



CENIPA

MINISTÉRIO DA AERONÁUTICA ESTADO-MAIOR DA AERONÁUTICA

CENIPA 04

Sistema de Investigaçao e Prevençao
de Acidentes Aeronauticos

RELATÓRIO FINAL

AERONAVE	Modelo: BELL 212 H2J Matrícula: PT-HQI	OPERADOR: Aeróleo Taxi Aéreo Ltda
ACIDENTE	Data/hora: 19 DEZ 1991 - 14:33P Local: Aeródromo de Macaé Cidade, UF: Macaé, RJ	TIPO: Pouso de precauçao

O objetivo fundamental da investigaçao de acidentes é a prevençao de futuros acidentes ou incidentes. O propósito dessa atividade não é determinar culpa ou responsabilidade, princípio este contido no art. 3.1 do Anexo 13 da Organizaçao de Aviaçao Civil Internacional - OACI, do qual o Brasil é país signatário.

Recomenda-se o seu uso para fins exclusivos da prevençao de acidentes aeronauticos.

I. HISTÓRICO DO ACIDENTE

O helicóptero decolou, com dois tripulantes e onze passageiros, da plataforma vermelho 1, na Bacia de Campos, às 14:33 h local, com destino ao aeroporto de Macaé (SBME).

Quinze minutos após, a 3.500 ft de altitude e 100 kt de velocidade, a tripulaçao ouviu forte ruído seguido de intensas vibraçoes, dificultando a controlabilidade de vôo.

A tripulaçao efetuou um pouso de precauçao no mar.

Os ocupantes foram resgatados ilesos quarenta e cinco minutos após o pouso e o helicóptero doze horas após a ocorrência.

II. DANOS CAUSADOS

1. Pessoas

Lesões	Tripulantes	Passageiros	Terceiros
Fatais	--	--	--
Graves	--	--	--
Leves	--	--	--
Ilesos	02	11	

2. Materiais

a. À aeronave

A aeronave sofreu danos graves. Os rotores principal e de cauda ficaram irrecuperáveis.

b. A terceiros

Não houve.

III. ELEMENTOS DE INVESTIGAÇÃO

1. Informações sobre o pessoal envolvido

a. Horas de vôo	PILOTO	CO-PILOTO
Totais.....	3.372:00	DESC
Totais nos últimos 30 dias.....	33:00	DESC
Totais nas últimas 24 horas.....	05:55	DESC
Neste tipo de aeronave.....	2.032:00	DESC
Neste tipo nos últimos 30 dias.....	33:00	DESC
Neste tipo nas últimas 24 horas.....	05:55	DESC

b. Formação

O piloto é formado pela Santana Escola de Pilotagem desde 1982.

Não foi possível determinar a escola de formação do co-piloto.

c. Validade e categoria das licenças e certificados

O piloto possuía licença categoria Piloto Linha Aérea de Helicóptero e estava com seu Certificado de Habilitação Técnica e IFR válidos.

O co-piloto possuía licença categoria Piloto Comercial de Helicóptero e estava com seu Certificado de Habilitação Técnica válido.

d. Qualificação e experiência de vôo para o tipo de missão realizada

O piloto era qualificado e experiente para o tipo de missão.

O co-piloto era qualificado para missão, sendo sua experiência de vôo desconhecida.

e. Validade da inspeção de saúde

O piloto e o co-piloto estavam com os seus Certificados de Capacidade Física válidos.

2. Informações sobre a aeronave

A aeronave, modelo Bell 212 H2J e número de série 31193, foi fabricada pela Bell Helicopter Company.

A aeronave realizou inspeção de 1.000h em 08 de julho de 1991, sendo desconhecido o número de horas voadas após esta inspeção.

Não há informações quanto a manutenção, se periódica ou não.

A aeronave estava equipada com flutuadores.

3. Exames, testes e pesquisas

Houve fratura do acoplamento de saída de rotação da caixa de transmissão principal para o rotor de cauda.

Os exames visuais realizados no CTA revelaram desgaste dos dentes da engrenagem do acoplamento interno (PN 204-040-609/SN H-18099) e externo (IN 204-040-064-005/SN A13-133218).

O selo PA (PN 204-040-611-001) apresentou trincas e marcas de dentes do acoplamento externo junto à periferia interna do mesmo.

Os riscos encontrados no sentido axial do eixo evidenciaram a ocorrência de atrito entre os dentes dos acoplamentos interno e externo.

Segundo o laudo emitido pelo CTA, dois fatores contribuíram na fratura e trincamento dos dentes da engrenagem: o contato apertado dos acoplamentos externo e interno e a presença de camada branca de nitreto de ferro com espessura maior do que a máxima permitida para aplicações aeronáuticas, segundo a especificação *BELL Process Specification*, BPS FW 4304, Rev. B, page 6 (foram encontradas medidas entre 0,0225 a 0,0275 mm quando o máximo permitido seria 0,0165 mm).

O contato apertado dos dentes provocou concentração de tensão nas áreas próximas, que favoreceu a iniciação e propagação de trincas pelo mecanismo de fadiga por contato.

4. Informações meteorológicas

Nada a relatar.

5. Navegação

Nada a relatar.

6. Comunicação

Nada a relatar.

7. Informações sobre o aeródromo

Nada a relatar.

8. Informações sobre o impacto e os destroços

O helicóptero efetuou pouso de precaução no mar e, devido ao fato do mesmo estar equipado com flutuadores, não houve submersão.

O helicóptero foi resgatado 12 horas após o pouso e, durante o resgate, sofreu danos estruturais, bem como houve o contato de sistemas eletrônicos com a água do mar.

9. Dados sobre o fogo

Não houve fogo.

10. Aspectos de sobrevivência e/ou abandono da aeronave

Os dois tripulantes e os onze passageiros abandonaram a aeronave pelas saídas de emergência.

O helicóptero possuía kit de sobrevivência no mar, sendo que o mesmo não foi utilizado, uma vez que o resgate se deu 45 minutos após o pouso de precaução.

11. Gravadores de Vôo

Não requeridos e não instalados.

12. Aspectos operacionais

Nada a relatar.

13. Aspectos humanos

Fisiológico

Não pesquisado.

Psicológico

Não pesquisado.

14. Aspectos ergonômicos

Nada a relatar.

15. Informações adicionais

Nada a relatar.

IV. ANÁLISE

O helicóptero decolou da plataforma vermelho 1, Bacia de Campos, às 14:30P para o aeroporto de Macaé (SBME), com dois tripulantes e onze passageiros. Após quinze minutos de vôo, os tripulantes ouviram um forte ruído na aeronave, seguido de vibração interna e dificuldade no controle da aeronave.

O piloto optou por um pouso de precaução no mar, que foi realizado com sucesso.

Todos os ocupantes abandonaram o helicóptero e foram resgatados.

O helicóptero foi resgatado doze horas após a ocorrência e levado para a oficina da empresa, onde verificou-se a existência de fratura no acoplamento de rotação da caixa de transmissão principal para o rotor de cauda.

O acoplamento foi retirado e enviado ao Centro Técnico Aeroespacial(CTA), juntamente com outro acoplamento retirado de outra aeronave, para a realização de testes necessários à identificação do tipo de fratura e possível causa da falha do componente. Foi também enviado ao CTA o retentor de lubrificação do acoplamento, juntamente com outro pouco usado e proveniente de uma outra aeronave, para análise de sinais existentes que indicavam altas temperaturas sofridas pelo retentor.

O laudo do CTA revelou que a fratura dos dentes da engrenagem do acoplamento, interno e externo, se deu devido à fadiga por atrito.

Marcas de atrito no sentido axial da engrenagem provocadas pelo contato entre os dentes dos acoplamentos interno e externo revelaram que o espaço disponível entre os dentes da engrenagem estava menor do que o desejado.

Exames da estrutura dos dentes da engrenagem demonstraram que a camada branca que reveste o material estava com espessura maior que a especificada pelo fabricante. A espessura da camada branca estava entre 0,0225mm e 0,0275mm. A espessura máxima permitida pelo fabricante, para aplicações aeronáuticas, era de

0,0165mm, conforme especificações *BELL Process Specification*, BPS FW 4304, Rev. B, Page 6 e ensaios realizados no CTA. Esta camada serve para proteger a superfície do material quanto a trincas e é formada por nitrato de ferro.

Os exames realizados no retentor mostraram que os sinais de alta temperatura foram deixados no componente de forma gradual ao longo do tempo. A peça funcionava, portanto, a elevada temperatura.

Após todos os testes realizados concluiu-se que o retentor não contribuiu para a ocorrência do acidente. O fator contribuinte decisivo foi a espessura da camada branca estar maior que a especificada pelo fabricante. Isso desencadeou o processo de fadiga por contato e a conseqüente fratura da engrenagem do acoplamento de saia de rotação da caixa de transmissão principal para o rotor de cauda.

V. CONCLUSÃO

1. Fatos

- a. houve fratura do acoplamento de saída de rotação da caixa de transmissão principal para o rotor de cauda;
- b. os dentes das engrenagens dos acoplamentos interno e externo estavam desgastados;
- c. os riscos, no sentido axial do eixo de engrenagem dos acoplamentos, evidenciam a ocorrência de atrito entre os dentes da engrenagem dos acoplamentos (interno e externo);
- d. a camada branca de proteção na peça fraturada tinha espessura compreendida entre 0,0225 a 0,0275 mm;
- e. a espessura máxima da camada branca permitida pelo fabricante é de 0,0165mm;
- f. o contato entre os dentes das engrenagem dos acoplamentos interno e externo era apertado;
- g. não houve falha do retentor de lubrificação do acoplamento;
- h. a fratura do acoplamento ocorreu devido à fadiga por contato; e
- i. a elevada espessura da camada branca deu causa à fadiga por contato.

2. Fatores contribuintes

a. Fator Humano

Não contribuiu.

b. Fator Material

- 1) Deficiência de fabricação - Contribuiu

Houve deficiência no processo de fabricação do componente (acoplamento). A camada branca de proteção é limitada pelo fabricante a uma espessura de 0,0165 mm, contudo a peça apresentava espessura entre 0,0225 a 0,0275 mm.

c. Fator Operacional

Não contribuiu.

VI. RECOMENDAÇÕES

1. Ao SERAC

Divulgar o presente relatório aos operadores de helicópteros tipo BELL dentro de suas jurisdições.

2. Ao CTA/IFI

Deverá enviar o REL. 07-AMR-E/92 para a *BELL HELICOTER COMPANY*, referente à análise de falhas em componentes do eixo do rotor de cauda pertencentes à aeronave BH-212 PTHQI, acidentada em 19/12/91, e solicitar a verificação da origem do contato apertado dos dentes dos acoplamentos e da presença da camada branca grosseira de nitretação, para que as devidas providências possam ser tomadas quanto ao processo de fabricação.
