COMANDO DA AERONÁUTICA

CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE ACIDENTES AERONÁUTICOS

RELATÓRIO FINAL
IG-505/CENIPA/2021

OCORRÊNCIA:	**INCIDENTE GRAVE**
AERONAVE:	**PR-SSK**
MODELO:	**A109E**
DATA:	**20FEV2011**

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 Final foi disponibilizado à ANAC e ao DECEA para que as análises técnico-científicas desta investigação sejam utilizadas como fonte de dados e informações, objetivando a identificação de perigos e avaliação de riscos, conforme disposto no Programa Brasileiro para a Segurança Operacional da Aviação Civil (PSO-BR).

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 n º 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 PR-SSK, modelo A109E, ocorrido em 20FEV2011, classificado como “[SCF-NP] Falha ou mau funcionamento de sistema/componente | Com comandos de voo” e “[LOC- I] Perda de controle em voo”.

Durante o posicionamento para decolagem, enquanto estava no pairado na área de estacionamento, ocorreu a perda de eficiência do rotor de cauda por descolamento de componentes do seu eixo de acionamento. O helicóptero iniciou um giro abrupto de 180º para a direita, seguido de um pouso de emergência comandado pelo piloto.

A aeronave teve danos leves restritos ao sistema de acionamento do rotor de cauda.

O piloto e os passageiros saíram ilesos.

Houve a designação de Representante Acreditado da *Agenzia Nazionale per la Sicurezza del Volo* (ANSV) - Itália, Estado de projeto da aeronave.

ÍNDICE

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS 5

1. INFORMAÇÕES FACTUAIS. 6
1.1. Histórico do voo. 6
1.2. Lesões às pessoas. 6
1.3. Danos à aeronave. 6
1.4. Outros danos. 6
1.5. Informações acerca do pessoal envolvido. 6
1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes. 6
1.5.2. Formação. 7
1.5.3. Categorias das licenças e validade dos certificados e habilitações. 7
1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo. 7
1.5.5. Validade da inspeção de saúde. 7
1.6. Informações acerca da aeronave. 7
1.7. Informações meteorológicas. 14
1.8. Auxílios à navegação. 14
1.9. Comunicações. 14
1.10. Informações acerca do aeródromo. 14
1.11. Gravadores de voo. 14
1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços. 14
1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas. 14
1.13.1. Aspectos médicos. 14
1.13.2. Informações ergonômicas. 14
1.13.3. Aspectos Psicológicos. 15
1.14. Informações acerca de fogo. 15
1.15. Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave. 15
1.16. Exames, testes e pesquisas. 15
1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento. 16
1.18. Informações operacionais. 16
1.19. Informações adicionais. 16
1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação. 17

2. ANÁLISE. 17

3. CONCLUSÕES 18
3.1. Fatos. 18
3.2. Fatores contribuintes. 19

4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA 19

5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS. 19

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS

AD	*Airworthiness Directive* - Diretriz de Aeronavegabilidade
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
ANSV	*Agenzia Nazionale per la Sicurezza del Volo*
AW	*AgustaWestland*
AWdB	*AgustaWestland* do Brasil
CA	Certificado de Aeronavegabilidade
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CMA	Certificado Médico Aeronáutico
EASA	*European Union Aviation Safety Agency*
IFRH	Habilitação de Voo por Instrumentos - Helicóptero
OM	Organização de Manutenção
PIC	Piloto em Comando
PLH	Licença de Piloto de Linha Aérea - Helicóptero
PN	*Part Number* - Número de Peça
PPH	Licença de Piloto Privado - Helicóptero
SBMT	Designativo de localidade - Aeródromo Campo de Marte, São Paulo, SP
SDDW	Designativo de localidade - Heliponto Marina Verolme, Angra dos Reis, RJ
SIPAER	Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SRM	*Structural Repair Manual* - manual de reparos estruturais
SN	*Serial Number* - Número de Série
TPP	Categoria de Registro de Aeronave de Serviço Aéreo Privado
UTC	*Universal Time Coordinated* - Tempo Universal Coordenado

1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.

Aeronave	**Modelo:** A109E **Matrícula:** PR-SSK **Fabricante:** *Agusta* S.p.A	**Operador:** Casa Bahia Comercial LTDA.
Ocorrência	**Data/hora:** 20FEV2011 - 18:20 (UTC) **Local:** Marina Verolme **Lat.** 22°59'53"S **Long.** 044°14'55"W **Município - UF:** Angra dos Reis - RJ	**Tipo(s):** [SCF-PP] Falha ou mau funcionamento de sistema/componente [LOC- I] Perda de controle em voo **Subtipo(s):** Com comandos de voo

1.1. Histórico do voo.

A aeronave preparava-se para a decolagem de um local não cadastrado em Angra dos Reis, RJ, com destino ao Aeródromo Campo de Marte (SBMT), São Paulo, SP, por volta das 18h20min (UTC), a fim de transportar pessoal, com um Piloto em Comando (PIC) e dois passageiros a bordo.

Durante o pairado, dentro do quadrado de estacionamento, o PIC aplicou o pedal esquerdo com o intuito de reposicionar a aeronave e iniciar o táxi até a posição de decolagem. Ao realizar a manobra, o piloto percebeu o afundamento do pedal esquerdo e, ao mesmo tempo, um ruído anormal. No instante seguinte, a aeronave iniciou um giro rápido à direita.

O piloto executou o abaixamento do coletivo e a aeronave girou 180 graus até o primeiro toque no solo com o trem de pouso, seguido de um giro de mais 40 graus até a parada total.

A aeronave teve danos leves e os ocupantes saíram ilesos.

1.2. Lesões às pessoas.

Lesões	Tripulantes	Passageiros	Terceiros
Fatais	-	-	-
Graves	-	-	-
Leves	-	-	-
Ilesos	1	2	-

1.3. Danos à aeronave.

A aeronave teve danos leves restritos ao sistema de acionamento do rotor de cauda.

1.4. Outros danos.

Não houve.

1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.

1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.

Horas Voadas	
Discriminação	PIC
Totais	8.000:00
Totais, nos últimos 30 dias	40:00
Totais, nas últimas 24 horas	03:00
Neste tipo de aeronave	1.200:00
Neste tipo, nos últimos 30 dias	40:00
Neste tipo, nas últimas 24 horas	03:00

Obs.: os dados relativos às horas voadas foram obtidos por meio do relato do piloto.

1.5.2. Formação.

O PIC realizou o curso de Piloto Privado - Helicóptero (PPH) na Santana Escola de Pilotagem, em 1982.

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

O PIC possuía a licença de Piloto de Linha Aérea - Helicóptero (PLH) e estava com as habilitações de aeronave tipo A109 (que incluía o modelo A109E) e Voo por Instrumentos - Helicóptero (IFRH) válidas.

1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.

O PIC estava qualificado e possuía experiência no tipo de voo.

1.5.5. Validade da inspeção de saúde.

O PIC estava com o Certificado Médico Aeronáutico (CMA) válido.

1.6. Informações acerca da aeronave.

A aeronave, de número de série 11671, foi fabricada pela *Agusta* S.p.A, em 2006, e estava inscrita na Categoria de Registro de Serviços Aéreos Privados (TPP).

O Certificado de Aeronavegabilidade (CA) estava válido.

As cadernetas de célula e motor estavam com as escriturações atualizadas.

O fabricante da aeronave disponibilizava, no *Maintenance Planning Manual*, três planos de programas de inspeção: *Standard Inspection Program, Extended Inspection Program* e *Progressive Inspection Program*.

O operador optou por cumprir o *Extended Inspection Program* que consistia em uma inspeção básica de 50 horas/30 dias, inspeção de 200 horas, inspeção de 400 horas, inspeção de 800 horas, inspeção de 3.200 horas e inspeção de 12 meses.

A última inspeção da aeronave, do tipo “50 horas/30 dias”, foi realizada em 22JAN2011, por mecânico habilitado, estando a aeronave com 1.844 horas e 36 minutos totais e 32 horas e 48 minutos voados após a inspeção.

Em 04NOV2010, foi realizada uma inspeção de 200 horas na aeronave. Nessa oportunidade, foi verificado o pino de segurança da *Long Section* do eixo de acionamento do rotor de cauda sem quaisquer registros de anormalidades.

A aeronave não havia atingido o tempo de operação para a maior e mais abrangente inspeção prevista pelo fabricante, que seria realizada com 3.200 horas.

A aeronave possuía, no momento da ocorrência, 1.877 horas e 24 minutos de operação e 10.339 pousos.

Descrição do sistema de acionamento do rotor de cauda.

O sistema de acionamento do rotor de cauda recebia a potência do motor, por meio da transmissão principal, através do eixo de acionamento e de uma *Gearbox* de 90º. Essa *Gearbox* possibilitava uma mudança de 90º de direção do acionamento e uma redução de 2,8 para 1 entre o eixo de entrada e o de saída.

O sistema incluía um eixo de acionamento do rotor de cauda (dividido em três seções); uma *Gearbox* de 90° e um sistema de monitoramento (Figura 1).

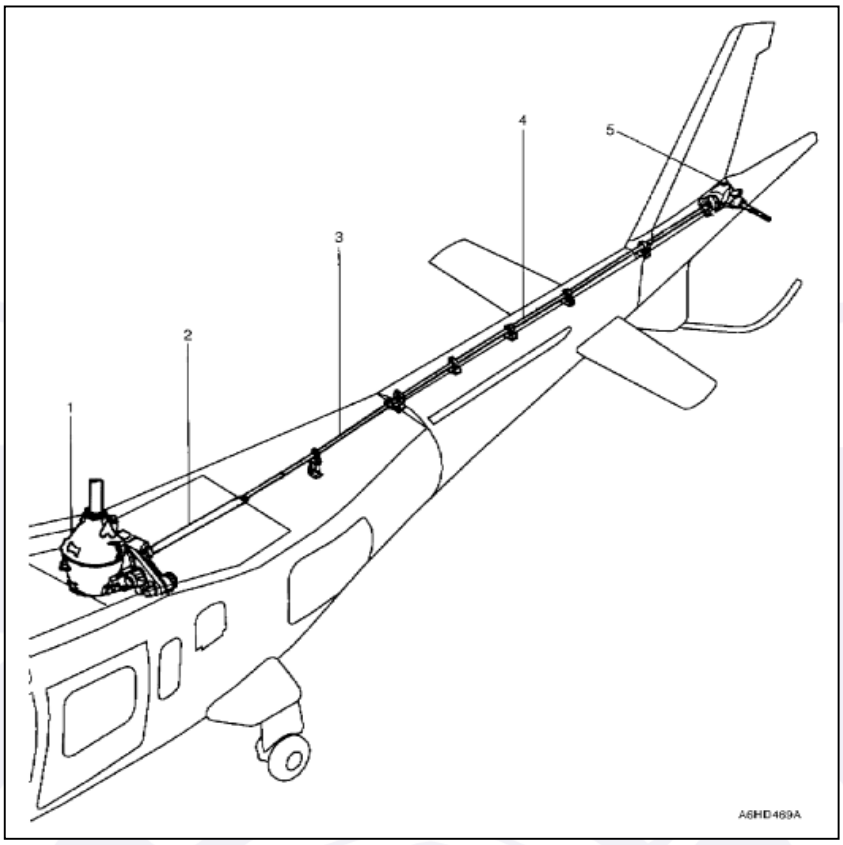

Figura 1 - Componentes do sistema de acionamento do rotor de cauda: (1) Transmissão Principal; (2) *Forward Section*; (3) *Middle Section*; (4) *Long Section* e (5) *Gearbox* de 90º.

As três seções do eixo de acionamento do rotor de cauda eram a *Forward*, a *Middle* e a *Long Section*, e havia sete conjuntos de suportes chamados *Hanger*.

A união das seções do eixo de acionamento era feita por meio de adaptadores e dos acoplamentos *Thomas Coupling*.

As seções *Middle* e *Long* possuíam, em uma extremidade, ranhuras para acoplamento e, na outra extremidade, um adaptador fixado ao eixo por meio de adesivo, o qual garantia o travamento do conjunto, permitindo a transmissão tanto do movimento de rotação quanto de pequenos movimentos longitudinais.

Na *Long Section*, o adaptador fixado em uma das extremidades do eixo possuía um orifício que o atravessa, por onde era inserido um pino de segurança com um contra pino.

Esse pino de segurança passava por inspeções periódicas, devendo ter liberdade de movimento rotacional.

Caso ocorresse um descolamento ou falha do adesivo, o pino de segurança sofreria esforços, os quais poderiam ser identificados na inspeção programada. O pino não era considerado um componente estrutural. Essa função era exercida, exclusivamente, pelo adesivo.

A frequência de inspeção do pino de segurança era de 200 horas, de acordo com o programa de inspeção definido pelo operador (*Extended Inspection Program*) e, nos registros de cumprimento dessa inspeção não foram lançadas quaisquer discrepâncias.

Na ocorrência em tela, a falha ocorreu na extremidade da *Long Section,* onde estava instalado o adaptador. O adesivo não foi capaz de manter a rigidez da fixação e permitiu o giro do eixo em relação ao adaptador, causando também o seccionamento do pino.

Grandes reparos na aeronave anteriores à ocorrência

Em novembro de 2009, estando a aeronave com 1.608 horas e 48 minutos e 8.825 ciclos, durante a segunda inspeção de 800 horas, ocorrida nas instalações da Organização de Manutenção (OM) *AgustaWestland* do Brasil (AWdB) - representante do fabricante, foi identificada uma avaria no *Tail Boom*, abaixo do suporte do rolamento nº 4 do eixo de acionamento do rotor de cauda (Figuras 2 a 5).

Figura 2 - Região do *Tail Boom* onde foi encontrada a rachadura.

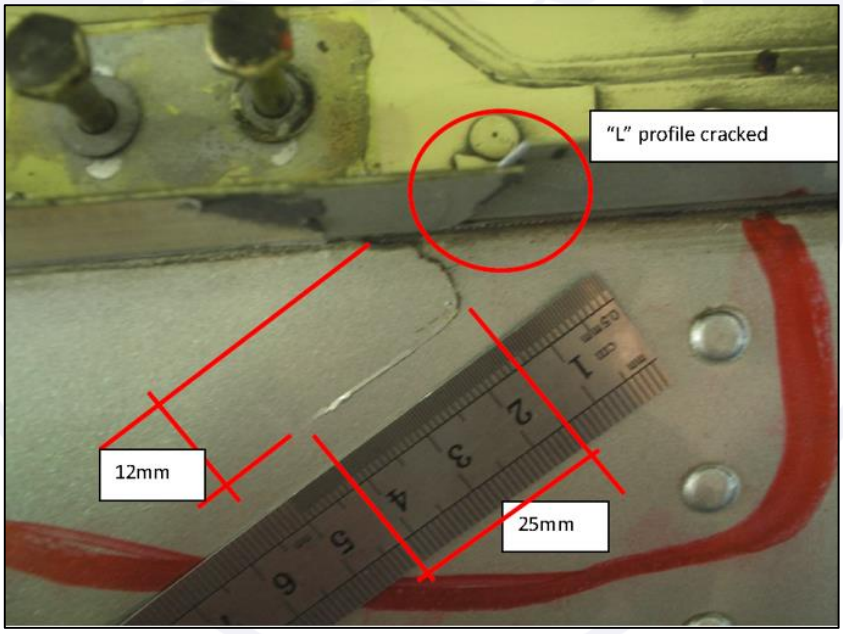

Figura 3 - Perfil "L" e superfície do *Tail Boom* fissurada.

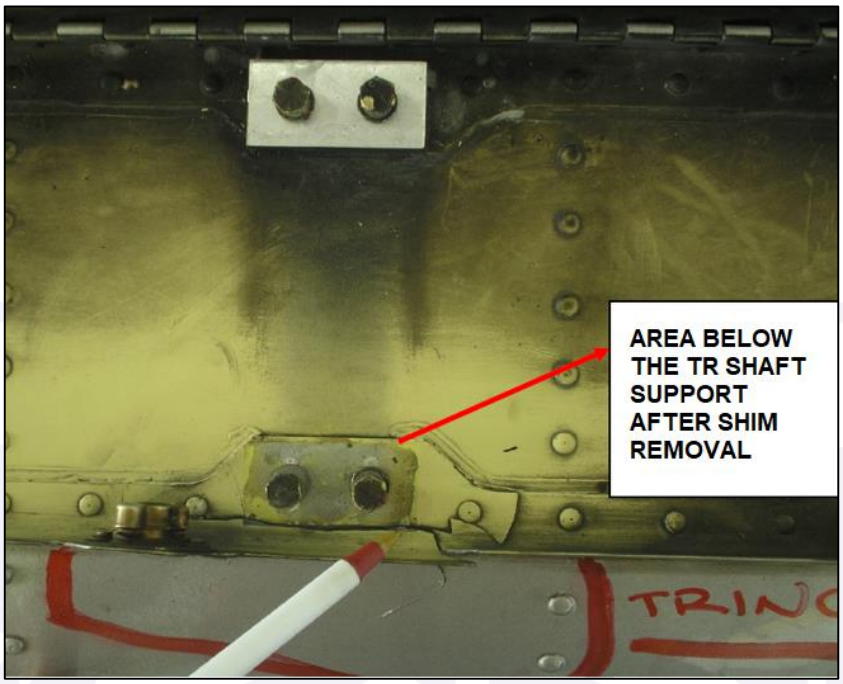

Figura 4 - Trinca localizada abaixo do suporte do eixo de acionamento do rotor de cauda.

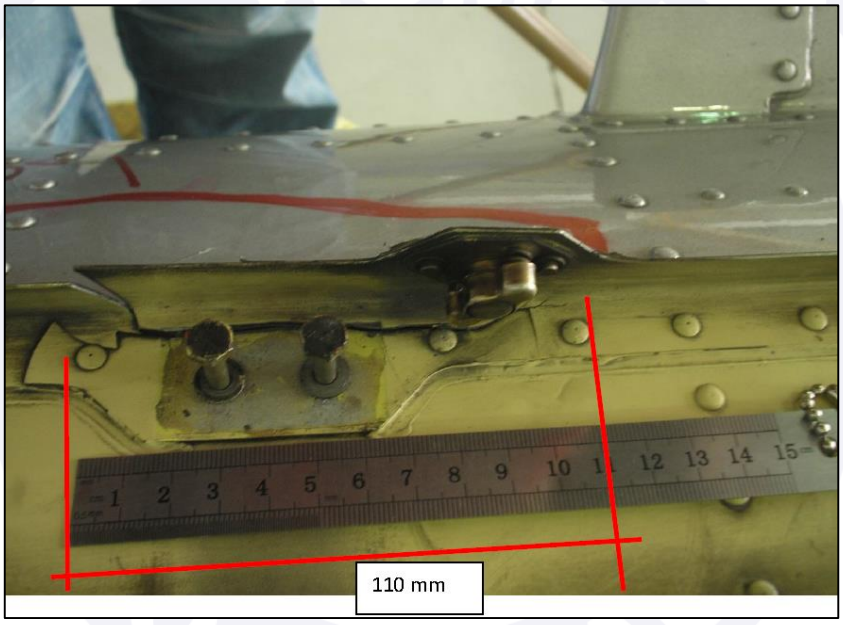

Figura 5 - Comprimento da trinca no eixo longitudinal.

Em entrevista realizada com funcionários da OM, foi informado que a descoberta da rachadura se deu quando eles ouviram um ruído anormal ao movimentarem o rotor principal do helicóptero no momento em que colocavam a aeronave dentro do hangar.

Durante a pesquisa da origem do ruído, os mecânicos identificaram que era proveniente do atrito entre as partes da rachadura, abaixo do suporte do rolamento nº 4, não tendo sido possível determinar o início da rachadura, nem o tempo de sua propagação.

Inicialmente, a OM consultou o *Structural Repair Manual* (SEM - manual de reparos estruturais), emitido pelo fabricante da aeronave, para verificar a existência de instruções técnicas para orientar a realização do reparo. Entretanto, o SRM não continha instruções de reparo que abrangessem, adequadamente, o local e o tipo de dano encontrado.

Em razão de não haver previsão para esse tipo de reparo, a OM apresentou uma proposta de procedimentos para sanar a avaria, usando como base os procedimentos constantes no SRM, *Section* 4-2-26 (*Tail Boom Skin - Repair*) e solicitou orientação da

engenharia da empresa fabricante. Essa proposta foi aceita e considerada como adequada, com a recomendação do fabricante de que fosse dada especial atenção ao alinhamento do eixo após o serviço.

O procedimento de reparo proposto pela OM e aceito pelo fabricante não foi submetido à aprovação da Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC).

Também, não foi apresentado aos investigadores o projeto de engenharia, ou documento equivalente, emitido pelo fabricante. Do mesmo modo, não constava nas instruções de reparo estabelecidas pelo fabricante, se haveria implicações na aeronavegabilidade continuada da aeronave, devido ao reparo realizado, ou se haveria algum procedimento para verificar possíveis falhas ocultas, como consequência do dano identificado.

A OM executou o reparo em conformidade com o que havia sugerido ao fabricante, todavia, o reparo foi refeito, sem consulta ao fabricante e sem qualquer registro de aprovação desse novo procedimento.

O procedimento de reparo previsto no SRM consistia na colocação de uma chapa por cima e outra por baixo da trinca, conforme Figuras 6 e 7.

PROCEDURE
(Fig. 4-2-26)

A. Remove paint from damaged area. Refer to the applicable Maintenance Manual.

B. Stop drill crack with holes dia. 1.8 - 2 mm.

C. Prepare a plate using 2024T3 AMS-QQ-A-250/5 thickness 0.51 mm for the internal side of tail boom of suitable dimension to overlap the area with crack, as shown in figure.

D. Prepare a plate using 2024T3 AMS-QQ-A-250/5 thickness 0.81 mm for the external side of tail boom of suitable dimension to overlap the area with crack, as shown in figure.

E. Deburr then clean the area, internal and external sides, and plates with solvent (LCM037).

F. Position the plates in place an countermark the rivets holes position.

G. Remove plates and drill holes for rivets.

H. Deburr and clean the area with solvent (LCM037).

I. Apply sealant (LCM062) on mating surfaces then position the plates in place and secure by rivets as shown in figure.

J. Bond and seal all-around with sealant (LCM062).

Figura 6 - Procedimento previsto no SRM, *Section* 4-2-26.

Figura 7 - Reparo realizado de acordo com a autorização do fabricante.

Dentre outros procedimentos, foi feito um recorte na superfície do *Tail Boom*, que foi substituído por uma nova placa metálica (Figuras 8 e 9).

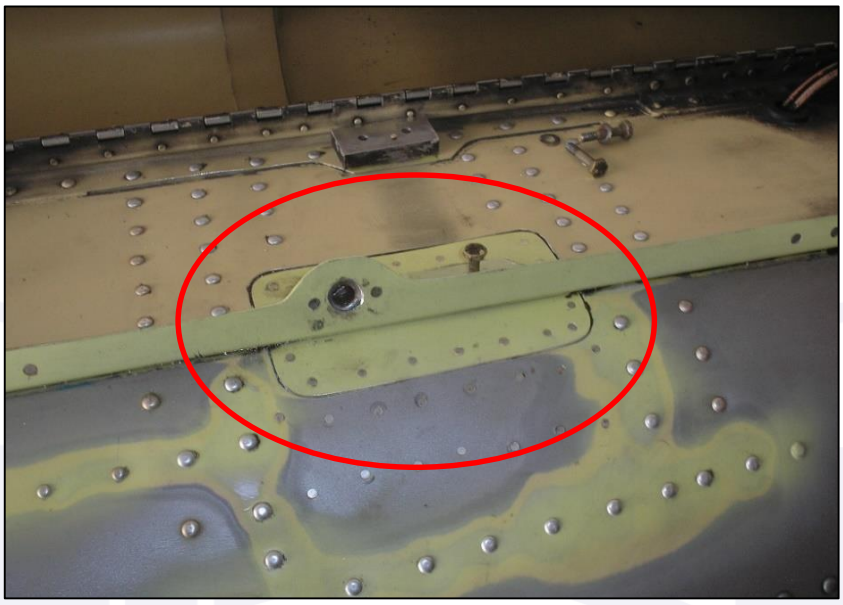

Figura 8 - Imagem da vista externa do reparo refeito.

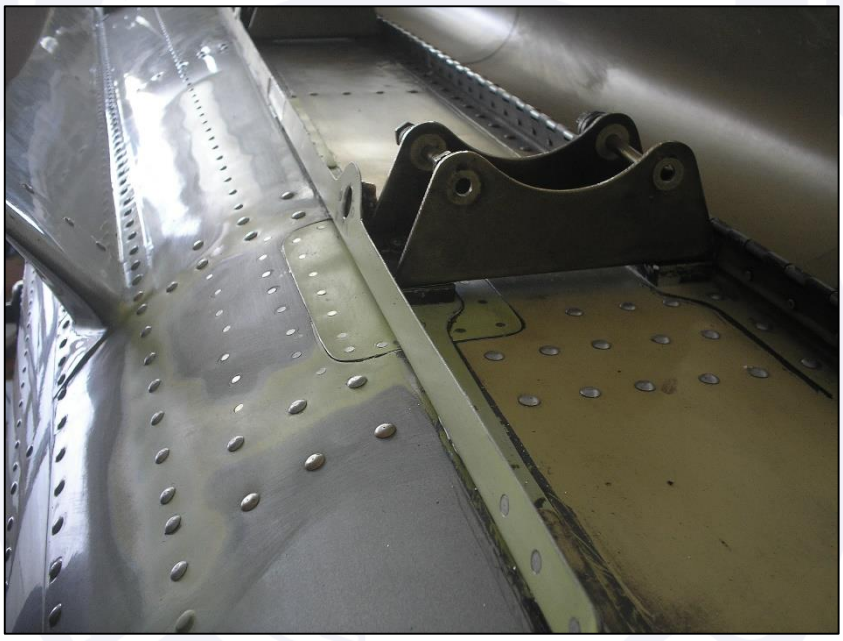

Figura 9 - Reparo modificado pela manutenção.

Após o serviço, foi emitido o formulário SEGVOO 001 - Registro de Grande Modificação/Reparo, citando que os dados técnicos utilizados foram somente os do SRM, *Section 4-2-26* (*Tail Boom Skin - Repair*) e *3-12* (*Tail Rotor Hanger Bearing Supports Alignment Procedure*). Nesse documento constava a realização do alinhamento do suporte, porém, não havia, na ordem de serviço do reparo, o registro desse procedimento.

É importante citar que a seção 4-2-26 do SRM foi desenvolvida para um reparo típico na superfície do *Tail Boom* e não para uma região onde se fixava o suporte do rolamento do eixo de cauda e, ainda, o reparo citado não previa o recorte da chapa onde havia a trinca.

Constava, ainda, na seção 3-6-4 do SRM (*Doubler Repair of Skins and Webs*), limitações quanto ao tipo de reparo na superfície do *Tail Boom*, restringindo o serviço a um dano cuja borda estivesse a, no mínimo, 50 mm da estrutura adjacente mais próxima (Figura 10).

3-6-4. DOUBLER REPAIR OF SKINS AND WEBS
(Fig. 3-28)

A. APPLICATION.
For repair of damaged aluminium webs and skins.

B. RESTRICTIONS.

(1) Edge of damage must be a minimum of 50 mm from nearest adjacent structure, after clean-up.

(2) Minimum distance between repair cleanup areas is 100 mm.

(3) Damage limited to a maximum of 20 percent of the skin area after clean-up.

(4) Overlapping of repair doublers is not permitted.

Figura 10 - Restrições para reparo na superfície do *Tail Boom*.

Na ocorrência, o limite da fissura estava a menos de 20 mm de duas das cavernas do *Tail Boom* (Figuras 11 e 12).

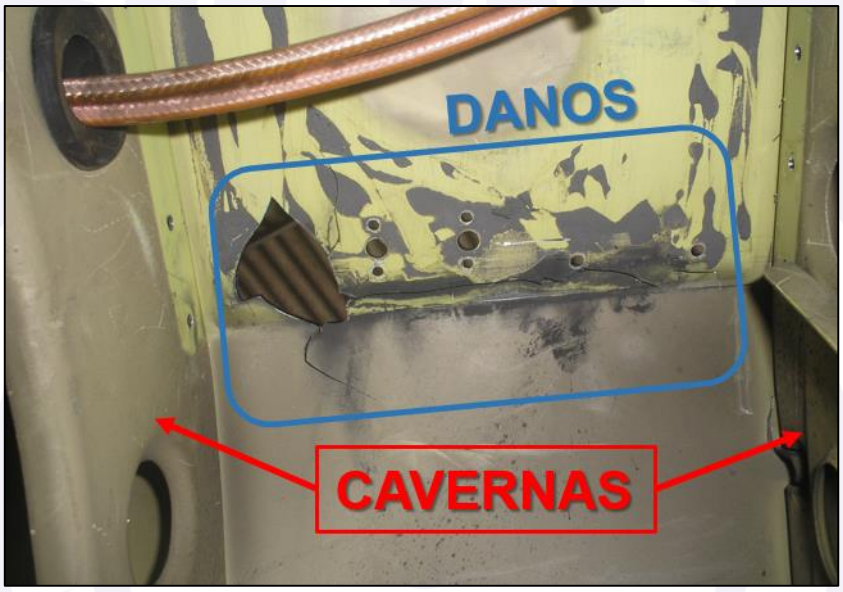

Figura 11 - Imagem interna do *Tail Boom* mostrando os danos, com destaque para a posição das cavernas.

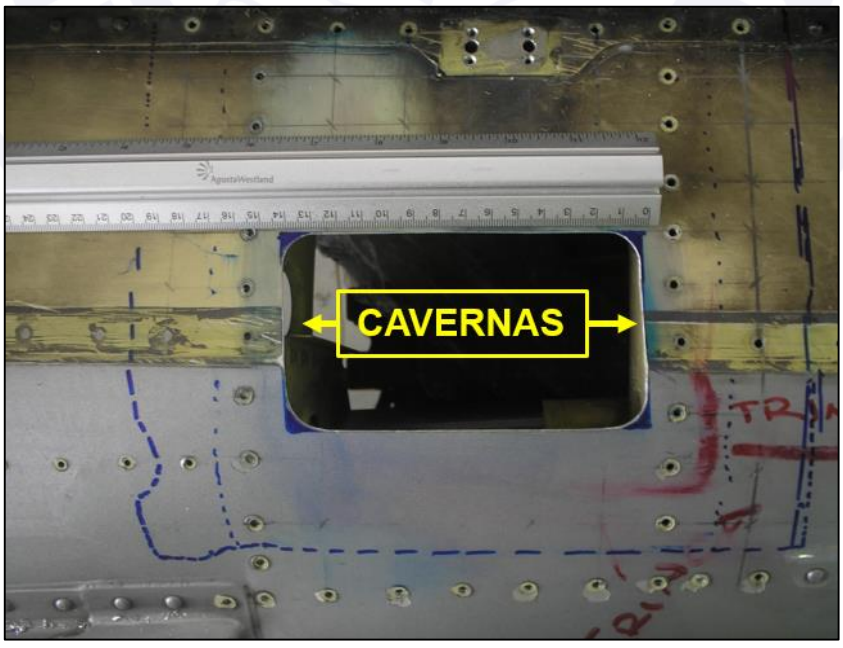

Figura 12 - Imagem do recorte no *Tail Boom*, com destaque para a posição das cavernas.

Após a conclusão dos reparos, em dezembro de 2009, a aeronave foi aprovada para retorno ao serviço, mantendo-se o eixo de acionamento do rotor de cauda que estava anteriormente instalado na aeronave.

1.7. Informações meteorológicas.

Nada a relatar.

1.8. Auxílios à navegação.

Nada a relatar.

1.9. Comunicações.

Nada a relatar.

1.10. Informações acerca do aeródromo.

À época da ocorrência, o heliponto não era cadastrado, tendo sido aberto ao tráfego aéreo somente em 30MAIO2012, por meio da Portaria ANAC Nº 1067/SAI, de 29MAIO2012, recebendo o designativo SDDW - Heliponto privado Marina Verolme, Angra dos Reis, RJ.

O local possuía 21 x 21 m, de grama, com altitude de 13 pés, e rumo de aproximação 110º.

1.11. Gravadores de voo.

Não requeridos e não instalados.

1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.

Os danos na aeronave se restringiram às partes internas do eixo de acionamento do rotor de cauda, sem a apresentação visual de destroços (Figura 13).

Figura 13 - Aeronave parada após a ocorrência.

1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.

1.13.1. Aspectos médicos.

Nada a relatar.

1.13.2. Informações ergonômicas.

Nada a relatar.

1.13.3. Aspectos Psicológicos.

Nada a relatar.

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.

Durante a análise das partes internas do *Tail Boom*, foi identificado o descolamento, por degradação, do adesivo utilizado na junção das semipartes do eixo de acionamento do rotor de cauda, entre o *Long Shaft* e o adaptador, com a ruptura do pino de segurança.

Com o objetivo de se determinar as possíveis falhas materiais que poderiam ter ocorrido no eixo de acionamento do rotor de cauda, foram realizados exames, testes e pesquisas nas instalações da *AgustaWestland* (AW), na Itália, a qual emitiu a seguinte análise:

- Alteração de cor no eixo

Uma pequena área do eixo foi limpa, a fim de se remover a alteração de cor aparente na pintura e foram descartadas as possibilidades de interferências térmicas e químicas no material.

- Marcas no eixo

A análise confirmou que os riscos identificados eram correspondentes com a posição dos prismas empregados no procedimento de alinhamento executado na AWdB após o acidente, não havendo relação com o evento.

- Condições gerais do acoplamento *Thomas Coupling*

O acoplamento foi inspecionado e os valores de torque dos dois parafusos foram verificados, sendo considerado dentro das especificações. Todas as partes do acoplamento foram desmontadas e inspecionadas utilizando-se um microscópio estéreo, sendo consideradas em bom estado.

- Alinhamento do eixo

O eixo foi analisado a fim de se verificar se o procedimento de alinhamento estava em conformidade com o procedimento da AW. A medição apresentou valores ligeiramente diferentes da medição anteriormente realizada na AWdB. Todavia, ainda se encontravam dentro das especificações previstas.

- Dimensões do eixo

As medidas registradas dos diâmetros do eixo e do adaptador foram verificadas e estavam dentro das tolerâncias de projeto.

- Qualidade do adesivo e do processo de produção

Com o intuito de avaliar a qualidade do adesivo e do procedimento de colagem do conjunto avariado, foi realizada uma inspeção ultrassônica no adaptador dianteiro, não danificado, não sendo encontrada qualquer evidência de descolamento.

Segundo o fabricante, no processo de fabricação, tanto o adaptador traseiro quanto o dianteiro eram colados com o mesmo material preparado, seguindo os mesmos critérios de qualidade. Portanto, se houvesse a presença de deficiências no adaptador inspecionado, fossem elas no material adesivo ou no processo, haveria a sugestão de uma possível falha semelhante no adaptador avariado.

- Análise das peças danificadas com microscópio estéreo

Na análise de falhas na superfície externa do eixo danificado foram encontrados resíduos de material adesivo. Na superfície interna do adaptador descolado foi confirmada a presença de resíduos do adesivo. Ainda, nas superfícies do eixo e do adaptador existiam vestígios de tratamento e preparação para a colagem, denotadas por meio da reduzida apresentação de microvazios.

O adaptador dianteiro do eixo foi seccionado a fim de verificar a sua condição de colagem e, em seguida, sua ligação foi desfeita mecanicamente. O adesivo permaneceu quase totalmente aderido à superfície do eixo.

1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.

Nada a relatar.

1.18. Informações operacionais.

A aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento especificados pelo fabricante.

No momento da ocorrência, a aeronave realizava voo pairado dentro da área de estacionamento. O piloto, ao acionar o pedal esquerdo com o intuito de reposicionar a aeronave, ouviu um ruído externo à cabine. Simultaneamente, o pedal esquerdo foi ao fundo e o helicóptero iniciou um giro abrupto à direita.

Instintivamente o piloto baixou o coletivo a fim de retornar ao solo, e a aeronave realizou um giro de, aproximadamente, 180 graus antes de tocar a grama. O trem de pouso principal esquerdo foi o primeiro a tocar o terreno, seguido da roda de nariz. Ainda assim, o helicóptero girou cerca de 40 graus até a parada total.

O afundamento do pedal deveu-se à desconexão do eixo de acionamento do rotor de cauda. A partir desse momento, houve a perda do controle direcional da aeronave.

1.19. Informações adicionais.

Após a ocorrência, foi realizado reparo na aeronave, com a substituição do eixo danificado. Em seguida, a aeronave foi trasladada para a oficina AWdB.

No dia 02MAR2011, foi realizado um cheque de alinhamento dos suportes do *Tail Boom*. Verificou-se que o suporte do rolamento n° 4 encontrava-se 1 mm fora do alinhamento, não obstante ter sido alinhado em novembro de 2009 (Figura 14).

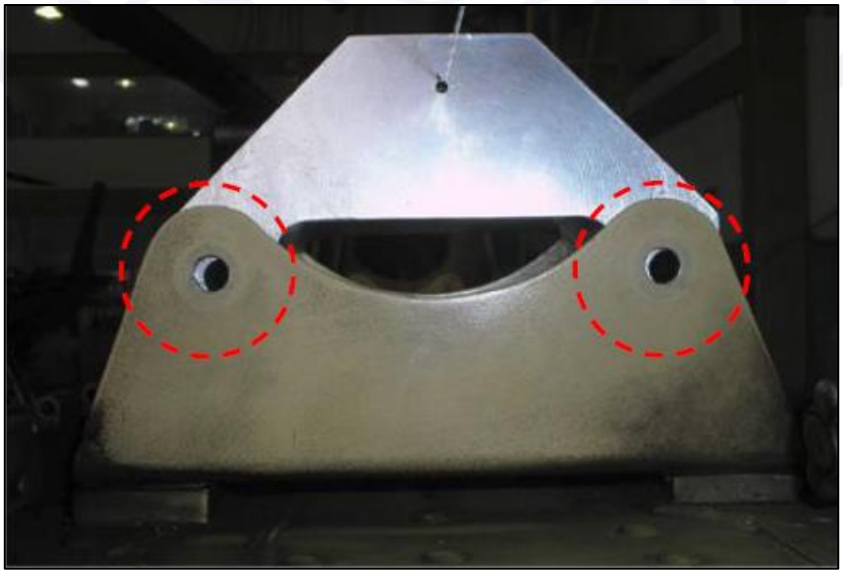

Figura 14 - Suporte do rolamento nº 4 fora do alinhamento.

Foi constatada, nessa ocasião, uma discrepância nos torques aplicados aos parafusos do suporte, estando estes com, aproximadamente, o dobro do valor previsto de 20 a 25 lb/pol².

1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.

Não houve.

2. ANÁLISE.

Tratava-se de um voo privado para transporte de pessoal.

Durante o pairado, antes da decolagem, houve a perda de atuação do rotor de cauda, o que levou a aeronave à perda de controle. O helicóptero girou bruscamente à direita e o PIC abaixou totalmente o coletivo, a fim de retornar ao solo.

A Comissão de Investigação verificou que a perda de atuação do rotor de cauda se deu em função do descolamento das semipartes do seu eixo de acionamento, entre o *Long Shaft* e o adaptador, e descartou a contribuição da atuação nos comandos, assim como algum fator meteorológico adverso.

Foi constatado que, em novembro de 2009, havia sido realizado reparo de trincas no *Tail Boom*, abaixo do suporte do rolamento nº 4, porém, naquela ocasião, não foi verificada a origem dessas trincas, nem quanto tempo o suporte ficou operando desalinhado do eixo.

Não constava nas instruções de reparo estabelecidas pelo fabricante, se haveria implicações na aeronavegabilidade continuada da aeronave devido ao reparo realizado ou se haveria algum procedimento para verificar possíveis falhas ocultas como consequência do dano identificado.

Além de não terem sido verificados tais impactos, o serviço autorizado pelo fabricante não foi, de fato, o mesmo realizado na aeronave. A autorização previa um serviço baseado na seção 4-2-26 do SRM, incluindo a colocação de uma chapa metálica externa e outra interna ao *Tail Boom*, acomodando a área danificada entre as duas, dentre outros procedimentos.

Esse tipo de reparo foi, inicialmente, seguido pela manutenção e, posteriormente, ele foi refeito, sendo recortada a área danificada e substituída parte da chapa. Nenhuma documentação foi apresentada, autorizando a modificação no procedimento que havia sido previamente acordado entre a OM e o fabricante, tampouco isso foi lançado nos registros da aeronave.

É provável que o serviço tenha sido refeito em função da área reparada estar localizada exatamente onde o suporte se apoiava, dificultando, assim, o alinhamento do eixo, devido ao desnível causado na superfície do *Tail Boom*.

Após o reparo, o fabricante solicitou a realização do alinhamento dos suportes, o qual foi declarado no SEGVOO-001. Contudo, na ordem de serviço do reparo não havia indicação da realização do serviço.

Em 04NOV2010, durante uma inspeção de 200 horas, o pino de segurança da *Long Section* do eixo de acionamento do rotor de cauda foi verificado e não foi registrada qualquer anormalidade. Assim, supõe-se que havia liberdade do movimento deste, conforme previsto.

Quanto à ocorrência, foi verificado que o descolamento das semipartes do eixo de acionamento do rotor de cauda ocorreu por degradação do adesivo utilizado na junção, com o consequente seccionamento do pino de segurança da *Long Section*.

Durante os serviços de reparo, após a ocorrência, verificou-se um desalinhamento de 1mm no suporte nº 4, o qual havia sido, supostamente, alinhado em 2009 em virtude do

reparo das trincas do *Tail Boom*. Nessa avaliação, observou-se que havia discrepância também nos torques aplicados aos parafusos do suporte estando estes com, aproximadamente, o dobro do valor devido.

Nas análises do fabricante, após a ocorrência, verificou-se que o material adesivo não apresentava qualquer deficiência no produto ou em sua aplicação que indicasse que o descolamento ocorreu por deficiência de fabricação.

Assim, concluiu-se que as rachaduras na superfície do *Tail Boom,* na região do rolamento nº 4, permitiram um movimento não previsto do suporte, o que pode ter possibilitado um movimento orbital do eixo.

É provável que essa mobilidade tenha causado um mínimo, porém importante, deslocamento do eixo de acionamento do rotor de cauda no sentido longitudinal, provocando, no adesivo do adaptador, esforços em direções não previstas, acima dos seus limites, o que veio a provocar a sua fragilização e fissuras que, com o passar do tempo, aumentaram exponencialmente.

É possível ainda que, posteriormente ao serviço de alinhamento feito durante o reparo do *Tail Boom*, a placa instalada para substituir a área com as trincas tenha trabalhado, deslocando-se e desalinhando o suporte nº 4.

Assim, a hipótese mais provável para explicar o descolamento do adesivo do adaptador do *Long Shaft* e a consequente perda de atuação do rotor de cauda tenha se dado em função das rachaduras na superfície do *Tail Boom*, combinadas com um desalinhamento do suporte nº 4, as quais provocaram esforços não previstos no adesivo.

A Comissão de Investigação concluiu que o reparo das trincas no *Tail Boom*, abaixo do suporte nº 4, contribuiu para a ocorrência, uma vez que este não seguiu os procedimentos autorizados pelo fabricante da aeronave. Além disso, não foram levadas em consideração as possíveis falhas ocultas em virtude da movimentação do suporte nº 4 enquanto havia trincas no *Tail Boom* e, dessa forma, não houve a substituição do eixo de acionamento do rotor de cauda, quando da realização do serviço de reparo.

Por fim, a tarefa de alinhamento dos suportes, embora estivesse registrada no SEGVOO 001, não estava lançada na ordem de serviço, o que denota uma inadequação na supervisão gerencial da OM, que também pode ter contribuído para esta ocorrência.

3. CONCLUSÕES.

3.1. Fatos.

a) o piloto estava com o Certificado Médico Aeronáutico (CMA) válido;

b) o piloto estava com as habilitações de aeronave tipo A109 (que incluía o modelo A109E) e Voo por Instrumentos - Helicóptero (IFRH) válidas;

c) o piloto estava qualificado e possuía 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) as escriturações das cadernetas de célula e motor estavam atualizadas;

g) as condições meteorológicas eram propícias à realização do voo;

h) na segunda inspeção de 800 horas, foram verificadas trincas no *Tail Boom* na área do suporte nº 4;

i) os reparos executados na ocasião não levaram em conta a extensão do dano causado ao eixo pelas trincas no *Tail Boom*;

j) não houve registro, na ordem de serviço, relatando o alinhamento dos suportes;

k) a manutenção realizada na aeronave, ao reparar as trincas no *Tail Boom*, foi realizada de modo divergente do autorizado pelo fabricante;

l) durante o pairado, antes da decolagem, o piloto pisou no pedal esquerdo e a aeronave iniciou um giro direcional violento à direita;

m) o piloto imediatamente executou o abaixamento do coletivo e a aeronave girou 180 graus até o primeiro toque no solo com o trem de pouso, seguido de um giro de mais 40 graus até a parada total;

n) na manutenção, após a ocorrência, foi observado um desalinhamento de 1 mm do suporte nº 4;

o) a aeronave teve danos leves; e

p) o piloto e os passageiros saíram ilesos.

3.2. Fatores contribuintes.

- **Manutenção da aeronave - contribuiu.**

Por ocasião do reparo nas trincas do *Tail Boom* não foram seguidos os procedimentos previamente acordados com o fabricante, além de não terem sido levadas em consideração as possíveis falhas ocultas em virtude da movimentação do suporte nº 4 decorrente das trincas identificadas.

Dessa forma, a inadequação dos serviços de manutenção realizados contribuiu para que ocorresse o descolamento do adesivo do adaptador do *Long Shaft* e a consequente perda de atuação do rotor de cauda, com o cisalhamento do pino da *Long Section.*

- **Supervisão gerencial - indeterminado.**

A falta de registro da tarefa de alinhamento dos suportes, após o serviço de reparo das rachaduras; a não consideração das possíveis falhas ocultas, em virtude da operação da aeronave enquanto havia trincas no *Tail Boom* e a não substituição do eixo de acionamento do rotor de cauda, após o serviço de reparo, denotaram inadequações da supervisão gerencial da OM, no âmbito técnico, o que também pode ter contribuído para esta ocorrência.

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.

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".

Não há.

5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.

Logo após a ocorrência, no dia 25FEV2011, a *European Union Aviation Safety Agency* (EASA), em uma ação preventiva, emitiu uma *Emergency Airworthiness Directive* (AD) nº 2011-0031-E, a qual determinava que os operadores de aeronaves modelo A109E, de todos os números de série, equipadas com os eixos de acionamento do rotor de cauda *Part Number* (PN) 109-8412-02-1 e 109-8412-02-3, realizassem, a cada 5 horas ou menos, uma

inspeção no pino de segurança do eixo para verificar a liberdade de movimento deste, com consequente substituição do eixo caso não houvesse folga.

Com o decorrer da investigação, a EASA concluiu que o descolamento foi uma falha pontual, emitindo, em 26JUL2011, a *AD Cancellation Notice* nº 2011-0031-CN, a qual cancelava a AD supracitada.

Em, 3 de novembro de 2022.