

Taubaté, 12 /09/2015 a 28 / 11 /2015

## **TTEM 006/15**

### **ENSAIOS E INSPEÇÕES NÃO DESTRUTIVAS EM PRODUTOS AERONÁUTICOS PARA CONTROLE E DETECÇÃO DE CORROSÃO**

#### **NON DESTRUCTIVE INSPECTIONS AND TESTS ON AERONAUTICAL PRODUCTS TO CONTROL AND DETECT CORROSION**

Signatários:

- Rodnei Diniz <sup>1</sup>
- Prof. Dr. José Rubens de Camargo – Universidade de Taubaté
- Prof. Dr. Giorgio Eugenio Ocare Giacaglia – Universidade de Taubaté
- Prof. Dr. Francisco José Grandinetti – Universidade de Taubaté/FEG– UNIFESP
- Prof. Dr. José Rui de Camargo – Universidade de Taubaté

Finalidade: Este trabalho técnico apresenta a corrosão nas aeronaves, suas formas de controle e detecção através de inspeções e ensaios não destrutivos e a importância do programa de controle da corrosão na aeronavegabilidade.

Duração: 03 meses.

1 – Aluno do curso de Especialização em Engenharia Aeronáutica da Universidade de Taubaté (UNITAU/SP) - rodneidnz@gmail.com

Palavras chave: Ensaios Não Destrutivos. Corrosão. Manutenção. Aeronavegabilidade.

**Resumo:** A corrosão é um fenômeno natural que ataca as aeronaves trazendo riscos à segurança, impacto nas operações e aumento dos custos operacionais. Com o passar do tempo, a indústria de transporte aéreo, num esforço envolvendo Autoridades Nacionais de Aviação Civil, fabricantes e operadores, se viu obrigada a desenvolver um rigoroso programa de controle e prevenção à corrosão, destinado a detectar e corrigir problemas relacionados à corrosão, antes que um mais sério dano estrutural venha a ocorrer, comprometendo a integridade das aeronaves. Dentro deste programa são requeridos ensaios e inspeções através de técnicas não destrutivas que são empregadas como uma efetiva ferramenta na prevenção e controle da corrosão.

## Introdução.

A corrosão é a deterioração do metal através de ataque químico ou eletroquímico, e pode ocorrer tanto interna como externamente (REITHMAIER & STERKENBURG, 2014). É um ataque destrutivo ao material pela reação com o ambiente (ROBERGE, 2000).

Os problemas de corrosão são frequentes e ocorrem nas mais variadas atividades, como por exemplo, nas indústrias química, petrolífera, petroquímica, naval, de construção civil, automobilística, nos meios de transporte aéreo, ferroviário, metroviário, marítimo, rodoviário e nos meios de comunicação, como sistemas de telecomunicações, na odontologia (restaurações metálicas), aparelhos de prótese, na medicina (ortopedia) e em obras de arte como monumentos e esculturas (VICENTE, 1996).

Para Reithmaier e Sterkenburg (2014), a corrosão pode causar uma eventual falha estrutural se não for detectada. Uma falha estrutural em uma aeronave em voo pode ter consequências catastróficas, levando a perdas econômicas e principalmente de vidas.

Segundo Roberge (2000), embora os custos com danos relacionados à corrosão de todo o tipo tenham sido estimados na ordem de 3 a 5% do Produto Interno Bruto nos países industrializados, as responsabilidades com esses problemas são um tanto difusas. A corrosão em metais custou em valores de 1995, quase US\$ 300 bilhões de dólares à economia norte americana.

O combate e o controle a corrosão é um fator primordial tanto para a segurança das operações, quanto para conservar um bem de alto valor agregado como é uma aeronave.

## 1. Tipos de corrosão em aeronaves.

A corrosão é um fenômeno natural que ataca química ou eletroquimicamente um metal e o transforma em um composto metálico, como óxido, hidróxido ou sulfato.

A maioria dos metais está sujeitos à corrosão. Entretanto, a corrosão pode ser minimizada através do uso de metais resistentes ao fenômeno e aplicação de proteção.

Quatro condições básicas devem existir antes da ocorrência da corrosão (FAA AC 43-4A, 1991):

- Presença de um metal que irá corroer (anodo);
- A presença de um material condutor diferente (catodo), que tem menos tendência para corrosão;

- A presença de um líquido condutivo (eletrólito); e
- Um contato elétrico entre anodo e catodo (normalmente metal com metal, ou um elemento de fixação dos componentes).

A eliminação de uma dessas condições interromperá a corrosão.

Os fatores que afetam a corrosão em um metal são (FAA AC.43-4A, 1991):

- Tipo do metal;
- Tratamento térmico e direção do grão metálico;
- Presença de um metal diferente, menos corrosivo (corrosão galvânica);
- Áreas de superfície do tipo anodo e catodo (na correção galvânica);
- Temperatura;
- Presença de eletrólitos (água “dura” - que possui altos teores de sais de cálcio e magnésio; água salgada; fluidos de bateria; etc);
- Disponibilidade de oxigênio;
- Presença de diferentes concentrações do mesmo eletrólito;
- Presença de organismos biológicos;
- Estresse mecânico sobre o metal corroído; e
- Tempo de exposição ao ambiente corrosivo.

Ainda segundo a FAA AC.43-4A, 1991, as mais comuns formas de corrosão encontradas em aeronaves são:

**a) Corrosão uniforme:** resulta de um ataque químico direto sobre a superfície do metal, e envolve apenas a superfície (Figura 1). Em uma superfície polida, este tipo de corrosão é visto pela primeira vez como um embotamento geral da superfície. Se for permitida a continuação desse ataque, a superfície, possivelmente apresentará uma aparência áspera e fosca. A descoloração ou embotamento geral de metais criado por exposição a temperaturas elevadas não deve ser considerada como corrosão uniforme.



Figura 1 - Corrosão uniforme.  
Fonte: FAA AC 43-4A, 1991.

**b) Corrosão puntiforme (pite):** é o tipo mais comum de corrosão em ligas de alumínio e magnésio (figura 2). É primeiramente perceptível como um depósito de pó branco ou cinza, similar a poeira, que mancha a superfície. Quando o depósito de pó é limpo, pequenos furos ou orifícios podem ser visto na superfície do metal. A corrosão puntiforme pode também ocorrer em outros tipos de ligas metálicas. A combinação de pequenos anodos ativos com grandes catodos passivos provoca corrosão severa. O princípio aplica-se também a metais que tenham se tornado passivos por tratamento químico, bem como para os metais que desenvolvem este tipo de condição por motivo ambiental. O dano por corrosão puntiforme é potencialmente pernicioso. Adicionalmente a perda e penetração do material, a superfície atacada por corrosão puntiforme é um local de início para trincas por fadiga, em componentes submetidos a cargas cíclicas de tensão. (HELLIER, 2003)

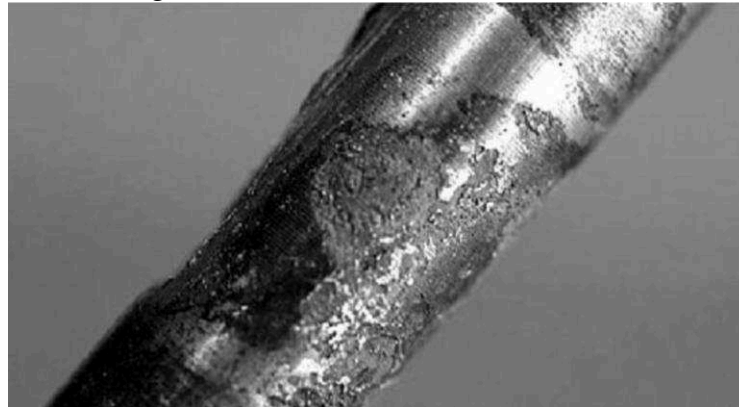


Figura 2 - Corrosão severa por pite.  
Fonte: Reithmaier, Larry; Sterkenburg, Ronald. 2014.

**c) Corrosão galvânica:** ocorre quando dois metais diferentes fazem contato elétrico na presença de um mesmo eletrólito (figura 3). A taxa de corrosão depende da diferença dos valores do potencial eletroquímico dos metais envolvidos. Quanto maior a diferença, mais rapidamente ocorrerá a corrosão. Por exemplo, magnésio corrói muito rapidamente quando acoplado com ouro em uma atmosfera úmida, mas o alumínio corrói muito lentamente em contacto com cádmio. A taxa de corrosão galvânica depende também do tamanho das peças em contato. Se a área da superfície do metal mais propenso a corrosão (anodo) é menor do que a área de superfície do metal menos ativo (catodo), a corrosão será rápida e grave. Quando a área da superfície do metal mais propenso a ser corroído é maior do que a área da superfície do metal menos ativa, a corrosão será lenta e superficial. Por exemplo, um elemento de fixação de alumínio em contato com uma estrutura de metal Monel relativamente inerte, pode corroer severamente, enquanto um suporte de Monel fixado a um elemento de alumínio de superfície razoavelmente grande, resultaria em um ataque relativamente superficial à chapa de alumínio.

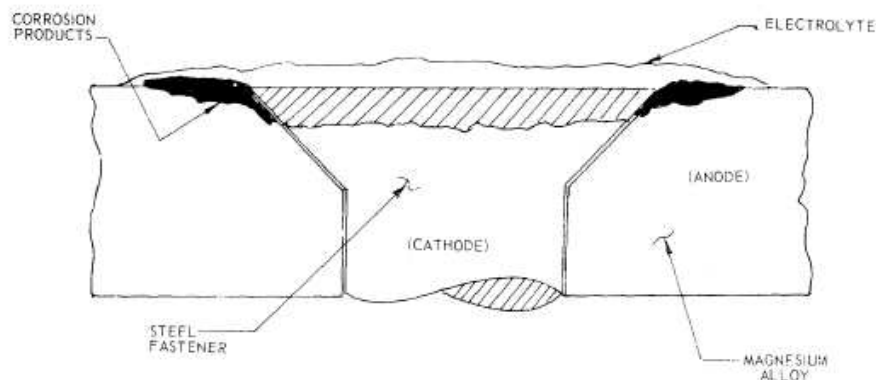


Figura 3 - Corrosão galvânica Magnésio x Aço. Fonte: FAA AC 43-4A, 1991.

**d) Corrosão por célula de concentração:** é a corrosão em uma junta de metal com metal, na extremidade de um conjunto, mesmo de metais idênticos, ou corrosão de um ponto na superfície de metal coberto por um material estranho (figura 4). Os três tipos gerais de corrosão por célula de concentração são: células concentração de íons metálicos, células concentração de oxigênio e células ativo-passivas.

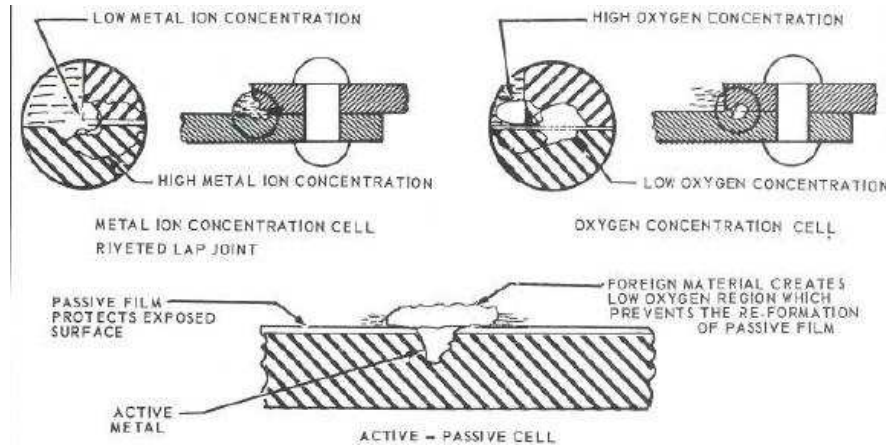


Figura 4 - Representação das três formas de corrosão por célula de concentração.  
 Fonte: FAA AC 43-4A, 1991.

**d) Corrosão intergranular:** é um ataque corrosivo entre os grãos da rede cristalina de um material metálico, o qual perde suas propriedades mecânicas e pode fraturar quando solicitado por esforços mecânicos (VICENTE, 1996). Cada grão tem claramente definido um limite, o qual, de um ponto de vista químico, difere do metal dentro do centro do grão (figura 5). A parte externa e o centro do grão podem reagir um com o outro como um anodo e o catodo, quando em contato com um eletrólito. Uma corrosão rápida seletiva no contorno de grão pode ocorrer com delaminação posterior. Ligas de alumínio de alta resistência, tais como 2014 e 7075 são mais susceptíveis à corrosão intergranular se tiverem sido imprópriamente tratadas termicamente e, em seguida, expostas a um ambiente corrosivo.

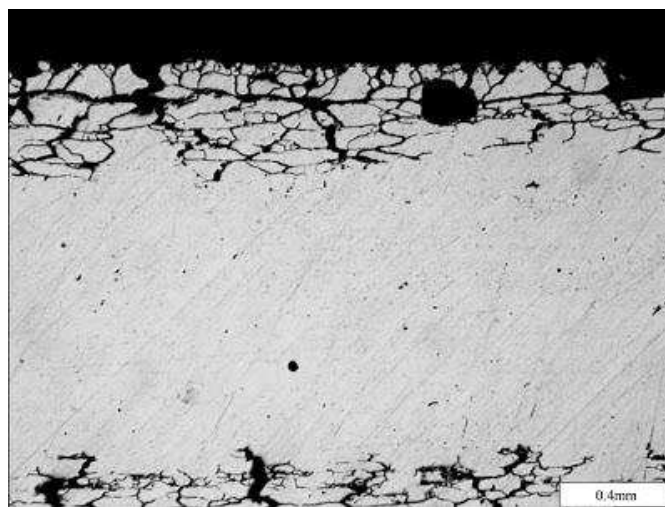


Figura 5 - Corrosão intergranular em uma liga de alumínio.  
 Fonte: [http://culturaaeronautica.blogspot.com.br/2011\\_10\\_01\\_archive.html](http://culturaaeronautica.blogspot.com.br/2011_10_01_archive.html)

**e) Esfoliação:** é uma forma avançada de corrosão intergranular, onde os grãos da superfície de um metal são levantados, pela força da expansão dos produtos de corrosão que ocorrem nos contornos

do grão logo abaixo da superfície do metal. O levantamento ou inchaço é a evidência visível de esfoliação (figura 6). A esfoliação é mais propensa a ocorrer em produtos forjados, tais como extrusões, chapas grossas, placas finas e certas formas de matriz forjada, que têm uma fina estrutura de grãos altamente alongada. Isto está em contraste com outros produtos forjados e fundidos, que tendem a ter uma estrutura de grão axial equivalente.



Figura 6 - Esfoliação.

Fonte: Reithmaier, Larry; Sterkenburg, Ronald. 2014

**f) Corrosão filiforme:** se processa sob a forma de finos filamentos, mas não profundos, que se propagam em diferentes direções (figura 7). Ocorre quando a umidade relativa do ar está entre 78 a 90%.

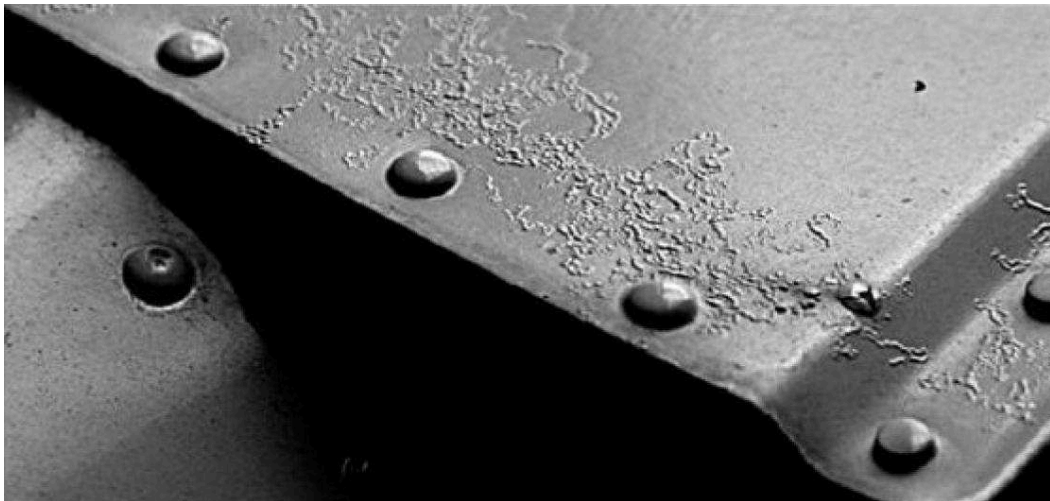


Figura 7 - Corrosão filiforme.

Fonte: Reithmaier, Larry; Sterkenburg, Ronald. 2014.

**g) Corrosão e fatores mecânicos:** o ataque corrosivo é frequentemente agravado por fatores mecânicos. Se houver uma associação de meio corrosivo e solicitações mecânicas, o material pode sofrer um processo corrosivo acelerado, podendo ocorrer fraturas dos componentes.

h) **Corrosão sob tensão fraturante:** ocorre devido a ação combinada de tensões residuais ou aplicadas e meios corrosivos (Stress Corrosion Cracking – SCC) (figura 8).

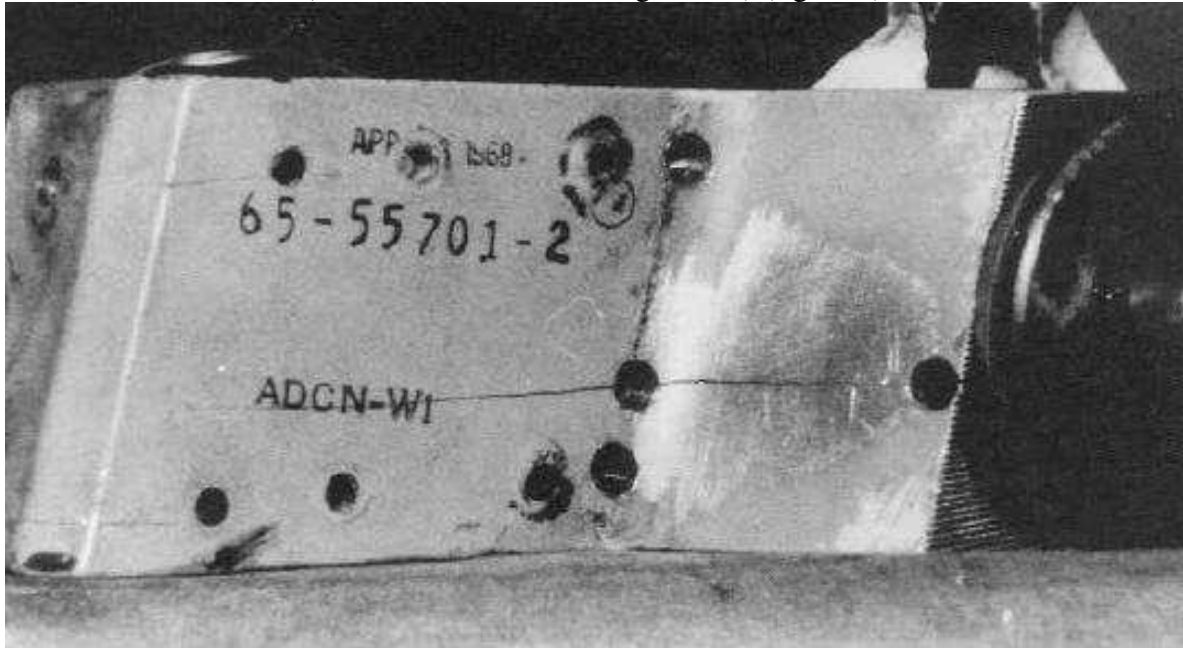


Figura 8 - Corrosão sob tensão fraturante (SCC) em um componente de liga de alumínio 7079-T6.  
Fonte: FAA AC 43-4A, 1991.

i) **Corrosão sob fadiga:** pode ocorrer quando um metal é submetido a solicitações mecânicas alternadas e cíclicas (figura 9).

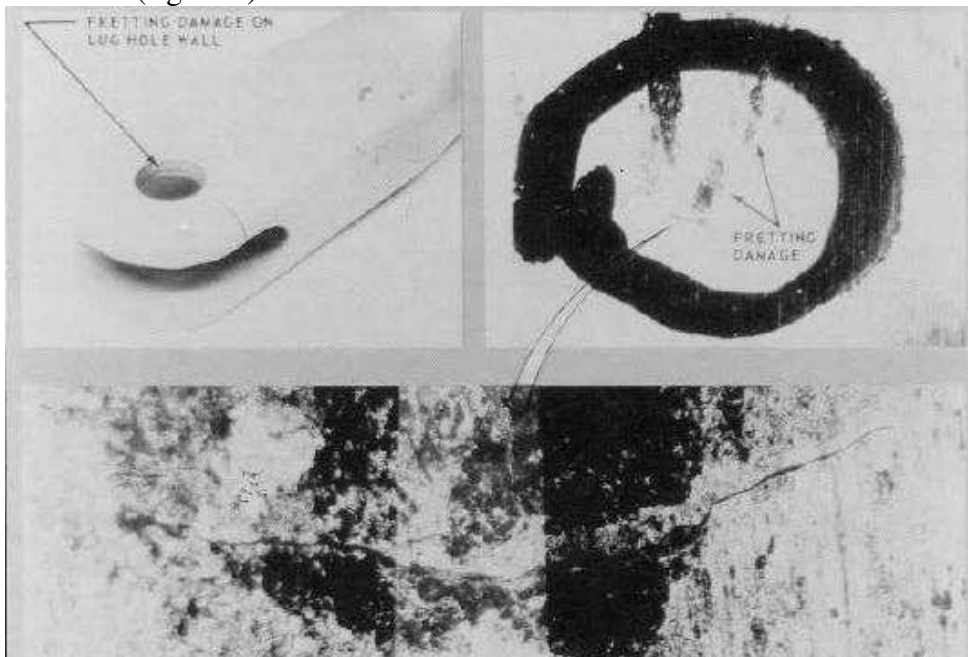


Figura 9 - Corrosão sob fadiga.  
Fonte: FAA AC 43-4A, 1991.

j) **Corrosão sob atrito:** ocorre quando duas superfícies, em contato, sob carga, das quais pelo menos uma é metálica, forem submetidas a pequenos deslizamentos, originados comumente por vibrações (figura 10).

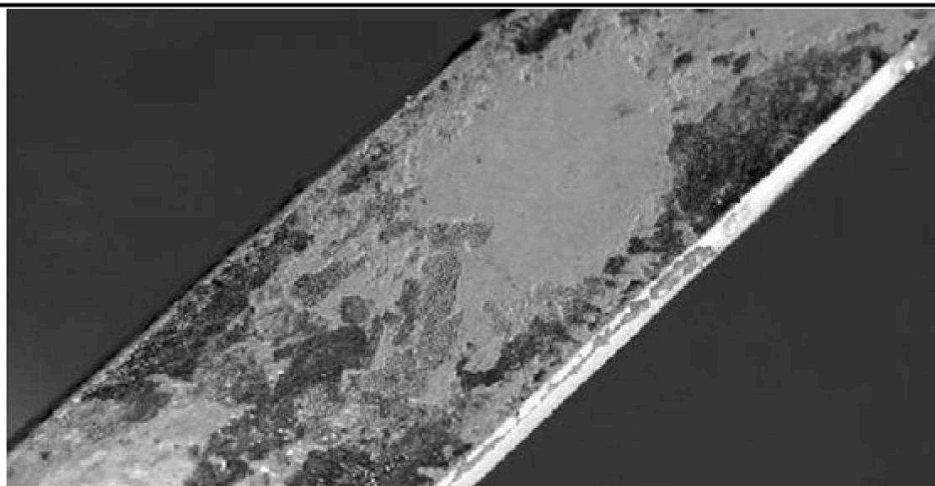


Fig. 10 - Corrosão sob atrito.

Fonte: Reithmaier, Larry; Sterkenburg, Ronald. 2014.

### Resultados do ataque corrosivo em alguns metais aeronáuticos

Liga	Tipo de ataque corrosivo	Aparência do produto da corrosão
Magnésio	Altamente suscetível a pite	Pó branco; pontos brancos na superfície.
Aços de baixa liga (serie 4000-8000)	Oxidação superficial, pite, superficial e intergranular	Óxido vermelho-marrom (ferrugem)
Alumínio	Pite superficial, intergranular, esfoliação, SCC, sob fadiga.	Pó branco acinzentado
Titânio	Altamente resistente a corrosão; repetido ou extenso contato com solventes clorídricos podem resultar em degradação das propriedades estruturais do metal em alta temperatura	Produtos da corrosão não são visíveis a baixas temperaturas. Óxidos coloridos se desenvolvem na superfície acima de 370° C
Cádmio	Corrosão uniforme; empregado como metal de sacrifício para proteger o aço.	Depósito de pó variando do branco ao marrom, ou, manchas negras na superfície.
Aço inoxidável (serie 300-400)	Corrosão por célula de concentração; pite em ambiente marinho; intergranular (serie 300); superficial (serie 400).	Superfície áspera; às vezes manchas vermelhas, marrons.

Tabela 01 - Resultados do ataque corrosivo nos metais.

Fonte: Reithmaier, Larry; Sterkenburg, Ronald. 2014.

## 2. Ensaios e inspeções não destrutivas utilizadas no controle e detecção da corrosão em aeronaves

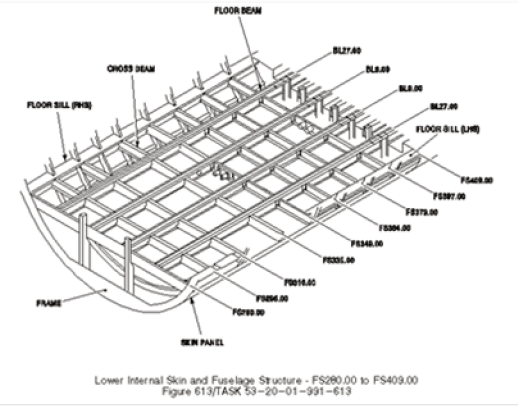
Os principais métodos de inspeção e ensaios empregados no controle e detecção da corrosão em aeronaves segundo a FAA AC 43-4A, de 1991, são:



**Inspeção Visual:** Técnica amplamente utilizada de baixo custo e simplicidade. É considerado um método eficaz para a detecção e avaliação da corrosão. Dependendo do acesso ou local a ser inspecionado, o técnico deverá prescindir de auxílios visuais tais como: espelhos, boroscópios, micrômetros ópticos, e medidores de profundidade. O pessoal encarregado desta inspeção deve receber treinamento adequado e possuir experiência para identificar corrosão (figuras 11 e 12).

MDG-3 Task No.	Chapter 5 Task No.	Task Title	Task Interval	Route
5310005-203	53-10-00-218	Detailed Inspection of the Aft Side of the Pilot Bulkhead and Frame - FS280.00 Above WL73.50 (Floor Level).	T 240 M R 96 M	ED CFCP
5320001-201	53-20-00-201	Detailed Inspection of the Sills, Frames and External Skin around the Passenger Door Cutout.	T 96 M R 48 M	ADED CFCP
5320002-201	53-20-00-202	Detailed Inspection of the Fittings and the Hinge on the Fuselage for the Passenger Door.	T 48 M R 48 M	ADED CFCP
5320003-201	53-20-00-203	Detailed Inspection of the Floor Support Structure - FS280 to FS409, as Visible with the Floor Panels Installed.	T 96 M R 48 M	ADED CFCP
5320003-202	53-20-00-204	Detailed Inspection of the Floor Support Structure - FS280 to FS409.	T 96 M R 96 M	ADED CFCP
5320004-201 5320011-201 5330013-201	53-20-00-205	Detailed Inspection of the Internal Fuselage (Skins and Structure) - FS280.00 to FS621.00 Above the Floor.	T 240 M R 96 M	ED CFCP
5320005-201	53-20-00-206	Detailed Inspection of the Lower Internal Skin and Fuselage Structure - FS280 to FS409, as Visible with the Floor Panels Installed.	T 96 M R 48 M	ED CFCP

PART 3 Page 4  
5-22-10 Mar 07/2005



Lower Internal Skin and Fuselage Structure - FS280.00 to FS409.00  
Figure 613/TASK 53-20-01-991-613

**2. Procedure (Figure 613)**

- (1) S 53-20-01-867-005  
Make sure the aircraft is in the standard configuration for maintenance (TASK 12-00-00-867-801). ✕
- (2) S 53-20-01-010-006  
Remove the flight compartment floor-panel (TASK 53-01-01-000-801). ✕
- (3) S 53-20-01-010-007  
Remove the insulation blankets as required (TASK 25-80-01-000-801). ✕
- (4) S 53-20-01-220-005  
Do a detailed inspection of the lower internal skin and fuselage structure as follows:
  - NOTE: Inspect as much as you can see without the removal of the electrical boxes or equipment.
  - (a) Examine the bonded skin panels, doublers, stringers, frame segments and sectors.

Figura 11 - Procedimentos Inspeção Detalhada Visual.  
 Fonte: CL-604 Aircraft Maintenance Manual. 2005.

**Canadair Challenger**  
CL-604 AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

**2. Procedure (Figure 622)**

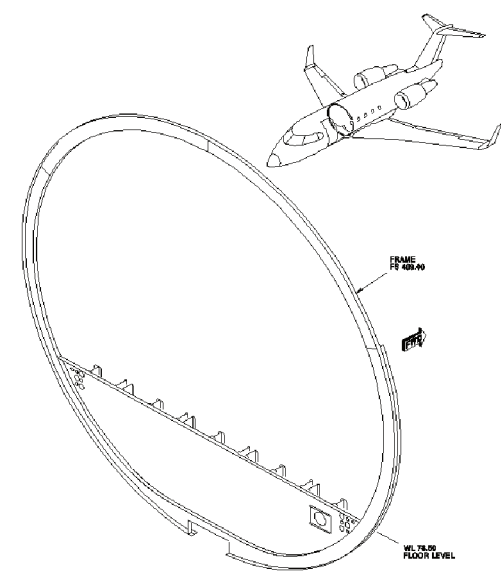
- (1) S 53-20-01-867-014  
Make sure the aircraft is in the standard configuration for maintenance (TASK 12-00-00-867-801). ✕
- (2) S 53-20-01-010-014  
Remove the forward wing-to-fuselage fairing (TASK 53-62-01-000-802). ✕
- (3) S 53-20-01-220-014  
Do a detailed inspection of the structure as follows:
  - (a) Examine the webs, frame segments and cap members.
  - (b) Make sure there are no cracks or corrosion.

NOTE: Any indication of cracks or corrosion is to be reported to Bombardier Aerospace, Business Aircraft, Customer Support Engineering, Montreal, who will then recommend rectification action as required.

Use a mirror and a light source as inspection aids.  
 Use a flexible boroscope to inspect area above the lower cut-out not visible with a mirror.

**3. Close Out**

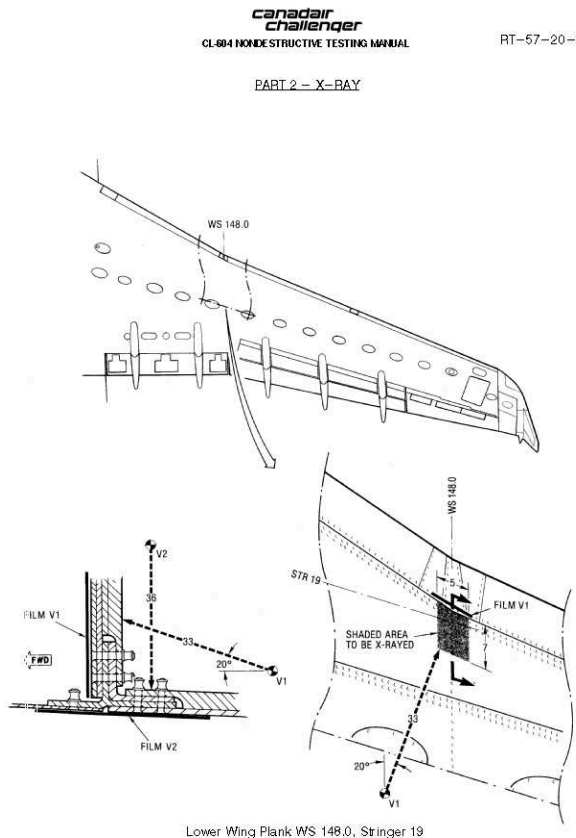
- (1) S 53-20-01-942-014  
Remove all tools, equipment, and unwanted materials from the work area.
- (2) S 53-20-01-410-061  
Install the forward wing-to-fuselage fairing (TASK 53-62-01-400-802). ✕



Aft Face of the Frame Below the Floor - FS409.00  
Figure 622/TASK 53-20-01-991-622

Figura 12 - Procedimentos Inspeção Detalhada Visual Boroscópica.  
 Fonte: CL-604 Aircraft Maintenance Manual. 2005.

**Inspeção por Raios-X:** Pode ser empregada na detecção de corrosão moderada e severa, e para localizar trincas. Possui capacidade limitada para a detecção de corrosão leve e moderada devido à dificuldade de se obter sensibilidade requerida para este grau de corrosão (FAA AC 43-4A). Atenção deve ser dada ao fato dos raios se propagarem em linha reta, escondendo possíveis falhas que se encontrem perpendiculares à direção da propagação (orientação da descontinuidade). Existem limitações quanto à espessura do material, pois quanto mais espesso, mais energia será necessária para a execução do exame (figura 13). Requer pessoal técnico treinado e experiente para execução do ensaio e interpretação dos resultados.



Lower Wing Plank WS 148.0, Stringer 19

Figura 13 - Procedimentos Inspeção por Raios-X.  
 Fonte: CL-604 Aircraft Maintenance Manual. 2005.

**Inspeção por Ultrassom:** este tipo de END proporciona uma sensível capacidade para detectar danos relacionados à corrosão (figura 14). Normalmente é empregada para detectar esfoliação, corrosão sob tensão fraturante (SCC) e perda de material em geral. Existe disponibilidade de equipamento leve e portátil. Devido a sua complexidade o ensaio por ultrassom exige do inspetor bom nível técnico e treinamento

**canadair challenger**  
 CL-604 NONDESTRUCTIVE TESTING MANUAL RT-57-20-01  
 PART 2 - X-RAY

**canadair challenger**  
 CL-604 NONDESTRUCTIVE TESTING MANUAL RT-57-20-01  
 PART 2 - X-RAY

1. Purpose of Inspection

To detect cracks in the Lower Wing Plank, in the area of the forward edge, at WS 148.0, Stringer 19.

2. Effectivity

A. Location

**TBD**

B. Access

Remove Main Tank and Structural Inspection Access Panels 540FB and 640FB (Ref. Part 1, Section 1, Figure 30, Page 50). ☒

Remove leading Edges 530BL and 630BL (Ref. Part 1, Section 1, Figure 19, Page 48). ☒

C. Identification

DESCRIPTION	PART/SERIAL NO.	MATERIAL	EFFECTIVITY
SKIN	600-10044	7475-T7351 CMS 516-02	
LOWER SPAR CAP	600-10037	7475-T7351 CMS 516-02	
SPLICE ANGLE	600-10236	7475-T7351 CMS 516-02	
RIB	600-10018	7475-T7351 CMS 516-02	

NOTE: Listing above describes those parts that require inspection.

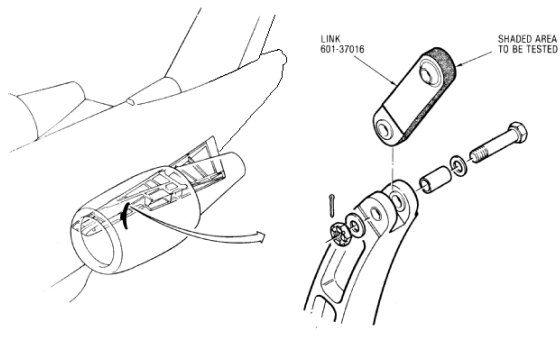
3. Tools and Equipment

X-RAY UNIT MG 160, PHILIPS PORTABLE, or equivalent.  
 KODAK X-RAY FILMS, Type AA, M or equivalent.

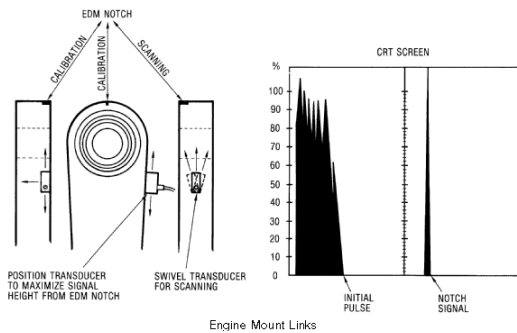
4. Preparation and Cleaning

Refer to Part 1 - GENERAL ☒

PART 4 - ULTRA-SONIC



EXAMPLE 1



PART 4 - ULTRA-SONIC

1. Purpose of Inspection

To detect cracks in the Engine Mount Links L and R.

2. Effectivity

A. Location

TBD

B. Access

Remove and suspend the power plant (refer to the AMM, CH 71-00-00).

Remove the Nose Cowling fixed side panel (refer to the AMM, CH 71-14-04).

Support the yoke and remove the link for inspection (refer to the AMM, Chapter 71-00-01).

C. Identification

DESCRIPTION	PART/SERIAL NO.	MATERIAL	EFFECTIVITY
LINK	601-37016	TITANIUM BAR Ti-6AL-6V-2Sn CMS 514-02	

NOTE: Listing above describes those parts that require inspection.

3. Tools and Equipment

SONATEST UFDS Ultrasonic instrument or equivalent.

HARISONIC PAB0204, 90-degree, 2.25 mHz surface wave ultrasonic transducers, or equivalent.

Titanium alloy ultrasonic calibration reference standard No. ET-43C-1.

4. Preparation and Cleaning

Thoroughly clean area to be tested with Aliphatic Naphtha, specification TT-N-95 Type II, in accordance with the Structural Repair Manual, Chapter 51-53-00 - CLEANING.

5. Equipment Adjustment

Apply the couplant to the flat section of the reference standard; place the surface wave transducer approximately in the position shown in Example 1 and adjust instrument settings to obtain a full scale (saturated) signal response from the radially located EDM notch. Maximize signal by swivelling the transducer in a left-to-right direction; when completed, increase the gain by approximately 4 decibels. The signal on the screen must be approximately located as shown on the CRT Display in Example 1.

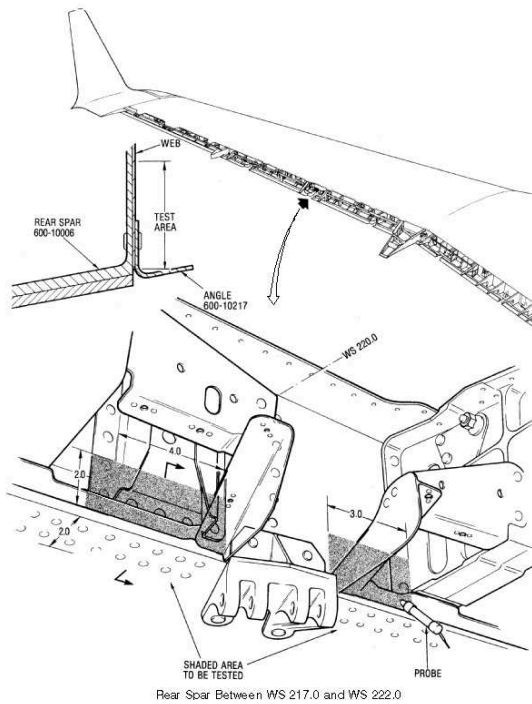
Figura 14 - Procedimentos Inspeção por ultrassom.

Fonte: CL-604 Aircraft Maintenance Manual. 2005.

**Inspeção por Correntes Parasitas:** Pode ser usada para detectar a perda de material devido à corrosão, e trincas em estruturas com varias camadas (principalmente correntes de baixa frequência). Também pode ser utilizada em certo grau, para a detecção, ou estimativa da corrosão em partes ocultas do revestimento de aeronaves, quando utilizando com um padrão de referência, a espessura do metal que não está corroído pode ser medida (figura 15). Correntes parasitas de baixa frequência ainda podem ser empregadas para estimar a corrosão sob camadas da estrutura, porque as correntes penetram através da segunda camada do material com suficiente sensibilidade para fornecer resultados aproximados. Correntes de alta frequência são mais apropriadas para a detecção de trincas que penetrem a superfície da estrutura sobre a qual a sonda pode ser aplicada (incluindo superfícies planas e rebaxos).

**canadair challenger**  
 CL-604 NONDESTRUCTIVE TESTING MANUAL ET-57-20-04

**PART 6 - EDDY CURRENT**



C. Identification

DESCRIPTION	PART/SERIAL NO.	MATERIAL	EFFECTIVITY
REAR SPAR	600-10006	7475-T7351 CMS 516-02	
CHANNEL	600-10217	2024-T42 QQ-A-250/5	

**NOTE:** Listing above describes those parts that require inspection.

3. Tools and Equipment

- NORTEC Model NDT-18 eddy current instrument or equivalent.
- NORTEC Model SPO-1284 (1-5KHz) shielded, absolute, 5/16 inch flat-tipped probe.
- NORTEC Model 9551F (500 KHz) shielded, absolute, flat-tipped, penoil-type probe, with a plastic probe holder.
- Aluminum eddy current calibration reference standards No. ET-28C-1 and ET-19B-10 which containing EDM notches.

4. Preparation and Cleaning

- Extend flaps (refer to the AMM, CH 27-54-00).
- Thoroughly clean area to be tested with aliphatic naphtha, specification TT-N-95 Type II, in accordance with the Structural Repair Manual, Chapter 51-53-00 - CLEANING.
- If paint or primer condition is good, it need not be stripped. If the finish is damaged, the bare metal must be exposed and refinished in accordance with the applicable chapter in the Structural Repair Manual.

5. Equipment Adjustment (For Subsurface Cracks)

- Use SPO-1284 (1-5 KHz) probe.

TABLE 1 - CALIBRATION DATA

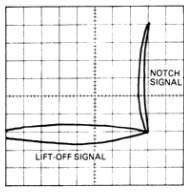
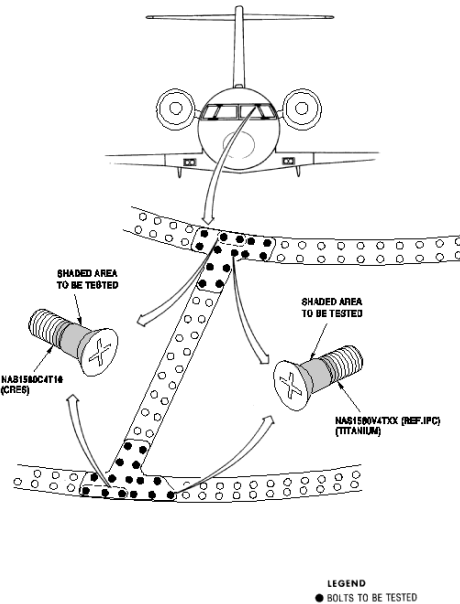
INSTRUMENT SETTINGS		CRT DISPLAY
FREQUENCY	4 KHz	
GAIN - COURSE	30	
GAIN - FINE	3	
VERTICAL SENSITIVITY	0.2	
HORIZONTAL SENSITIVITY	1.0	
FILTER	OFF	
HORIZ ATTEN	NORM	

Figura 15 - Procedimentos Inspeção por correntes parasitas.  
 Fonte: CL-604 Aircraft Maintenance Manual, 2005.

**Inspeção por Líquido Penetrante:** método empregado na detecção de descontinuidades abertas na superfície do material (figura 16). É indicada para detectar grandes trincas provocadas por corrosão sob tensão fraturante (SCC) e corrosão sob fadiga em metais não porosos ferrosos ou não ferrosos. END que pode ser utilizado em qualquer material. O material a ser ensaiado/testado de ser cuidadosamente limpo, a fim de evitar qualquer contaminação durante a execução do teste.

PART 8 - PENETRANT



PART 8 - PENETRANT

1. Purpose of Inspection

Scheduled Maintenance.

TLMC 5-10-30 Chapter 5, Task 56-10-00-104.

To detect cracks in the shanks directly below the countersink heads and at the first thread of the bolts which attach the windshields and side windows 'T-Plates'.

2. Effectivity

As listed in the TIME LIMITS/MAINTENANCE CHECK, Chapter 5.

A. Location

The inspection area is in subzone 220. Refer to the NDTM (604-12) Part 1, Section 1, Figure 15, PRIMARY SUBZONE.

B. Access

N/A

C. Identification

DESCRIPTION	PART/SERIAL NO.	MATERIAL	EFFECTIVITY
WINDSHIELD/SIDE WINDOW T-PLATE ATTACHMENT BOLTS (Qty 29 Per Side)	NAS1580V4Txx (Qty 24 Per Side) NAS1580C4T10 (Qty 5 Per Side)	6AL-4V TITANIUM A-286 CREB	

NOTE: Inspect the parts that are given above.

3. Tools and Equipment

AMS 2644 Penetrant Type 1, Method A, Water Washable, oil based, Sensitivity Level 3 or higher.

AMS 2644 Developer Form 'A'

Methyl Ethyl Ketone, Specification TT-M-261.

Varsol, Specification P-D-680, Type 1.

Cellulose sponge or nylon brush.

Clean, lint-free cloths.

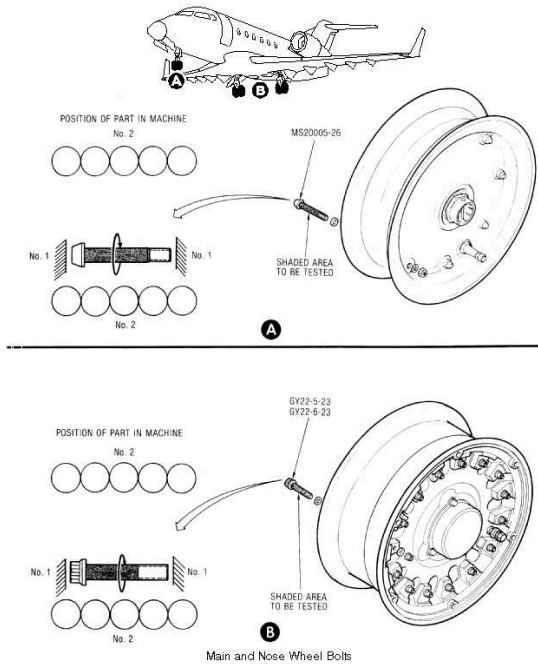
Black light, self filtered, 125 watt rated bulb - Magnaflex Model ZB-24A, or equivalent.

Figura 16 - Procedimentos Inspeção por líquido penetrante.  
 Fonte: CL-604 Aircraft Maintenance Manual. 2005.

**Inspeção por Partículas Magnéticas:** Este END pode ser empregado para a detecção de trincas ou descontinuidades na região da superficial, ou sub-superficial do material metálico. Somente pode ser empregada em metais ferromagnéticos (figura 17). Exige remoção de pintura ou proteção do componente a ser testado/inspecionado. Os resultados dos ensaios são virtualmente instantâneos. Cuidados devem ser tomados para retornar o componente inspecionado à aeronave completamente desmagnetizado.

PART 7 - MAGNETIC PARTICLE

PART 7 - MAGNETIC PARTICLE



1. Purpose of Inspection  
To detect cracks in the shanks and head radii of the Main and Nose Wheel Bolts.
2. Effectivity
  - A. Location  
TBD
  - B. Access  
Remove wheel from aircraft and, after ensuring that the tire is completely deflated, remove bolts (Ref. Maintenance Manual, Chapter 32-41-11, MAIN WHEEL - MAINTENANCE PRACTICES, and Chapter 32-41-16, NOSE WHEEL - MAINTENANCE PRACTICES).
  - C. Identification

DESCRIPTION	PART/SERIAL NO.	MATERIAL	EFFECTIVITY
MAIN WHEEL HUB BOLTS(Quantity 15 per Wheel)	GY22-5-23 GY22-6-23	AlSi 4340 ML-S-5000 HT 180 KSI QQ-P-416	
NOSE WHEEL HUB BOLTS(Quantity 8 per Wheel)	MS20005-26	AlSi 4340 ML-S-5000 HT 180 KSI QQ-P-416	

NOTE: Listing above describes those parts that require inspection.

3. Tools and Equipment  
 MIL-M-6867C MAGNETIC INSPECTION UNIT, TYPE II.  
 MAGNETIC PARTICLES, Fluorescent, wet method, oil vehicle, specification AMS-3045.  
 MIL-M-6867C Demagnetizing Facilities.  
 MAGNAFLUX Field Indicator, or equivalent.  
 Methyl Ethyl Ketone, Specification TT-M-261.  
 Varsol, Specification P-D-680, Type 1.  
 Cellulose sponge or nylon brush.  
 Clean, lint-free cloth.  
 Black light, self filtered, 125 watt rated bulb - Magnaflex Model ZB-24A, or equivalent.
4. Preparation and Cleaning  
 Prepare for this inspection in accordance with the procedures given in Part 7 - GENERAL. ☒  
 If a bolt is damaged, it must be replaced. For damage limits, refer to Component Maintenance Manual, Chapter 32-40-59 or Chapter 32-46-12.

Figura 17 - Procedimentos Inspeção por partículas magnéticas.  
 Fonte: CL-604 Aircraft Maintenance Manual, 2005.

**Inspeção por Emissão Acústica:** Este END necessita de que o material ou equipamento a ser ensaiado, seja solicitado termicamente ou mecanicamente. Ocorre quando uma descontinuidade é submetida á solicitação térmica ou mecânica. Pode ser usado para detectar corrosão e umidade em estruturas metálicas coladas do tipo colmeia (honeycomb). Detecta corrosão nos estágios iniciais, bem como corrosão avançada. Existem estudos utilizando o método para acompanhamento em tempo real de estruturas aeronáuticas submetidas a esforços mecânicos.

### 3. Discussão

Em abril de 1988, o Boeing 737-200, voo 243 da Aloha Airlines, sofreu uma descompressão explosiva em pleno voo a 24.000 pés (7.315 m), na rota de Hilo para Honolulu, Havaí. A bordo estavam 86 passageiros e 7 tripulantes. Uma comissária foi lançada para fora da aeronave durante a descompressão, sendo seu corpo jamais localizado. Sete passageiros e outro comissário ficaram gravemente feridos. A aeronave fez um pouso de emergência no aeroporto de Kahului, ilha Maui, Havai (figura 18).

A National Transportation Safety Board - NTSB, órgão independente do governo americano encarregado de investigar acidentes nos Estados Unidos, determinou que a cauda deste acidente foi o descolamento das juntas de sobreposição empregadas para fixar as chapas de alumínio na fuselagem da aeronave, o que levou a entrada de água, iniciando o processo de corrosão que levou à fadiga e a falha estrutural.

Durante a investigação, o NTSB verificou que o pessoal encarregado da manutenção de linha da aeronave, aceitava os clássicos sinais da corrosão, como condições normais de desgaste operacional. Um programa para controlar e prevenir a corrosão em toda a aeronave não era evidente. Desta forma, o NTSB recomendou a Federal Aviation Administration – FAA, a autoridade de aviação civil americana, o desenvolvimento de um modelo de um compreensivo Programa de Prevenção e Controle de Corrosão (em inglês: Corrosion Prevention Control Program – CPCP), que seria incluído no programa de manutenção dos operadores aéreos previamente aprovado pela FAA.



Figura 18 – Aeronave Boeing 737 da Aloha Airlines, após o acidente de descompressão explosiva em voo.  
Fonte: Internet.

O Programa de Controle de Prevenção de Corrosão é uma abordagem sistemática para controlar a corrosão na estrutura primária das aeronaves. É destinado a assegurar a integridade estrutural. Seu objetivo é limitar a perda de material devido à corrosão a um nível necessário a fim de manter a aeronavegabilidade.

O CPCP classifica os defeitos por corrosão em três níveis:

Nível 1: ocorrência de corrosão entre sucessivas tarefas de inspeção, de forma localizada, que seja solucionada através de retrabalho, dentro do limite permitido; ou, a experiência do operador tenha demonstrado corrosão leve entre cada sucessiva tarefa de inspeção, que seja solucionada através de retrabalho, que exceda o limite permitido;

Nível 2: ocorrência de corrosão entre qualquer duas sucessivas tarefas de inspeção, que necessitou de retrabalho que excedeu o limite permitido. Requer reparo, reforço ou substituição parcial, ou completa da estrutura afetada; e

Nível 3: ocorrência de corrosão classificada pelo operador como de urgente preocupação para a aeronavegabilidade.

---

O CPCP requer que o operador mantenha a aeronave no nível 1 ou acima deste.

O CPCP também tem sido incorporado nos programas de manutenção de aeronaves executivas, além das aeronaves comerciais.

Mesmo que nos atuais programas de inspeção, nos manuais de manutenção das aeronaves executivas, exista requerimentos para a inspeção de toda a estrutura voltada a detecção da corrosão, o CPCP coloca mais ênfase na estrutura primária da aeronave, nos chamados elementos principais da estrutura. Estes elementos podem ser definidos como os que contribuem significativamente no suporte as cargas dinâmicas (em voo), estáticas (no solo) e de pressurização, cuja falha poderia resultar em falha catastrófica para a aeronave.

O principal objetivo do CPCP é detectar a corrosão na estrutura primária e corrigir o problema antes que um sério dano ocorra. Além disso, destina-se a evitar a execução de dispendiosos reparos na aeronave e, finalmente, levar a melhora da segurança, reduzindo o tempo de parada da aeronave, custos operacionais e, mantendo o valor da aeronave no mercado.

#### **4. Conclusão**

Os profissionais atuando na indústria aeronáutica, seja na manutenção, projeto e pesquisa ou em nível operacional, devem estar cientes dos efeitos perniciosos da corrosão nas aeronaves, e seus riscos a segurança de voo.

É primordial um conhecimento do fenômeno e das maneiras de detectá-lo, de forma a possibilitar sua manutenção a níveis aceitáveis, que não venham interferir na operação da aeronave, limitando riscos desnecessários a segurança, além de melhorar os níveis de disponibilidade e contribuir para a redução dos custos de operação.

#### **5. Referências**

- Bombardier Aerospace. CL-604 Aircraft Maintenance Manual. Rev. 31, Nov 2005. Montreal, QC, Canada.
- Duncan Aviation. Straight Talk about CPCP for Falcon 50/50EX Aircraft. Lincoln, NE – USA.
- Gil, Vicente. Corrosão. 3ª Edição. Rio de Janeiro, RJ: LTC - Livros Técnicos e Científicos Editora S.A., 1996.
- Hellier, Charles. Handbook of Nondestructive Evaluation. New York, NY: McGraw-Hill, 2003.
- Reithmaier, Larry; Sterkenburg, Ronald. Standard Aircraft Handbook for Mechanics and Technicians. 7<sup>th</sup> Edition. New York, NY: McGraw-Hill Education, 2014.
- Roberge, Pierre R. Handbook of Corrosion Engineering. New York, NY: McGraw-Hill, 2000.
- United States of America. Department of Transportation. Federal Aviation Administration. Advisory Circular AC.43-4A. Corrosion Control for Aircraft, 1991.



---

United States of America. National Transportation Safety Board. Accident Aircraft Report. Aloha Airlines, Flight 243, Boeing 737-200, N73711. Washington, D.C.

## 6. Comunicado de responsabilidade

O autor é o único responsável pelo material pesquisado.

**Abstract:** Corrosion is a natural phenomenon that attacks the aircraft structure bringing safety risks and, impact on operations and, increase of operational costs. Over the time, the air transport industry, in an effort involving National Aviation Authorities, manufacturers and operators, was forced to develop a rigorous program to control and prevent corrosion. It is designed to detect and correct corrosion-related problems, before a more serious structural damage can occur, that will compromise the integrity of the aircraft. In this program, tests and inspections are required using non-destructive techniques, that are an effective tool in the prevention and control of the corrosion and, it's related problems.