

COMANDO DA AERONÁUTICA
CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE
ACIDENTES AERONÁUTICOS



RELATÓRIO FINAL
IG-048/CENIPA/2017

OCORRÊNCIA:	INCIDENTE GRAVE
AERONAVE:	PP-PTQ
MODELO:	ATR-72-212A
DATA:	23MAR2017



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 incidente grave com a aeronave PP-PTQ, modelo ATR-72-212A, ocorrido em 23MAR2017, classificado como “[SCF-NP] Falha ou mau funcionamento de sistema/componente | Com comandos de voo”.

Durante a descida para o pouso no Aeródromo André Franco Montoro (SBGR), Guarulhos, SP, enquanto realizava o procedimento *Instrument Landing System* (ILS), com o Piloto Automático (PA) acoplado, a aeronave apresentou tendência de continuar a curva à esquerda.

A tripulação desacoplou o piloto automático e percebeu que a tendência para a esquerda continuava durante a aproximação.

A tripulação executou uma arremetida e realizou um circuito de tráfego para pouso visual, com curvas pela direita, sem auxílio do piloto automático.

O pouso foi executado na RWY 09R de SBGR.

A aeronave teve danos leves.

Todos os ocupantes saíram ilesos.

Houve a designação de Representante Acreditado do *National Transportation Safety Board* (NTSB) - Estados Unidos, Estado de fabricação dos componentes do sistema de piloto automático da aeronave.

Houve a designação de Representante Acreditado do *Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile* (BEA) - França, 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.....	7
1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.....	8
1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.....	8
1.5.2. Formação.....	8
1.5.3. Categorias das licenças e validade dos certificados e habilitações.....	8
1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.....	8
1.5.5. Validade da inspeção de saúde.....	8
1.6. Informações acerca da aeronave.....	8
1.7. Informações meteorológicas.....	9
1.8. Auxílios à navegação.....	9
1.9. Comunicações.....	9
1.10. Informações acerca do aeródromo.....	9
1.11. Gravadores de voo.....	9
1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.....	9
1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.....	9
1.13.1. Aspectos médicos.....	9
1.13.2. Informações ergonômicas.....	9
1.13.3. Aspectos Psicológicos.....	10
1.14. Informações acerca de fogo.....	10
1.15. Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.....	10
1.16. Exames, testes e pesquisas.....	10
1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.....	20
1.18. Informações operacionais.....	20
1.19. Informações adicionais.....	21
1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.....	22
2. ANÁLISE.....	22
3. CONCLUSÕES.....	23
3.1. Fatos.....	23
3.2. Fatores contribuintes.....	24
4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA	25
5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.....	25

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS

AMM	<i>Aircraft Maintenance Manual</i> - Manual de Manutenção da Aeronave
AMR	Divisão de Materiais do Instituto de Aeronáutica e Espaço do Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
BEA	<i>Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile</i>
CA	Certificado de Aeronavegabilidade
CB	<i>Circuit Breaker</i> - Interruptor de Circuito Elétrico
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CMA	Certificado Médico Aeronáutico
CMM	<i>Component Maintenance Manual</i>
CVR	<i>Cockpit Voice Recorder</i> - Gravador de Voz da Cabine
DCTA	Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
MPD	<i>Maintenance Planning Document</i> - Documento de Planejamento de Manutenção
FDR	<i>Flight Data Recorder</i> - Gravador de Dados de Voo
IFR	<i>Instrument Flight Rules</i> - Regras de Voo por Instrumentos
IFRA	Habilitação de Voo por Instrumentos - Avião
ILS	<i>Instrument Landing System</i>
IMC	<i>Instrument Meteorological Conditions</i> - Condições de Voo por Instrumentos
IAE	Instituto de Aeronáutica e Espaço do Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
ISC	<i>Industry Steering Committee</i>
METAR	<i>Aviation Routine Weather Report</i> - Informe Meteorológico Aeronáutico Regular
MEV	Microscópio Eletrônico de Varredura
MRB	<i>Maintenance Review Board</i>
MRBR	<i>Maintenance Review Board Report</i>
MSG	<i>Maintenance Steering Group</i>
NTSB	<i>National Transportation Safety Board</i>
PA	Piloto Automático
PCM	Licença de Piloto Comercial - Avião
PLA	Licença de Piloto de Linha Aérea - Avião
PN	<i>Part Number</i> - Número de Peça
PPR	Licença de Piloto Privado - Avião
SBGR	Designativo de localidade - Aeródromo Internacional Governador André Franco Montoro, Guarulhos, SP
SBRP	Designativo de localidade - Aeródromo Leite Lopes, Ribeirão Preto, SP

SN	<i>Serial Number</i> - Número de Série
SPECI	Informe Meteorológico Aeronáutico Especial Seleccionado
TPR	Categoria de Registro de Aeronave de Transporte Aéreo Público Regular
UTC	<i>Universal Time Coordinated</i> - Tempo Universal Coordenado
VMC	<i>Visual Meteorological Conditions</i> - Condições de Voo Visual



1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.

Aeronave	Modelo: ATR-72-212A Matrícula: PP-PTQ Fabricante: ATR - GIE <i>Avions de Transport Régional</i>	Operador: Passaredo Transportes Aéreos S.A.
Ocorrência	Data/hora: 23MAR2017 - 01:35 (UTC) Local: Aeródromo Internacional Governador André Franco Montoro (SBGR) Lat. 23°26'08"S Long. 046°28'23"W Município - UF: Guarulhos - SP	Tipo(s): [SCF-NP] Falha ou mau funcionamento de sistema/componente Subtipo(s): Com comandos de voo

1.1. Histórico do voo.

A aeronave decolou do Aeródromo Leite Lopes (SBRP), Ribeirão Preto, SP, com destino ao Aeródromo Internacional Governador André Franco Montoro (SBGR), Guarulhos, SP, por volta das 00h20min (UTC), a fim de transportar pessoal, com quatro tripulantes e 55 passageiros a bordo.

Durante a realização do procedimento ILS T da pista 09R de SBGR, a 4,300ft, houve a tendência da aeronave de continuar a curva à esquerda, quando na interceptação do localizador com o piloto automático acoplado.

Os tripulantes desacoplaram o PA, contudo, a tendência da aeronave de curvar para a esquerda continuou, o que levou a uma defasagem lateral em relação ao eixo do localizador e a execução de uma arremetida.

A tripulação executou um circuito de tráfego para pouso visual com curvas pela direita. A tripulação tentou reengajar o piloto automático cinco vezes, mas a aproximação continuou sem o auxílio do piloto automático. O pouso foi realizado na pista 09R de SBGR.

A aeronave teve danos leves.

Todos os ocupantes saíram ilesos.

1.2. Lesões às pessoas.

Lesões	Tripulantes	Passageiros	Terceiros
Fatais	-	-	-
Graves	-	-	-
Leves	-	-	-
Ilesos	4	55	-

1.3. Danos à aeronave.

A aeronave teve danos limitados ao *Servo Drive* do comando de aileron por meio do piloto automático e a um de seus cabos.

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	14.856:30	2.456:15
Totais, nos últimos 30 dias	59:35	59:35
Totais, nas últimas 24 horas	04:45	04:45
Neste tipo de aeronave	6.250:35	857:30
Neste tipo, nos últimos 30 dias	59:35	59:35
Neste tipo, nas últimas 24 horas	04:45	04:45

Obs.: os dados relativos às horas voadas foram obtidos por meio dos registros fornecidos pelo operador da aeronave.

1.5.2. Formação.

O piloto realizou o curso de Piloto Privado - Avião (PPR) no Aero clube de Jaboticabal, SP, em 1982.

O copiloto realizou o curso de Piloto Privado - Avião (PPR) no Aero clube de São Paulo, SP, em 2009.

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 AT47 (que incluía o modelo ATR-72-212A) 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 AT47 e IFRA válidas.

1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.

Os pilotos estavam qualificados e possuíam experiência para a realização do 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 874, foi fabricada pela ATR - GIE *Avions de Transport Régional*, em 2009, e estava registrada na Categoria 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 "800 FH", foi realizada em 11JAN2017 pela organização de manutenção Base de Manutenção Passaredo, em Ribeirão Preto, SP, tendo voado 744 horas após a inspeção.

Houve uma intervenção de manutenção programada de maior vulto na aeronave, denominada pelo fabricante como "*Inspection 2C*", ocorrida em 15MAIO2016.

A última manutenção programada, por critérios anuais de calendário, denominada pelo fabricante como "*Inspection 1YE*", ocorreu em 24JUL2016.

À época da ocorrência, a aeronave possuía 22.499 horas e 19.218 ciclos totais de operação.

1.7. Informações meteorológicas.

Segundo a tripulação, o voo estava sendo conduzido sob Condições de Voo por Instrumentos (IMC).

Os Informes Meteorológicos Aeronáuticos Regulares (METAR) e o Informe Meteorológico Aeronáutico Especial Seleccionado (SPECI) de SBGR traziam as seguintes informações:

METAR SBGR 220100Z 13004KT 9999 BKN014 19/17 Q1024=

METAR SBGR 220200Z 14005KT 9999 BKN013 BKN030 19/17 Q1023=

SPECI SBGR 220230Z 12006KT 9999 FEW015 BKN030 19/17 Q1024=

Verificou-se que a visibilidade em SBGR estava acima de 10km e o teto em, aproximadamente, 1.400ft. O vento tinha intensidade entre 4kt e 5kt.

1.8. Auxílios à navegação.

Nada a relatar.

1.9. Comunicações.

De acordo com as transcrições dos áudios, obtidas por meio da degravação dos dados registrados pelo Gravador de Voz da Cabine - *Cockpit Voice Recorder* (CVR), não houve anormalidade técnica nos equipamentos de comunicação entre a aeronave e os órgãos de controle de tráfego aéreo.

1.10. Informações acerca do aeródromo.

O aeródromo era público/militar, administrado pela GRU *Airport* e operava sob Regras de Voo Visual (VFR) e por Instrumentos (IFR), em período diurno e noturno.

A pista era de asfalto, com cabeceiras 09R/27L, dimensões de 3.000m x 45m, com elevação de 2.461 pés.

1.11. Gravadores de voo.

A aeronave estava equipada com um Gravador de Dados de Voo - *Flight Data Recorder* (FDR), fabricado pela L-3, modelo FA2100, *Part Number* (PN) 2100-4043-00, *Serial Number* (SN) 01321.

O avião também possuía um CVR, fabricado pela L-3, modelo FA2100, PN 2100-1020-02, SN 125977, com capacidade para duas horas de gravação em 4 canais de 30 minutos em alta qualidade e 1 canal de qualidade padrão, com capacidade para 2 horas de áudio.

Ambos os gravadores registraram os dados relativos ao voo em que se deu esta ocorrência.

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.

Não houve evidência de que questões de ordem psicológica tenham afetado o desempenho dos tripulantes.

1.14. Informações acerca de fogo.

Não houve fogo.

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

Após o pouso, a aeronave taxiou normalmente até o pátio de estacionamento.

O desembarque dos passageiros e tripulantes ocorreu sem anormalidades.

1.16. Exames, testes e pesquisas.

As pesquisas iniciais, conduzidas no dia seguinte à ocorrência, tiveram como foco o comando dos ailerons. Foi constatado que o movimento do volante de controle (*control wheel*) estava restrito.

Partindo da posição neutra, o giro do volante no sentido horário permitia comandar os ailerons em todo o seu curso, até o seu batente, e resultava no movimento esperado dessas superfícies, para cima na asa direita e para baixo na asa esquerda (Figura 1).

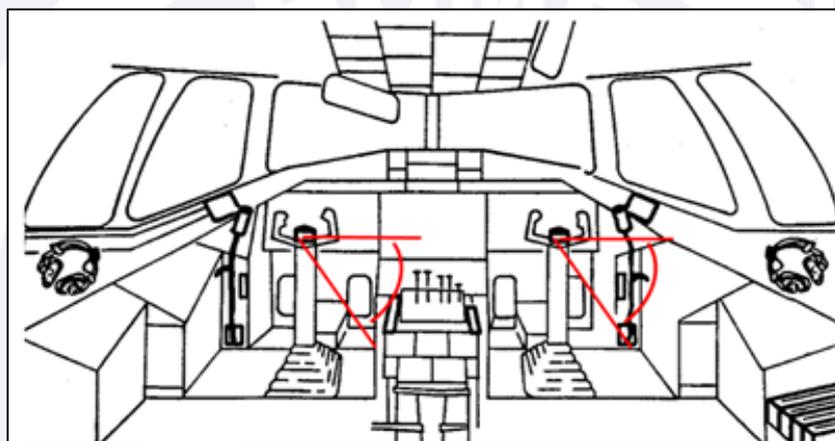


Figura 1 – Amplitude, aproximada, de comando para o sentido horário.
Fonte: ATR.

No entanto, partindo da mesma posição, o giro do volante no sentido anti-horário não permitia comandar os ailerons em todo o seu curso, já que o movimento de rotação da *control wheel* era bloqueado quando o comando chegava a, aproximadamente, 15° de giro.

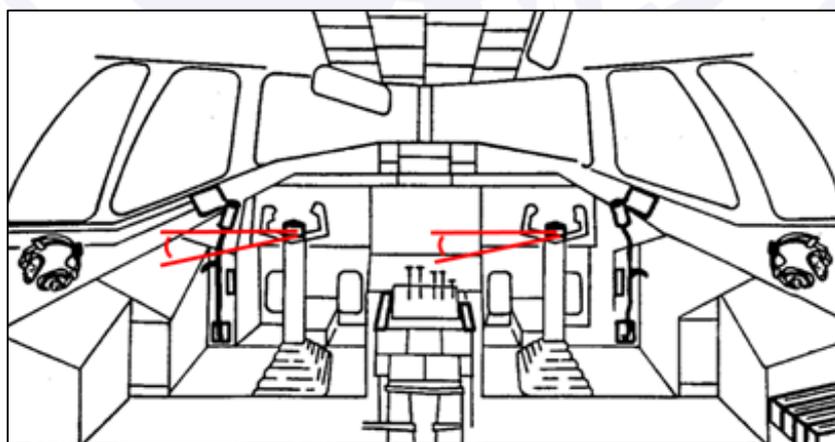


Figura 2 - Amplitude, aproximada, de comando para o sentido anti-horário.
Fonte: ATR.

A partir dessa constatação, iniciou-se uma verificação do sistema de controle dos ailerons, partindo da *control wheel* em direção às superfícies, com o objetivo de identificar a existência de algum componente (cabos, roldanas, guinóis, hastes, atuadores e os próprios ailerons) que estivesse provocando a restrição no comando.

O comando do aileron por meio do piloto automático, dentre outros elementos, se dava pela atuação de um dispositivo atuador denominado *Servo Drive*, PN 7002260-722, SN 96115209, o qual recebia sinais elétricos e os convertia em movimentos de rotação de um tambor, onde um cabo de comando ficava conectado. Esse cabo de comando conectava-se ao guinhol de comando do aileron.

A Figura 3 mostra a localização do *Servo Drive* no sistema de comando dos ailerons. Nela, o componente está identificado como *A. P. ROLL ACTUATOR*.

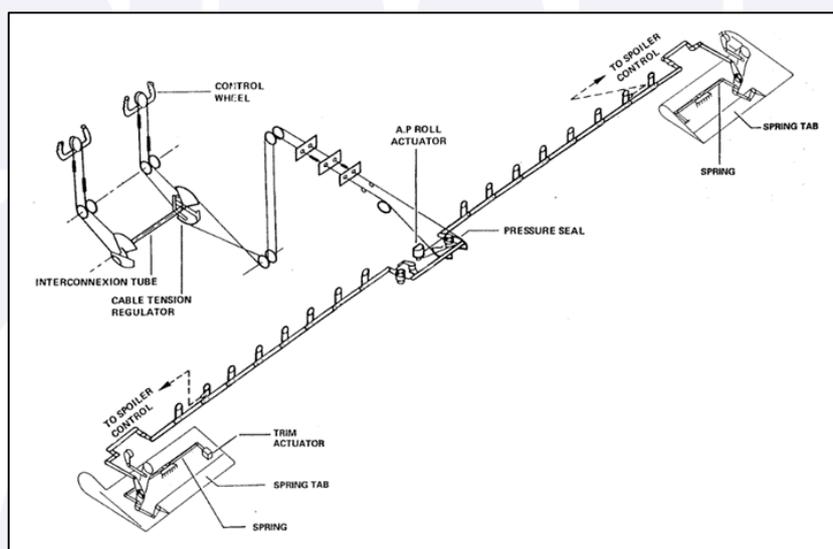


Figura 3 - Esquema do sistema de comando dos ailerons.
Fonte: ATR.

A Figura 4 mostra a localização do *Servo Drive* na aeronave (A).

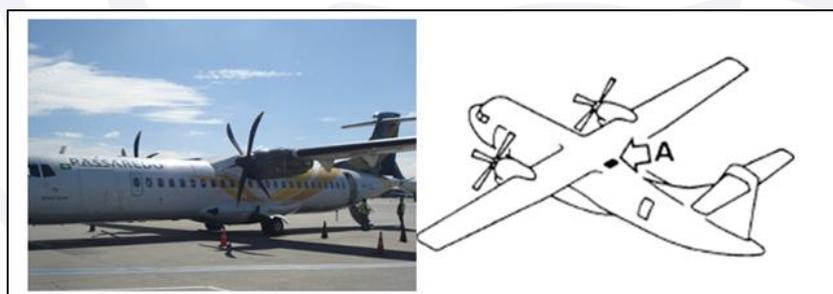


Figura 4 - Vista geral da aeronave e localização do *Servo Drive*.

A Figura 5 mostra o *Servo Drive* (item 1) conectado ao guinhol, por meio dos cabos de comando PN S2211001100000.

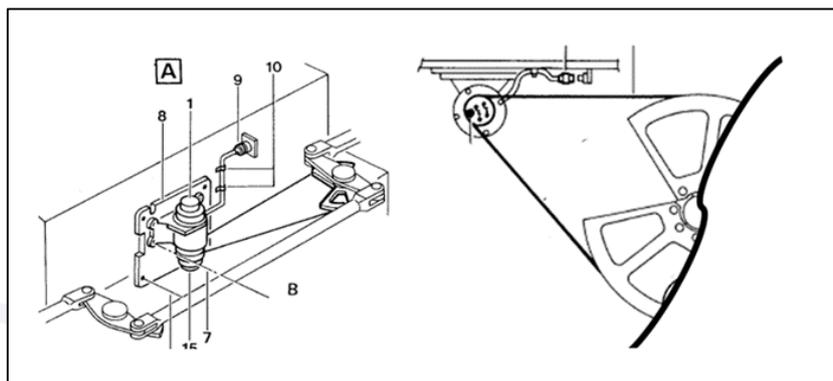


Figura 5 - Servo Drive (item 1) conectado ao guinhol por meio dos cabos de comando PN S2211001100000.

Fonte: ATR.

O exame da aeronave mostrou que um dos cabos de comando PN S2211001100000, que conectavam o servo atuador (*Servo Drive*) do piloto automático aos guinhóis de comando do aileron (*Quadrant Assy*), estava rompido.

Após a remoção do *Servo Drive* do avião, juntamente com o cabo de comando que se rompeu, constatou-se que o mecanismo rotativo onde os cabos eram enrolados, denominado *capstan*, encontrava-se bloqueado e impedido de girar (Figura 6).

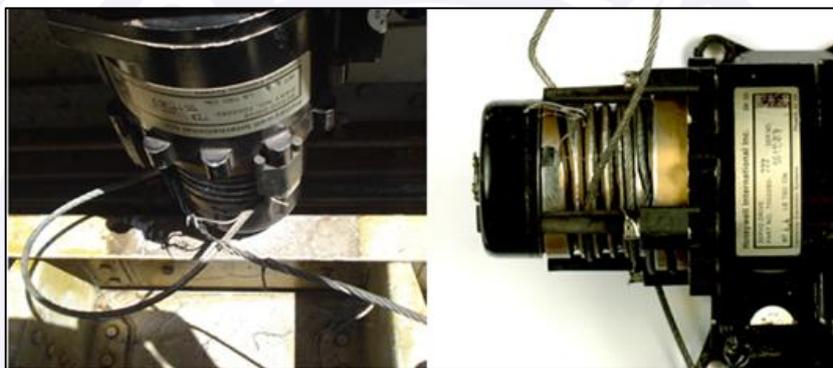


Figura 6 - Servo Drive removido da aeronave com o cabo rompido.

A aeronave possuía outros dois *Servo Drive* instalados para a atuação do piloto automático: um para o controle do leme de direção e outro para o profundor. Verificou-se que os *capstan* desses *Servo Drive* tinham o seu movimento livre quando o piloto automático não estava engajado. Nessa condição, era possível girar livremente, com as mãos, o *capstan* de ambos os *Servo Drive*, nos dois sentidos.

Também foi verificado que o *Circuit Breaker* (CB), localizado na cabine dos pilotos, responsável pela proteção do circuito elétrico e pela passagem da energia para a operação dos *Servo Drive* permaneceu armado (fechado).

Segundo o fabricante da aeronave, o valor da corrente necessário para a abertura do circuito elétrico (desarme do CB) era de 7,5 ampères. O consumo máximo do *Servo Drive*, em situação normal, era de 3,5 ampères.

Posteriormente, foram realizados, na sede do *Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile* (BEA), com o acompanhamento de representantes do fabricante da aeronave, do Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos (CENIPA) e da Divisão de Materiais (AMR) do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) do Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA), a desmontagem parcial do *Servo Drive* danificado e a análise dos seus cabos de comando.

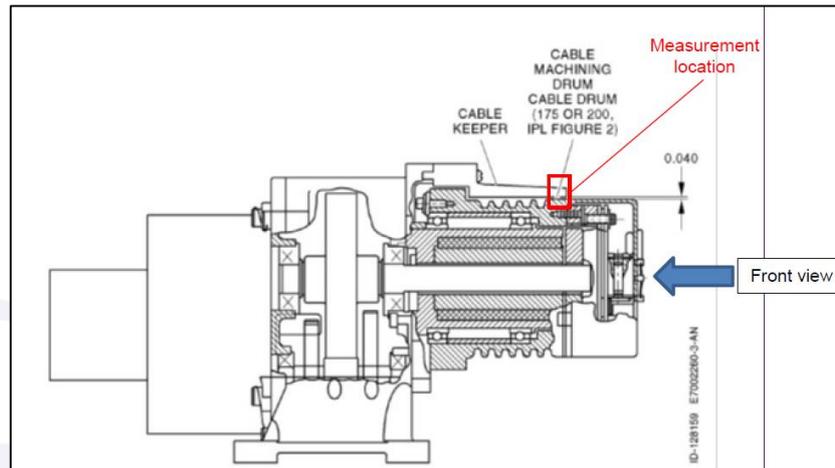


Figura 9 - Posição de medição do afastamento dos *cable keepers*.

Elas variaram de 0,95 a 3,10mm (+/- 0,10mm). O CMM requeria um máximo de 0,040 inches (1,016mm). Nenhum desgaste nos *cable keepers* foi observado a olho nu nas posições de medição. Áreas de desgaste foram identificadas em outras regiões, provavelmente devido à fricção entre os *cable keepers* e os cabos (Figura 10).

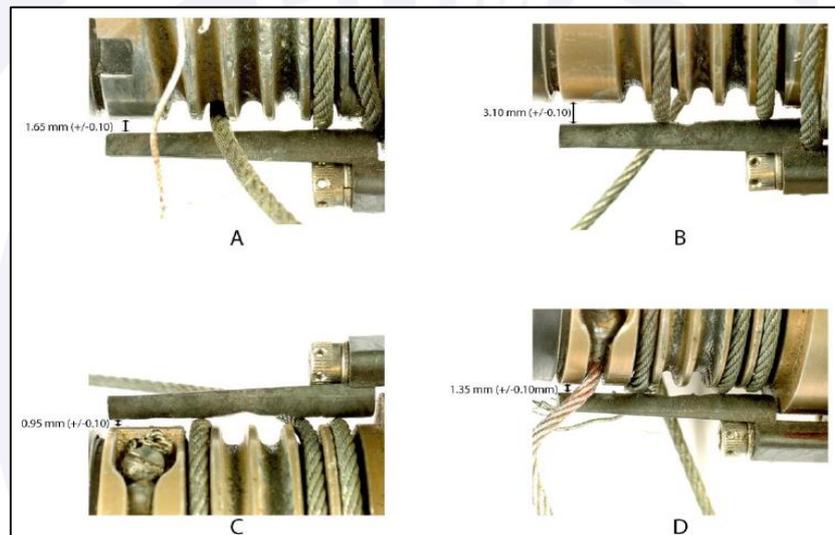


Figura 10 - Detalhes das medições e dos desgastes observados nos *cable keepers*.
Fonte: BEA.

Os cabos de comando PN S2211001100000 eram de construção 7x7. Eles eram formados por sete pernas entrelaçadas, seis externas e uma como núcleo, cada uma delas constituída por sete fios, também entrelaçados (Figura 11).

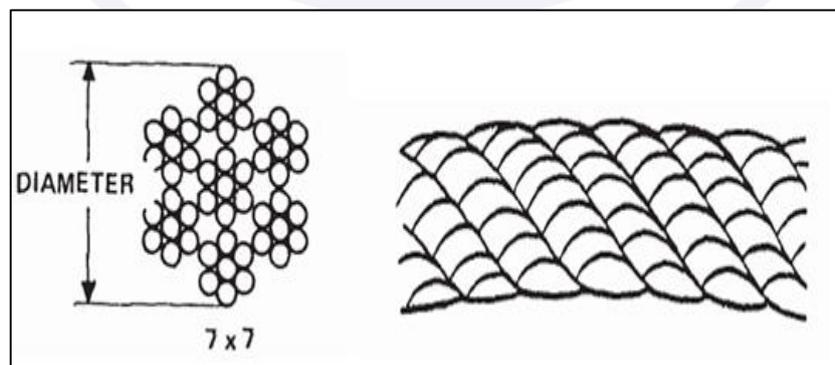


Figura 11 - Desenho de uma secção transversal e lateral de um cabo PN S2211001100000.

O cabo de comando rompido foi submetido a exames com Estereoscópio e Microscópio Eletrônico de Varredura (MEV) (Figura 12).

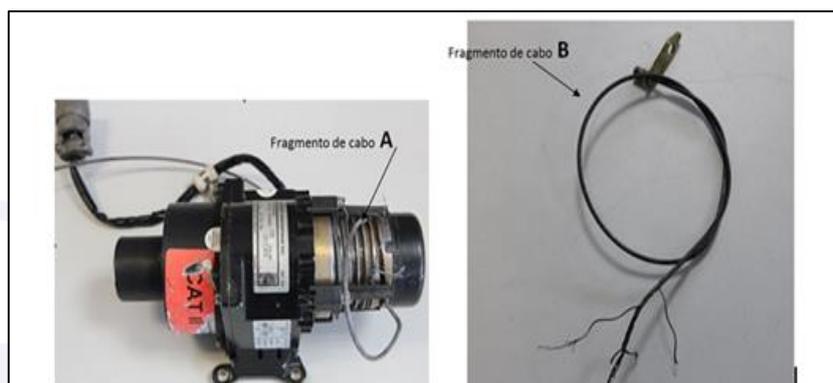


Figura 12 - Fragmento de cabo ligado ao *Servo Drive* (A) e fragmento de cabo que estava ligado ao guinhol (B).

Os exames realizados mostraram que havia sinais de desgaste, deformação plástica e fraturas dúcteis, assim como a presença de corrosão na superfície do cabo.



Figura 13 - Vista ampliada de fios do cabo de comando retirados do *Servo Drive* com marcas de deformação plástica e oxidação na superfície.

Fonte: BEA.

Constatou-se, também, que havia ocorrido um mecanismo de fadiga em diversas regiões de fratura.

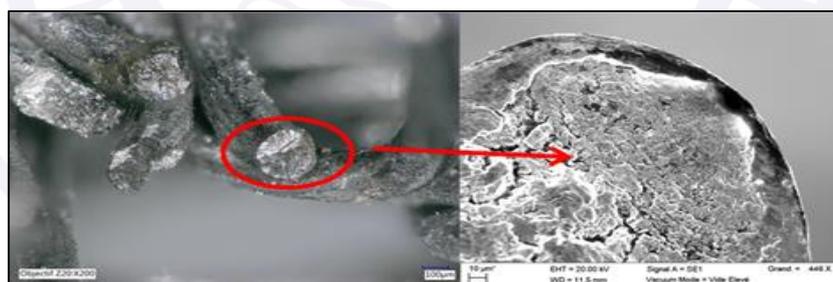


Figura 14 - Fragmento de cabo A (ligado ao *Servo Drive*). Superfície fraturada de um dos fios apresentando marcas de praia, características de fadiga do material.

Fonte: BEA.

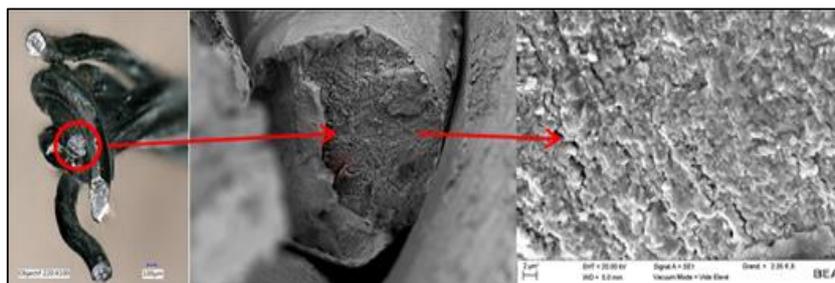


Figura 15 - Fragmento de cabo A. Superfície fraturada de outro fio, também apresentando marcas de praia, características de fadiga do material.
Fonte: BEA.

Além disso, observações de uma seção transversal do cabo, por meio de micrografia, mostraram que vários fios tinham pequena ou nenhuma cobertura de zinco.

Por fim, o relatório emitido pela AMR concluiu que a falha do cabo deveu-se a um processo de fadiga e que as deformações plásticas e a oxidação, provavelmente, ocorreram após a ruptura.

O *Servo Drive* e o motor elétrico que o integrava também foram analisados, posteriormente, nas dependências de uma organização de manutenção responsável pelo *overhaul* do referido componente, seguindo os protocolos estabelecidos no CMM pertinente.

Os trabalhos ocorreram com a participação de representantes do CENIPA, do NTSB, da *Honeywell International Inc.* (fabricante do *Servo Drive*) e de integrantes da organização de manutenção.

A análise foi iniciada com a identificação do *Servo Drive*, seguida de uma verificação visual, de forma a conhecer o estado em que a peça havia chegado para a análise.



Figura 16 - *Servo Drive* e suas placas de identificação.



Figura 17 - *Servo Drive* e a identificação do motor elétrico.

Durante a verificação visual, foi constatado o seguinte:

- o tambor de cabos, ou *capstan*, estava livre para girar.

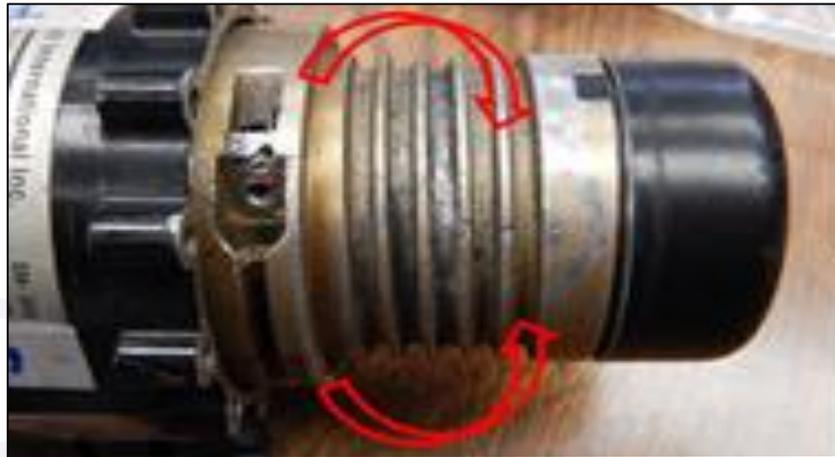


Figura 18 - *Capstan* livre para girar nos dois sentidos, horário e anti-horário.

- os *cable keepers* estavam desgastados na face que ficava voltada para o tambor de cabos (*capstan*).
- a maior parte do desgaste dos *cable keepers* ficava na face interna associada aos três entalhes internos (mais próximos da embreagem) do tambor de cabos (Figura 19).



Figura 19 - *Cable keeper* posicionado e detalhe do desgaste.

- os parafusos da cobertura do mecanismo de embreagem não estavam apertados (aparentavam ter sido ajustados apenas com os dedos).
- todos os arames de freio haviam sido removidos: cada parafuso estava sem o arame de freio requerido.
- após a remoção da cobertura do mecanismo de embreagem, uma pequena quantidade de detritos foi encontrada na própria cápsula (Figura 20).



Figura 20 - Cobertura sem os freios nos parafusos e detalhe dos detritos.

- a embreagem estava desengajada (Figura 21).

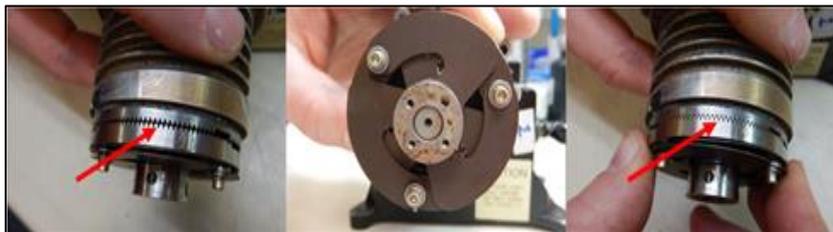


Figura 21 - Embreagem desengajada, vista frontal e engajada manualmente.

- o selo de controle de qualidade da face inferior, localizado entre a cobertura do motor e o trem de engrenagens, estava rompido (Figura 22).



Figura 22 - Selo de controle de qualidade rompido.

- os quatro *cable keepers*, os parafusos dos *cable keepers* e as arruelas haviam sido removidos e foram encontrados num saco plástico, que estava na mesma embalagem do *Servo Drive*.

Com relação aos parafusos da cobertura do mecanismo de embreagem, que não estavam apertados, à ausência do arame de freio e aos *cable keepers* e seus elementos de fixação, que não estavam no lugar previsto, registrou-se que isso ocorreu durante a desmontagem parcial, realizada anteriormente nas dependências do BEA.

A informação obtida com a organização responsável pela manutenção do *Servo Drive* foi que, após um reparo ou revisão do componente, os *cable keepers* eram enviados desinstalados, em uma embalagem anexa ao componente. Assim, os *cable keepers* eram instalados no *Servo Drive* pela organização de manutenção responsável por sua aplicação na aeronave.

Durante a vida em serviço do *Servo Drive*, não existia uma tarefa de manutenção preventiva para verificar a existência ou acompanhar o desgaste nos *cable keepers*.

Por ocasião dos testes preliminares de continuidade elétrica e isolamento, do servo motor, do circuito de rotação e da embreagem, foram obtidos os seguintes resultados:

- circuito do motor: pinos S e T - 31,7 Ohms;
- circuito de rotação: pinos M e N - 44,9 Ohms;

- circuito da embreagem: pinos L e J - 50,4 Ohms;
- abertura da embreagem, desenergizada: 0,015" (o mínimo esperado era 0,009");
- rotação do motor no sentido anti-horário: partida com 15 volts e 0,44 amperês (esperado 0,11 amperês ou menos);
- rotação do motor no sentido horário: partida com 10 volts e 0,45 amperês (esperado 0,11 amperês ou menos);
- engajamento da embreagem: 10,5 volts (esperado 21 volts); e
- ruído do motor: verificou-se que o motor fazia mais barulho do que o esperado em ambos os sentidos de giro e que o ruído parecia piorar com o aumento da velocidade.

Posteriormente, durante a execução do teste completo de aceitação (*Acceptance Test Protocol*), realizado conforme estabelecido no CMM, foram feitas as seguintes constatações:

- o componente falhou no teste dielétrico com 0,7 Mega Ohms;
- o *Servo Drive* não foi capaz de alcançar o torque esperado para os valores de tensão aplicados;
- não foi possível executar uma parte dos testes porque o motor elétrico necessitava mais do que os esperados 6 volts para começar a girar;
- com o conjunto do motor elétrico desconectado dos demais mecanismos do *Servo Drive*, verificou-se que ele (motor elétrico) podia ser girado manualmente, porém com uma resistência maior do que a esperada;
- valores maiores de tensão e corrente do que aqueles tipicamente requeridos foram necessários para girar o motor;
- o motor girava com um ruído audível e era difícil girá-lo com os dedos;
- com o motor elétrico desconectado do conjunto, as demais engrenagens do *Servo Drive* estavam livres para girar manualmente com suavidade; e
- o motor elétrico foi a causa da falha do *Servo Drive* no teste dielétrico.

Cabe ressaltar que não havia um parâmetro de torque ou nível de resistência ao movimento de rotação, a ser medido no eixo do motor elétrico, para avaliar o seu comprometimento quando desconectado das demais engrenagens do *Servo Drive*.

Os cabos PN S2211001100000 eram componentes submetidos a inspeções periódicas, destinadas a mantê-los em serviço ou rejeitá-los.

O *Aircraft Maintenance Manual* (AMM) estabelecia critérios de desgaste, incremento no diâmetro, fios quebrados e corrosão visível para a rejeição desses componentes.

O *Maintenance Review Board Report* e o *Maintenance Planning Document*, expedidos pelo fabricante da aeronave, orientavam quanto aos prazos e critérios de manutenção e estabeleciam que os servo atuadores e os cabos de comando do sistema do piloto automático deveriam ser inspecionados em intervalos de um ano (*Inspection 1YE*).

A tensão dos cabos do sistema de controle mecânico do aileron, segundo os referidos documentos, deveria ser verificada a cada 10.000 horas de operação (*Inspection 2C*).

Sobre as manutenções programadas e verificações previstas para os sistemas da aeronave relacionadas aos *Servo Drive* e aos cabos de comando a eles conectados, a

pesquisa na documentação referente a essas tarefas mostrou que todos os registros previstos haviam sido executados.

1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.

Nada a relatar.

1.18. Informações operacionais.

A aeronave transportava quatro tripulantes (dois pilotos e dois comissários) e 55 passageiros e estava com, aproximadamente, 2.000kg de combustível. Na decolagem de SBRP, o avião tinha um peso total de 20.864kg e operava dentro dos limites de peso e balanceamento.

A rota foi cumprida conforme previsto em plano de voo, no FL170, com tempo total de 55 minutos de voo.

Durante a descida, cruzando 5.500ft para interceptar o localizador do procedimento ILS T para a pista 09R (Figura 23), em aproximação para o ponto ISKUL (*Intermediate Fix*), ocorreu o acendimento da mensagem *AILERON MISTRIM*.

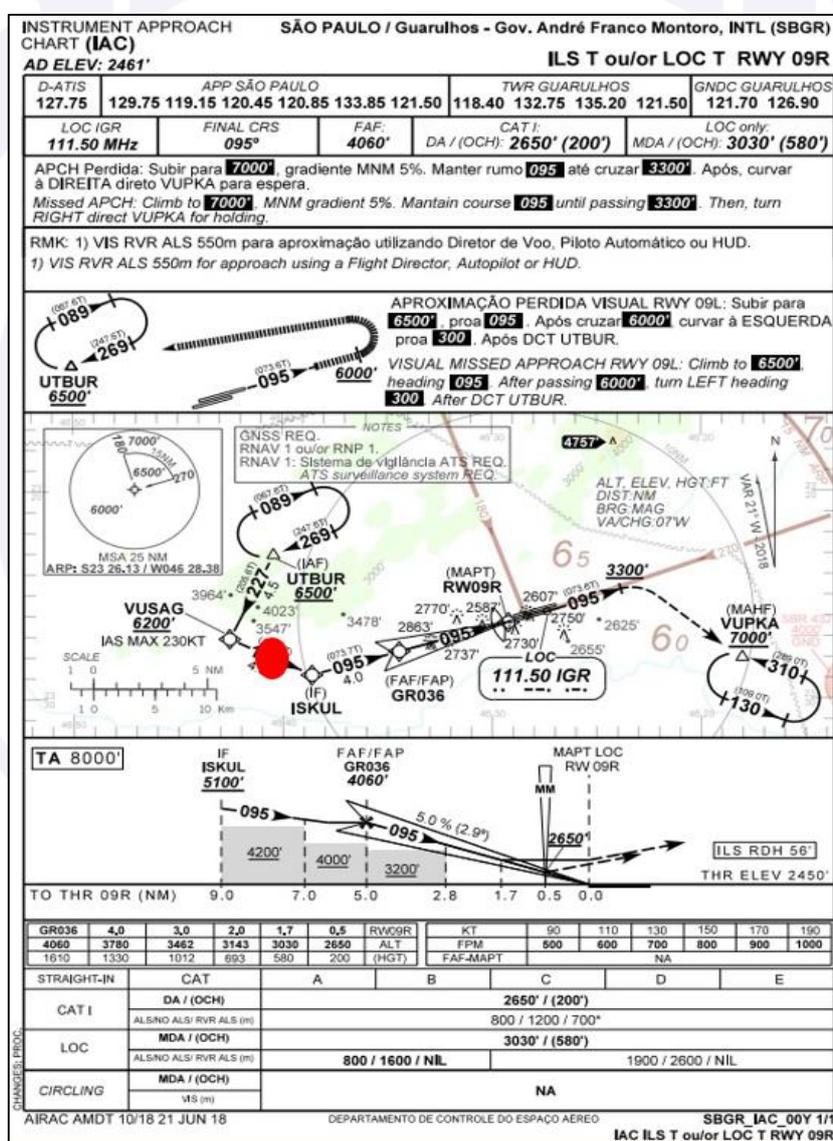


Figura 23 - Ponto aproximado do alarme *AILERON MISTRIM* (em vermelho), durante a execução do procedimento ILS T RWY 09R.

A aeronave apresentou a tendência de curvar à esquerda durante a interceptação do localizador com o piloto automático acoplado. A tripulação executou os procedimentos

previstos para a condição de *AILERON MISTRIM - Abnormal Procedures*, do *Flight Crew Operations Manual*, Rev. 1.0, de janeiro de 2018, conforme a Figura 24.

AILERON MISTRIM	
AILERON MISTRIM (ADU MESSAGE)	
b3dddb48-0e5a-45d0-bfcb-3e90c3a94191	0.1 ALL
AILERON MISTRIM (ADU MESSAGE)	
▶ CONTROL COLUMN & WHEEL.....HOLD FIRMLY	
▶ AP DISENGAGE	
▶ LATERAL TRIMS.....ADJUST	
• When lateral trims adjusted AP CAN BE REENGAGED	
Additional Information	
3ef56db8-a2bb-4f1c-8616-38848cd25377	1.1 ALL
Ailerons forces are affected by external conditions such as:	
- Prolonged exposure to severe icing	
- Deicing/anti icing holdover time exceeded	

Figura 24 - *AILERON MISTRIM - Abnormal procedures*, do *Flight Crew Operations Manual*, Rev. 1.0, de janeiro de 2018.

Embora o PA tenha sido desacoplado, a tendência de curvar à esquerda continuou durante todo o procedimento. Essa condição resultou em uma arremetida porque a final estava defasada lateralmente do eixo do localizador.

Em função disso, a tripulação executou uma arremetida e realizou um circuito de tráfego visual, com curvas pela direita, sem o auxílio do piloto automático. O pouso foi realizado na RWY 09R de SBGR.

Segundo os tripulantes, o comando dos volantes dos manches (*control wheel*) para à esquerda estava limitado e não era possível utilizá-lo em sua amplitude máxima.

1.19. Informações adicionais.

O *Maintenance Steering Group (MSG-3) Operator/Manufacturer Scheduled Maintenance Development* era um documento desenvolvido pela *Airlines For America (A4A)*, anteriormente, *Air Transport Association* ou *ATA*. Ele tinha como objetivo apresentar uma metodologia a ser utilizada para o desenvolvimento de tarefas e intervalos de manutenção programada aceitáveis pelas autoridades reguladoras, operadores e fabricantes de sistemas e componentes de aeronaves.

O MSG-3 era amplamente utilizado para desenvolver requisitos de manutenção para aeronaves comerciais modernas, os quais eram publicados como um Relatório de Revisão de Manutenção (*Maintenance Review Board Report - MRBR*).

O assim denominado *Industry Steering Committee (ISC)*, composto por representantes de operadores, fabricantes e órgãos reguladores, nomeava grupos de trabalho de manutenção especializados que realizavam análises detalhadas usando a metodologia MSG-3. Esses grupos desenvolviam uma série apropriada de tarefas de manutenção para aprovação pelo ISC.

Por sua vez, o *Maintenance Review Board (MRB)* era composto por pessoal regulador designado para monitorar o desenvolvimento e finalmente aprovar o Programa de Manutenção Inicial. O ISC enviava o cronograma completo e, uma vez aprovado, o MRB o publicava.

Dentre outros aspectos, a metodologia contida no MSG-3 estabelecia uma classificação das falhas em categorias de efeito (*failure effect categories*).

Com base na metodologia MSG-3, o contexto era observado de forma a verificar se havia uma relação direta entre as falhas e um efeito adverso na segurança operacional.

Caso negativo, o próximo passo era verificar se havia relação direta entre as falhas e um efeito adverso na capacidade operacional (impacto operacional).

As categorias de falha eram estabelecidas conforme o seu efeito potencial: *Evident Safety (Category 5)*, *Evident Operational (Category 6)*, *Evident Economic (Category 7)*, *Hidden Safety (Category 8)* ou *Hidden Non-Safety (Category 9)*.

1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.

Não houve.

2. ANÁLISE.

Tratava-se de um voo de transporte regular de passageiros e, até o início da descida para o pouso em SBGR, tudo transcorreu sem anormalidades.

Entretanto, durante a interceptação do localizador da pista 09R (ponto ISKUL), quando o avião cruzava, aproximadamente, 5.500ft em descida, o alarme *AILERON MISTRIM* foi ativado, após o que a aeronave passou a apresentar uma dificuldade em seu controle de rolamento.

A tripulação executou os procedimentos previstos na lista de verificações da aeronave (*Abnormal Procedures*). A pane ocasionou uma final deslocada lateralmente do eixo do localizador e resultou numa arremetida para realização de um circuito de tráfego para pouso em condições visuais, o que permitiu um pouso seguro, sem maiores anormalidades.

As pesquisas iniciais, conduzidas no dia seguinte à ocorrência, mostraram que o movimento do volante de controle (*control wheel*) estava restrito.

Posteriormente, a verificação do sistema de controle dos ailerons permitiu verificar que um dos cabos de comando PN S2211001100000, que conectavam o servo atuador (*Servo Drive*) do piloto automático aos guinóis de comando do aileron (*Quadrant Assy*), estava rompido e bloqueava o mecanismo rotativo, denominado *capstan*, em que ele era enrolado, impedindo-o de girar.

Já que, após a remoção do cabo de comando partido, o *capstan* passou a girar livremente, concluiu-se que o seu travamento ocorreu em virtude de o cabo ter ficado embaraçado no tambor, depois de se romper, e que esta foi a causa raiz da restrição nos comandos dos ailerons experimentada pelos pilotos.

Durante esses exames iniciais, também constatou-se que o eixo do motor elétrico que acionava o conjunto do *Servo Drive* apresentava alguma resistência ao giro manual, sugerindo que havia alguma condição anormal em seu funcionamento.

Além disso, as medições das distâncias entre os quatro *cable keepers* e o tambor mostraram que três deles estavam mais afastados do *capstan* do que o recomendado no CMM e que eles apresentavam regiões de desgaste, provavelmente devido à fricção entre eles e os cabos de comando.

Sobre as discrepâncias observadas em relação aos *cable keepers* (distâncias entre eles e o tambor/desgastes), embora o espaço entre eles e o *capstan* não fosse aquele recomendado para garantir a permanência dos cabos em suas respectivas pistas, especialmente no caso de uma significativa queda de tensão, não foi possível relacioná-las ao rompimento do cabo de comando ou ao fato de ele ter bloqueado o movimento do tambor do *Servo Drive*.

Por outro lado, os exames executados no cabo de comando que falhou mostraram que havia ocorrido um mecanismo de fadiga em diversas regiões de fratura dos fios que o constituíam.

Considerou-se que os sinais de desgaste, deformação plástica e fraturas dúcteis seriam manifestações secundárias ou posteriores ao evento de ruptura dos primeiros fios da trama do cabo, já que o relatório emitido pela AMR concluiu que ele falhou devido a um processo de fadiga.

A corrosão encontrada na superfície do cabo poderia ser consequência do tempo decorrido desde o evento de rompimento até o momento da análise no laboratório.

Os manuais de manutenção do fabricante previam que fossem realizadas, anualmente, verificações das condições dos cabos de comando PN S2211001100000. Essas inspeções tinham como objetivo mantê-los em serviço ou rejeitá-los.

Assim, não havia limites estabelecidos para a sua substituição em termos de horas de voo, ciclos de operação, ou mesmo de tempo decorrido desde a sua fabricação ou instalação na aeronave.

As inspeções preconizadas contemplavam a verificação da condição superficial dos cabos, tal como fios rompidos, desgastes e corrosão.

Considerando que todos os registros relacionados às manutenções programadas e verificações previstas para os sistemas da aeronave relacionados com os *Servo Drive* e os cabos de comando a eles conectados haviam sido executados, concluiu-se que, até o momento da ocorrência, a ação de manutenção conforme aplicada não permitiu detectar a degradação do cabo antes da ruptura.

Dessa forma, a investigação constatou que as inspeções programadas pelo fabricante, que eram o meio estabelecido por ele para a verificação da condição dos cabos de comando e para a sua manutenção em serviço, não foram suficientes para detectar o processo de fadiga no material que resultou neste incidente.

Os exames conduzidos, posteriormente, no motor elétrico do *Servo Drive* mostraram que ele não apresentava condições normais de funcionamento. Durante as diversas medições, tanto dos testes preliminares de continuidade elétrica e isolamento quanto do teste completo de aceitação (*Acceptance Test Protocol*), foram observados parâmetros diferentes dos requeridos segundo o CMM.

Dessa forma, conclui-se que, no momento desses testes, o *Servo Drive* estava em condição de falha, segundo os critérios estabelecidos em seu manual de teste, notadamente no que se referia ao esforço necessário para que ele girasse.

Sobre tais danos, é possível que as discrepâncias observadas nos parâmetros de funcionamento do motor elétrico tenham sido produzidas pelo travamento do *capstan* do *Servo Drive* em decorrência do enroscamento do cabo rompido.

Neste cenário hipotético, durante a operação da aeronave com o piloto automático acoplado e o fato de momentaneamente ter sido tentado o reengajamento do piloto automático cinco vezes, logo após o rompimento do cabo, a tensão aplicada ao motor elétrico pelos comandos oriundos do piloto automático, sem que o *capstan* pudesse se mover, pode ter danificado os seus circuitos, alterando as características de isolamento e de operação desse componente.

Considerando que o *circuit breaker* dedicado a proteger o circuito elétrico que fornecia tensão para a operação dos *Servo Drive* permaneceu fechado, é provável que a corrente aplicada ao sistema não tenha ultrapassado os 7,5 ampères requeridos para a sua abertura.

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 AT47 (que incluía o modelo ATR-72-212A) e Voo por Instrumentos - Avião (IFRA) válidas;
- c) os pilotos estavam qualificados e possuíam experiência para a realização do 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) houve a tendência da aeronave de continuar a curva à esquerda, quando na interceptação do ILS;
- i) o alarme *AILERON MISTRIM* foi ativado na aproximação para o pouso;
- j) a tripulação executou os procedimentos para o alarme *AILERON MISTRIM* do *Abnormal Procedures*;
- k) a tripulação arremeteu na primeira aproximação para o pouso devido à defasagem lateral em relação ao curso do localizador e realizou um circuito de tráfego visual para o pouso;
- l) o pouso foi realizado com sucesso, sem maiores problemas;
- m) ocorreu o rompimento do cabo de comando PN S2211001100000, que conectava o servo atuador do piloto automático ao guinhol de comando do aileron;
- n) o cabo rompido ficou embaraçado no tambor do servo atuador do piloto automático e, mesmo com o PA desengajado, o impedia de girar, o que resultou em uma restrição de movimento no comando do aileron;
- o) por meio dos exames realizados no cabo de comando que se rompeu, ficou constatado que havia um processo de fadiga em curso e este foi o fator desencadeante para a sua falha;
- p) o relatório emitido pela AMR também informava que as deformações plásticas e a oxidação, provavelmente, ocorreram após a ruptura do cabo;
- q) as ações de manutenção preventiva previstas para os cabos de comando PN S2211001100000 contemplavam inspeções periódicas, destinadas a mantê-los em serviço ou rejeitá-los;
- r) o *Aircraft Maintenance Manual* (AMM) estabelecia critérios de desgaste, incremento no diâmetro, fios quebrados e corrosão visível para a rejeição desses componentes;
- s) não havia limites estabelecidos para a substituição dos cabos de comando PN S2211001100000 em termos de horas de voo, ciclos de operação, ou mesmo de tempo decorrido desde a sua fabricação ou instalação na aeronave;
- t) a aeronave teve danos leves; e
- u) todos os ocupantes saíram ilesos.

3.2. Fatores contribuintes.

- **Projeto - indeterminado.**

Considerando que todos os registros relacionados às manutenções programadas e verificações previstas para os sistemas da aeronave pertinentes aos *Servo Drive* e aos cabos de comando a eles conectados haviam sido executados, concluiu-se que, até o momento da ocorrência, a manutenção planejada, conforme executada, não poderia reduzir a possibilidade de um evento dessa natureza ocorrer.

Assim, uma vez que o mecanismo que levou à falha do cabo de comando da aeronave PP-PTQ só foi identificado por meio de exames com equipamentos óticos e eletrônicos (Estereoscópio e MEV), é possível que as inspeções programadas pelo fabricante não fossem o método mais adequado para determinar a permanência desses componentes em serviço ou não.

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”.

Recomendações emitidas anteriormente à data de publicação deste relatório.

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

IG-048/CENIPA/2017 - 01

Emitida em: 31/01/2018

Interagir com o fabricante da aeronave (ATR), com a finalidade de que sejam revisados os procedimentos de manutenção programada para a inspeção dos cabos de comando *Part Number* S2211001100000 que estejam conectados aos *Servo Drive Part Number* 7002260-722 e instalados nas aeronaves ATR-72-212A, a fim de assegurar a adequação e a robustez necessárias para identificar processos de deterioração por fadiga de material.

IG-048/CENIPA/2017 - 02

Emitida em: 31/01/2018

Interagir com o fabricante da aeronave, de forma a verificar a necessidade de atribuir um “limite de vida” aos cabos de comando *Part Number* S2211001100000 que estejam conectados ao *Servo Drive Part Number* 7002260-722 e instalados nas aeronaves ATR-72-212A, em termos de horas de voo e/ou tempo decorrido desde a instalação.

Recomendação emitida no ato da publicação deste relatório.

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

IG-048/CENIPA/2017 - 03

Emitida em: 08/07/2021

Atuar junto à ATR - GIE *Avions de Transport Régional*, com a finalidade de que aquela empresa considere a necessidade de avaliar o lote de fabricação dos cabos de comando instalados nos *Servo Drive* da aeronave MSN 874 à época desta ocorrência e de submetê-los a ensaios, de modo a assegurar que as ações de manutenção preventiva em vigor garantam um nível aceitável de segurança para a sua permanência em serviço.

5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.

Em resposta à Recomendação de Segurança IG-048/CENIPA/2017 - 01, a ATR informou à ANAC que a tarefa de inspeção anual JIC 22-16-00 DVI-10000-1 foi atualizada, em conjunto com o capítulo 20 de práticas padrão do AMM, visando auxiliar os operadores na identificação dos cabos danificados.

Em resposta à Recomendação de Segurança IG-048/CENIPA/2017 - 02, a ATR informou à ANAC que uma proposta de descarte dos cabos a cada *check* 2C foi levada ao *Industry Steering Committee* (ISC) para a frota de ATR-72 e recusada pelo comitê, tendo em vista que a falha foi categorizada como *Category 6*, que é evidente e com impacto operacional.

Assim, considerando-se o número de relatos que o fabricante possuía e o impacto operacional associado à possível substituição do cabo, optou-se por não criar uma nova tarefa de descarte desse componente, pois isso poderia inserir um novo problema desnecessário aos operadores.

A decisão do ISC foi compartilhada e aceita pelo *Maintenance Review Board* (MRB) *Chairperson* da *European Union Aviation Safety Agency* (EASA), que é a autoridade primária para este programa

Nesse contexto, a ATR decidiu lançar um cabo redesenhado.

Segundo a ATR, a experiência em serviço mostrou 16 eventos de falha de cabo em aproximadamente 26 milhões de ciclos de voo no histórico de operação do ATR 72-212A. A definição atual do cabo é do tipo 7x7. O diâmetro do *capstan* do atuador, *Servo Drive*, aumenta a sensibilidade ao atrito interno do cabo. A definição de um cabo com as mesmas dimensões externas, mas com um número maior de fios, diminuirá o movimento relativo dos fios durante a atuação do cabo, portanto, reduzirá o atrito interno de acordo com o ARP 5770. A ATR lançou o desenvolvimento de uma modificação para substituir o cabo 7x7 por um cabo 7x19.

Em, 08 de julho de 2021.