

COMANDO DA AERONÁUTICA
CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE
ACIDENTES AERONÁUTICOS



RELATÓRIO FINAL
A-119/CENIPA/2018

OCORRÊNCIA:	ACIDENTE
AERONAVE:	PR-GGD
MODELO:	737-8EH
DATA:	16JUL2018



ADVERTÊNCIA

Em consonância com a Lei nº 7.565, de 19 de dezembro de 1986, Artigo 86, compete ao Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos - SIPAER - planejar, orientar, coordenar, controlar e executar as atividades de investigação e de prevenção de acidentes aeronáuticos.

A elaboração deste Relatório Final, lastreada na Convenção sobre Aviação Civil Internacional, foi conduzida com base em fatores contribuintes e hipóteses levantadas, sendo um documento técnico que reflete o resultado obtido pelo SIPAER em relação às circunstâncias que contribuíram ou que podem ter contribuído para desencadear esta ocorrência.

Não é foco do mesmo quantificar o grau de contribuição dos fatores contribuintes, incluindo as variáveis que condicionam o desempenho humano, sejam elas individuais, psicossociais ou organizacionais, e que possam ter interagido, propiciando o cenário favorável ao acidente.

O objetivo único deste trabalho é recomendar o estudo e o estabelecimento de providências de caráter preventivo, cuja decisão quanto à pertinência e ao seu acatamento será de responsabilidade exclusiva do Presidente, Diretor, Chefe ou correspondente ao nível mais alto na hierarquia da organização para a qual são dirigidos.

Este relatório não recorre a quaisquer procedimentos de prova para apuração de responsabilidade no âmbito administrativo, civil ou criminal; estando em conformidade com o Appendix 2 do Anexo 13 "Protection of Accident and Incident Investigation Records" da Convenção de Chicago de 1944, recepcionada pelo ordenamento jurídico brasileiro por meio do Decreto nº 21.713, de 27 de agosto de 1946.

Outrossim, deve-se salientar a importância de resguardar as pessoas responsáveis pelo fornecimento de informações relativas à ocorrência de um acidente aeronáutico, tendo em vista que toda colaboração decorre da voluntariedade e é baseada no princípio da confiança. Por essa razão, a utilização deste Relatório para fins punitivos, em relação aos seus colaboradores, além de macular o princípio da "não autoincriminação" deduzido do "direito ao silêncio", albergado pela Constituição Federal, pode desencadear o esvaziamento das contribuições voluntárias, fonte de informação imprescindível para o SIPAER.

Consequentemente, o seu uso para qualquer outro propósito, que não o de prevenção de futuros acidentes, poderá induzir a interpretações e a conclusões errôneas.

SINOPSE

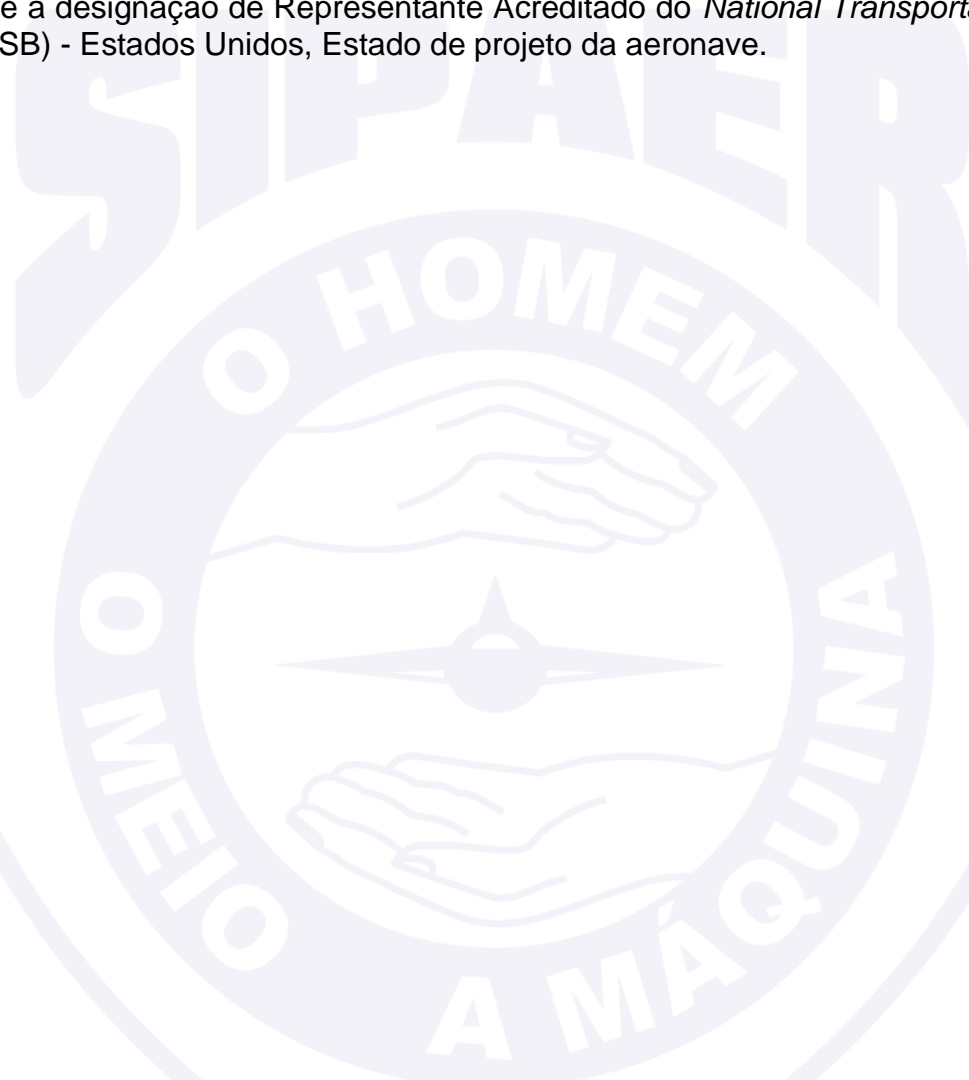
O presente Relatório Final refere-se ao acidente com a aeronave PR-GGD, modelo 737-8EH, ocorrido em 16JUL2018, classificado como “[SCF-NP] Falha ou mau funcionamento de sistema/componente | Com trem de pouso”.

Durante o pouso, a tripulação de cabine ouviu um barulho anormal. Ao realizar a inspeção pós-voos, a equipe de manutenção identificou um vazamento de fluido hidráulico e a quebra de um componente da perna do trem de pouso principal direito.

A aeronave teve danos substanciais.

Todos os ocupantes saíram ilesos.

Houve a designação de Representante Acreditado do *National Transportation Safety Board* (NTSB) - Estados Unidos, Estado de projeto da aeronave.



ÍNDICE

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS	5
1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.....	7
1.1. Histórico do voo.....	7
1.2. Lesões às pessoas.....	7
1.3. Danos à aeronave.	7
1.4. Outros danos.....	9
1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.....	9
1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.....	10
1.5.2. Formação.....	10
1.5.3. Categorias das licenças e validade dos certificados e habilitações.....	10
1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.....	10
1.5.5. Validade da inspeção de saúde.....	10
1.6. Informações acerca da aeronave.....	10
1.7. Informações meteorológicas.....	20
1.8. Auxílios à navegação.....	20
1.9. Comunicações.....	21
1.10. Informações acerca do aeródromo.....	21
1.11. Gravadores de voo.....	21
1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.....	22
1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.....	22
1.13.1. Aspectos médicos.....	22
1.13.2. Informações ergonômicas.....	22
1.13.3. Aspectos Psicológicos.....	22
1.14. Informações acerca de fogo.....	22
1.15. Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.....	22
1.16. Exames, testes e pesquisas.....	22
1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.....	31
1.18. Informações operacionais.....	32
1.19. Informações adicionais.....	34
1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.....	37
2. ANÁLISE.....	37
3. CONCLUSÕES.....	41
3.1. Fatos.....	41
3.2. Fatores contribuintes.....	42
4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA	42
5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.....	43
ANEXO A.....	44

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS

AD	<i>Airworthiness Directive</i> - Diretriz de Aeronavegabilidade
ADC	<i>Aerodrome Chart</i> - Carta de Aeródromo
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
CA	Certificado de Aeronavegabilidade
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CMA	Certificado Médico Aeronáutico
CMM	<i>Component Maintenance Manual</i>
CSI	<i>Cycles Since Installation</i>
CSN	<i>Cycles Since New</i>
CVR	<i>Cockpit Voice Recorder</i> - Gravador de Voz da Cabine
DGCA	<i>Directorate General of Civil Aviation</i>
EQA	<i>Equipment Quality Analysis</i> - Análise de Qualidade do Equipamento
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i>
FAP	<i>Final Approach Point</i>
FDR	<i>Flight Data Recorder</i> - Gravador de Dados de Voo
FSO	Ficha de Serviço de Oficina
GPS	<i>Global Positioning System</i> - Sistema de Posicionamento Global
HRC	<i>Hardness Rockwell C</i> - Escala <i>Rockwell C</i> de dureza
IFR	<i>Instrument Flight Rules</i> - Regras de Voo por Instrumentos
IFRA	Habilitação de Voo por Instrumentos - Avião
KSI	<i>Thousand pounds per square inch</i>
METAR	<i>Aviation Routine Weather Report</i> - Informe Meteorológico Aeronáutico Regular
MEV	Microscópio de Varredura Eletrônica
MLG	<i>Main Landing Gear</i> - Trem de Pouso Principal
MOQA	<i>Maintenance Operations Quality Assurance</i>
NDB	<i>Non-Directional Beacon</i> - Radiofarol Não Direcional
NLG	<i>Nose Landing Gear</i> , Trem de Pouso de Nariz
NTSB	<i>National Transportation Safety Board</i>
OM	Organização de Manutenção
OPR	<i>Operation Problem Report</i>
OS	Ordem de Serviço
OTM	<i>Over Tempered Martensite</i>
PCM	Licença de Piloto Comercial - Avião
PF	<i>Pilot Flying</i>

PLA	Licença de Piloto de Linha Aérea - Avião
PM	<i>Pilot Monitoring</i>
PN	<i>Part Number</i> - Número de Peça
PPR	Licença de Piloto Privado - Avião
PRI	Categoria de Registro de Aeronave Privada - Instrução
PUH	Categoria de Registro de Aeronave Pública Histórica
RH	<i>Right Hand</i>
RS	Recomendação de Segurança
RWY	<i>Runway</i> - Pista
SB	<i>Service Bulletin</i>
SBCF	Designativo de localidade - Aeródromo Tancredo Neves, Belo Horizonte, MG
SBSP	Designativo de localidade - Aeródromo de Congonhas, São Paulo, SP
SEM	<i>Scanning Electron Microscope</i>
SN	<i>Serial Number</i> - Número de Série
SOPM	<i>Standard Overhaul Practices Manual</i>
TBO	<i>Time Between Overhaul:</i>
TPR	Categoria de Registro de Aeronave de Transporte Aéreo Público Regular
TSI	<i>Time Since Installation</i>
TSN	<i>Time Since New</i>
TWR	<i>Aerodrome Control Tower</i> - Torre de Controle de Aeródromo
UTC	<i>Universal Time Coordinated</i> - Tempo Universal Coordenado
VFR	<i>Visual Flight Rules</i> - Regras de Voo Visual

1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.

Aeronave	Modelo: 737-8EH Matrícula: PR-GGD Fabricante: <i>Boeing Company</i>	Operador: Gol Linhas Aéreas S.A.
Ocorrência	Data/hora: 16JUL2018 - 22:00 (UTC) Local: Aeródromo Tancredo Neves (SBCF) Lat. 19°37'28"S Long. 043°58'19"W Município - UF: Belo Horizonte - MG	Tipo(s): [SCF-NP] Falha ou mau funcionamento de sistema/componente Subtipo(s): Com trem de pouso

1.1. Histórico do voo.

A aeronave decolou do Aeródromo de Congonhas (SBSP), São Paulo, SP, com destino ao Aeródromo Tancredo Neves (SBCF), Belo Horizonte, MG, por volta das 21h00min (UTC), a fim de realizar transporte regular de passageiros, com seis tripulantes e 136 passageiros a bordo.

Durante o pouso, no momento do toque, foi ouvido um forte barulho pela tripulação de cabine. A aeronave taxiou por meios próprios até o local de estacionamento, onde os passageiros desembarcaram normalmente.

Ao realizar a inspeção pós-voo, a equipe de manutenção identificou um vazamento de fluido hidráulico e a quebra de um componente da perna do trem de pouso principal direito.

A aeronave teve danos substanciais. Todos os ocupantes saíram ilesos.

1.2. Lesões às pessoas.

Lesões	Tripulantes	Passageiros	Terceiros
Fatais	-	-	-
Graves	-	-	-
Leves	-	-	-
Ilesos	6	136	-

1.3. Danos à aeronave.

Após o pouso, durante inspeção da equipe de manutenção, foram encontrados danos no selante da *Aft Pressure Bulkhead* e nas tubulações hidráulicas ocasionando vazamento de fluido (Figura 1).



Figura 1 - Vazamento de fluido hidráulico no trem de pouso direito.

Posteriormente, foram identificados danos no conjunto do trem de pouso direito e na longarina da asa correspondente. As Figuras 2 e 3 mostram a localização dos principais componentes do trem de pouso danificados na ocorrência.

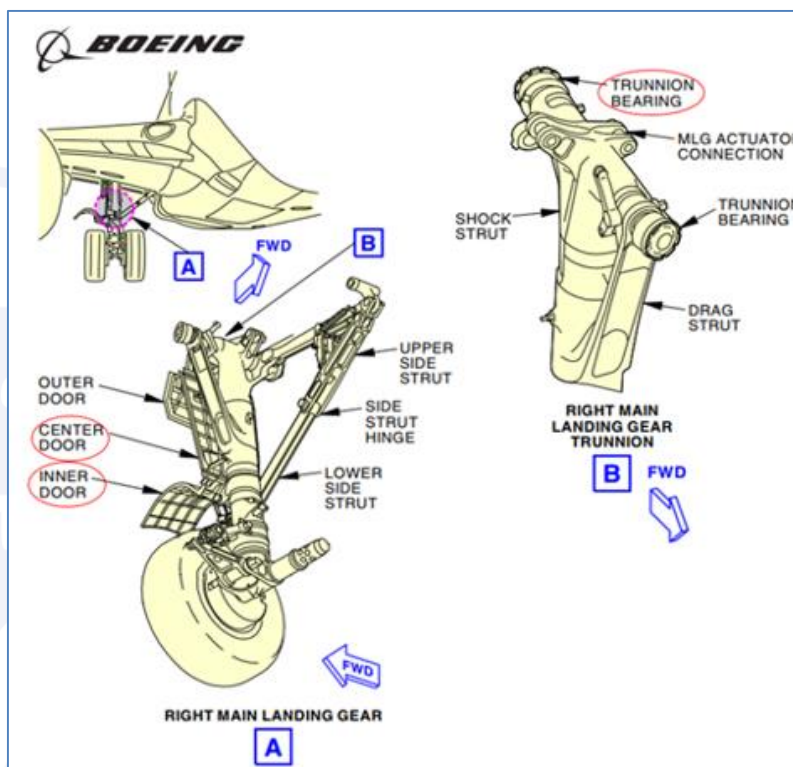


Figura 2 - Localização dos componentes danificados (círculos vermelhos) do trem de pouso principal direito.

Fonte: adaptado do Manual de Manutenção da *Boeing*.

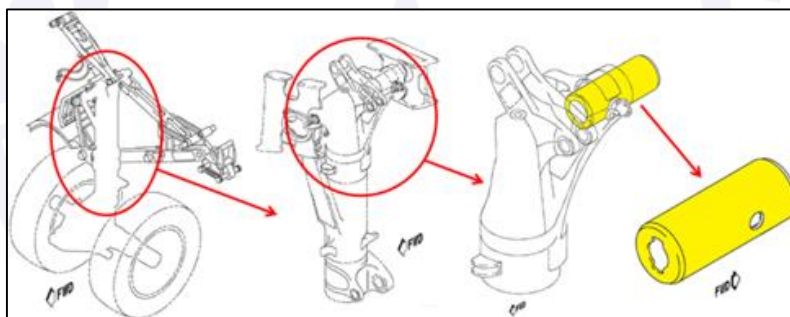


Figura 3 - Local de instalação do *aft trunnion pin* (amarelo).

Fonte: adaptado do Manual de Manutenção da *Boeing*.

Os danos no *aft trunnion pin*, no *aft trunnion bearing* e na estrutura da asa (longarina) são mostrados em detalhes nas Figuras 4, 5 e 6, respectivamente.



Figura 4 - *aft trunnion pin* fraturado.

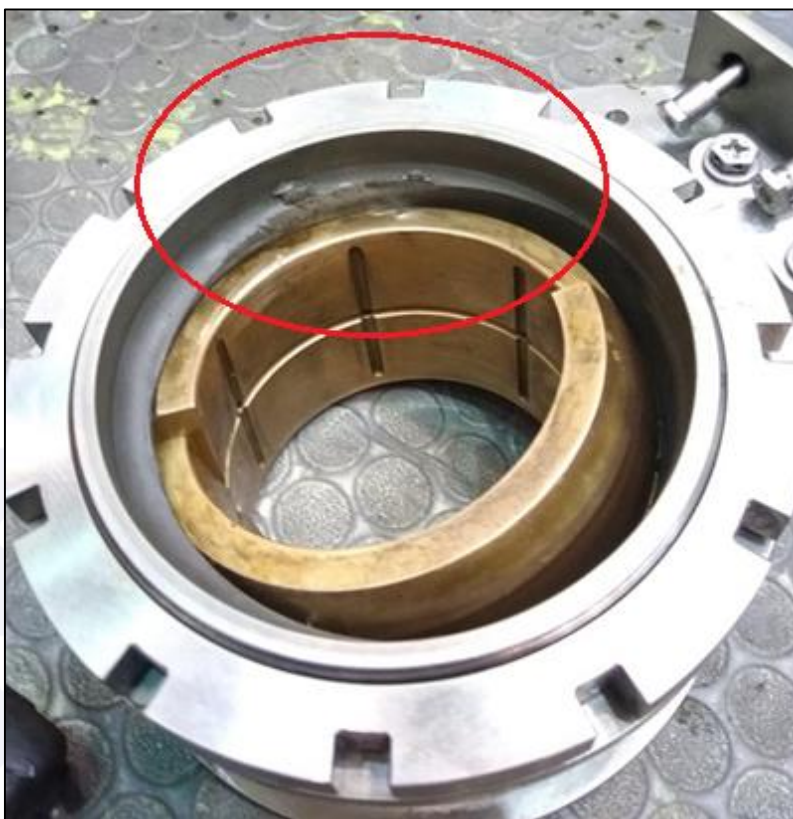


Figura 5 - Danos no aft trunnion bearing.

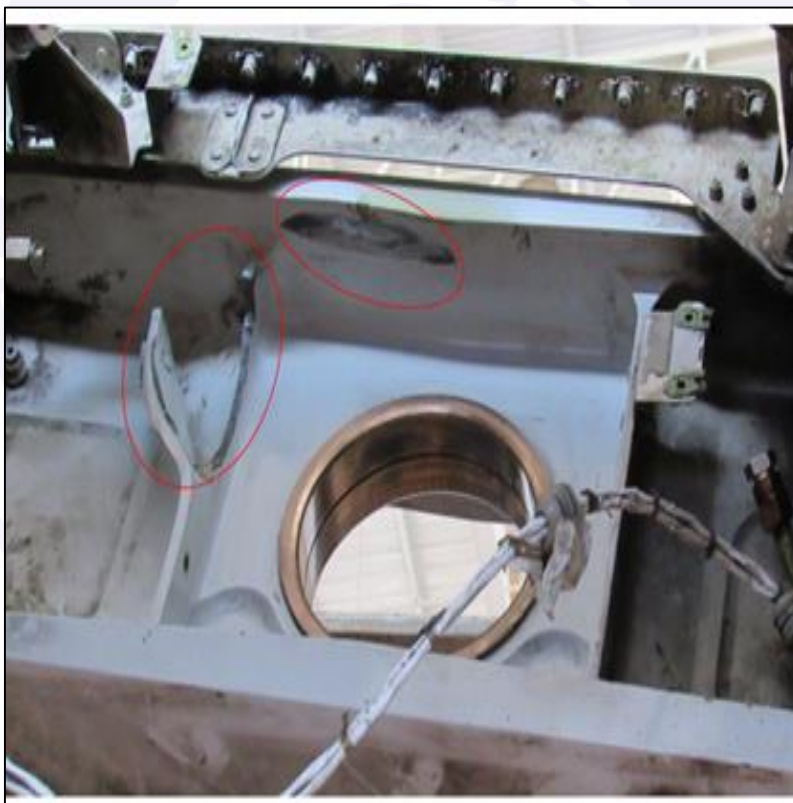


Figura 6 - Danos na estrutura da asa (longarina), em destaque.

Uma parte do *aft trunnion pin* fraturado foi localizada na pista de SBCF.

1.4. Outros danos.

Não houve.

1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.

1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.

Horas Voadas		
Discriminação	Piloto	Copiloto
Totais	19.400:00	6.800:00
Totais, nos últimos 30 dias	69:00	10:50
Totais, nas últimas 24 horas	01:10	01:10
Neste tipo de aeronave	12.589:10	6.292:30
Neste tipo, nos últimos 30 dias	69:00	10:50
Neste tipo, nas últimas 24 horas	01:10	01:10

Obs.: os dados relativos às horas voadas foram obtidos por meio de informações da Companhia Aérea operadora da aeronave e complementados pelos próprios tripulantes.

1.5.2. Formação.

O piloto realizou o curso de Piloto Privado - Avião (PPR) no Aeroclub de Pernambuco, PE, em 1987.

O copiloto realizou o curso de Piloto Privado - Avião (PPR) no Aeroclub de Jundiaí, SP, em 2003.

1.5.3. Categorias das licenças e validade dos certificados e habilitações.

O piloto possuía a licença de Piloto de Linha Aérea - Avião (PLA) e estava com as habilitações de aeronave tipo B739 (que incluía o modelo 737-8EH) e Voo por Instrumentos - Avião (IFRA) válidas.

O copiloto possuía a licença de Piloto Comercial - Avião (PCM) e estava com as habilitações de aeronave tipo B739 (que incluía o modelo 737-8EH) e Voo por Instrumentos - Avião (IFRA) válidas.

1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.

Os pilotos estavam qualificados e possuíam experiência no tipo de voo.

1.5.5. Validade da inspeção de saúde.

Os pilotos estavam com os Certificados Médicos Aeronáuticos (CMA) válidos.

1.6. Informações acerca da aeronave.

A aeronave, de número de série 34275, foi fabricada pela *Boeing Company*, em 2008, e estava inscrita na Categoria de Registro de Transporte Aéreo Público Regular (TPR).

O Certificado de Aeronavegabilidade (CA) estava válido.

Os registros técnicos de manutenção estavam atualizados.

A última inspeção da aeronave, do tipo "*Weekly Check*", foi realizada em 16JUL2018 pela Organização de Manutenção (OM) Gol Linhas Aéreas (0411-01/ANAC), tendo voado 08 horas e 53 minutos após a inspeção.

A última inspeção maior da aeronave, do tipo "*Check A*", foi realizada em 11ABR2018 pela OM Gol Linhas Aéreas (0411-01/ANAC), tendo voado 810 horas e 24 minutos após a inspeção.

Descrição do Sistema de Trem de Pouso

A aeronave 737 possui trem de pouso do tipo triciclo com amortecedor do tipo ar/óleo. O trem de pouso fornece apoio para a aeronave durante condições estáticas e manobras de solo. O sistema do trem de pouso é composto pelo Trem de Pouso Principal (MLG), pelo Trem de Pouso de Nariz (NLG) e suas portas correspondentes. O MLG e o NLG podem ser estendidos e retraídos durante a operação da aeronave.

O MLG absorve as forças de pouso e suporta a maior parte do peso da aeronave durante as operações de solo.

O amortecedor principal é o elemento primário de suporte do trem de pouso. O amortecedor é constituído pelos elementos *drag strut*, *outer cylinder* e *inner cylinder*. Quando o trem de pouso retrai ou estende, ele gira em torno de dois *trunnion bearings* e pinos (*aftward* e *forward trunnion pins*) na parte superior do *outer shock strut*.

Cada pino prolonga-se através do *trunnion bearing* e da viga de suporte do conjunto da asa. Os parafusos (*trunnion bolts*) evitam que o *aftward trunnion pin* e o *forward trunnion pin* recuem durante a operação do trem de pouso.

A instalação do *aft trunnion pin* no amortecedor principal encontra-se ilustrada na Figura 3, conforme Catálogo Ilustrado de Peças (IPC do original em inglês *Illustrated Parts Catalog*).

Histórico do Trem de Pouso Principal instalado na aeronave

- MLG instalado no lado direito da aeronave durante a ocorrência:
 - *Part Number* (PN) 161A1100-54;
 - *Serial Number* (SN) MAL05154Y2498;
 - *Time Since New* (TSN): 36.591 horas;
 - *Cycles Since New* (CSN): 24.939 ciclos;
 - *Time Since Installation* (TSI): 6.834 horas;
 - *Cycles Since Installation* (CSI): 3.969 ciclos;
 - Data de Instalação: 20AGO2016; e
 - Data de Fabricação: 21JAN2008.

Esse conjunto de trem de pouso estava instalado em outra aeronave (PR-GGB), sendo removido em 27ABR2016 para a realização da primeira revisão geral, estando com 20.970 ciclos nessa ocasião.

Os requisitos de manutenção do conjunto do trem de pouso eram:

- Tempo Limite de Vida (*Life Limit*): 75.000 ciclos; e
- *Time Between Overhaul* (TBO): 21.000 ciclos ou 3.650 dias (aproximadamente 10 anos).

Fazia parte do conjunto do MLG (PN 161A1100-54/SN MAL05154Y2498) o *aft trunnion pin*, PN 161A1192-13 e SN E4798, sendo uma peça composta de liga de aço 4340M, 275-300ksi.

Descrição da Revisão Geral do Sistema de Trem de Pouso

Para a pesquisa relativa ao processo de revisão do trem de pouso e, em especial, do *aft trunnion pin* foram utilizadas as seguintes documentações:

- *Component Maintenance Manual* (CMM) 32-00-05: *Repair of High-Strength Steel Landing Gear Parts*, Revisão 13, de 01JUL2017. Propriedade da *The Boeing Company*;
- CMM (*with illustrated parts list*) 32-11-09: *Main Landing Gear Installation Components*, Revisão 33, de 01JUL2018. Propriedade da *The Boeing Company*;
- *Standard Overhaul Practices Manual* (SOPM) 20-10-02: *Machining of Alloy Steel* Revisão 45, de 01NOV2017. Propriedade da *The Boeing Company*;

- SOPM 20-10-04: *Grinding of Chrome Plated Parts* Revisão 22, de 01MAR2016. Propriedade da *The Boeing Company*;
- SOPM 20-20-01: *Magnetic Particle Inspection* Revisão 31, de 01MAR2016. Propriedade da *The Boeing Company*;
- SOPM 20-20-02: *Penetrant Methods of Inspection* Revisão 26, de 01MAR2016. Propriedade da *The Boeing Company*; e
- *Service Bulletin* (SB) Número 737-32-1448, Revisão 1, de 29MAIO2015. Propriedade da *The Boeing Company*.

O SOPM 20-10-04, Revisão 22, de 01MAR2016, tratava do processo de retífica da camada de cromo das peças que eram cobertas com esse tipo de revestimento. Ressalta-se que o SOPM 20-10-04 era aplicável para peças com cobertura de camada de cromo, não somente ao *aft trunnion pin*.

O SOPM estava dividido nas seguintes seções:

1. Introdução (*Introduction*): esta seção trazia informações gerais sobre o procedimento de retífica da camada de cromo.

2. Procedimentos de Retífica (*Grinding Procedures*): esta seção trazia informações para a retífica da camada de cromo. Dentre essas informações constavam: limpeza da superfície da peça, cuidados com a pedra de retífica, resfriamento da peça, critérios de intrusão da peça na pedra de retífica, velocidade e especificações da pedra, além de cuidados gerais a serem observados durante a retífica.

3. Cozimento após Retífica para Alumínio (*Post Grind Bake for Aluminun*): esta seção trazia procedimentos de cozimento em forno ou em água fervente para peças de alumínio com cobertura de cromo (essa seção não era aplicável ao *aft trunnion pin*).

4. Controle de Qualidade (*Quality Control*): esta seção trazia orientações acerca do controle de qualidade após a retífica da camada de cromo. Esses procedimentos estão descritos resumidamente na sequência (Figura 7).

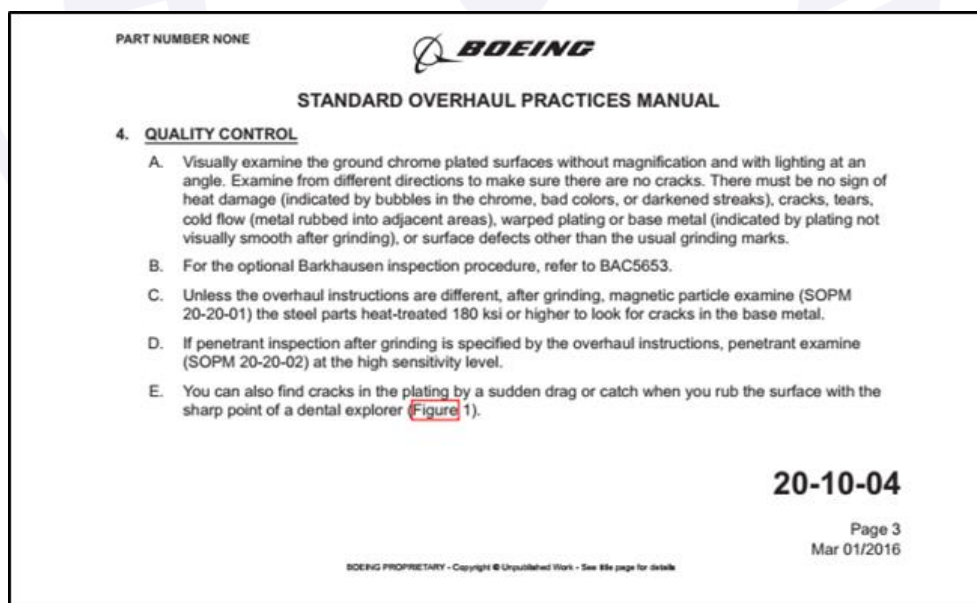


Figura 7 - Procedimento de controle de qualidade após a retífica da camada de cromo.
Fonte: SOPM 20-10-04 da *Boeing Company*.

O item A refere-se à inspeção visual, a fim de observar se a peça não possui sinais de trincas, danos por calor (indicados por bolhas no cromo e/ou coloração estranha), rachaduras, ranhuras, não uniformidade no revestimento, entre outras.

O item B trata sobre o exame opcional pelo procedimento de inspeção *Barkhausen*. Em síntese, esse exame é realizado utilizando sensor e equipamento denominado *Barkhausen*. O conjunto é capaz de aplicar um campo magnético na peça. O pulso do campo magnético é captado pelo equipamento e diferenças nas propriedades da peça e defeitos são detectados na inspeção *Barkhausen*. É necessário realizar a calibração do equipamento.

O item C faz menção ao exame por partículas magnéticas em peças de aço com tratamento térmico e resistência à tração de 180ksi ou acima, a fim de se observar trincas no metal base, realizando esse procedimento a menos que existam instruções diferentes de revisão geral.

O exame de partículas magnéticas usa a propriedade de linhas magnéticas de um campo aplicado para passar mais facilmente pelo metal do que pelo ar. Um defeito na superfície do metal ou próximo a ela altera a distribuição do fluxo magnético e algumas linhas devem sair pela superfície do metal. A intensidade do campo é aumentada na área do defeito e polos magnéticos opostos ocorrem em cada lado do defeito. Partículas magnéticas finas aplicadas à peça são puxadas para essas regiões e formam um padrão em torno do defeito.

O item D menciona o exame por líquido penetrante após retífica com o nível sensitivo alto, caso seja especificado em outros procedimentos de revisão geral. Esse exame usa a propriedade de um líquido para entrar em um defeito que está aberto na superfície da peça. Os penetrantes fluorescentes são examinados sob luz ultravioleta, que destacam o acúmulo de líquido em uma trinca.

Não foram encontradas especificações ou orientações, nos outros manuais de revisão do trem de pouso analisados, para a realização de exame por líquido penetrante.

Adicionalmente às outras inspeções, pode ser realizado um exame utilizando instrumento de inspeção para detecção de trinca (Figura 8).

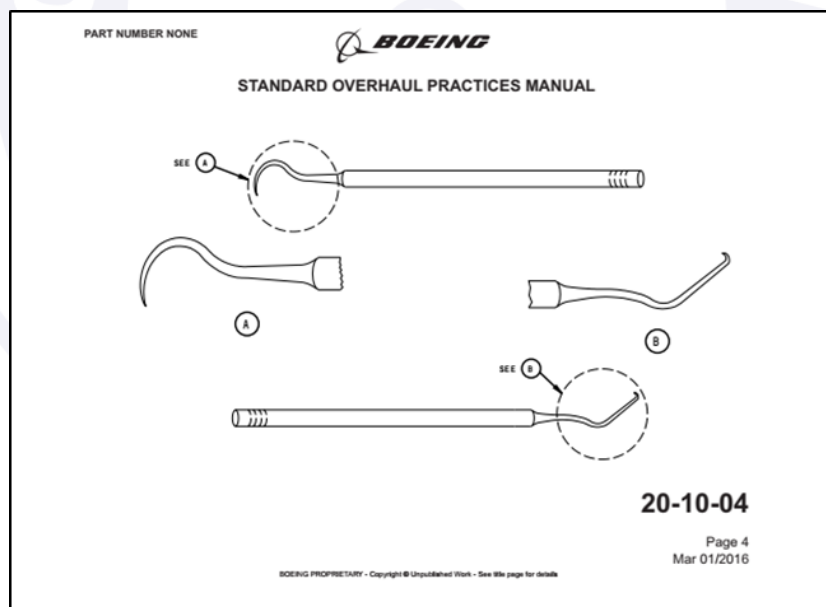


Figura 8 - Instrumento de inspeção e controle de qualidade da retífica de cromo.
Fonte: SOPM 20-10-04 da Boeing Company.

5. Aplicação de Primer (*Application of Wiped-on Primer*): esta seção trazia procedimentos de aplicação de *Primer* com a finalidade de aumentar a resistência à corrosão. A aplicação de *Primer* deveria ocorrer após usar a camada de cromo e executar procedimentos de acabamento, como aplicação de camada de cádmio.

6. Retrabalho (*Rework*): esta seção trazia instruções de remoção da camada de cromo por meio de usinagem. Esse método se constitui em alternativa ao modo usual previsto no SOPM 20-30-02 que utiliza remoção química da camada de cromo.

Execução dos Serviços de Revisão Geral

A revisão do MLG, PN 161A1100-54, SN MAL05154Y2498, foi realizada pela empresa TAP Manutenção e Engenharia Brasil S.A. (TAP-ME), Certificado de Organização de Manutenção (COM) Nº 0112-01, emitido pela Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC).

A TAP-ME era homologada para realizar revisão geral no MLG PN 161A1100-54, conforme constava na sua Lista de Capacidades, Revisão 77, de 22NOV2017. Em conjunto com a revisão geral, era previsto o cumprimento do SB 737-32-1448.

A primeira etapa da Revisão Geral consistia na inspeção preliminar do conjunto do trem de pouso quanto aos danos óbvios no componente, partes faltantes e outras observações, conforme Ficha de Registro de Inspeção referente à Ordem de Serviço (OS) nº 10261058. Não foram encontradas discrepâncias significativas na etapa de inspeção preliminar do trem de pouso.

Em seguida, foi realizada a desmontagem, limpeza, remoção da pintura e identificação dos itens controlados que compunham o MLG, conforme discriminado na Ficha de Serviço de Oficina (FSO) do MLG PN 161AF1100-54, SN MAL05154Y2498. Dentre os itens que compunham o trem de pouso, constava o *aft trunnion pin* PN 161A1192-4, SN E4798.

Os procedimentos de reparo realizados no *aft trunnion pin*, PN 161A1192-4, SN E4798, foram registrados em duas FSO e em uma ficha chamada *Operation Problem Report* (OPR).

A FSO continha os procedimentos previstos para a revisão geral do *aft trunnion pin*. Após a realização de cada procedimento, os campos com os parâmetros e resultados da tarefa eram preenchidos, quando pertinentes, datados e assinados pelo responsável que executou a tarefa.

As tarefas referentes à inspeção inicial, registradas na FSO, encontram-se na Figura 9 abaixo, juntamente com inspeção prevista no SB 737-32-1448:

Nº	DESCRIÇÃO DA OPERAÇÃO	DATA
001	<i>Stress relief for 4 hours at 190°C ± 10°C</i> <i>Oven in: 23:15 hrs. Day: 18/05/16</i> <i>Oven out: 03:15 hrs. Day: 19/05/16</i> ----- Alívio de tensão por 4 horas a 190°C ± 10°C Entrada no forno: 23:15 h Dia 18/05/16 Saída do forno: 03:15 h Dia 19/05/16	19MAIO2016
002	<i>Visual Inspection and superficial corrosion removal.</i> <i>Result: No Indication</i> ----- Inspeção visual e remoção de corrosão superficial Resultado: Sem Indicações	24MAIO16
003	<i>Magnetic Particle Inspection</i> <i>Result: No Cracks</i> ----- Inspeção por Partículas Magnéticas Resultado: Sem Trincas	27MAIO16

OBS: a Figura 9 continua na próxima página

Nº	DESCRIÇÃO DA OPERAÇÃO	DATA
004	<p><i>Dimension inspection and repair decision.</i> <i>Repair: (x) Yes. () No.</i> <i>Inspection per SB 737-32-1448</i> <i>Result:</i> <i>(x) There are no areas with of loose or missing chrome plate and/or corrosion. Program the repair as necessary.</i> <i>() There are areas with of loose or missing chrome plate and/or corrosion. Identify the damaged area(s) and repair it as necessary.</i> <i>Damaged area: Bubbles on Chrome</i> ----- Inspeção dimensional e decisão de reparo. Reparo: (x) Sim. () Não. Inspeção pelo SB 737-32-1448 Resultado: (x) Não existem áreas de soltura ou faltando na camada de cromo e/ou corrosão. Programe o reparo como necessário. () Existem áreas de soltura ou faltando na camada de cromo e/ou corrosão. Identifique a(s) área(s) danificada(s) e repare-a como necessário. Área Danificada: Bolhas no cromo</p>	27MAIO2016

Figura 9 - Inspeções iniciais do *aft trunnion pin* SN E4798.

A primeira tarefa realizada no *aft trunnion pin* era o procedimento denominado “alívio de tensão”. Esse procedimento consistia no aquecimento e conseqüente dilatação da peça reduzindo, dessa forma, as tensões residuais decorrentes da operação do conjunto do trem de pouso, quando instalado na aeronave.

As inspeções iniciais (visual e por partículas magnéticas) não indicaram presença de defeitos no *aft trunnion pin* SN E4798. Já na inspeção detalhada prevista no SB 737-32-1448, realizada três dias depois, foi identificado um defeito descrito como “bolhas no cromo” que, segundo os mecânicos da OM, representava sinal de corrosão interna no pino.

Assim, prosseguiu-se para os procedimentos de remoção da proteção da camada de cromo, inspeções antes e após usinagem do metal base, alívio de tensão e *shot peening*. Os procedimentos encontram-se transcritos nas Figuras 10 e 11:

Nº	DESCRIÇÃO DA OPERAÇÃO	DATA
005	<p><i>Strip chrome plate from the indicated areas.</i> <i>(x) Diameter “1”</i> ----- Remova a camada de cromo das áreas indicadas. (x) Diâmetro “1”</p>	31MAIO2016
006	<p><i>Perform Nital Etch inspection.</i> <i>Result: No Burns</i> ----- Realize inspeção <i>Nital Etch</i>. Resultado: Sem Queimas</p>	31MAIO2016
007	<p><i>Magnetic Particle Inspection</i> <i>Result: No Cracks</i> ----- Inspeção por Partículas Magnéticas Resultado: Sem Trincas</p>	01JUN2016
008	<p><i>Inspect, measure and note</i> <i>Diameter “1”: 3.2390” – 3.2385”</i> ----- Inspecione, meça e anote Diâmetro “1”: 3,2390” – 3,2385”</p>	01JUN2016

Figura 10 - Procedimentos de remoção da camada de cromo e inspeção do metal base.

A remoção da camada de cromo era realizada quimicamente, por meio de imersão da peça em solução de Hidróxido de Sódio e Carbonato de Sódio.

A inspeção *Nital-Etch* consistia em uma imersão da peça em solução de Ácido Nítrico. Essa inspeção era capaz de identificar danos por temperatura excessiva no metal base da peça.

Nº	DESCRIÇÃO DA OPERAÇÃO	DATA
009	<p><i>Machine the indicated diameters as necessary to remove damages/corrosion.</i> <i>(x) Diameter "1" minimum: 3.2180"</i> ----- Usine o diâmetro indicado como necessário para remover danos/corrosão <i>(x) Diâmetro "1" mínimo: 3,2180"</i></p>	02JUN2016
010	<p><i>Inspect, measure and note.</i> <i>Diameter "1": 3.2327" – 3.2333"</i> ----- Inspeção, meça e anote Diâmetro "1": 3,2327" – 3,2333"</p>	02JUN2016
011	<p><i>Stress relief for 4 hours at 190°C ± 10°C</i> <i>Oven in: 10:00 hrs Day: 03/06/16</i> <i>Oven out: 14:00 hrs Day: 03/06/16</i> ----- Alívio de tensão por 4 horas a 190°C ± 10°C Entrada no forno: 10:00 h Dia: 03/06/16 Saída do forno: 14:00 h Dia: 03/06/16</p>	03JUN2016
012	<p><i>Perform Nital Etch inspection.</i> <i>Result: No Burns</i> ----- Realize inspeção <i>Nital Etch</i> Resultado: Sem Queimas</p>	06JUN2016
013	<p><i>Magnetic Particle Inspection</i> <i>Result: No Cracks</i> ----- Inspeção por Partículas Magnéticas Resultado: Sem Trincas</p>	07JUN2016
014	<p><i>Shot peening the indicated areas.</i> <i>Shot size: 0.016"/0.033". Intensity: 0.014"/0.018"A2</i> <i>(x) Diameter "1" () Diameter "6"</i> ----- <i>Shot peening as áreas indicadas</i> Tamanho: 0,016"/0,033". Intensidade: 0,014"/0,018"A2 <i>(x) Diâmetro "1" () Diâmetro "6"</i></p>	08JUN2016

Figura 11 - Usinagem do metal base do pino e procedimentos subsequentes.

Após a remoção da camada de cromo, foi realizada a inspeção denominada *Nital-Etch*. Basicamente, essa inspeção consistia em aplicar composto químico (a OM utilizava ácido nítrico com aditivo *anti-smut*) que iria realçar as áreas em que ocorreram aquecimento e mudança da estrutura cristalina do metal base do *aft trunnion pin*.

Por meio das medições registradas nos itens 008 e 010, foi possível verificar a remoção de cerca de 0,006" (seis milésimos de polegadas), ficando o pino acima das dimensões mínimas de projeto, conforme pôde ser verificado pela comparação dos valores dos itens 009 e 010.

Em seguida, devido ao procedimento de usinagem realizado, o *aft trunnion pin* foi levado para procedimentos de alívio de tensão, inspeção *Nital-Etch* e inspeção por partículas magnéticas.

Nos registros contidos nas FSO, as inspeções não identificaram queimas e trincas no metal base do *aft trunnion pin* SN E4798.

Na sequência, foi realizado o procedimento de *shot peening*, que visava aumentar a resistência superficial da peça.

Após a conclusão desses procedimentos, o pino foi levado para o banho galvânico no intuito de refazer as coberturas protetoras de cromo e de cádmio. Os banhos galvânicos podem introduzir hidrogênio na estrutura interna do pino, fragilizando-o. Dessa forma, fez-se necessário levar a peça ao forno, a fim de remover as partículas de hidrogênio. Esse procedimento é conhecido como “alívio de hidrogênio” e poderia ser feito em uma única etapa, após dois processos de banho galvânico, desde que obedecidos certos critérios do manual.

Os procedimentos foram registrados da seguinte forma (Figura 12):

Nº	DESCRIÇÃO DA OPERAÇÃO	DATA
015	<p><i>Apply chrome plate.</i> Diameter “1” design: 3.2480” / 3.2490” Diameter “1”: 3.2327” Chrome plate thickness: 0.011” (Expected) Diameter “1” + Chrome Plate: 3.2437”</p> <p><i>Plating control.</i> Tank in – 16:30 hrs Date: 10/06/16 Tank out – 09:30 hrs Date: 11/06/16</p> <p><i>Hydrogen relief bake for 23 hours at 190°C ± 10°C</i> Oven in: 12:30 hrs Date: 11/06/16 Oven out: 00:30 hrs Date: 12/06/16</p> <p>-----</p> <p>Aplique camada de cromo Diâmetro “1” de projeto: 3,2480” / 3,2490” Diâmetro “1”: 3,2327” Espessura da camada de cromo: 0,011” (Esperado) Diâmetro “1” + camada de cromo: 3,2437”</p> <p>Controle de Galvanização Entrada no tanque – 16:30 h Dia: 10/06/16 Saída do tanque – 09:30 h Dia: 11/06/16</p> <p>Alívio de Hidrogênio por 23 horas a 190°C ± 10°C Entrada no forno: 12:30 h Dia: 11/06/16 Saída do forno: 00:30 h Dia: 12/06/16</p>	13JUN2016

OBS: a Figura 12 continua na próxima página

Nº	DESCRIÇÃO DA OPERAÇÃO	DATA
016	<p><i>Apply cadmium plate.</i> <i>Note: Do not apply on areas with Chrome Plate</i></p> <p><i>Plating control.</i> <i>Tank in – 12:45 hrs Date: 11/06/16</i> <i>Tank out – 12:55 hrs Date: 11/06/16</i></p> <p><i>Hydrogen relief bake for 23 hours at 190°C ± 10°C</i> <i>Oven in: 13:00 hrs Date: 11/06/16</i> <i>Oven out: 12:00 hrs Date: 12/06/16</i></p> <p>-----</p> <p>Aplique camada de Cádmio Nota: Não aplique nas áreas com camada de cromo</p> <p>Controle de Galvanização Entrada no tanque – 12:45 h Dia: 11/06/16 Saída do tanque – 12:55 h Dia: 11/06/16</p> <p>Alívio de Hidrogênio por 23 horas a 190°C ± 10°C Entrada no forno: 13:00 h Dia: 11/06/16 Saída do forno: 12:00 h Dia: 12/06/16</p>	13JUN2016
017	<p><i>Inspect, measure and note</i> <i>Diameter “1”: 3.243” – 3.244”</i> <i>Chrome plate insufficient</i></p> <p>-----</p> <p>Inspecione, meça e anote Diâmetro “1”: 3,243” – 3,244” Camada de cromo insuficiente</p>	14JUN2016
018	<p><i>Galvanic Plate Machining</i> <i>Description: The chrome plate thickness at the Diameter “1”</i> <i>did not reach the thickness required. Actual thickness</i> <i>0.007” to 0.005”</i></p> <p>-----</p> <p>Usinagem de camada Galvânica Descrição: A espessura da camada de cromo no diâmetro “1” não atingiu a espessura requerida. Espessura real 0,007” a 0,005”.</p>	14JUN2016
019	<p><i>Check the noted operation problem on the item above and</i> <i>evaluate the solution. If necessary, contact Engineering.</i> <i>Notes: Remove the Chrome Plate, inspect and apply a new</i> <i>Chrome plate</i></p> <p>-----</p> <p>Verifique e anote o problema operacional do item acima e avalie a solução. Se necessário, contate a Engenharia. Notas: Remova a camada de cromo, inspecione e aplique uma nova camada de cromo.</p>	14JUN2016

Figura 12 - Procedimentos de galvanização.

Nos registros da FSO, foi observado que o período em que a peça permaneceu no banho galvânico para a aplicação de cádmio (item 016) estava contido no período em que a peça esteve no forno para alívio de hidrogênio (item 015), sendo a realização desses procedimentos simultâneos inconsistente.

O banho galvânico requeria duplo registro, havendo um responsável pela execução do procedimento e outro pela verificação.

Na aplicação da camada de cromo, observou-se que não foi atingido o diâmetro final de projeto do pino, ou seja, a espessura da camada de cromo obtida pelo processo galvânico foi insuficiente.

Como solução para a condição encontrada, decidiu-se pela remoção e reaplicação da camada de cromo.

A seguir, estão especificados os registros das ações adotadas (Figura 13):

Nº	DESCRIÇÃO DA OPERAÇÃO	DATA
020	<p><i>Strip chrome plate from the indicated areas.</i> (x) Diameter "1"</p> <p>-----</p> <p>Remova a camada de cromo das áreas indicadas (x) Diâmetro "1"</p>	15JUN2016
021	<p><i>Inspect, measure and note</i> Diameter "1": 3.2325" – 3.2330"</p> <p>-----</p> <p>Inspecione, meça e anote Diâmetro "1": 3,2325" – 3,2330"</p>	15JUN2016
022	<p><i>Apply chrome plate.</i> Diameter "1" design: 3.2480" / 3.2490" Diameter "1": 3.2325" – 3.2330" Chrome plate thickness: 0.011" (Expected) Diameter "1" + Chrome Plate: 3.2483" – 3.2484"</p> <p><i>Plating control.</i> Tank in – 19:00 hrs Date: 15/06/16 Tank out – 21:00 hrs Date: 15/06/16</p> <p><i>Hydrogen relief bake for 23 hours at 190°C ± 10°C</i> Oven in: 23:00 hrs Date: 15/06/16 Oven out: 11:00 hrs Date: 16/06/16</p> <p>-----</p> <p>Aplique camada de cromo Diâmetro "1" de projeto: 3,2480" / 3,2490" Diâmetro "1": 3,2325" – 3,2330" Espessura da camada de cromo: 0,011" (Esperado) Diâmetro "1" + camada de cromo: 3,2483" – 3,2484"</p> <p>Controle de Galvanização Entrada no tanque – 19:00 h Dia: 15/06/16 Saída do tanque – 21:00 h Dia: 15/06/16</p> <p>Alívio de Hidrogênio por 23 horas a 190°C ± 10°C Entrada no forno: 23:00 h Dia: 15/06/16 Saída do forno: 11:00 h Dia: 16/06/16</p>	16JUN2016

Figura 13 - Procedimentos realizados para a segunda aplicação da camada de cromo.

Verificou-se que o tempo registrado para a segunda aplicação da camada de cromo (item 022) foi significativamente menor do que o da primeira. Ressalta-se, novamente, que este procedimento era realizado com dupla verificação.

Em entrevistas realizadas durante a investigação, a possibilidade de realização de uma aplicação de cromo em cima de outra camada de cromo foi negada, sendo alegado erro de registro na FSO.

Em seguida, era previsto a realização de procedimento de retífica da camada de cromo (Figura 14), a fim de tornar a peça uniforme para a instalação no conjunto do trem de pouso. Além da retífica, havia procedimentos de medições e inspeções por partículas magnéticas.

Nº	DESCRIÇÃO DA OPERAÇÃO	DATA
023	<i>Grind the indicated diameters. Superficial finish 32 RMS (x) Diameter "1" to: 3.2480 / 3.2490</i> ----- Usine os diâmetros indicados. Acabamento superficial 32 RMS (x) Diâmetro "1" para: 3,2480 / 3,2490	18JUN2016
024	<i>Locally remove remaining sharp edges from chrome plate. Use a hand held grinding stone. ATTENTION: Do not touch base metal</i> ----- Localmente remova as pontas de rebarbas da camada de cromo. Use uma pedra de polimento manual ATENÇÃO: Não toque o metal base	18JUN2016
025	<i>Inspect, measure and note Diameter "1": 3.2483" – 3.2484"</i> <i>Actual Chrome Plate thickness: 0.008" – 0.007"</i> ----- Inspeção, meça e anote Diâmetro "1": 3,2483" – 3,2484" Espessura real da camada de cromo: 0,008" – 0,007"	20JUN2016
026	<i>Magnetic Particle Inspection Result: No Cracks</i> ----- Inspeção por Partículas Magnéticas Resultado: Sem Trincas	20JUN2016

Figura 14 - Procedimento de retífica da camada de cromo.

Em visita realizada à OM durante a investigação, não foram encontradas diferenças entre as máquinas e os equipamentos utilizados por ela para retífica da camada de cromo (item 025) e os recomendados pelos manuais.

A inspeção por partículas magnéticas não identificou trincas na camada de cromo. Não há registros de outras inspeções de controle de qualidade realizadas pela OM.

Após a tarefa descrita no item 026 da Figura 14, foram realizadas, além da aplicação de compostos preventivos de corrosão, procedimentos previstos no SB 737-32-1448, a montagem e a instalação final do trem de pouso.

1.7. Informações meteorológicas.

As condições eram favoráveis ao voo visual.

Os Informes Meteorológicos Aeronáuticos Regulares (METAR) do Aeródromo de SBCF traziam as seguintes informações:

METAR SBCF 162100Z 06006KT 9999 FEW045 20/10 Q1024=

METAR SBCF 162200Z 03005KT 9999 FEW045 19/11 Q1024=

Verificou-se, portanto, que próximo ao horário da ocorrência, a visibilidade estava acima de 10km e havia a presença de poucas nuvens a 4.500ft. O vento tinha intensidade entre 5kt e 6kt.

A Torre de Controle (TWR) de Confins reportou para a tripulação um vento com direção de 060° e intensidade de 5kt, com o ajuste de altímetro de 1025hPa, quando a aeronave PR-GGD estava na aproximação final.

1.8. Auxílios à navegação.

Todos os auxílios à navegação e ao pouso operavam normalmente no momento da aproximação da aeronave.

1.9. Comunicações.

De acordo com a análise dos áudios obtidos por meio do Gravador de Voz de Cabine, *Cockpit Voice Recorder* (CVR) do PR-GGD, verificou-se que não houve anormalidade técnica de equipamentos de comunicação entre a aeronave e os controladores de tráfego aéreo.

1.10. Informações acerca do aeródromo.

O aeródromo era público, administrado pela concessionária BH Airport (Grupo CCR, Zurich Airport e Infraero) e operava sob Regras de Voo Visual (VFR) e por Instrumentos (IFR), em período diurno e noturno.

A pista era de asfalto, cabeceiras 16/34, dimensões de 3.000m x 45m, com elevação de 2.713 pés (Figura 15).

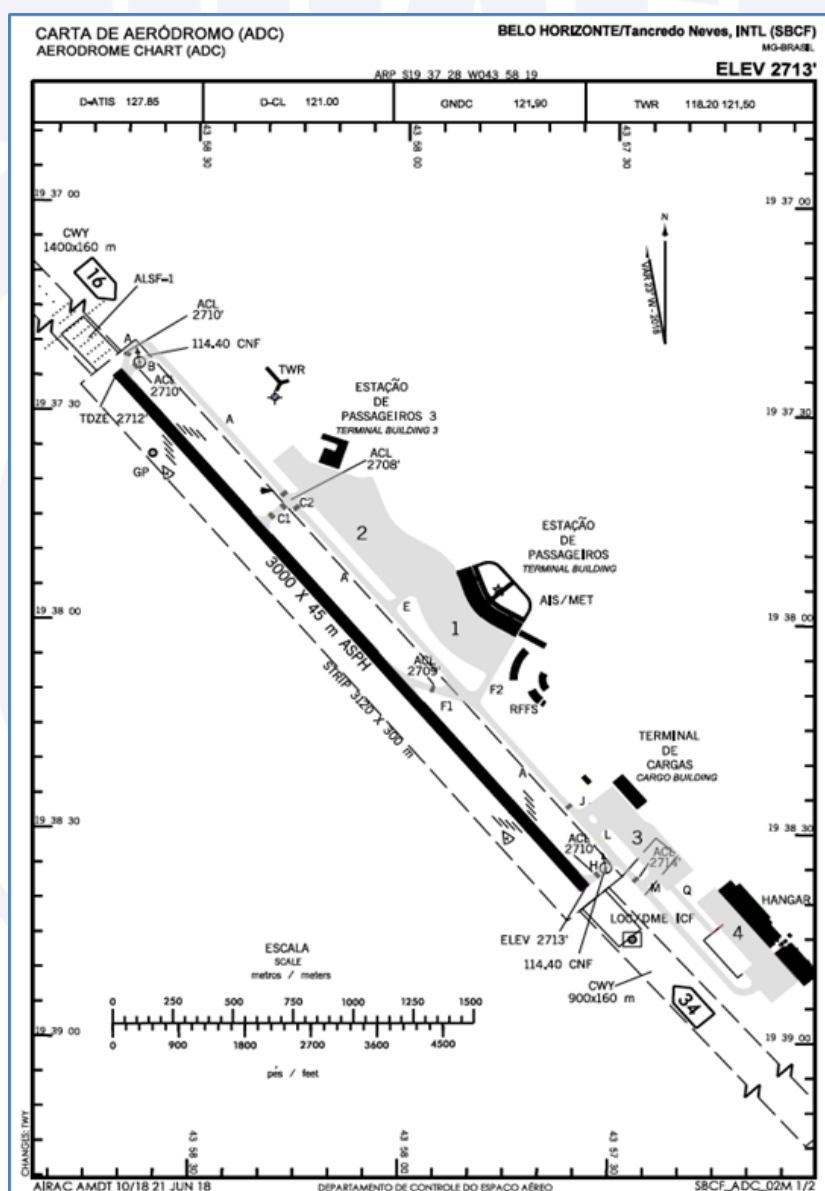


Figura 15 - Carta de Aeródromo de SBCF.

1.11. Gravadores de voo.

A aeronave estava equipada com um *Flight Data Recorder* (FDR) Honeywell, modelo SSFDR (memória de estado sólido), PN 980-4700-042, SN 13754, com capacidade de 256 palavras (cada palavra dispõe de 12 bits), realizando assim uma leitura de 256x12 a cada um segundo (*words per second*).

Além disso, estava também equipada com um CVR *Honeywell*, modelo SSCVR (memória de estado sólido), PN 980-6022-001, SN 10011, com capacidade para duas horas de gravação.

Ambos os gravadores, de dados de voo e de voz de cabine, registraram os dados relativos à ocorrência, os quais puderam ser aproveitados na investigação.

1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.

Nada a relatar.

1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.

1.13.1. Aspectos médicos.

Não houve evidência de que alterações de ordem fisiológica ou de incapacitação tenham afetado o desempenho dos tripulantes.

1.13.2. Informações ergonômicas.

Nada a relatar.

1.13.3. Aspectos Psicológicos.

O comandante foi descrito como um profissional muito cauteloso e o copiloto como atencioso e zeloso em sua operação.

De acordo com as informações obtidas junto ao comandante e ao copiloto, eles se apresentaram para o voo daquele dia no fim da tarde. O comandante fez o *briefing* e nada em especial foi mencionado para os demais tripulantes em relação à aeronave.

O comandante estava na função de *Pilot Monitoring* (PM) e o copiloto *Pilot Flying* (PF). O comandante optou por designar o trecho São Paulo - Confins ao copiloto porque, sempre que possível, priorizava dar oportunidade de voo aos copilotos. Aquele seria, segundo ele, um dos contextos mais fáceis de operar naquela etapa de voo que deveriam cumprir.

Ambos relataram que o voo transcorreu normalmente. Consideraram como um voo rápido por terem envolvimento com várias atividades a bordo, como preenchimento de documentos e preparação do pouso seguinte.

Na aproximação para o pouso, os tripulantes realizaram o *briefing*, conforme preconizado. Reportaram, ainda, que a interação em voo foi tranquila.

O comandante monitorou o voo durante todo o tempo e, no pouso, acompanhou os parâmetros de velocidade e altura, não tendo observado qualquer indicação de variação que pudesse comprometer a operação da aeronave.

Em seu histórico profissional, o copiloto relatou que nunca teve experiência com *hard landing* ou *tailstrike*. O tripulante retornava ao voo, após três dias de folga. Reportou que morava próximo ao aeroporto e, como a apresentação não era cedo, teve condições de descansar e se apresentar para o voo sem problemas ou intercorrências.

1.14. Informações acerca de fogo.

Não houve fogo.

1.15. Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.

Nada a relatar.

1.16. Exames, testes e pesquisas.

O *aft trunnion pin*, PN 161A1192-13, SN E4798, foi analisado no laboratório *Equipment Quality Analysis* (EQA) da *Boeing Company*, com a presença de representantes do CENIPA, do NTSB, do operador e do fabricante da aeronave.

As duas porções do *aft trunnion pin* foram identificadas com os números 1 e 2, sendo o número 1 a parte frontal e o número 2 a parte traseira (Figura 16).



Figura 16 - *Aft trunnion pin* fraturado.

A seção transversal e a área da fratura da parte 1 são mostradas nas Figuras 17 e 18.

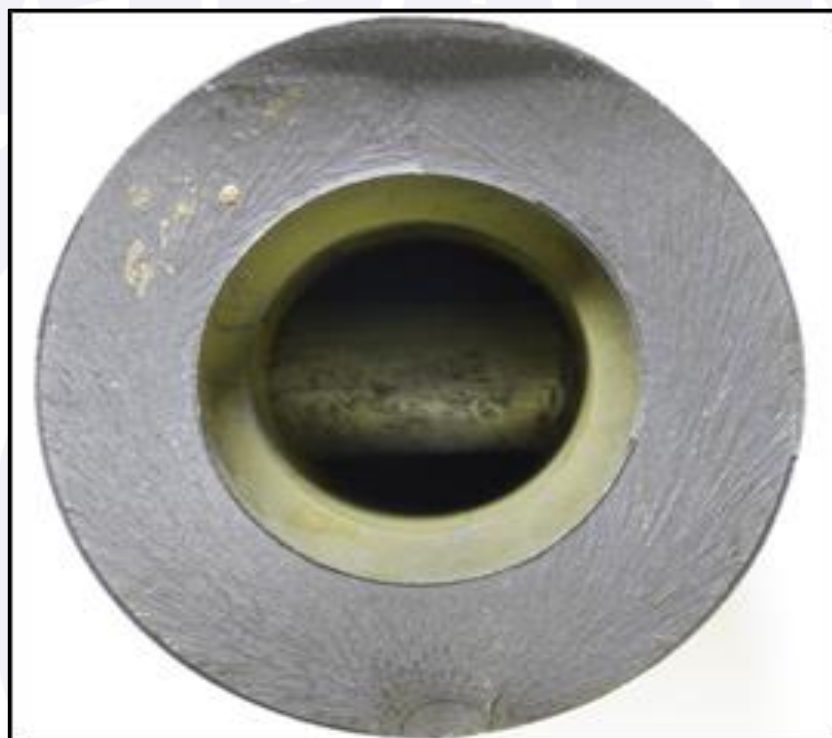


Figura 17 - Face fraturada da parte 1 do *aft trunnion pin*.



Figura 18 - Detalhe da fratura da parte 1 do *aft trunnion pin*.

A seção transversal e a área da fratura da parte 2 são mostradas nas Figuras 19 e 20.

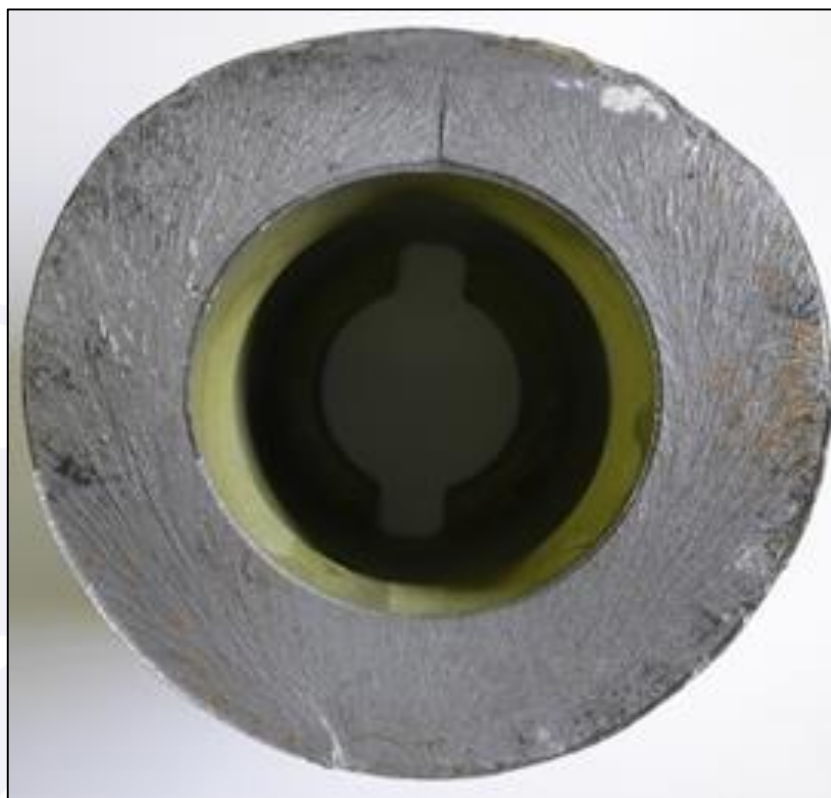


Figura 19 - Face fraturada da parte 2 do *aft trunnion pin*.



Figura 20 - Detalhe da fratura da parte 2 do *aft trunnion pin*.

Inicialmente, foi realizada uma inspeção pelo método *Barkhausen* nas duas porções do *aft trunnion pin*. Esse exame utiliza um equipamento que gera um pulso magnético capaz de identificar mudanças na estrutura cristalina da peça causadas por danos térmicos.

A inspeção *Barkhausen* foi realizada utilizando um equipamento portátil mostrado na Figura 21, porém, os resultados foram considerados inconclusivos.



Figura 21 - Inspeção *Barkhausen*.

Em seguida, foi realizada inspeção por partículas magnéticas, onde a peça foi coberta por um líquido contendo pequenas partículas magnéticas e, em seguida, aplicou-se um campo magnético sobre ela, nos sentidos longitudinal e transversal. Nos locais onde existia uma trinca, haveria acúmulo de partículas que poderiam ser observadas visualmente.

Não foram encontradas trincas significativas na inspeção por partículas magnéticas nas duas metades do pino analisado.

A presença de cobertura por material não magnético (cromo), que limita a efetividade da inspeção por partículas magnéticas, e a existência da bucha transversal (seta vermelha na Figura 22) podem alterar o fluxo magnético, dificultando a identificação de trincas.

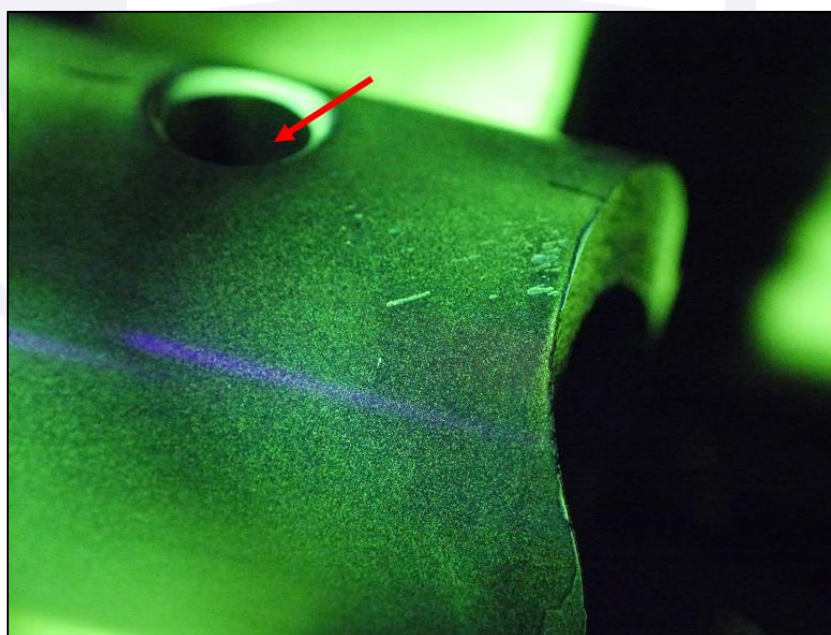


Figura 22 - Inspeção por Partículas Magnéticas.

Em seguida, foi realizada inspeção por líquido penetrante. Nessa inspeção, a peça é coberta por um líquido que se acumula nas irregularidades da peça, facilitando a visualização de trincas.

De acordo com o SOPM 20-20-02 *Penetrant Methods of Inspection*, existem cinco níveis de sensibilidade (ultra baixo, baixo, médio, alto e ultra alto). Para a análise das duas porções do pino fraturado, foi utilizado o nível alto.

A inspeção por líquido penetrante revelou diversos acúmulos ao longo de todo o diâmetro da fratura. Em especial, foi encontrado indicativo de trinca em uma área de, aproximadamente, 1,0 pol² próxima à região mostrada nas Figura 23 e Figura 24.

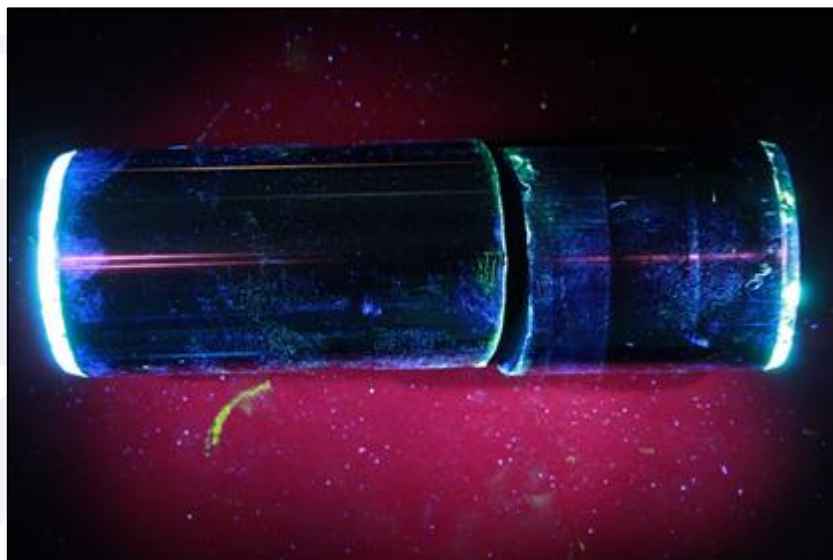


Figura 23 - Visão geral da inspeção por líquido penetrante no *aft trunnion pin*.

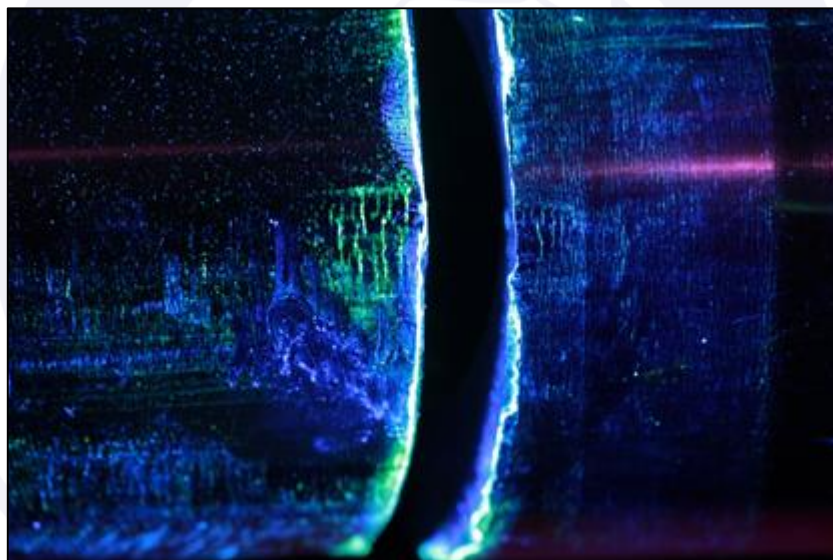


Figura 24 - Detalhe da inspeção por líquido penetrante no *aft trunnion pin*.

A parte maior do *aft trunnion pin* foi cortada (Figura 25), a fim de permitir a análise no Estereoscópio e no Microscópio de Varredura Eletrônica (MEV) ou *Scanning Electron Microscope* (SEM).

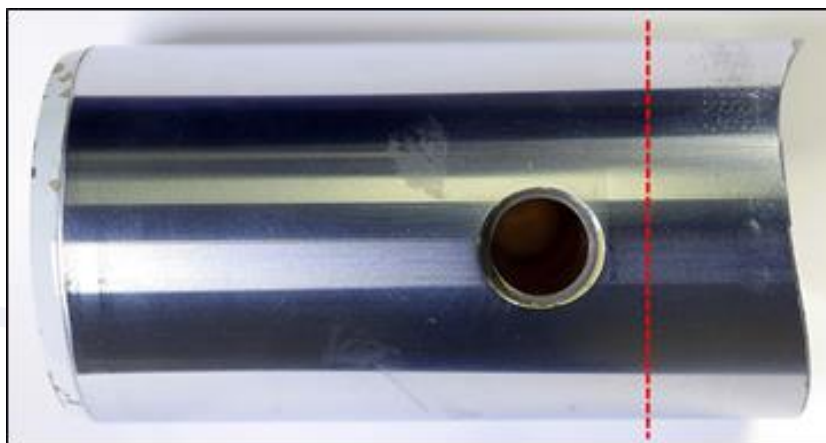


Figura 25 - Seção de corte da porção maior do *aft trunnion pin*.

Em conjunto com os exames no SEM, foram feitas análises no estereoscópio que permitiram chegar as seguintes observações acerca das características da fratura:

- dois pontos de início da trinca intergranular, com dimensões de cerca de 0,025 polegadas;
- a primeira porção da trinca apresentou crescimento estável com características de fadiga, dimensões aproximadas de 0,15 polegadas (cerca de 20% da espessura da seção do pino);
- a porção remanescente apresentou crescimento instável, porém cíclico, com características de fratura dúctil. Dimensão aproximada de 0,30 polegadas (cerca de 40% da espessura da seção do pino); e
- a fratura final apresentou características de fratura dúctil e abrupta.

Essas características foram ilustradas abaixo na Figura 26.

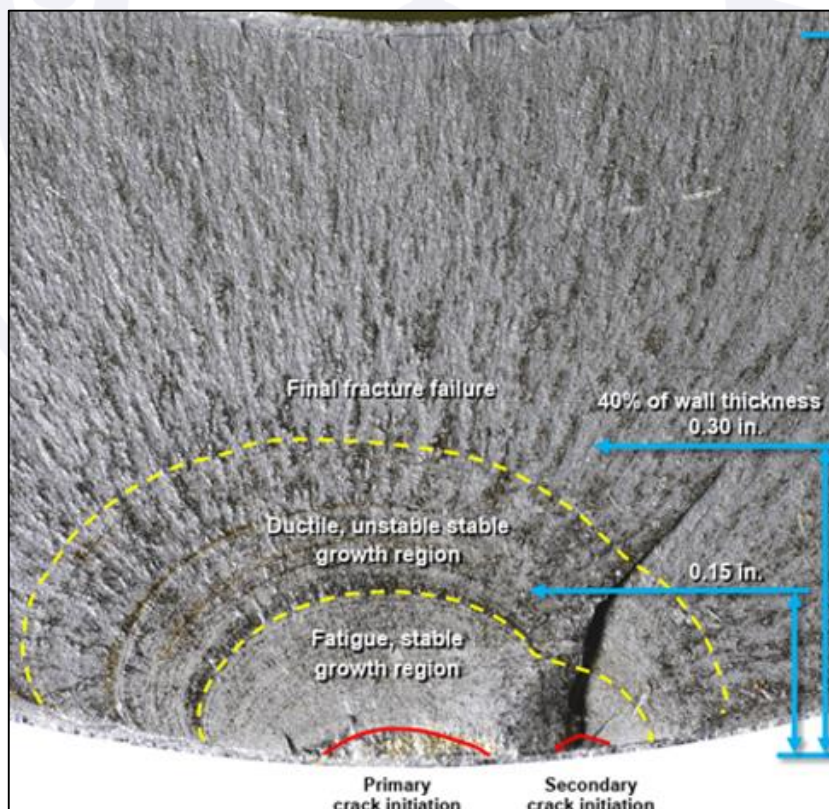


Figura 26 - Característica da fratura do *aft trunnion pin* SN E4798.

A seguir, foi realizada uma nova inspeção por partículas magnéticas na porção seccionada do pino, uma vez que a conformação da bucha de fixação do *aft trunnion pin* no trem de pouso poderia ter interferido no campo magnético gerado durante a primeira inspeção.

Foi observada uma trinca na superfície do pino com características similares às aquelas observadas na inspeção por líquidos penetrantes (Figura 27).

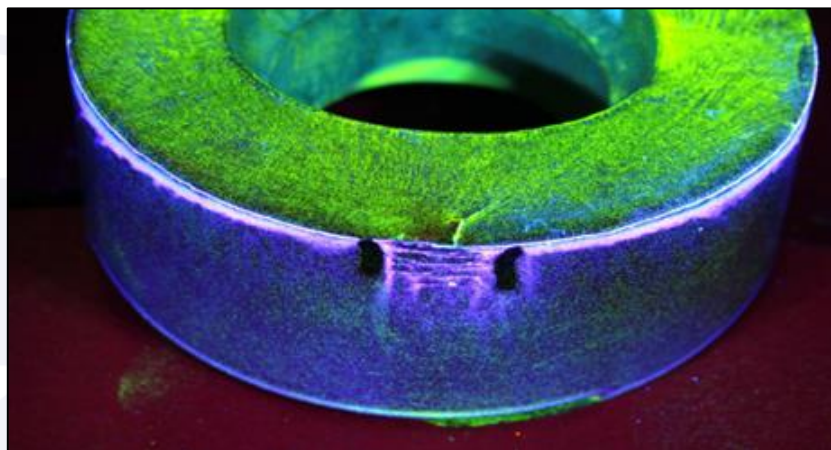


Figura 27 - Inspeção por partículas magnéticas na porção seccionada do *aft trunnion pin*.

Foi realizado um novo corte na porção seccionada, a fim de se conduzir exames metalográficos na região da fratura, conforme mostrado na Figura 28, abaixo.



Figura 28 - Corte realizado para exames metalográficos.

Foi preparada uma amostra, a partir do corte da Figura 28, para análise metalográfica visualizada na Figura 29.

INTENCIONALMENTE EM BRANCO

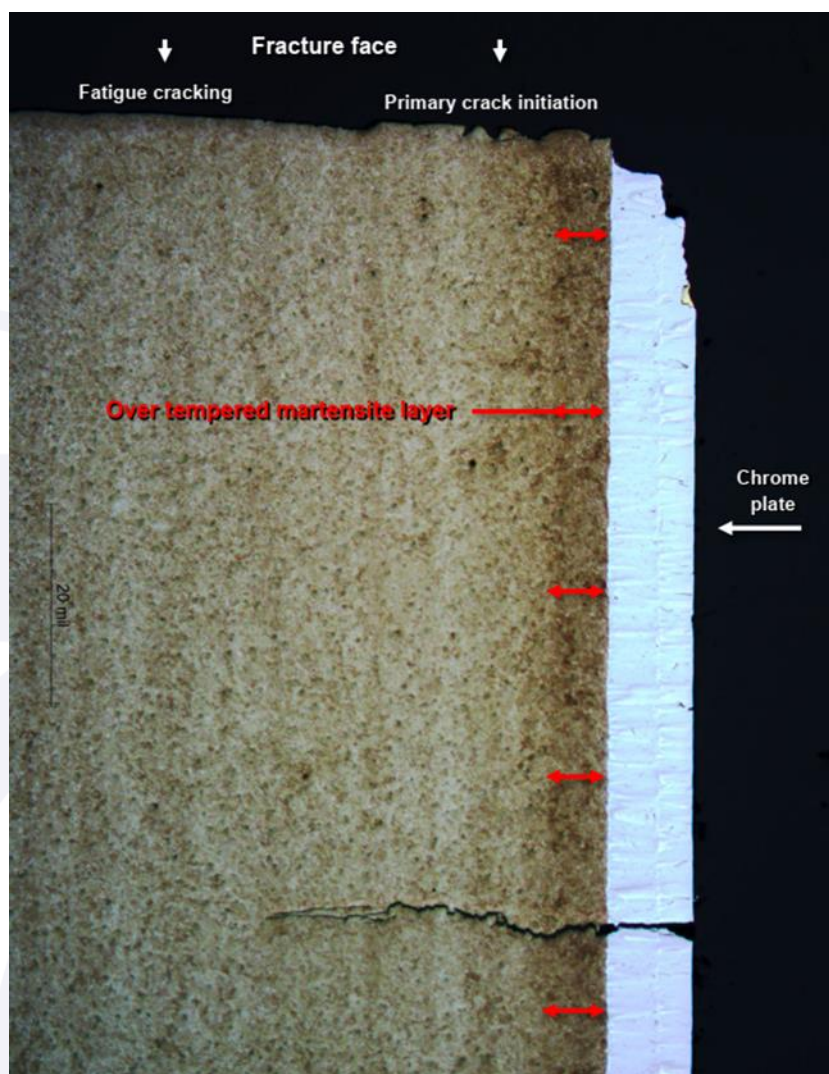


Figura 29 - Amostra para exame metalográfico na origem da falha.

A região escurecida, destacada pelas setas vermelhas na Figura 29, indica uma região que foi submetida a um excesso de temperatura da Martensita (forma da estrutura cristalina da liga ferro-carbono) ou *Over Tempered Martensite* (OTM). Essa condição pode também ser referida como queima do metal base.

A parte complementar da amostra retirada para exames metalográficos foi levada para procedimento de remoção da camada de cromo.

A superfície da fratura foi protegida com *DUCO Cement* (uma nitro celulose da família do cimento). A camada de cromo foi removida de modo eletrolítico com solução de hidróxido de sódio e carbonato de sódio.

A superfície da peça foi então inspecionada por danos de calor pelo processo de *Nital-Etch*, utilizando uma solução de ácido nítrico e álcool. O resultado dessa inspeção demonstrou uma região com danos por excesso de calor, destacado pelos círculos vermelhos das Figuras 30 e 31.



Figura 30 - Resultado da inspeção com *Nital-Etch*.



Figura 31 - Detalhe do resultado da inspeção com *Nital-Etch*.

Foi realizada nova inspeção por partículas magnéticas na porção seccionada do metal base revelando trincas, conforme a Figura 32 abaixo:

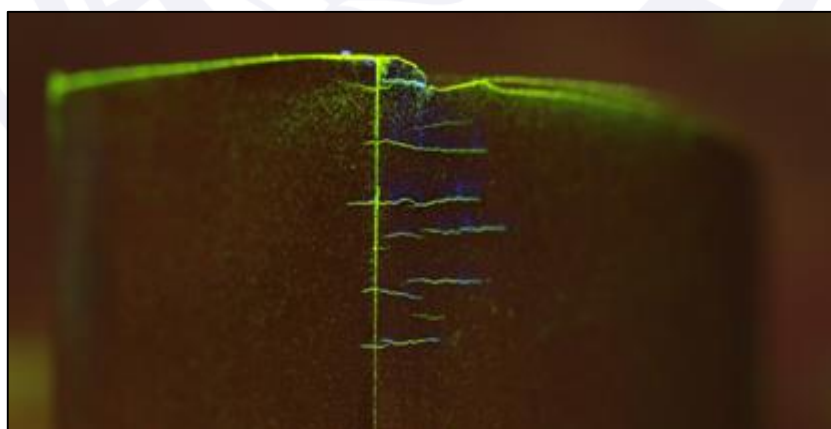


Figura 32 - Trincas reveladas na inspeção por partículas magnéticas.

Foram realizados, ainda, testes metalográficos de microdureza, tensão residual e testes químicos na porção analisada.

O teste de microdureza resultou em um valor médio de 50,1 na escala *Rockwell C* de dureza, *Hardness Rockwell C* (HRC) nas áreas escuras destacadas na inspeção por *Nital-Etch* (Figura 33).

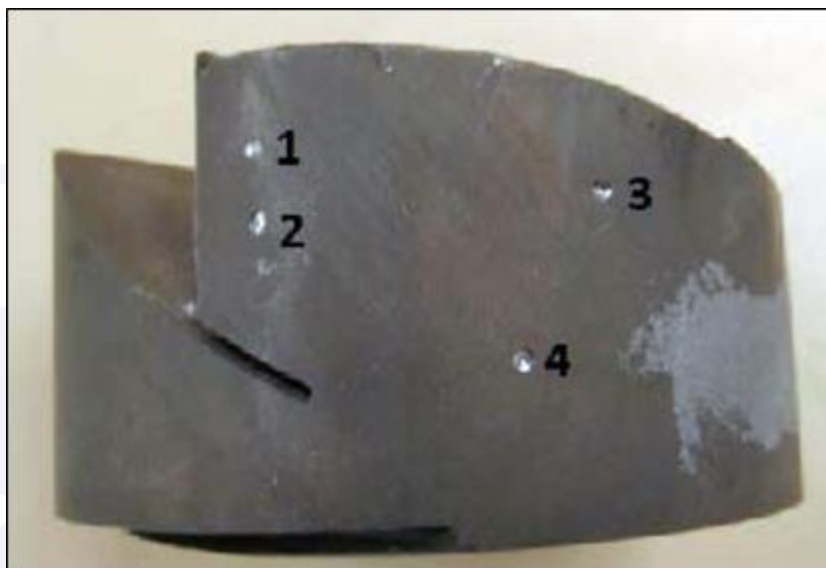


Figura 33 - Pontos de teste de tensão residual.

Nas áreas em que a inspeção por dano de calor não apresentou alteração, o valor de dureza médio encontrado foi de 54,6 HRC. A faixa de valores esperada para a liga metálica do metal base do *aft trunnion pin* situava-se entre 52 a 56 HRC.

O teste de tensão residual foi realizado nos locais indicados na Figura 33. O ponto 1 está dentro da área escura mostrada na Figura 31 e os pontos 2, 3 e 4 estão localizados fora desta região. Os pontos 2, 3 e 4 mostraram resultados típicos da liga metálica do *aft trunnion pin*, após realização de procedimento de *Shot Peening*. Já o ponto 1 apresentou variação no resultado.

Os testes químicos mostraram que a composição do *aft trunnion pin*, SN E4798, estava dentro das especificações esperadas, com exceção do Manganês (Mn). A composição esperada situava-se entre $0,90\% \pm 0,03\%$, o valor encontrado foi de 0,9693%.

Em 17OUT2018, a equipe de investigação visitou as instalações da oficina que realizou a revisão geral do MLG (PN 161A1100-54 / SN MAL05154Y2498), a fim de verificar se havia alguma diferença entre os critérios previstos pelo SOPM 20-10-04 e os procedimentos executados pela empresa. Não foram constatados indícios de que os procedimentos realizados em maio e junho de 2016, período da revisão geral do MLG, eram diferentes dos previstos nos manuais.

1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.

A OM era certificada pela ANAC para realizar manutenção de trem de pouso e prestava serviços para a empresa operadora da aeronave havia mais de 10 anos, tendo realizado, até a data desta ocorrência, em torno de 250 manutenções de trem de pouso. Esta foi a primeira vez que um problema sobre serviço realizado foi reportado.

Na época em que foi realizado o serviço no *aft trunnion pin* da aeronave, a equipe de trabalho do Grupo de Trem de Pouso era composta por 16 pessoas, estando distribuídas em diferentes funções.

Todas as peças recebidas para manutenção eram controladas antes de seguirem para os setores de reparo. Segundo os profissionais da empresa, o trabalho era realizado conforme previa o manual.

A cada dois anos, eram oferecidos treinamentos para os funcionários, tanto os completos quanto os de atualização ou reciclagem.

A área de Controle de Produção de Oficina era responsável por definir o tempo de cada etapa do processo de trabalho das peças.

A FSO da peça do trem de pouso em questão foi preenchida incorretamente pelo profissional da galvanização. Sobre esse fato, a empresa levantou a hipótese de que, provavelmente, houve discrepância entre o período de tempo no qual a peça foi efetivamente tratada pelo banho de cromo e o registrado na FSO.

Sobre o serviço de retífica em componentes de aeronaves, não havia uma formação específica para o profissional que atuava nessa área. Esse funcionário concluía a formação em retífica em geral e, na OM, fazia um treinamento de familiarização com os serviços aeronáuticos, uma vez que não existia uma exigência de formação específica pela agência reguladora brasileira.

O retificador que atuou no trem de pouso da aeronave acidentada tinha 39 anos de empresa. Aposentou-se no mesmo ano desta ocorrência. Era considerado o profissional mais experiente, comprometido, criterioso e paciente da OM, em sua área.

A máquina de retífica passava por manutenções programadas. Todas as ferramentas de aferição eram calibradas e controladas pelo setor de ferramentaria.

De acordo com os profissionais, os manuais utilizados pela OM traziam uma descrição considerada pouco detalhada das tarefas, definindo apenas o fluxo do que teria que ser feito. Para eles, os manuais não ofereciam suporte suficiente para a realização do serviço de *overhaul*.

Conforme dados coletados, os manuais de manutenção da *Boeing* possuíam diferentes orientações para um mesmo serviço, como por exemplo o uso de líquidos penetrantes.

A OM não tinha conhecimento, até a data do acidente em tela, da ocorrência de dois eventos semelhantes a este, envolvendo aeronaves do mesmo modelo.

A inspeção dos serviços de retífica era realizada visualmente, tomando por base a especificação do item recebido, ou seja, a verificação da peça era feita de acordo com o que o usineiro havia reportado.

O treinamento para essa função era realizado de maneira prática, no qual um profissional, tido como mais experiente, acompanhava o trabalho realizado pelo novato.

O profissional da OM que verificou o trem de pouso da aeronave acidentada estava há mais de dez anos na empresa e, nos últimos três anos, atuava como inspetor.

A jornada de trabalho na OM foi considerada pelos entrevistados dos diversos setores como tranquila, sem sobrecarga laboral.

1.18. Informações operacionais.

Tratava-se de um voo de transporte regular de passageiros, para o qual a aeronave havia sido preparada dentro dos limites de peso e balanceamento especificados pelo fabricante, de modo a cumprir o trecho de SBSP para SBCF.

O copiloto era o PF daquele voo, o qual transcorreu sem qualquer anormalidade até os instantes que antecederam o toque ao solo no Aeródromo de Confins.

O procedimento de aproximação por instrumentos utilizado pela tripulação foi o ILS K RWY 16 de SBCF.

Para o pouso, a aeronave estava configurada com os flapes defletidos em 30° e o seu peso total era de, aproximadamente, 127.600lb (~57.850kg).

O Aeródromo Tancredo Neves operava sob condições de voo visual.

Quando a aeronave se encontrava na aproximação final, o controlador da TWR Confins reportou um vento de 060°, com 5kt e 1025hPa de ajuste de altímetro.

Os gravadores de dados de voo registraram que, no momento do toque, a aeronave estava com uma velocidade de, aproximadamente, 139kt, com uma razão de descida em torno de 780ft/min.

A aceleração vertical registrada no FDR, no momento do toque, foi de 1,48G, sendo o trem de pouso direito o primeiro a tocar o solo.

Com base no monitoramento contínuo dos dados de voo, por meio do Programa de Garantia da Qualidade das Operações de Manutenção, *Maintenance Operations Quality Assurance* (MOQA), a operadora havia convencionado parâmetros para adoção de procedimentos de manutenção.

Dessa forma, o operador definiu ações a serem executadas no caso do registro de pousos com fatores de carga acima de: 1,65G (Severidade Classe 1), 1,80G (Severidade Classe 2) e 2,00G (Severidade Classe 3).

A Comissão de Investigação teve acesso a todos os registros de *exceedances* (extrapolação de parâmetros) de aceleração vertical no pouso dessa aeronave, desde a sua última *overhaul*, verificando que, apenas em fevereiro de 2018, houve sobrepujamento do limite definido pelo fabricante, quando se registrou um pouso com carga de 2,17G.

Naquela ocasião, foram realizados os procedimentos de manutenção previstos para a inspeção de *hard landing* e, não tendo sido identificada qualquer avaria, o avião foi liberado para sua operação normal.

Voltando para o contexto do presente acidente, verificou-se que a aeronave estava com 3° de *pitch up* (arfagem no sentido de cabrar), 1,5° de *bank angle* (rolagem) para a direita e 0,3° de *drift angle* (guinada) para a esquerda, no momento do toque no solo em SBCF.

A partir das gravações do ambiente de cabine, foi possível identificar um forte ruído no momento em que a aeronave tocou no solo. Tal barulho foi relatado pela tripulação como um som metálico, que deu a impressão de ter sido produzido por uma batida de metal contra metal.

De acordo com as informações fornecidas, apesar do forte barulho, a tripulação não sentiu nenhum impacto anormal da aeronave contra o solo durante o pouso.

Uma das comissárias associou o barulho ouvido no pouso a uma condição de colisão da cauda contra o solo (*tailstrike*) e, por isso, reportou ao comandante a sua percepção.

Com base no reporte da comissária, assim que estacionou a aeronave, o comandante solicitou à equipe de manutenção que inspecionasse a empenagem do avião, a fim de verificar se havia marcas que pudessem confirmar a suspeita daquela tripulante.

Durante a inspeção, a equipe de manutenção constatou que não havia qualquer indício de colisão da cauda da aeronave. Entretanto, foi identificado um vazamento hidráulico na perna do trem principal direito.

Ao ser informado sobre o vazamento de fluido hidráulico, o comandante do PR-GGD registrou no diário de bordo a ocorrência de *hard landing*, para que pudesse ser procedida uma inspeção mais detalhada na aeronave.

A partir dessa inspeção visual mais detalhada, a equipe de manutenção identificou danos substanciais em diversos componentes do trem de pouso e de áreas adjacentes a ele, conforme descrito na seção 1.3.

Além do reporte em diário de bordo, o comandante, imediatamente, informou sobre a ocorrência ao setor de Segurança Operacional da empresa para que pudessem ser tomadas as primeiras providências relativas à investigação do evento.

1.19. Informações adicionais.

As pesquisas realizadas pela Comissão de Investigação identificaram duas ocorrências, na Índia, com características similares às deste evento e com Relatórios Finais já publicados.

O primeiro evento ocorreu em 13ABR2015, no Aeródromo de *Khajuraho*, envolvendo a aeronave VT-JGA (B737-800). Nessa ocorrência, cerca de quinze segundos após o toque, durante a corrida pós-pouso, ocorreu a quebra do *aft trunnion pin* do trem de pouso esquerdo da aeronave, ocasionando danos subsequentes, destacados nas Figuras 34 e 35, obtidas a partir do Relatório Final emitido pela autoridade de investigação da Índia, a *Directorate General of Civil Aviation (DGCA)*.

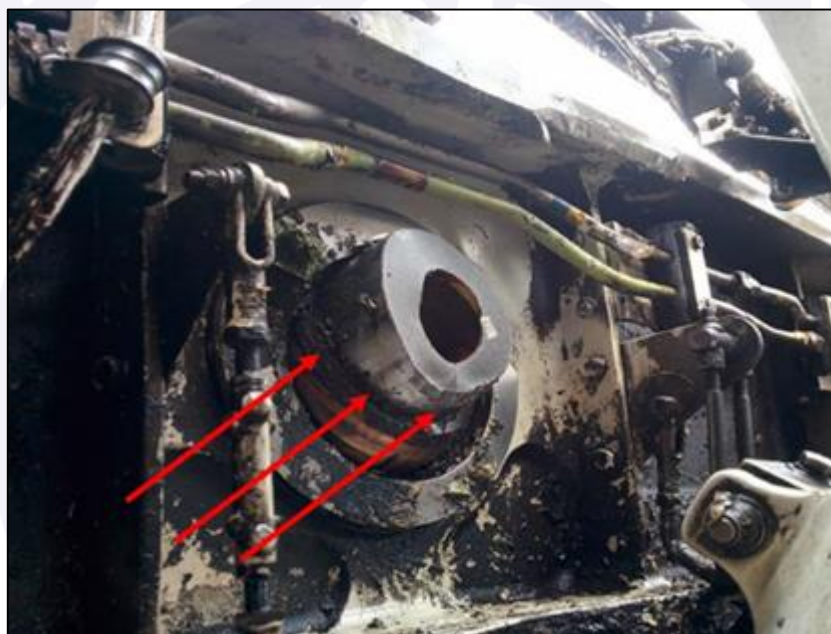


Figura 34 - Detalhe do *aft trunnion pin* do trem de pouso esquerdo da aeronave VT-JGA.
Fonte: *Final Investigation Report on Accident to M/s Jet Airways (Pvt.) Ltd. Boeing B 737-800 Aircraft VT-JGA at Khajuraho Airport.*

INTENCIONALMENTE EM BRANCO



Figura 35 - Danos na asa da aeronave VT-JGA após a quebra do *aft trunnion pin*.
 Fonte: *Final Investigation Report on Accident to M/s Jet Airways (Pvt.) Ltd. Boeing B 737-800 Aircraft VT-JGA at Khajuraho Airport.*

Durante as investigações, constatou-se que a maior aceleração vertical registrada no pouso foi de 1,65G.

Informações sobre o *aft trunnion pin* SN E2410 instalado no trem de pouso colapsado da aeronave VT-JGA:

- Data de instalação: 30ABR2012;
- TSN: 37.126 horas de voo;
- TSI: 8.895 horas de voo;
- CSN: 27.429 ciclos; e
- CSI: 6.724 ciclos.

O Relatório Final mencionou que o *aft trunnion pin* do trem de pouso esquerdo falhou devido à sobrecarga após propagação da trinca de fadiga. A trinca teve origem na área afetada pelo calor, onde houve a retífica excessiva durante a revisão geral. O crescimento inicial da trinca foi caracterizado como intergranular (auxiliado por mecanismo de fragilização por Hidrogênio) até a fadiga assumir.

As características da fratura são mostradas na Figura 36.

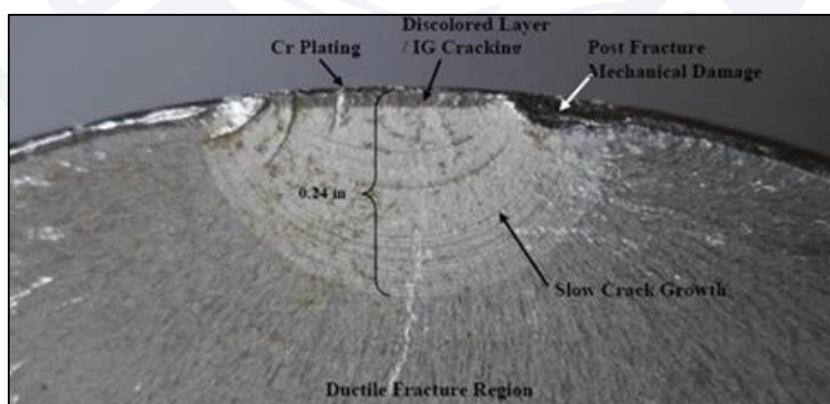


Figura 36 - Característica da fratura do *aft trunnion pin* SN: E2410 que estava instalado na aeronave VT-JGA.
 Fonte: *Final Investigation Report on Accident to M/s Jet Airways (Pvt.) Ltd. Boeing B 737-800 Aircraft VT-JGA at Khajuraho Airport.*

O segundo evento ocorreu, em 03MAR2016, no Aeródromo de *Mumbai*, envolvendo a aeronave VT-JGD (B737-900).

Nessa ocorrência, quando a aeronave estava prestes a livrar a pista após o pouso, ocorreu a quebra do *aft trunnion pin* SN 2430 (Figura 37) instalado no trem de pouso direito.



Figura 37 - Detalhe do *aft trunnion pin* SN 2430 fraturado que estava instalado no trem de pouso direito da aeronave VT-JGD.

Fonte: *Final Investigation Report on Accident to M/s Jet Airways (India) Ltd. B-737-900 Aircraft VT-JGD at Mumbai Airport.*

Como consequência, foram ocasionados danos subsequentes ao extradorso da asa direita da aeronave VT-JGD (Figura 38).



Figura 38 - Danos causados no extradorso da asa direita da aeronave VT-JGD em consequência da quebra do *aft trunnion pin*.

Fonte: *Final Investigation Report on Accident to M/s Jet Airways (India) Ltd. B-737-900 Aircraft VT-JGD at Mumbai Airport.*

Durante as investigações, constatou-se que a maior aceleração vertical registrada no pouso foi de 1,44G.

Informações sobre o *aft trunnion pin* SN E2430 que estava equipado no trem de pouso colapsado da aeronave VT-JGD:

- Data de instalação: 06AGO2013;
- TSN: 36.963 horas de voo;
- TSI: 7.747 horas de voo;
- CSN: 21.914 ciclos; e
- CSI: 4.664 ciclos.

O Relatório Final do VT-JGA mostrou que o *aft trunnion pin* do trem de pouso direito falhou devido a danos por queima do metal base, como resultado de retífica excessiva da camada de cromo, ocorrida, provavelmente, durante a última revisão geral.

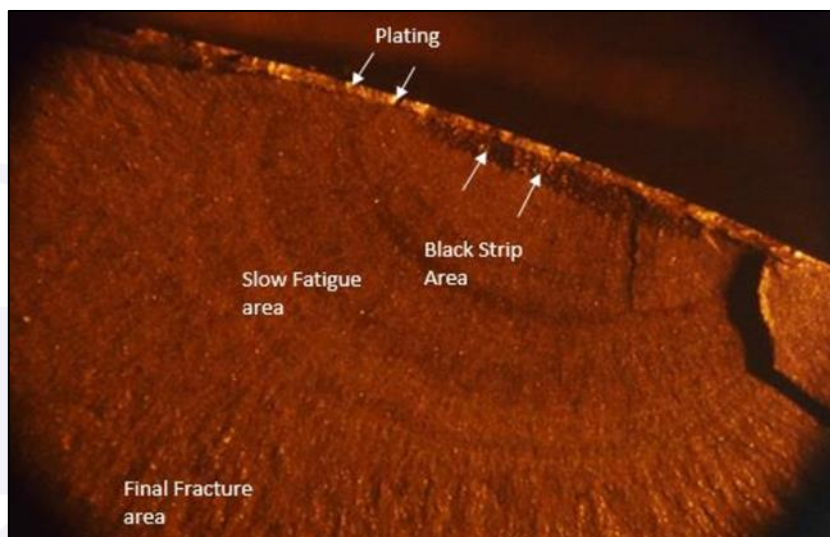


Figura 39 - Característica da fratura do *aft trunnion pin* SN E2430 que estava instalado na aeronave VT-JGD.

Fonte: *Final Investigation Report on Accident to M/s Jet Airways (India) Ltd. B-737-900 Aircraft VT-JGD at Mumbai Airport.*

1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.

Não houve.

2. ANÁLISE.

A aeronave decolou do Aeródromo de Congonhas (SBSP), com destino ao Aeródromo Tancredo Neves (SBCF). O voo ocorreu sem anormalidades até o momento do pouso.

Durante o toque dos trens de pouso no solo em SBCF, a tripulação ouviu um forte ruído descrito como um som metálico.

De acordo com os dados gravados, verificou-se que a aceleração vertical no momento do toque foi de cerca de 1,48G e a velocidade vertical próxima ao momento do toque foi de, aproximadamente, 780ft/min, sendo o trem de pouso direito o primeiro a ter tocado no solo.

Devido à suspeita de ocorrência de uma *tailstrike*, o comandante solicitou uma inspeção na aeronave. Nessa vistoria, a equipe de manutenção constatou que não havia qualquer indício de colisão da cauda da aeronave. Entretanto, foi identificado e reportado um vazamento hidráulico na perna do trem principal direito.

Dessa forma, o comandante registrou no diário de bordo a ocorrência de *hard landing*, para que fosse realizada uma inspeção mais detalhada na aeronave.

Posteriormente, foram constatados danos na área do trem de pouso (SN MAL05154Y2498), conforme descrito na Seção 1.3 do relatório. Verificou-se que o *aft trunnion pin*, SN E4798, instalado no trem de pouso direito da aeronave, estava fraturado em toda a sua seção transversal.

Os exames realizados no *aft trunnion pin*, SN E4798, com a presença de representantes do CENIPA e do NTSB, revelaram, dentre outros aspectos descritos na Seção 1.16 - Exames, testes e pesquisas que:

- a fratura iniciou em uma área mostrada na Figura 17 e, em maiores detalhes, na Figura 18;
- foi observada uma área escura, caracterizada por uma queima do metal base ou *Over Tempered Martensite* (OTM);
- os testes metalográficos de tensão residual, microdureza e testes químicos demonstraram uma alteração das propriedades mecânicas da peça na área danificada pela queima do metal base, o que causou uma fragilização das propriedades mecânicas da peça;
- a trinca inicial apresentava característica intergranular; e
- as inspeções realizadas na camada de cromo mostraram que havia danos na mesma área onde foi identificada a OTM. A Figura 24 mostra o resultado da inspeção por líquido penetrante e a Figura 27 mostra o resultado da inspeção por partículas magnéticas após o corte da seção de interesse do *aft trunnion pin* SN E4798.

Dessa forma, inferiu-se que, durante o processo de revisão geral do *aft trunnion pin* SN E4798, o excesso de temperatura, decorrente de retífica excessiva da camada de cromo, causou os danos no metal base e as trincas na camada de cromo.

O processo de revisão do conjunto de trem de pouso, incluindo o *aft trunnion pin* SN E4798, está detalhado como se segue.

Em 27ABR2016, o conjunto do trem de pouso MAL05154Y2498 foi removido da aeronave PR-GGB com 20.970 ciclos, para realização da revisão geral devido ao número de ciclos de Revisão Geral (21.000 ciclos).

A revisão geral do trem de pouso foi realizada pela empresa TAP Manutenção e Engenharia Brasil S.A., no período de 05MAIO2016 a 01JUL2016.

A primeira etapa da Revisão Geral consistia na inspeção preliminar. Na sequência, foi realizada a desmontagem, limpeza, remoção da pintura e identificação dos itens controlados que compunham o MLG. Nessas etapas, não foram encontradas discrepâncias significativas.

Os componentes removidos foram então encaminhados para procedimentos de revisão específicos de acordo com as suas características próprias. Dentre esses componentes, destacava-se o *aft trunnion pin* PN 161A1192-4, SN E4798.

Em relação à manutenção realizada nesse item, inicialmente, foram realizadas as tarefas transcritas na Figura 9, em síntese, procedimento de alívio de tensão, inspeção visual e por partículas magnéticas e cumprimento de itens relativos ao SB 737-32-1448. O procedimento de alívio de tensão visava a redução das tensões residuais decorrentes da operação do trem de pouso quando instalado na aeronave.

Nos campos da FSO, referentes às inspeções visual e por partículas magnéticas, não foram registrados danos ou discrepâncias no *aft trunnion pin* SN E4798.

Em relação à inspeção detalhada referente ao SB 737-32-1448, foi registrada a seguinte discrepância: bolhas no cromo (*Bubbles on Chrome*). Segundo os mecânicos da OM, essa condição era sinal de corrosão interna do *aft trunnion pin*, ou seja, no metal base do pino.

Ressalta-se que as inspeções visuais foram realizadas por diferentes profissionais da OM e, comparando-se os procedimentos realizados, identificou-se que havia uma falta de uniformidade entre os critérios de inspeção, uma vez que foram obtidos resultados diferentes em procedimentos similares.

Essas discrepâncias, possivelmente, ocorreram em função da ausência de orientações claras na documentação disponibilizada pela OM aos mantenedores quanto aos critérios de inspeções visuais.

Assim, considerando que uma das inspeções indicou possível corrosão do metal base do *aft trunnion pin* SN E4798, a OM decidiu por realizar procedimento de remoção da camada protetora de cromo do pino.

Observou-se, após a remoção da camada protetora, que a inspeção *Nital-Etch* não apontou áreas de queima, constituindo-se em um indicativo de que não havia danos de sobretemperatura no metal base.

Verificou-se, também, que a inspeção por partículas magnéticas não mostrou trincas, sendo indicativo que o metal base não possuía falhas, como, por exemplo, as resultantes de corrosão.

Dessa forma, tendo como base os registros das inspeções realizadas, a usinagem do metal base no *aft trunnion pin*, SN E4798, não seria necessária.

Apesar de o resultado das inspeções não indicar danos no metal base, a OM procedeu à usinagem do pino, não sendo possível esclarecer o motivo da realização desse procedimento.

Durante a usinagem, foram removidos cerca de seis milésimos de polegada de material (conforme observado pelas medições anterior e posterior à usinagem, item 008 da Figura 10 e item 010 da Figura 11), permanecendo a peça acima das dimensões mínimas.

Após a usinagem, foram realizados procedimentos de alívio de tensão, inspeção para verificar possíveis danos por sobretemperatura e inspeção por partículas magnéticas para a verificação da existência de trincas no metal base.

De acordo com os registros da FSO, nenhuma das duas inspeções indicou danos no metal base, revelando que a usinagem não introduziu falhas na peça.

Na sequência, foi realizado o procedimento *shot peening*, a fim de aumentar a resistência superficial da peça, bem como os procedimentos galvânicos de cromo e cádmio com objetivo de refazer as camadas protetoras da peça.

Após cada banho galvânico, a peça deveria ser levada ao forno para procedimento de alívio de hidrogênio. Era possível a realização de um único alívio de hidrogênio para mais de um banho galvânico, desde que respeitados certos critérios estabelecidos nos manuais.

Nos registros da FSO, é possível observar uma intersecção entre o período que a peça esteve na aplicação de cádmio e o período referente ao alívio de hidrogênio do banho de cromo (itens 016 e 015 da Figura 12, respectivamente).

Tendo em vista não ser possível a realização concomitante desses dois processos, considerou-se que a FSO foi preenchida incorretamente.

A camada de cromo aplicada nesse processo não atingiu as dimensões necessárias, sendo adotada como solução a sua remoção e aplicação de novo banho galvânico.

Analisando-se os registros da segunda aplicação da camada de cromo, verificou-se que o tempo de duração do banho galvânico (duas horas) não seria condizente com a espessura de cromo obtida. Assim, analisando-se os dados disponíveis, levantou-se a possibilidade de que houve a aplicação de camadas de cromo sobrepostas.

No entanto, não foi possível confirmar essa hipótese. A OM que realizou o serviço alegou erro de preenchimento no respectivo campo da FSO.

A medição da peça demonstrou que a espessura esperada no segundo banho galvânico foi atingida. Assim, foi dado prosseguimento aos procedimentos de revisão e o

aft trunnion pin, SN E4798, foi levado para retífica da camada de cromo, a fim de uniformizar o diâmetro externo da peça.

Os exames, realizados após a ocorrência, por líquido penetrante e por partículas magnéticas, indicaram a presença de uma área da camada de cromo com desgaste excessivo. Os danos poderiam ser associados a um desgaste excessivo durante o processo de retífica da camada de cromo. O calor produzido nesse processo pode ter sido conduzido para o metal base, gerando um dano por sobretemperatura, fragilizando o *aft trunnion pin*.

Em visita realizada posteriormente à OM, verificou-se que as máquinas e equipamentos utilizados estavam de acordo com os previstos nos manuais de referência.

Portanto, ressalvados os erros de registros nos campos da FSO, a falha identificada na retífica excessiva do *aft trunnion pin*, SN E4798, apresentou-se como um fato isolado no processo. Não foram observadas inconformidades sistêmicas na revisão do *aft trunnion pin* por parte da OM.

Além disso, não foi possível obter informações mais precisas acerca de uma falha específica, visto que o responsável pela retífica havia se aposentado.

Após o procedimento de retífica do cromo, estavam previstas inspeções de qualidade, a fim de evitar a liberação da peça com desgaste excessivo proveniente desta tarefa.

Como o componente estava coberto com a camada protetora de cromo, não era mais possível a realização da inspeção por *Nital-Etch*, uma vez que a solução deveria ser aplicada diretamente no metal base.

Dessa forma, o SOPM 20-10-04 da *Boeing Company* trazia as seguintes orientações acerca do controle de qualidade após a retífica da camada de cromo:

- inspeção visual;
- exame pelo método *Barkhausen* (opcional);
- inspeção por partículas magnéticas;
- inspeção por líquido penetrante (caso especificado por outras instruções); e
- exame utilizando instrumento de inspeção para detecção de trincas (adicional às outras inspeções).

Nesse sentido, a OM realizou apenas inspeção visual e por partículas magnéticas, tendo em vista que o exame pelo método *Barkhausen* era opcional.

Não havia a especificação para a realização de inspeção por líquido penetrante no *aft trunnion pin* nos manuais de revisão do trem de pouso e o exame com instrumento de inspeção para detecção de trincas possuía caráter adicional.

No campo da FSO, o resultado da inspeção por partículas magnéticas foi registrado como "**Sem Trincas**". No entanto, verificou-se que essa inspeção se revelou menos eficaz para a detecção de trincas após retífica da camada de cromo, uma vez que o exame por partículas magnéticas no *aft trunnion pin* fraturado, realizado após a ocorrência, não apresentou indicações significativas de presença de trincas na camada de cromo.

O exame por líquido penetrante apresentou melhores resultados na visualização das trincas na peça fraturada, revelando assim, uma maior eficácia quanto à detecção desse tipo de falha proveniente de uma retífica excessiva da camada de cromo no *aft trunnion pin*.

Dessa forma, pode-se inferir que o exame por líquido penetrante apresente melhores resultados em relação à detecção de trincas após uma retífica excessiva desse tipo de componente, essa condição seria um indicativo de uma possível queima no metal base.

Portanto, considera-se que os métodos de controle de qualidade após procedimento de retífica da camada de cromo do *aft trunnion pin*, em especial relacionadas às inspeções mandatórias previstas nos manuais, poderiam ser aprimorados.

Além disso, o manual utilizado como suporte pelos profissionais da manutenção delegava às oficinas a adoção dos procedimentos que lhes fossem mais apropriados.

A não padronização da cadeia de procedimentos a ser seguida, contendo os exames necessários para determinadas situações e, sendo esses procedimentos embasados tecnicamente, pode ter dado margem para a realização de exames nos quais a equipe de manutenção se sentia mais segura em executar, não estando totalmente de acordo com as necessidades da demanda da aeronave em tela.

Diante desse contexto, verificou-se que houve falhas de acompanhamento ao longo de todo o processo dos serviços de manutenção realizados, haja vista as incongruências encontradas em vários registros das etapas executadas.

A aeronave PR-GGD voou 6.834 horas com o trem de pouso SN MAL05154Y2498 instalado após revisão, realizando 3.969 ciclos de pousos e decolagens até o evento da falha do *aft trunnion pin* SN E4798.

Durante esse período de operação, houve 32 pousos classe 1, ou seja, com fator de carga superior a 1,65 G, os quais não eram considerados críticos para o ponto de vista estrutural da aeronave.

Em 22DEZ2016, houve um pouso com fator de carga de 1,92 G recebendo grau de severidade classe 2, ou seja, com fator de carga superior a 1,80 G.

Em 27FEV2018, a aeronave PR-GGD realizou um pouso no aeródromo de Congonhas (SBSP) com fator de carga de 2,17 G, recebendo grau de severidade classe 3, ou seja, fator de carga acima de 2,0 G.

Foram realizadas as tarefas previstas após o pouso classe 3 e todos os itens inspecionados estavam dentro dos limites especificados pelo fabricante.

No entanto, a fragilização da peça, devido à queima do metal base, pode ter permitido que um pouso com maior fator de carga causasse uma trinca com característica intergranular, dando início ao processo de fratura da peça.

A propagação da trinca ocorreu por meio do mecanismo de fadiga, como resultado das cargas cíclicas de sucessivos pousos realizados após o surgimento da trinca inicial.

A trinca por fadiga do *aft trunnion pin*, SN E4798, reduziu a área efetiva para resistir às cargas de pouso em até 40% da espessura do pino, resultando na falha por sobrecarga com uma carga inferior à capacidade de resistência do material.

No decorrer da investigação, verificou-se a existência de outras duas ocorrências relacionadas a fraturas do *aft trunnion pin*.

Entretanto, apesar da similaridade das ocorrências, não foi possível estabelecer uma correlação entre o número de ciclos e o número de pousos duros com as possíveis falhas de queima do metal base do *aft trunnion pin*.

3. CONCLUSÕES.

3.1. Fatos.

- a) os pilotos estavam com os Certificados Médicos Aeronáuticos (CMA) válidos;
- b) os pilotos estavam com as habilitações de aeronave tipo B739 e IFRA válidas;
- c) os pilotos estavam qualificados e possuíam experiência no tipo de voo;

- d) a aeronave estava com o Certificado de Aeronavegabilidade (CA) válido;
- e) a aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento;
- f) os registros técnicos de manutenção estavam atualizados;
- g) as condições meteorológicas eram propícias à realização do voo;
- h) durante o pouso em SBCF, foi ouvido um forte barulho no momento do toque da aeronave no solo;
- i) foi identificado um vazamento de fluido hidráulico na inspeção pós-pouso;
- j) o comandante registrou a ocorrência de *hard landing* no diário de bordo;
- k) constatou-se a quebra do *aft trunnion pin* do trem de pouso principal direito;
- l) uma parte do *aft trunnion pin* fraturado foi localizada na pista de SBCF;
- m) a maior aceleração vertical registrada no FDR, no momento do pouso, foi de 1,48 G;
- n) o trem de pouso, PN 161A1100-54, SN MAL05154Y2498, havia sido revisado pela empresa TAP Manutenção e Engenharia Brasil S.A.;
- o) o *aft trunnion pin*, PN 161A1192-4, SN E4798, fazia parte do trem de pouso PN 161A1100-54, SN MAL05154Y2498;
- p) foi observada queima do metal base no local da fratura do *aft trunnion pin* PN 161A1192-4, SN E4798;
- q) a aeronave teve danos substanciais; e
- r) todos os ocupantes saíram ilesos.

3.2. Fatores contribuintes.

- **Manutenção da aeronave - indeterminado.**

É possível que, durante o procedimento de retífica da camada de cromo do *aft trunnion pin* SN E4798, tenha ocorrido desgaste excessivo, o que gerou calor, queima e fragilização do metal base da peça.

- **Projeto - indeterminado.**

É possível que as inspeções obrigatórias previstas pelo Standard Overhaul Practices Manual, Grinding of Chrome Plated Parts 20-10-04, item 4, Quality Control, após a retífica da camada de cromo, não possuíssem a eficácia necessária para detectar queimas no metal base ocorridas durante uma revisão geral quando provocadas por retífica excessiva nessa camada do Aft Trunnion Pin.

- **Sistemas de apoio - indeterminado.**

É possível que o material disponibilizado aos mantenedores para a execução das tarefas de inspeção visual não possuísse procedimentos e critérios claros quanto a necessidade de realizar reparo no pino.

4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA

Proposta de uma autoridade de investigação de acidentes com base em informações derivadas de uma investigação, feita com a intenção de prevenir ocorrências aeronáuticas e que em nenhum caso tem como objetivo criar uma presunção de culpa ou responsabilidade. Além das recomendações de segurança decorrentes de investigações de ocorrências aeronáuticas, recomendações de segurança podem resultar de diversas fontes, incluindo atividades de prevenção.

Em consonância com a Lei nº 7.565/1986, as recomendações são emitidas unicamente em proveito da segurança de voo. Estas devem ser tratadas conforme estabelecido na NSCA 3-13 “Protocolos de Investigação de Ocorrências Aeronáuticas da Aviação Civil conduzidas pelo Estado Brasileiro”.

Recomendação emitida no ato da publicação deste relatório.

À Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC), recomenda-se:

A-119/CENIPA/2018 - 01

Emitida em: 16/11/2021

Atuar junto à empresa *Boeing Company*, fabricante da aeronave, a fim de verificar a eficácia das inspeções obrigatórias de controle de qualidade a serem aplicadas no *aft trunnion pin* e em peças similares, após o processo de retífica da camada de cromo, principalmente no que tange ao previsto no *Standard Overhaul Practices Manual, Grinding of Chrome Plated Parts 20-10-04*, item 4, *Quality Control*.

5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.

O operador da aeronave substituiu, preventivamente, todos os *aft trunnion pin* de sua frota que já haviam sido submetidos, em qualquer momento da vida útil, a procedimentos de *overhaul* na TAP-ME.

Em, 16 de novembro de 2021.

ANEXO A – COMENTÁRIOS DOS ESTADOS PARTICIPANTES DA INVESTIGAÇÃO

Em cumprimento ao disposto no Capítulo 6, item 6.3, do Anexo 13 à Convenção de Aviação Civil Internacional, foi dada a oportunidade aos Estados que tomaram parte nesta investigação de oferecerem seus comentários prévios acerca do conteúdo deste relatório final.

Por meio do *National Transportation Safety Board* (NTSB), os Estados Unidos da América encaminharam os comentários da *Boeing Company* acerca do conteúdo deste Relatório Final.

Todos os comentários julgados pertinentes foram inseridos no relatório. A seguir, estão transcritos os comentários que foram incorporados parcialmente ou não foram incorporados.

COMENTÁRIO 3

Texto a ser corrigido (Capítulo 1, Página 32, Linhas 19-22)

De acordo com os profissionais, os manuais utilizados pela OM traziam uma descrição considerada pouca detalhada das tarefas, definindo apenas o fluxo do que teria que ser feito. Para eles, os manuais não ofereciam suporte suficiente para a realização do serviço de *overhaul*.

Texto proposto / parecer do NTSB

Adicionalmente aos requisitos especificados no CMM e SOPM da Boeing, fabricantes confiam em padrões industriais utilizados por OM, melhores práticas de oficina e experiência na execução de *overhaul*.

Proposta de omitir as linhas 19-22.

Parecer do CENIPA

Não incorporado.

Argumentação do CENIPA

O trecho reflete uma percepção dos mantenedores da OM.

COMENTÁRIO 6

Texto a ser corrigido (Capítulo 2, Página 38, Linha 43-45)

Essas discrepâncias, possivelmente, ocorreram em função da ausência de orientações claras quanto aos critérios de inspeção, tanto os decorrentes do SB quanto os oriundos dos procedimentos usuais de revisão geral do item.

Texto proposto / parecer pelo NTSB

O SB demanda uma inspeção visual. Se discrepâncias são notadas, uma inspeção detalhada é realizada para determinar se o *overhaul* ou substituição da parte é requerida. Pelo SB, um *overhaul* é executado de acordo com o CMM 32-11-09, Reparo 3-1. Isso é o mesmo CMM usado em um *overhaul* típico do *aft trunnion pin*; portanto, não deveria haver confusão entre o SB e as orientações de *overhaul*.

Proposta de omitir a premissa de ausência de orientações claras de *overhaul*.

Parecer do CENIPA

Texto original modificado de maneira alternativa.

Argumentação do CENIPA

Os critérios de inspeção do SB foram comparados com o fluxograma do CMM 32-00-05, seção 601. O SB contém uma definição de inspeção detalhada a qual prevê exame intensivo na peça, além de sugerir o uso de auxílios como espelhos e lentes de aumento. Tais orientações não constam no CMM 32-00-05.

Contudo, reavaliando o trecho do relatório, considerou-se que as orientações contidas na Ficha de Serviço de Oficina (FSO) do item seriam mais determinantes para a obtenção de diferentes julgamentos quando realizados dois procedimentos de inspeção visual equivalentes.

Logo, o trecho foi modificado conforme a seguir:

Essas discrepâncias, possivelmente, ocorreram em função da ausência de orientações claras no material disponibilizado pela OM aos mantenedores quanto aos procedimentos de inspeções visuais.

COMENTÁRIO 7

Texto a ser corrigido (Capítulo 2, Página 40, Linha 40-45)

Portanto, pode-se considerar que a inspeção por partículas magnéticas no *aft trunnion pin*, SN E4798, realizada pela OM reparadora do pino, não teria detectado trincas na camada de cromo no caso de um procedimento de retífica excessiva.

Dessa forma, considera-se a hipótese de que o exame por líquido penetrante pode apresentar melhores resultados na detecção de trincas após uma retífica excessiva desse tipo de componente, o que seria um indicativo de possível queima do metal base.

Texto proposto / parecer do NTSB

Correto, a inspeção por líquido penetrante irá detectar trincas na superfície externa de cromo. No entanto, não detectará condições de sobretemperatura / queima no metal base.

Parecer do CENIPA

Texto original modificado de maneira alternativa.

Argumentação do CENIPA

O texto original foi alterado para enfatizar aspectos relativos ao controle de qualidade após a retífica da camada de cromo.

Essas inspeções têm como objetivo verificar a ocorrência de trincas na camada de cromo que podem ser consideradas como indicativo de uma possível queima do metal base.

Portanto, o trecho foi modificado conforme a seguir:

Dessa forma, pode-se inferir que o exame por líquido penetrante apresente melhores resultados em relação à detecção de trincas após uma retífica excessiva desse tipo de componente, essa condição seria um indicativo de uma possível queima no metal base.

*Portanto, considera-se que os métodos de controle de qualidade após procedimento de retífica da camada de cromo do *aft trunnion pin*, em especial relacionadas às inspeções mandatórias previstas nos manuais, poderiam ser aprimorados.*

COMENTÁRIO 10

Texto a ser corrigido (Capítulo 3, Página 42, Linha 24-28)

É possível inferir que a inspeção por partículas magnéticas realizada pela OM reparadora no *aft trunnion pin*, SN E4798, durante a revisão geral, não teria detectado a presença de trincas decorrentes de um procedimento de retífica excessiva na camada de cromo.

Texto proposto / parecer do NTSB

A inspeção por partículas magnéticas serve para detectar trincas no metal base. Ela detectará trincas se estiverem presentes quando executada após a retífica. Ela não detectará danos causados pelo calor ou trincas que resultem posteriormente em danos causados pelo calor ou fragilização.

Parecer do CENIPA

Texto original modificado de maneira alternativa.

Argumentação do CENIPA

O texto original foi alterado para enfatizar aspectos relativos ao controle de qualidade após a retífica da camada de cromo, conforme descrito a seguir:

É possível que as inspeções obrigatórias previstas pelo Standard Overhaul Practices Manual, Grinding of Chrome Plated Parts 20-10-04, item 4, Quality Control, após a retífica da camada de cromo, não possuíssem a eficácia necessária para detectar queimas no metal base ocorridas durante uma revisão geral quando provocadas por retífica excessiva nessa camada do Aft Trunnion Pin.