

TTEM 015/14

SHM - SISTEMA DE MONITORAMENTO ESTRUTURAL

SHM - STRUCTURAL HEALTH MONITORING

Signatários:

- **Alfredo Rodrigues Brabo**¹
- Prof. Dr. José Rubens de Camargo – Universidade de Taubaté
- Prof. Dr. Giorgio Eugenio Oscare Giacaglia – Universidade de Taubaté
- Prof. Dr. Francisco José Grandinetti – Universidade de Taubaté/FEG-UNESP
- Prof. Dr. José Rui de Camargo – Universidade de Taubaté

Finalidade: Apresentar o sistema de monitoramento estrutural (SHM) de aeronaves, que consiste na instalação de sensores na estrutura das aeronaves em seções previamente entendidas como sensível à corrosão ou à fadiga.

Duração: 3 meses

1 – Aluno do curso de Especialização em Engenharia Aeronáutica da Universidade de Taubaté (UNITAU/SP)

Palavras chave: Sistema de monitoramento estrutural, fadiga, aeronave, estrutura da aeronave, SHM.

Resumo. Este trabalho técnico apresenta uma visão geral sobre o SHM – Structural Health Monitoring ou sistema de monitoramento estrutural de aeronaves, que consiste na instalação de sensores na estrutura das aeronaves em seções previamente entendidas como sensível à corrosão ou à fadiga, este sistema visa dar um diagnóstico, durante a vida útil da estrutura da aeronave, bem como, sobre o estado dos materiais e conjunto completo de partes que constituem a estrutura da aeronave. Por conseguinte, o número de técnicas que podem ser utilizadas para este fim são as mais variadas possíveis. De um modo geral estas técnicas se dividem em dois tipos, o S-SHM para monitoramento estrutural programado, que significa a utilização de dispositivos SHM para inspeções em intervalo definido com auxílio de equipamentos no solo e o tipo A-SHM para monitoramento estrutural automático, que se entende pela utilização de sensores e dispositivos de transmissão SHM, enviando dados automaticamente que são coletados dos sensores por softwares em tempo real e com a capacidade de indicar a condição atual da estrutura da aeronave durante o voo. Dentro deste contexto, este trabalho técnico irá tratar da conceituação, testes de SHM em desenvolvimento atualmente na indústria aeronáutica, gargalos para implementação efetiva pela indústria e as vantagens para os operadores sob o aspecto de redução de custos relacionados ao programa de manutenção das aeronaves.

1. INTRODUÇÃO

Conhecer a integridade da estrutura em serviço com a obtenção de informações continua em tempo real é um dos mais importantes objetivos dos fabricantes, operadores e pessoal envolvido com manutenção de aeronaves [2]. O estudo de controle e monitoramento de estruturas tem avançado bastante em função do crescente desenvolvimento de dispositivos (sensores, conectores e cabos) com a capacidade de prover um diagnóstico da real condição da estrutura, podendo, em longo prazo, os fabricantes entenderem melhor as condições de evolução de um dano ou até mesmo da vida residual de um determinado componente estrutural. SHM - Structural Health Monitoring - visa entregar, ao longo da vida da aeronave e sua estrutura, um diagnóstico de "estado" dos materiais constituintes, das diferentes partes, e do conjunto completo das partes que constituem a estrutura como um todo [2]. O estado da estrutura deve permanecer dentro do especificado no projeto, embora este possa ser alterado, por fadiga de esforços concentrados, através da ação do ambiente, e por acontecimentos acidentais. O tempo e dimensão de monitoramento é o que irá tornar possível ter uma base de dados histórica e completa da estrutura da aeronave, com isso possibilitar melhoria em projetos futuros.

Se considerarmos apenas a função de diagnóstico, podemos estimar que Monitoramento Estrutural tornasse uma forma nova e melhorada para fazer uma Inspeção de NDT ou Não - Destrutiva. Mas isso é parcialmente verdadeiro, pois SHM Structural Health Monitoring é muito mais. Ele pode envolver a integração de sensores, possivelmente materiais considerados “inteligentes”, com transmissão de dados, Integração computacional e capacidade de processamento no interior das estruturas. Isso faz com que seja possível considerar a concepção da estrutura e a gestão integral dela própria, com isso a estrutura ser considerada como uma parte de sistemas mais amplos, entendido como um componente único em um ciclo virtuoso de melhoria continua. Isto é esquematicamente apresentado na figura 1

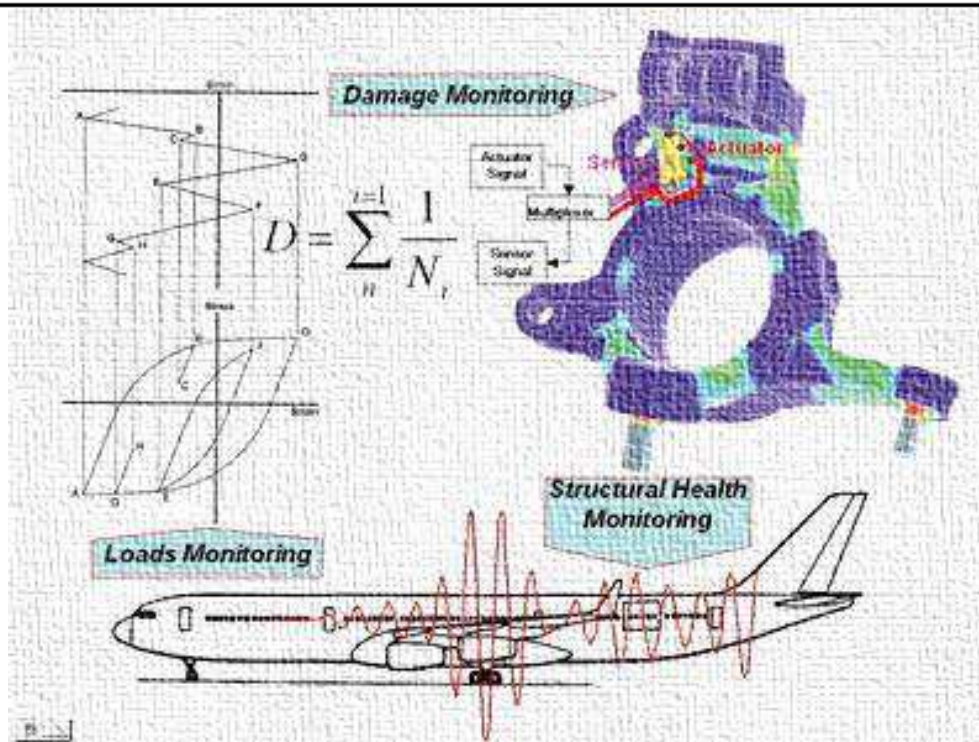


Figura 1 – Esquemática SHM

O SHM pode apresentar inúmeras vantagens além da já citada melhoria contínua do projeto, dentre elas o SHM, eventualmente, poderia ajudar as companhias aéreas a economizar dinheiro, baseando-se na condição real da estrutura da aeronave, ao invés de manter manutenções com horários fixos, longos períodos fora de operação e rotinas de inspeção que podem não ser necessárias, reduzindo assim os custos com tempos de parada das aeronaves e em consequência maior disponibilidade para a operação. Os sistemas SHM também eventualmente ajudar a eliminar algumas das preocupações sobre fatores humanos, associados a processos manualmente implantados de inspeção não destrutiva.

2. Técnicas S-SHM e A-SHM

As técnicas com maior volume de pesquisa atualmente sendo desenvolvida na indústria aeronáutica têm como base dois tipos de sensores diferentes, o CVM - “Comparative Vacuum Monitoring Sensor” (normalmente considerado um S-SHM) e o PZT - “Piezoelectric Sensor” (normalmente considerado um A-SHM).

O CVM “Comparative Vacuum Monitoring Sensor” são sensores que melhoram a detecção de rachaduras, monitorado por “galerias” ou canais de 0.025 polegadas gravados a laser em um sensor de Teflon. Sensores CVM são então montados em áreas já conhecidas, pelos fabricantes, como sensíveis à fadiga nas aeronaves. Os sensores são colados na superfície da estrutura, com uma preparação adesiva da superfície que veda à atmosfera, criando um vácuo no interior da galeria.

Quando uma pequena rachadura intercepta a galeria, então há mudanças de pressão no interior do sensor. Ele então registra a mudança de pressão e alerta quanto ao dano aos inspetores bem antes que a rachadura se torne uma questão de falta de segurança para o voo, isto se dá através de equipamento externo acoplado aos sensores CVM pelos inspetores no solo.

A figura 2 demonstra um exemplo esquemático do funcionamento destes sensores, bem como, foto de um sensor CVM instalado em parte da estrutura de uma aeronave.

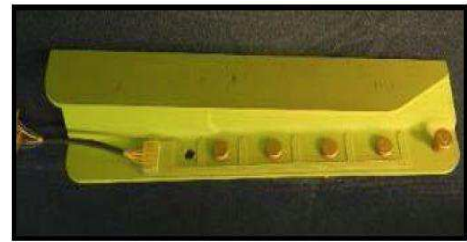
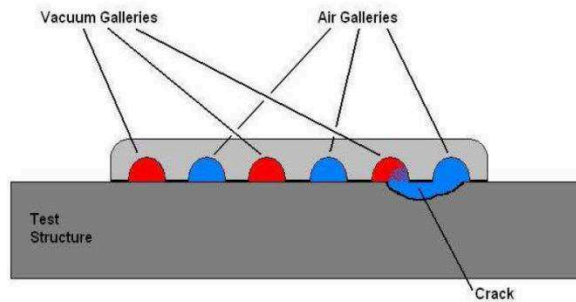


Figura 2 – Esquemática de sensor CVM e instalação de sensor em peça da estrutura

PTZ – são sensores do tipo piezo elétricos que são estrategicamente distribuídos em filmes de poli imida, comumente chamados de camada inteligente, que a exemplo do CVM, também aderem à superfície de uma aeronave para monitorar regiões específicas de danos. A matriz de sensores de PZT se comunica um com o outro, transmitindo e recebendo ondas de ultrassom ou “Lamb Waves” ao longo da superfície.

Os danos interrompem ou alteram os padrões de sinal a partir dos sinais de comunicação de linha de base. Um software analisa as medidas e alterações, ou seja, o “índice do dano”, e envia um alerta para o inspetor, este método pode ser utilizado em futuro próximo para transmissão de dados estruturais, em tempo real, com a aeronave em voo.

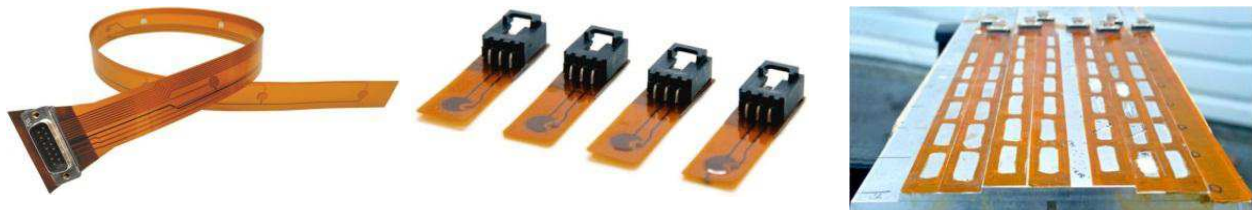


Figura 3 – PTZ – Modelos de Sensores piezo elétricos

3. Testes efetuados pelos fabricantes Embraer e Boeing

A Embraer tem desenvolvido projetos de estudo e avaliação com CVM - Comparative Vacuum Monitoring System e PZT - Piezoelectric Sensor, estes projetos, tratados em paralelo, ainda estão em fase de testes e coleta de dados em solo e em voo.

1 – Testes com CVM na Embraer - Devido à característica tecnológica e conceito relativamente simples do CVM, inicialmente a empresa fez testes de laboratório aplicando a tecnologia em barras metálica como um artigo de teste e em seus E-Jets de escala real utilizados em testes de fadiga da fábrica [4].

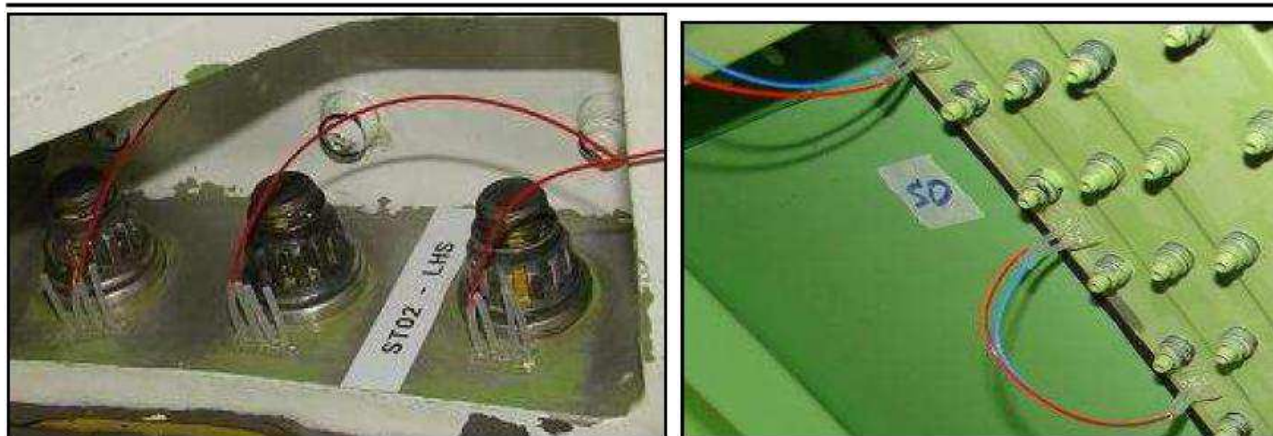


Figura 4 – Sensores CVM instalados em regiões do E-Jet em tamanho real para testes de fadiga.

Em uma segunda fase foram instalados sensores CVM na aeronave de testes da Embraer E190, inicialmente com inspeções periódicas a cada quatro meses com um equipamento de apoio em solo o PM200 (equipamento da Structural Monitoring Systems Ltd), não houve detecção de rachaduras durante estes testes, no entanto, informações valiosas foram coletadas sobre durabilidade e confiabilidade dos sensores, cabos e conectores. Não obstante, os testes continuaram em fase seguinte do projeto, quando foi instalado a bordo da aeronave de testes um equipamento CVM de detecção de falhas, o objetivo foi avaliar a capacidade do equipamento em suportar as variações de condições ambientais e operacionais para execução de testes sem a necessidade de equipamentos externos, não havendo informação de divulgação dos resultados deste teste.

3.1 – Testes com PZT na Embraer - Ao contrário do CVM, a técnica PZT é mais complexa e exige alta velocidade de DAQ (Data Acquisition), hardware e algoritmos de computadores sofisticados para lidar com todos os sinais de dados. A empresa previamente realizou testes de laboratório com PZT aplicando-o em uma ampla gama de amostras, tais como, placas de fibra de carbono, chapas de alumínio aeronáutico e em modelo de teste de fadiga em escala real. A Figura 5 mostra dois exemplos da avaliação realizada pela Embraer.

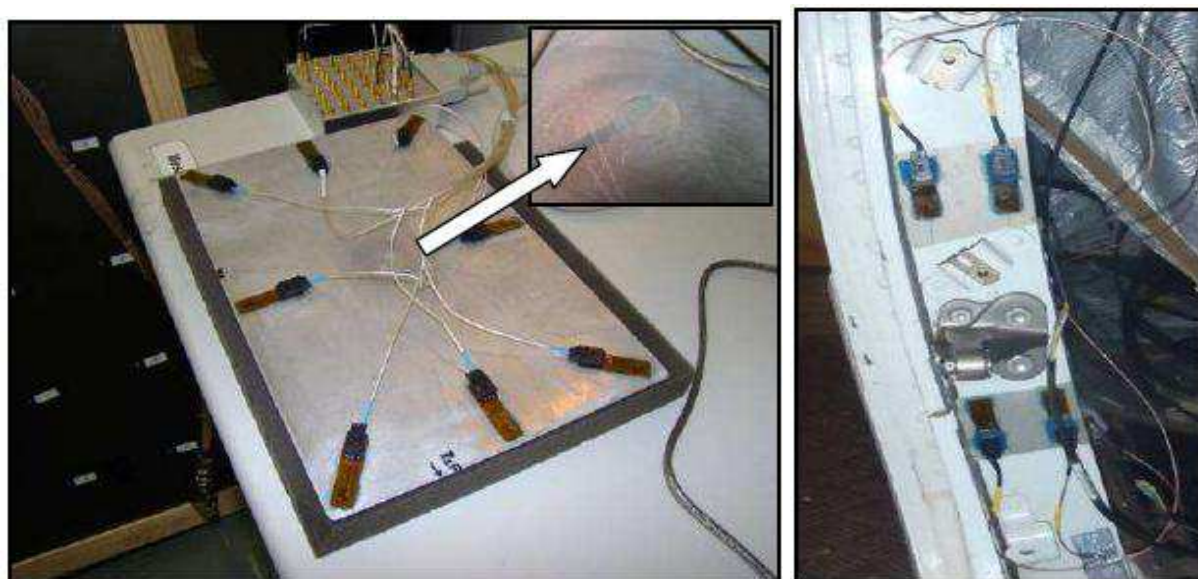


Figura 5 – Sensores PZT instalados

Em segunda fase do projeto foram instalados sensores PZT na aeronave de testes Embraer E190 para testar a durabilidade e eficiência de cabos e sensores, com resultados dos testes divulgados como satisfatórios. Vale ressaltar que a tecnologia dos sensores utilizados nestes sistemas foi desenvolvida pela Embraer em conjunto com a UFU - Universidade Federal de Uberlândia e UNESP – Universidade Estadual de São Paulo.

3.2 – Testes com sensores CVM em aeronaves da Boeing Company

Após diversos testes em laboratório com sensores CVM em 2004 e início de 2005, efetuados pela Boeing em conjunto das empresas Delta, Northwest Airlines, Sistema de Monitoramento Estruturais da Universidade do Arizona, a Sandia National Laboratories e a Agência de administração Federal da aviação civil – FAA iniciou-se testes de campo com a instalação de mais de 26 sensores em aeronaves DC9, B757 e B767, com objetivo inicial de adotar o CVM como prática padrão de Inspeção Não Destrutiva.

As fotografias superiores da figura 6 mostram a instalação dos sensores de CVM em um DC9 da NWA e na parte inferior tem-se a exposição da conexão de teste, bem como, a demonstração de um teste sendo executado.



Figura 6 – Sistema CVM instalado no DC9

Apresentados na figura 7 abaixo os resultados obtidos com sensores instalados na parede de pressão em área não pressurizada de um B767 da Delta durante o período de Abril/2005 até Agosto/2006. O objetivo principal foi observar o comportamento e confiabilidade do sistema em área sujeita a grandes alterações de temperatura, pressão e umidade em voo, com resultados que foram considerados excelentes pelo fabricante, porém desde então sem divulgação de novas informações do avanço do projeto SHM Boeing.

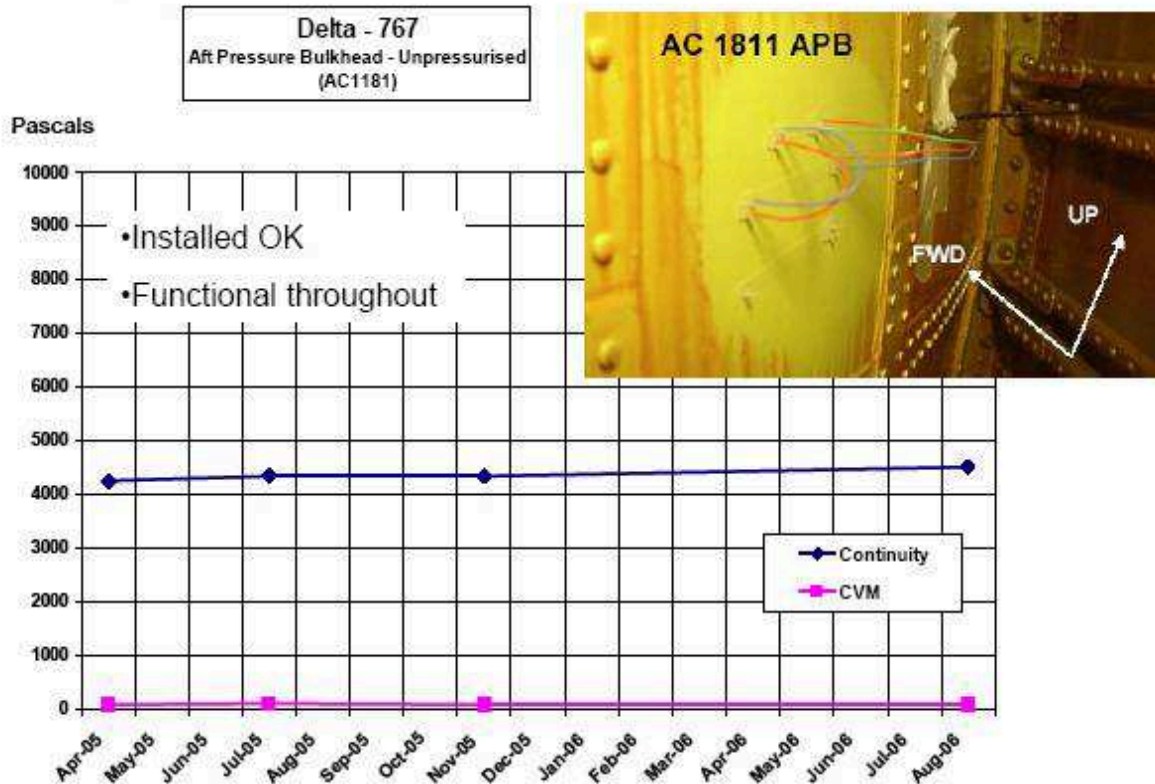


Figura 7 – Resultado de testes efetuados B767 da Delta Airlines

4. Alterações do programa de manutenção

Dentre os gargalos enfrentados por operadores de aeronaves comerciais está o alto custo em cumprir o programa de manutenção exigido por autoridades e emitido pelos fabricantes, que tem por objetivo manter a aeronavegabilidade continuada de projeto. Estes programas de manutenção, de forma geral, são divididos em tarefas de sistemas, tarefas pautadas por regulamentos, tarefas de aeronavegabilidade continuada e há uma divisão relacionada a tarefas estruturais, que em sua maioria depende quantidade elevada de homem/horas e largo tempo de aeronave fora de operação para completar estas tarefas de inspeção, quase sempre o maior tempo despendido é em virtude da remoção de painéis de acesso.

O monitoramento da integridade estrutural proporciona uma alternativa para amenizar esta situação, uma vez que substitui a manutenção programada pela manutenção necessária, reduzindo o tempo de aeronave fora de operação, mas sem haver degradação do controle sobre a estrutura e a manutenção da aeronavegabilidade continuada de projeto.

A maior parte dos fabricantes de aeronaves comerciais utiliza a metodologia de processo MSG 3 (Maintenance Steering Group-3) para definição de seus programas de manutenção, o MSG-3 por sua vez, é definido por um conselho que estabelece as regras deste processo para a definição e programação das tarefas de manutenção, este conselho conhecido como MRB (Maintenance Review Board) se reúne para definição das demandas necessárias a serem agregadas ou removidas dos programas de manutenção, Entre 2009 e 2010 o grupo MRB da autoridade de aviação civil europeia se reuniu e emitiu o documento (IP 105) com um parecer favorável a implementação do SHM ao MSG-3, descrito abaixo:

IMRBPB apoia plenamente o desenvolvimento de MSG 3 processo para sistemas SHM. A proposta em anexo parece ser um bom ponto de partida. No entanto, o desenvolvimento deste tipo de

análise lógica para SHM, deve ser validado por vários fabricantes em seus sistemas SHM aplicáveis para garantir a eficácia da metodologia aplicável. Uma vez que o IMRBPB pode validar tal processo de análise como aplicável e eficaz, uma revisão para MSG 3 serão aceitos.[7]

Com isso os fabricantes obtiveram o sinal verde para o desenvolvimento de fluxo de processo dos requerimentos para sistema SHM, à figura 8 exemplifica um processo desenvolvido pela Embraer, e a figura 9 expõe a introdução de tarefa S-SHM no programa de manutenção da aeronave Embraer 190. A estimativa dos fabricantes é da redução de 80% de homem/horas em tarefas repetitivas.

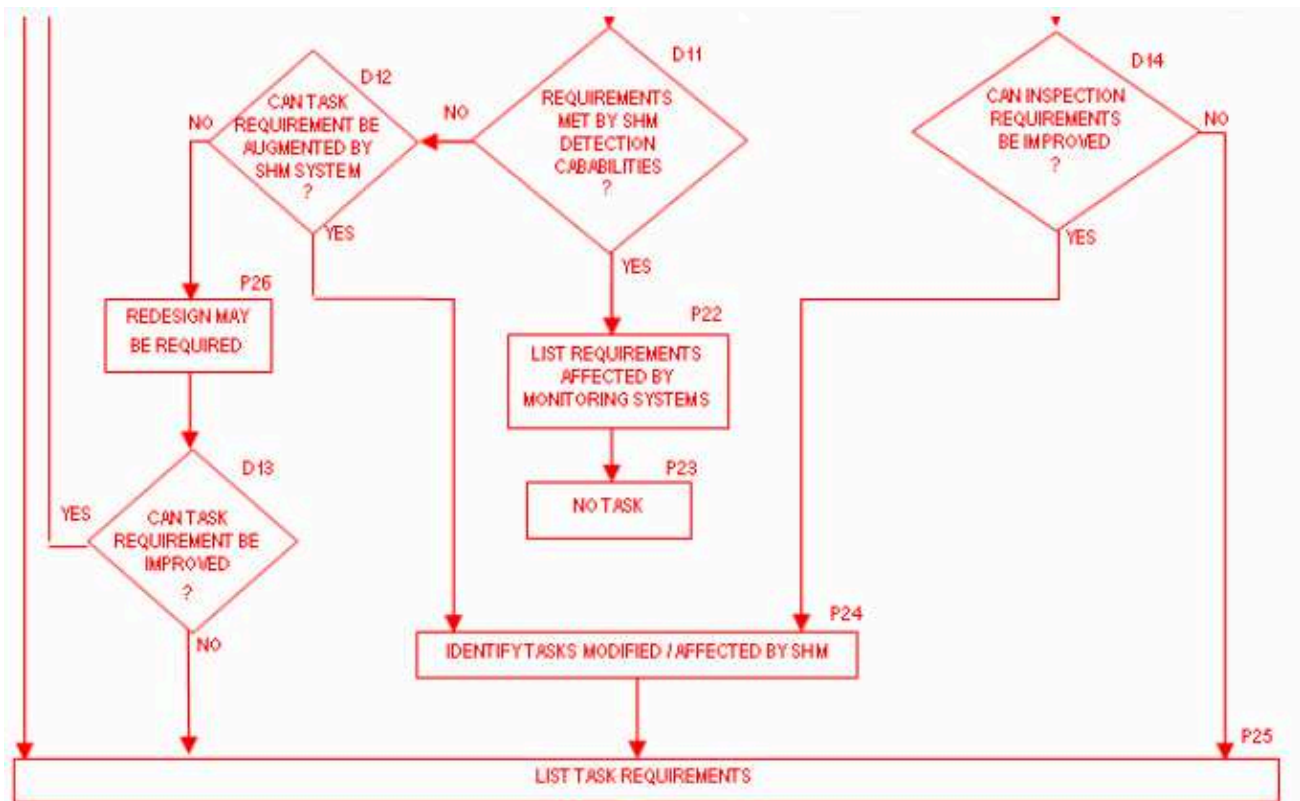


Figura 8 – Fluxograma MSG-3 com inclusão do SHM


		 EMBRAER 190		MAINTENANCE REVIEW BOARD REPORT	
MRBR Task Number	Zones	Type Category	Title Description Note Access Panels	Applicability	Interval (I: Interval, T: Threshold)
55-20-001-0407	337 347	S-SHM	ELEVATOR STRUCTURE - INTERNAL <i>Inspection of Elevator Structure, LH/RH, by using Structures Health Monitoring equipment - Internal Side of Elevator</i>	ALL	T: XX MO I: YY MO
55-20-002-1000	337 347	DET	ELEVATOR HINGE AND ACTUATOR FITTINGS - INTERNAL <i>Detailed Inspection of Elevator Hinge and Actuator Fittings, LH/RH - Internal Side at Rear Spar and Elevator Area.</i>	ALL	T: FC I: FC
55-20-004-0406	337 347	GVI	ELEVATOR FRONT SPAR FORWARD FACE, LH/RH - INTERNAL <i>General Visual Inspection of Elevator Front Spar Forward Face, LH/RH - Internal.</i>	ALL	T: FC I: FC

Figura 9 – Programa de Manutenção com inclusão de tarefa SHM

5. Implementação do SHM

A implementação de sistemas em aeronaves denotam larga demanda de testes e aprovações de autoridades aeronáuticas, o sistema de monitoramento estrutural obviamente também demanda esta necessidade. Entre uma variedade de requisitos de qualificação para SHM podemos citar o funcional, operacional, performance, interface e etc. Os fabricantes de aeronaves, tem atenção especial em um conjunto de requisitos para a aplicação SHM em aeronaves, principalmente os requisitos para a integração das tecnologias SHM.

Os requisitos de qualificação SHM ainda estão em desenvolvimento pela comunidade internacional. No entanto, é possível antecipar a possibilidade de integração de componentes e sistemas para utilização em SHM devido à sua semelhança em relação à equipamentos já utilizados em solo, bem como, de sistemas semelhantes já instalados a bordo e em uso.

Os fabricantes atualmente consideram dois tipos diferentes de aplicação de tecnologias de SHM, com base na definição da Air Transport Association (ATA) e grupo MSG-3, que estabeleceu as definições como, S-SHM para Monitorização Estrutural Programada que significa a utilização de dispositivos de SHM para inspeções em um conjunto de intervalo em um horário fixo e A-SHM para Automated Structural Health Monitoring que depende do sistema SHM para informar o pessoal de manutenção que a ação deve ocorrer.

Estes dois tipos de aplicação SHM tem diferentes requisitos, para definição de programa de manutenção e certificação, quando se considera a presença de outros componentes (tais como os

interrogadores) instalados na aeronave e, em certa medida, a utilização de equipamento SHM ligado durante a operação normal das aeronaves.

Portanto o A-SHM, deve atender a requisitos que podem aumentar a dificuldade de aprovação e até mesmo elevar em demasia o custo da aeronave como se segue:

- i. Condições ambientais e requisitos dos procedimentos de teste de acordo com RTCA / DO-160E para todos os equipamentos de bordo;
- ii. Considerações de software em sistemas de bordo e requisitos de certificação de equipamentos de acordo com RTCA / DO-178C, dependendo da criticidade e da interface dos sistemas com outros sistemas da aeronave, para on-board software equipamentos;
- iii. Interferência eletromagnética (EMI) requisitos de acordo com o MIL-STD-461E (United States Military Standar), para os equipamentos de bordo que será alimentado com força elétrica durante o voo.

6. Conclusões

A pesquisa denota o grande potencial do SHM como sistema ou ferramenta de controle das partes estruturais das aeronaves ou até mesmo melhoria de projetos em longo prazo. Os resultados dos testes efetuados pelos fabricantes demonstraram a confiabilidade esperada dos sensores, cabos e conexões, não só no que tange a integridade de colagem, resistência do material as condições ambientais adversas, bem como, na capacidade de detecção de falhas. Há estimativa que a técnica com sensores CVM, por ser menos complexa, tenha certificação e implementação nas aeronaves comerciais em operação, bem antes que a segunda técnica com sensores PZT, em função PZT demandar mais informações sobre o comportamento ou até mesmo interferências de seus componentes em outros sistemas da aeronave. No que tange a incorporação de tarefas SHM no programa de manutenção, ficou entendido que o tema está bem avançado e que as autoridades demonstram pré-disposição de regulamentar o sistema SHM. Quando o foco se direciona ao benefício de redução de custos de manutenção e em consequência maior disponibilidade de aeronave para operação, os operadores de aeronaves comerciais demonstram grande expectativa com a certificação e instalação destes sistemas SHM em suas aeronaves. Assumindo que o custo médio de homem/hora na indústria aeronáutica é de \$75 dólares americanos, e que a estimativa da indústria de redução da mão de obra gasta é de 80%, então uma inspeção que demanda 120 homem/horas, pode ser reduzida a 24 homem/horas com a instalação do SHM, com esta análise, podemos estimar o quão este sistema pode revolucionar o modelo atual de se pensar manutenção de aeronaves.

7. Referências:

1. Scott, M., Plets, J., Phan, N. "US Navy Roadmap to Structural Health and Usage Monitoring – The Present and Future" – Disponível em: < http://web.mit.edu/hchin/Public/HAI/AHS_Papers/US%20Navy%20Roadmap%20to%20Structural%20Health%20and%20Usage%20Monitoring.pdf> acesso em 15/11/2014.
2. Balageas, D. "Introduction to Structural Health Monitoring" – Disponível em: < http://www.iste.co.uk/data/doc_xqjujdlhnfls.pdf> acesso em 15/11/2014.
3. Maio, C. E. B. "Técnicas para monitoramento de integridade estrutural usando sensores e atuadores piezoelétricos". São Carlos, 2011. Disponível junto ao departamento de Engenharia Mecânica da EESC-SP.
4. Rulli, R. P., Dotta, F., Silva, P. A. "Flight Tests Performed by EMBRAER with SHM Systems". Key Engineering Materials Vol. 558 (2013) pp 305-313.
5. Validation of a Structural Health Monitoring (SHM) System and Integration Into an Airline Maintenance Program (Part 1) – Disponível em < <http://airlines.org/wp-content/uploads/2014/10/231100-Dennis-R-P1.pdf>> acesso em 15/11/2014.
6. AC 121-22C – Disponível em < http://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC%20121-22C.pdf> acesso em 15/11/2014.
7. IP 105 – Disponível em < <http://easa.europa.eu/system/files/dfu/IP%20105.pdf>> acesso em 15/11/2014.

8. Comunicado de responsabilidade

O autor é o único responsável pelo material pesquisado.

Abstract. This paper presents an overview of the SHM - Structural Health Monitoring or structural aircraft monitoring system, which consists of the installation of sensors in the structure of aircraft previously understood sections as sensitive to corrosion or fatigue, this system aims to give a diagnosis, during the life of the aircraft structure, as well as on the status of materials and complete set of parts constituting the structure of the aircraft. Therefore, the number of techniques that can be used for this purpose are the most varied possible. In general these techniques are divided into two types, the S-SHM programmed for structural monitoring, which means the use of devices for SHM inspections range defined with the aid of equipment on the ground and the type A- SHM for automatic structure monitoring, what is meant by the use of SHM sensors and transmitting devices, which are automatically sending data collected from sensors in real time by software and the ability to indicate the current condition of the aircraft structure lifes during the flight. Within this context, this paper will deal with the concept, SHM tests currently under development in the aircraft industry bottlenecks to effective implementation by industry and the advantages for operators under the aspect of cost reduction related to aircraft maintenance program.