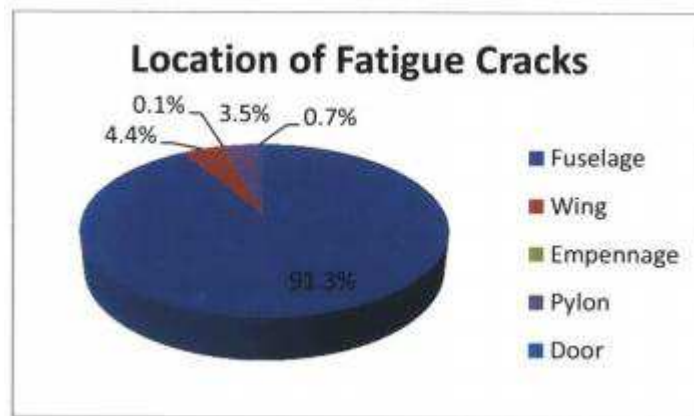


Figura 1. Localização das trincas por fadiga (Brigman, 2012)

Os tipos de inspeção e intervalos são baseados parcialmente na estimativa de vida em fadiga baseada em análise estrutural e eventos ocorridos. Muitas soluções de projeto e procedimentos de inspeção, especialmente relativo à fadiga de estrutura, são baseadas em “lições aprendidas”. Lições aprendidas são incidentes onde eventos indesejados levam a uma melhor compreensão de como a estrutura se comporta.

2. DESENVOLVIMENTO

2.1. Ensaios Não Destrutivos em Aeronaves

A inspeção de estruturas de aeronaves é assistida por várias técnicas de ensaios não destrutivos (END). Para Rita (2011) a definição de END é:

“São ensaios realizados em materiais e/ou produtos acabados ou semi-acabados para verificação da possível existência de descontinuidades ou defeitos. Este tipo de ensaio não danifica o produto ou material examinado, permitindo sua utilização posteriormente.”

Os ensaios não destrutivos são amplos e muitas das tecnologias utilizadas em END são a base para vários sistemas de monitoramento da saúde estrutural. As técnicas e tecnologias mais comuns no ramo da aviação comercial serão descritas abaixo.

2.1.1. Ultrassom

Ultrassom é uma tecnologia que está ganhando popularidade em inspeções de estruturas de aeronaves. Ele é baseado em mudanças de medida em ondas de som em alta frequência introduzido num material para identificar possíveis defeitos e determinar seu tamanho. Ondas de alta frequência se propagam através de um material, no entanto eles perdem energia enquanto se propagam. Além disso, estas ondas também podem ser absorvidas, refletidas e espalhadas no material ou limites físicos incluindo defeitos. As mudanças nas propriedades das ondas, geralmente a reflexão, são medidas e utilizadas em testes com ultrassom (Brigman, 2012).

Inspeção por ultrassom pode ser utilizado em uma variedade de materiais, incluindo metais e materiais compósitos. É utilizado para identificar trincas, vazios, delaminações e imperfeições. Esta técnica é limitada por ser um sistema que inspeciona um ponto, requer líquido para acoplar com a superfície a ser testada para diminuir as impedâncias acústicas, requer acesso de ambos os lados o que implica em desmontagem e remontagem da estrutura da aeronave, requer medições repetitivas em peças com geometria complexa e o equipamento é volumoso e caro.



Figura 2. Aparelho de ultrassom

2.1.2. Líquido Penetrante

A inspeção por líquido penetrante é um teste localizado. Requer uma superfície limpa onde um líquido fluorescente penetrante é aplicado. É normalmente utilizado durante a fabricação para inspecionar peças. O líquido penetra em qualquer superfície que quando a superfície é limpa e uma luz apropriada é aplicada para indicar qualquer imperfeição na superfície. Esta técnica requer uma superfície limpa e um local fechado, por isso não é comum no campo.



Figura 3. Inspeção por líquido penetrante

2.1.3. Eddy Current

A inspeção por Eddy Current ou correntes parasitas é a mais comum técnica END utilizada na aviação comercial; 85% de aplicações END utilizam teste Eddy Current. A sonda do Eddy Current consiste em uma mola com corrente alternada passando por ela. O campo magnético criado dá origem às correntes parasitas na peça, que por sua vez geram um segundo campo magnético. Uma alteração na peça mudará a distribuição das correntes parasitas, fornecendo a indicação da descontinuidade no aparelho. Este teste é acurado, simples de implementar. O equipamento é relativamente barato. No entanto este método requer muita energia, calibração extensiva, e os dados tem que ser interpretados por técnicos capacitados (Brigman, 2012).

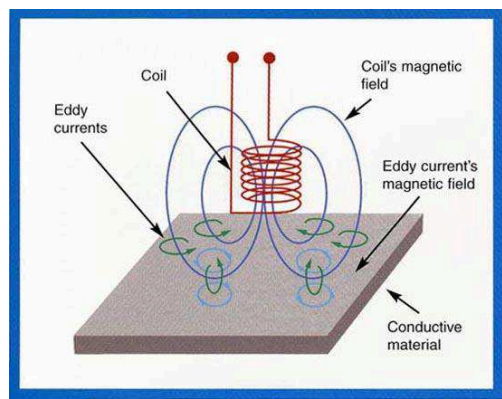


Figura 4. Esquemático do Eddy Current

2.1.4. Radiografia

A radiografia utiliza ondas penetrantes como raios-X, raios gama e beta para gerar uma imagem da estrutura interna. Como estes raios passam através do material alguma energia é absorvida. O nível de absorção pode ser medido com filme criando uma foto da estrutura interna. Estas imagens podem evidenciar trincas, delaminações e corrosão. Esta técnica é rápida, relativamente barata e pode penetrar fundo, no entanto não é sensível a danos pequenos e é difícil de implementar em grandes estruturas como as de aviões (Brigman, 2012).

2.2. Monitoramento da Saúde da Estrutura

O monitoramento da saúde da estrutura, em inglês “Structural Health Monitoring” (SHM), é o processo de observar e reportar danos de uma estrutura, ou seja, medir e reportar um dano em uma estrutura através do uso de sensores permanentes. Esta definição difere do END, pois este utiliza sensores portáteis. Porém, pode-se notar que o SHM pode utilizar as ferramentas do END (e vice versa), mas estas ferramentas são permanentes e ativas, assim as medidas e observações podem ser feitas durante a utilização da estrutura.

O SHM possui muitos níveis que podem ser atingidos e há 4 níveis padronizados. O nível 1 é a detecção, ou seja, saber se existe o dano ou não. Nível 2 é a localização. O nível 3 é avaliação e é capaz de especificar o tipo e a extensão do dano. O nível 4 é a previsão; este nível deve ser capaz de estimar o tempo de vida restante da estrutura danificada. Movendo-se para os níveis superiores também aumenta a dificuldade e um aumento da quantidade dos dados e análise é requerido. Qualquer nível de SHM seria uma melhoria sobre a situação atual que é sem monitoramento. Em aeronaves comerciais, apenas saber que o dano existe teria um ganho considerável. Ao invés de inspeções intermediárias baseadas somente no tempo, inspeções só seriam requeridas após o sistema SHM fornecer uma indicação do dano.

Em geral o SHM oferece uma ampla variedade de benefícios se utilizado efetivamente. O monitoramento da saúde da estrutura pode reduzir ou eliminar a necessidade de inspeções visuais, melhorar segurança e eficiência e estender a vida útil da estrutura.

2.2.1. SHM em Estrutura de Aeronaves

Uma significativa quantidade de custo e esforço é colocada em inspeção e reparo de aeronaves comerciais. A maioria das inspeções é visual e frequentemente requer tempo de remoção/instalação para acessar as partes estruturais escondidas sendo que o mais comum resultado é dano não encontrado. Como Boller afirma: Em muitos casos, nós trocamos o componente sem sinal de dano, mas apenas porque nós não consideramos outros meios de receber informações mais contínuas destes componentes. Isto pode ser comparado com uma situação onde todos os rins teriam que ser trocados por toda a população porque 0,1% dos casos apresentam problemas nos rins. Então por que não se aplicar na aeronave os princípios seguidos nos seres humanos? É porque os seres humanos possuem muito mais sensores que uma aeronave, com mais redundância e, além disso, estes sensores são auto-curáveis (Boller and Buderath, 2007). O que Boller descreve é o SHM ideal, uma completa e integrada estrutura inteligente. O sistema SHM ideal para estruturas da aviação comercial é uma de baixo custo, altamente confiável, com sensores de baixo peso integrados na estrutura sem interferência com os sistemas estruturais. Estes sensores poderiam continuamente e automaticamente coletar dados e apresentar informações relevantes de maneira fácil de entender por qualquer um. O esquema ideal seria capaz de reconhecer, localizar e quantificar danos e usar este dano para estimar o tempo remanescente de vida da estrutura.

2.3. Soluções de Monitoramento de Saúde Estrutural

A seguir serão apresentadas algumas soluções de SHM.

2.3.1. Sensores de Fibra Ótica

Sensores precisam ser leves, pequenos e de baixo custo. Os sensores de fibra ótica são capazes de atender a maioria dos requisitos ambientais e manter-se leve e pequeno. Fibras óticas são feitas de feixes de vidro ou fibras plásticas utilizadas com o propósito de emitirem luz. A capacidade

destas fibras de transmitir luz é utilizada por muitas indústrias como na área de saúde e comunicação. Ao menos 60 diferentes parâmetros podem medidos pelas fibras óticas incluindo: temperatura, pressão, vazão, tensão, espessura, posição, rotação, umidade, pH, vibração, formato, etc.

Um dos mais promissores e pesquisadas aplicações de fibras óticas consiste numa camada de sensores de fibra ótica dentro de estrutura de composto. Isto é possível devido à natureza resiliente e pequeno tamanho das fibras. Fibras óticas também têm propriedades mecânicas similares às fibras estruturais utilizadas em compósitos. Este tipo de sistema permite o monitoramento da estrutura durante a fabricação e operação como um sensor SHM.

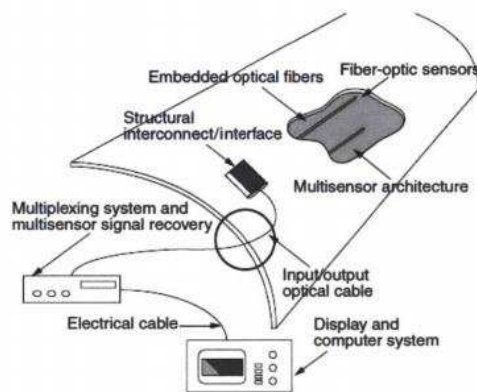


Figura 5. Conexão de fibra ótica embutida (Brigman, 2012).

Além de leves, pequenos e geometricamente flexíveis as fibras óticas são imunes à interferência eletromagnética, rádio, radiação, corrosão, são resistentes à temperatura e ambientes explosivos, não mudam a condutividade do material próximo o que é importante devido às descargas elétricas por causa de raios. Estas fibras também mostram pouca deterioração com o tempo.

2.3.2. Sensores Piezoelétricos

Piezoelétricidade refere-se ao fenômeno existente em determinados materiais, que gera um campo elétrico quando o material é submetido a uma força mecânica, e por outro lado, induz a um esforço mecânico, em resposta a um campo elétrico aplicado. O primeiro é chamado de efeito piezoelétrico direto e o segundo efeito piezoelétrico inverso.

O termo piezoelétricidade provém do grego (piezein), que significa, apertar/pressionar. Referente à geração de corrente elétrica, juntou-se a designação eletricidade, de modo que piezoelétricidade é interpretado como a produção de energia elétrica devido à compressão sobre determinados materiais.

A piezoelétricidade inversa foi deduzida matematicamente dos princípios fundamentais da termodinâmica por Lippmann em 1881. Os Curies confirmaram imediatamente a existência do “efeito piezo inverso” (quando expostos a determinados potenciais elétricos, tais materiais mudavam sua forma, se expandindo ou se contraindo), e continuaram os estudos para obter a prova quantitativa da reversibilidade completadas deformações eletro-elasto-mecânicas em cristais piezoelétricos (Marinho et al.,2013).

A figura abaixo ilustra o comportamento piezoelétrico, onde a aplicação de uma tensão produz uma diferença de potencial elétrico mensurável através do material piezoelétrico. Já a Fig 6(b) ilustra o efeito piezoelétrico reverso, no qual uma diferença de potencial elétrico muda a magnitude da polarização no material piezoelétrico e, conseqüentemente, sua espessura.

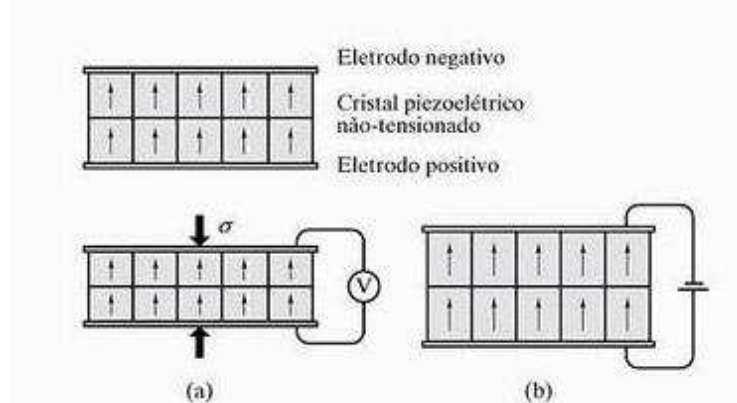


Fig.6 (a) efeito piezoelétrico. (b) efeito piezoelétrico reverso.
 (Marinho et al.,2013)

Iniciado a partir de 1880 de sua indubitável descoberta, Jacques e Pierre Curie descobriram que um potencial elétrico poderia ser gerado aplicando-se pressão a cristais de quartzo, a sais de Rochelle, e até cristais de cana de açúcar. Nomearam este fenômeno de “o efeito piezo”.

Materiais piezoelétricos incluem cerâmicas ferroelétricas, polímeros, e compósitos. Materiais piezoelétricos, devido às suas propriedades de acoplamento eletromecânicos, têm a capacidade de sentir mudanças em seu ambiente. Para Zhang (2007), devido às suas características únicas, sensores piezoelétricos recentemente ganharam uma crescente popularidade no campo de monitoramento de integridade estrutural. Sensores piezoelétricos podem ser usados como sensores de auto-alimentado porque a carga elétrica gerada por materiais piezoelétricos, em resposta a cargas mecânicas pode ser medido diretamente, sem a necessidade de excitação de potência externo. Para aplicações onde o consumo de energia é uma restrição significativa, sensores piezoelétricos podem ser muito valiosos. No entanto, a maior parte dos materiais cerâmicos piezoelétricos são tipicamente quebradiços; sensores piezoelétricos pré-fabricados não se encaixam em superfícies com geometria complexa, e estes sensores não funcionam bem quando a tensão é maior do que o sensor pode suportar. Para superar esses problemas, as tintas à base de polímeros piezoelétricos têm sido estudadas por alguns pesquisadores.

Materiais compósitos piezoelétricos que consistem em cerâmicas ferroelétricas e polímero têm recebido muito interesse como elementos transdutores por causa de suas propriedades materiais desejáveis que podem não ser atingível em um material de fase única. Por exemplo, resistência, flexibilidade, leveza e facilidade de processamento são características típicas de polímeros, no entanto, sua atividade piezoelétrica é geralmente baixa. Por outro lado, a cerâmica tem uma resposta forte piezoelétrica, mas eles são pesados, quebradiços e rígidos. A combinação de polímeros e cerâmica ferroelétrica para formar compósitos piezoelétricos oferece a combinação única de propriedades de alto eletro-ativo de cerâmicas ferroelétricas e a flexibilidade mecânica e conformabilidade de polímeros. Compósitos piezoelétricos podem ser classificados de acordo com a conectividade de cerâmicas piezoelétricas e fases da matriz. A tinta piezoelétrica pertence a piezoelétrico 0-3 materiais compósitos. "0-3" significa que as partículas de cerâmica são dispersas aleatoriamente numa matriz de polímero. Compósitos 0-3 podem ser mais facilmente fabricados em formas complexas do que outras formas de compósitos. Embora várias abordagens tenham sido tentadas para a produção de compósitos piezoelétricos 0-3, a maioria deles tem limitações, como alta temperatura para curar, deposição de vapor de eletrodos, processo de fabricação complexo e, portanto, alto custo para fazer até mesmo um pequeno pedaço da amostra. Por exemplo, a elevada temperatura de cura faz com que o processo não seja adequado para utilização em materiais sensíveis

à temperatura tais como plásticos e compósitos de FRP. Os equipamentos especiais e as condições de fabricação requeridas para fabricar compósitos piezoelétricos pode explicar o fato de que a tinta piezoelétrica ainda não está disponível como um sensor de baixo custo para o monitoramento de integridade estrutural de infra-estruturas civis, em que milhares de sensores são normalmente necessários para avaliação confiável das condições de saúde estruturais. Para superar os problemas técnicos associados com os métodos de fabricação tradicionais, uma nova técnica in situ de fabricação de tintas por sensores piezoelétricos foi recentemente desenvolvido por Zhang (2007), de modo que grandes áreas de tinta piezoelétrica podem ser aplicadas de forma eficiente em superfícies de estruturas de acolhimento.

As vantagens de tinta piezoelétrica para o uso como um sensor em aplicações de monitoramento de saúde estrutural são: (i) é um sensor auto-alimentado; para aplicações onde o consumo de energia é uma restrição significativa, isso pode ser muito valioso, uma aplicação que usa essa característica importante do sensor piezoelétrico de tinta é usá-lo como fonte de energia para outros dispositivos eletrônicos, tais como transmissores sem fio, (ii) com o método de fabricação proposto, a tinta piezoelétrica é depositada diretamente em superfícies estruturais e, portanto, está em conformidade com superfícies curvas e adere bem à estrutura de acolhimento, (iii) escolhendo materiais poliméricos adequados para matriz é possível otimizar as propriedades das tintas piezoelétricas para uma aplicação particular, por exemplo, com materiais poliméricos apropriados, a tinta pode ser feita de modo flexível e resistente para o necessário para controle de estruturas FRP (“Fiber Reinforced Polymer”) submetidos a grande deformação, (iv) a tinta piezoelétrica pode ser usada como um material de revestimento inteligente que tem um elevado potencial para substituir os materiais de revestimento convencionais, integrando funções de prognóstico e de diagnóstico de saúde estruturais com as funcionalidades de materiais de revestimento convencionais, tais como a proteção contra a corrosão e decoração. Tais revestimentos inteligentes serviriam múltiplas funções - simultaneamente medir tensão dinâmica causada pela vibração estrutural enquanto monitora as trincas no local do sensor.



Figura 7. Tinta piezoelétrica numa folha de alumínio (Zhang, 2007)

3. CONCLUSÕES

Não há dúvidas de que o SHM é benéfico tanto financeiramente quanto com relação a segurança de aeronaves. Por isso as partes interessadas (fabricantes, órgãos homologadores, operadores) querem mover-se na direção das estruturas aeroespaciais inteligentes.

Para que o monitoramento da saúde da estrutura vá definitivamente para a indústria de aviação comercial testes precisam mover-se das salas de laboratório para uma aeronave. As fabricantes de aeronaves são a parte que faria esta transição. De fato, os fabricantes deveriam ver isto como uma oportunidade de negócio, pois além de vender a aeronave eles poderiam vender sistema SHM e o seu serviço.

A tecnologia, expertise e pesquisa necessária para implementar o SHM na aviação comercial existem. É necessário apenas dar o próximo passo para a utilização industrial. Será um longo caminho até chegar à certificação do sistema SHM, porém acredita-se que valerá a pena a espera até que este sistema torne-se comum nas aeronaves comerciais espalhadas pelo mundo.

4. REFERÊNCIAS

- Boller, C., & Staszewski, W. J., 2004. "Aircraft structural health and usage monitoring. Essex, England: John Wiley and Sons.
- Brigman, N., 2012. "Structural Health Monitoring in Commercial Aviation". Massachusetts Institute of Technology, Master of Engineering in Civil and Environmental Engineering.
- Rita, L., S., 2011. Notas de Aula. <http://www.lucianosantarita.pro.br/Arquivos/Notas_aula_END_2011.pdf>
- Webber, H., 1995. "Role of Non destructive evaluation in civil aviation: historical development, current status, future challenges. SPIE 2455, 45-53
- Marinho, A. R., Assunção, J. H., Vilarinho, R., Albuquerque P., Silva, T. U., 2013. "Materiais Piezoelétricos", Universidade Federal do Pará, Trabalho apresentado como forma de avaliação da disciplina de Materiais Metálicos, do curso Engenharia dos Materiais.
- Zhang, Y., 2007. "Piezoelectric Paint Sensor for Nondestructive Structural Condition Monitoring", Society of Experimental Mechanics, X Congress, Department of Civil & Environmental Engineering, Lehigh University 13 E. Packer Avenue, Bethlehem, PA 18015, USA

5. NOTA DE RESPONSABILIDADE

The author(s) is (are) the only responsible for the printed material included in this paper.