



CENIPA

Sistema de Investigação e Prevenção
de Acidentes Aeronáuticos

COMANDO DA AERONÁUTICA ESTADO-MAIOR DA AERONÁUTICA

CENIPA 04

RELATÓRIO FINAL

AERONAVE	Modelo: BELL 407 Matrícula: PT-YVI	OPERADOR: Banco Rural S/A
ACIDENTE	Data/hora: 26 FEV 1999 – 16:32Z Local: Sabará Município, UF: Sabará – MG	TIPO: Perda de Componente em Vôo

O único objetivo das investigações realizadas pelo Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos (SIPAER) é a prevenção de futuros acidentes aeronáuticos. O propósito dessa atividade não é determinar culpa ou responsabilidade, princípio este contido no art. 3.1 do Anexo 13 da Organização de Aviação Civil Internacional - OACI, da qual o Brasil é país signatário. O uso deste relatório deverá ser para fins exclusivos da prevenção de acidentes aeronáuticos.

Consequentemente, o uso deste relatório para qualquer outro propósito que não a prevenção de futuros acidentes, poderá causar interpretações errôneas.

I. HISTÓRICO DO ACIDENTE

O helicóptero decolou da fazenda São Sebastião, em Lagoa Santa - MG, com destino ao heliponto Viganó 1, em Belo Horizonte - MG, com três pessoas a bordo (um piloto e dois passageiros).

Aproximadamente cinco minutos após a decolagem, o piloto encontrou algumas nuvens do tipo stratus, que o levaram a efetuar desvios e uma mudança na velocidade, de 115 kt para 110 kt.

Quando sobrevoava a rodovia MG 262, no município de Sabará, a 3400 ft acima do nível do mar e a 500 ft de altura, o piloto escutou um forte barulho. Simultaneamente, ocorreu uma guinada brusca à esquerda, seguida de um mergulho e perda de controle do helicóptero.

Após alguns movimentos aleatórios em atitude anormal, o piloto conseguiu recuperar parcialmente o controle da aeronave, com movimentos de cíclico e coletivo. Nesse momento, percebeu que a aeronave efetuava movimento de giro para a esquerda, apesar do pedal direito estar totalmente à frente. Conseguiu, então, realizar um pouso de emergência em uma área descampada.

Em virtude da situação, ocorreu um pouso brusco, tendo o piloto sofrido fratura de uma das vértebras da coluna. Após o contato do helicóptero com o solo, os dois passageiros resolveram abandonar a aeronave, que ainda estava com o rotor principal em movimento, e foram atingidos pelo mesmo.

Ambos os passageiros faleceram, um no próprio local e o outro oito dias após o acidente.

A aeronave sofreu danos graves.

II. DANOS CAUSADOS

1. Pessoais

Lesões	Tripulantes	Passageiros	Terceiros
Fatais	--	02	--
Graves	01	--	--
Leves	--	--	--
Illesos	--	--	--
Desconhecido	--	--	

2. Materiais

a. À aeronave

A aeronave sofreu avarias graves no cone de cauda, rotor de cauda, estabilizadores e esquis de pouso.

b. A terceiros

Não houve.

III. ELEMENTOS DE INVESTIGAÇÃO

1. Informações sobre o pessoal envolvido

a. Horas de vôo

	PILOTO
Totais.....	12.000:00
Totais nos últimos 30 dias.....	20:00
Totais nas últimas 24 horas.....	00:20
Neste tipo de aeronave.....	340:00
Neste tipo nos últimos 30 dias.....	20:00
Neste tipo nas últimas 24 horas.....	00:20

b. Formação

O piloto era formado pelo Bradesco desde 1971.

c. Validade e categoria das licenças e certificados

O piloto estava com a licença categoria Piloto de Linha Aérea de Helicóptero válida, porém, seu certificado IFR encontrava-se vencido.

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

O piloto estava qualificado e possuía experiência suficiente para realizar o tipo de vôo.

Trabalhou durante 17 anos em áreas de plataforma marítima e também como piloto de provas da Helibrás.

e. Validade da inspeção de saúde

O piloto estava com seu Certificado de Capacidade Física (CCF) válido.

2. Informações sobre a aeronave

O Bell 407 é um helicóptero convencional, com rotor principal e rotor de cauda.

Em configuração normal, pode decolar com peso máximo de 5.000 lb, transportando até sete pessoas.

A aeronave foi fabricada pela Bell Helicopter Textron, em 1997, com número de série 53119. Seu Certificado de Aeronavegabilidade nº 15049, foi expedido em 12 de novembro de 1999. Realizou sua última inspeção, tipo 50 horas, na oficina da Líder Táxi Aéreo, de São Paulo, em 02 de fevereiro de 1999. Voou 07:15 horas após a inspeção. A aeronave estava operando com 4200 lb de peso, dentro dos limites estabelecidos (5.000 lb). A posição do centro de gravidade (CG) estava de acordo com o previsto.

O helicóptero possui um rotor de cauda com batente estático de batimento, que deve ser verificado no pré-vôo. O ângulo de batimento para atingir este batente, na configuração do aparelho acidentado, é de 12 graus. O rotor de cauda não possui batente dinâmico de batimento.

O passeio de passo do rotor de cauda é de -14° (pedal direito máximo) a $+28^{\circ}$ (pedal esquerdo máximo), na configuração do helicóptero acidentado.

Consta na Ficha de Inspeção Anual de Manutenção (FIAM) de 10 OUT 1998 que o helicóptero teve incorporada a Diretriz de Aeronavegabilidade (DAe) AD CF 98-36 de 25 SET 1998. Na data do acidente estava em vigor a AD CF 98-36R1, de 21 OUT 1998, uma revisão da anterior, que repete as ações previstas e acrescenta a sua inclusão no manual do helicóptero. Esta DAe define os seguintes procedimentos:

“There have been two reported Bell 407 helicopter accidents in which the tail boom was severed by the tail rotor. Both accidents occurred while at cruise speeds approaching never-exceed-speed (Vne). In both cases an unexpected right yaw, followed by a large left directional control input, were reported prior to the tail boom strike. Although these accidents are still under investigation, preliminary indications are that high cruise speed may have been a contributing factor.

Pending further results of the accident investigation, to minimize the risk of a tail boom strike during flight, accomplish the following, effective immediately:

- 1. Reduce the approved placarded Vne values by 25kt in all cases for internal loads, except in autorotation where it remains 100 knots indicated air speeds (KIAS).*
- 2. At speeds of 100 KIAS or greater, pilots should maintain yaw trim within one diameter of the centered position of the turn and bank (slip) indicator in accordance with BHTC operations Safety notice OSN 4079806 dated 18 September 1998 and avoid sudden or large directional control inputs in cruise flight.*
- 3. Within the next 10 hours flight time, accomplish the following:*
 - (a) install a temporary locally manufactured Vne placard on the flight instrument panel, over the existing Vne placard, to indicate the restriction detailed in paragraph 1 above; and*
 - (b) Install a new red line Vne limit at 115 KIAS on all airspeed indicators. Obscure or remove the old red line limit at 140 KIAS. If the new red line is installed on the instrument glass, also install a slippage mark on the glass and on the instrument case.*
- 4. Report any known occurrence of unexpected right yaw during flight to Transport Canada, Continuing Airworthiness*

5. *Insert a copy of this directive into Aircraft Flight manual (BHT 407-FM-1) at the front of the Flight Limitations section and brief the pilots of the content of this directive.*”

Após o acidente, constatou-se que o helicóptero não estava equipado com o placar de Vne reduzida, mandatário pela Diretriz de Aeronavegabilidade TC AD CF-98-36R1, e sim com o placar de Vne original. Da mesma forma, o velocímetro não teve sua radial vermelha original apagada, tendo sido incluído, por cima do vidro, uma nova linha radial a 115 knots, mas mantendo a linha verde original até 140 knots.

3. Informações meteorológicas

As condições estavam favoráveis ao vôo visual.

O piloto reportou nuvens stratus na rota, o que o fez desviar e diminuir a velocidade, em virtude da turbulência.

4. Navegação

Nada a relatar.

5. Comunicação

Nada a relatar.

6. Informações sobre o aeródromo

O acidente aconteceu fora de área de aeródromo.

7. Informações sobre o impacto e os destroços

A aeronave pousou bruscamente em atitude nivelada, em uma colina de solo firme.

Os destroços ficaram concentrados, com exceção do conjunto de rotor de cauda, deriva e parte do cone de cauda, que foram encontrados a 800 metros de distância do helicóptero.

O cone de cauda rompeu-se na altura da ponta da pá do rotor de cauda quando em azimute 180° à frente. Havia sinais de que o lado esquerdo do cone de cauda sofrera alguns cortes de baixo para cima.

Para fins de diferenciação, as pás do rotor de cauda são denominadas como pá laranja e pá azul. A pá azul estava muito mais danificada do que a pá laranja. As hastes de comando de passo do rotor de cauda estavam defletidas, sendo que a haste da pá “azul” apresentava deformação maior. O “batente estático” do rotor de cauda estava deformado, indicando batimento excessivo.

A parte do cone de cauda que se separou em vôo incluía estabilizador vertical, caixa de transmissão traseira e rotor de cauda. A parte do eixo de transmissão traseiro que ficou exposta e o estabilizador vertical apresentavam sinais de danos por impacto com o solo. Foram observadas marcas no tubo de controle de passo do rotor de cauda. No compartimento onde fica o servo do rotor de cauda não foram verificados sinais de sujeira ou vazamento de fluido hidráulico.

8. Dados sobre o fogo

Não houve fogo.

9. Aspectos de sobrevivência e/ou abandono da aeronave

O pouso aconteceu com desaceleração suficiente para provocar a fratura da vértebra T-12 do piloto.

Em decorrência das avarias nos esquis do helicóptero no impacto, o plano de rotação do rotor principal ficou mais baixo em relação ao solo. Após o pouso, os dois passageiros abandonaram a aeronave sem a autorização do piloto, e foram atingidos pelas pás do rotor principal, que ainda girava.

10. Gravadores de Vôo

Não requeridos e não instalados.

11. Aspectos operacionais

Tratava-se de um vôo de transporte de pessoal. Aproximadamente 5 minutos após a decolagem, o piloto encontrou algumas nuvens do tipo *stratus*. Em consequência, o piloto comandou desvios na rota e reduziu a velocidade de 115 kt para 110 kt.

Enquanto sobrevoava uma região montanhosa, próximo à rodovia MG-262, município de Sabará, a 3400 ft de altitude e a 500 ft de altura, o piloto escutou um barulho forte, seguido de uma guinada à esquerda, com rápido movimento autônomo do pedal esquerdo para frente, seguido de mergulho, com perda de controle da aeronave.

Após várias manobras, o piloto conseguiu recuperar parcialmente o controle da aeronave com movimentos de cíclico e coletivo. Percebeu, nesse momento, que o helicóptero girava para a esquerda, apesar do pedal direito estar totalmente à frente. Utilizando-se de variações de torque e da velocidade horizontal para o controle do aparelho, o piloto realizou o pouso de emergência e efetuou o corte do motor.

Após a parada da aeronave, o piloto escutou o barulho de abertura da porta traseira. Esforçou-se no sentido de se virar para trás a fim de alertar os passageiros para não saírem da aeronave, visto que o rotor principal ainda girava. No entanto, fortes dores lhe dificultaram não só o movimento, mas também o uso da voz alta. Ao saírem da aeronave, os passageiros foram atingidos pelo rotor principal.

De acordo com informações do piloto, a segurança de vôo era tratada com seriedade por parte da presidente da empresa e proprietária da aeronave, que fazia questão de fazer o briefing para os passageiros. Não foi pesquisado se o piloto orientou os passageiros quanto aos procedimentos de abandono da aeronave, em caso de pouso de emergência.

De acordo com pesquisas realizadas, o RBHA 91, no nº 91.519, contempla a obrigatoriedade da transmissão de instruções verbais aos passageiros, antes da decolagem, a respeito de procedimentos de emergência e outros. No entanto, tal regulamento aplica-se apenas a grandes aviões e aviões multimotores com motores a turbina.

O procedimento correto utilizado na aviação de helicóptero é aquele em que, em caso de pouso de emergência, as pessoas a bordo da aeronave só devem abandoná-la após a parada total dos rotores principais, com a autorização do comandante, quando possível.

12. Aspectos humanos

a. Fisiológicos

Não foi encontrado nenhum indício de participação deste aspecto no acidente.

b. Psicológicos

As características do voo não submetiam o piloto a pressões psicológicas capazes de comprometer o seu desempenho. Os aspectos de segurança de voo eram abordados regularmente, sendo preocupação tanto do piloto quanto do empregador.

Após a aeronave entrar em atitude anormal, foram adotados os procedimentos possíveis até o pouso, não havendo registro de fatos que pudessem ter evitado o acidente, após a ruptura do cone de cauda.

É provável que tenha havido uma reação de pânico nos passageiros, induzindo-os a abandonar a aeronave antes da ordem do piloto, provocando o agravamento das conseqüências do acidente, com a morte dos dois em decorrência do impacto com o rotor principal.

13. Exames, testes e pesquisas

O acidente, objeto deste relatório, foi o terceiro com características semelhantes envolvendo o Bell 407. Além dos acidentes reportados, existem registros de vários incidentes nos quais os batentes estáticos do rotor de cauda foram deformados, as hastes de comando de passo foram fletidas e/ou foram observadas marcas de impacto do rotor de cauda no cone de cauda.

Foram realizados exames no cone de cauda e verificou-se que a ruptura do cone de cauda foi causada por impactos sucessivos (pelo menos quatro) das pás do rotor traseiro, que levaram a uma redução na seção resistente do mesmo, resultando no rasgamento final da seção por sobrecarga, provavelmente, devido ao peso do conjunto do rotor traseiro.

Foram realizados exames metalográficos no “batente estático” do rotor de cauda. Foi observada uma trinca na superfície da aba do batente estático, contendo resíduos de cor esverdeada, típica de tinta de recobrimento de peças aeronáuticas, provavelmente vinda do componente que provocou os impactos na aba. Os exames por microscopia eletrônica de varredura (MEV), realizados nas superfícies das abas indicaram a presença de amassamentos sobrepostos, provavelmente ocasionados por impactos sucessivos de outro material. A conclusão dos exames foi de que as abas do batente estático sofreram deformações por vários impactos sucessivos sobrepostos, ocasionados por outro componente do sistema rotativo.

As marcas no tubo de controle de passo do rotor de cauda foram examinadas. Estas marcas foram feitas, provavelmente, quando o tubo, sendo forçado para cima, bateu na carenagem do cone de cauda, atingindo seus rebites. Com base na posição do rebite que teria feito a marca, estimou-se que o tubo de controle, no momento da ruptura, estava em posição correspondente a um passo do rotor de cauda próximo ao máximo.

Foi realizado teste com o indicador de velocidade, que apresentou funcionamento normal.

Considerando-se que, em um acidente anterior com helicóptero do mesmo tipo, a mola de balanceamento dos pedais havia sido encontrada fraturada, esta peça foi verificada e nenhuma anormalidade foi encontrada.

Como o piloto relatou que o pedal esquerdo moveu-se rapidamente para a frente, sem ser comandado, foi considerada a hipótese de falha do servo atuador de passo do rotor de cauda. Para verificar esta possibilidade, o servo foi transportado até as instalações do fabricante (HR Textron) para ensaios.

Foram levantadas as seguintes hipóteses de falha do servo atuador do rotor de cauda: válvula piloto presa, falha das válvulas de interfluxo, válvula *bypass* previamente presa, vazamento de fluido com pressão na região da ponta da válvula com passagem de fluxo fechada, selante danificado entre compartimentos de pressão e cilindro, link de entrada de comando preso por algum objeto, engripamento da entrada do comando em algum ponto externo e deslocamento da válvula piloto ou *bypass* devido a ressonância.

Foram realizados ensaios-padrão do servo, bem como ensaios específicos indicados pelas hipóteses de falhas descritas. Os ensaios realizados foram os seguintes: exames visuais, exame de raios-X, amostra de fluido do servo, análise do filtro de entrada de fluido, teste de aceitação-padrão, desmontagem e inspeção, novo teste de aceitação padrão após a remontagem, ensaios de vibração, exame dos espaçadores do link de entrada e teste de força do pino de entrada de comando da servo-válvula.

Após todos os ensaios realizados, não foi encontrada qualquer evidência de mau funcionamento do servo hidráulico.

A troca do fluido hidráulico está prevista a cada 300 horas de voo. O fluido foi trocado pela oficina que realizou sua última inspeção, e a aeronave voou 07:15h até o acidente.

Os fluidos hidráulicos são classificados pela norma NAS 1638, que estabelece classes de 00 (mais limpo), 0 a 12 (mais sujo). Foram realizados testes do fluido hidráulico no laboratório do “*Quality Engineering Test Establishment*” (QETE) do Canadá. Estes testes indicaram alto nível de contaminação, sendo todas as amostras de fluido classificadas como classe 12, considerado muito sujo pelas normas NAS 1638.

Verificou-se, através de informações de representantes do “*Transportation Safety Board – Canada*” e da “*Bell Helicopter Textron*”, de acordo com investigações de acidentes anteriores com o mesmo modelo e características similares, e com os ensaios em voo efetuados pela Bell, que o rotor de cauda poderia atingir o cone de cauda em altas velocidades de cruzeiro, no caso de acionamento rápido do pedal esquerdo. Em função dos acidentes anteriores e dos voos de ensaio da Bell, as autoridades canadenses e americanas emitiram Diretrizes de Aeronavegabilidade (AD CF-98-36 e AD 98-20-41, respectivamente), limitando a Vne do modelo a 115 kt (descrita no item III.2 deste Relatório Final).

A Bell Helicopter Textron executou diversos ensaios em voo e análises, tentando solucionar o problema de impacto das pás do rotor de cauda com o cone de cauda, identificado em acidentes e incidentes anteriores. A maioria dos resultados apresentados referem-se às novas configurações, com introdução de novo batente de pedal e afastamento da cabeça do rotor de cauda em relação ao cone de cauda. Estas são as conclusões dos ensaios:

1) Quanto à influência de diversos fatores na posição do pedal correspondente ao ângulo máximo de batimento (até o impacto com o batente estático):

- O peso bruto e a centragem lateral não tem influência significativa;
- A altitude densidade não tem influência significativa; entretanto, como a Vne em altitudes mais baixas é maior, estas são consideradas mais críticas; e
- A centragem longitudinal tem influência, sendo que para centragem mais traseira é atingido o ângulo de batimento máximo com menos pedal esquerdo.

2) Quanto ao ângulo de azimute da pá do rotor de cauda correspondente à menor distância entre a pá e o cone de cauda:

- Para ângulos de batimento menores que o batente estático (12°), o azimute de batimento máximo é de 230°;
- Quando o ângulo de batimento excede o batente estático, o pico de batimento passa a ocorrer em azimutes menores, tendendo a 175°;
- Esta mudança de azimute de pico de batimento é atribuída a mudança na frequência de batimento. Até o batente, esta frequência é aproximadamente 0,92/revolução, devido ao efeito da ligação k de -30°; para batimentos maiores, o batente estático introduz um efeito de mola que resulta em aumento da frequência de batimento, que se aproxima de 180°;
- No acidente com um Bell 407 ocorrido na África do Sul, o azimute estimado para o impacto foi de 191°; em nenhum dos ensaios da Bell, o azimute chegou a 175°, apenas aproximando-se deste valor;
- Há portanto, uma redução mais acentuada da distância ao cone de cauda, a partir do momento em que o batimento excede o batente estático; e
- Em nenhum dos ensaios, mesmo para ângulos de batimento acima do batente estático, houve impacto das pás com o cone de cauda.

3) Quanto às condições mais críticas para a distância entre a pá e o cone de cauda, a Bell constatou que são uma combinação de:

- Pequena atitude em guinada;
- Aplicação rápida de pedal; e
- Aplicação de muito pedal.

A Bell apresentou as seguintes conclusões quanto à distância entre as pás do rotor de cauda e o cone de cauda, para a configuração da aeronave acidentada:

- Há distância segura entre as pás e o cone de cauda para aplicações suaves de pedal ou aplicações abruptas típicas até 1,5 polegadas de deslocamento;
- Aplicações rápidas de pedal, com deslocamento até o batente de pedal, poderiam resultar em contato da pá com o cone de cauda; esta consideração baseia-se em extrapolações de dados de ensaios em vôo;
- O azimute de máximo batimento é de 230 graus até que o batente estático seja atingido; a partir daí, o azimute de máximo batimento migra até 175°; para extrapolações foi usado 175° (pior caso); e
- Para configuração da aeronave acidentada, as extrapolações indicam, no pior caso possível, que o contato poderia ocorrer a uma velocidade de 75kts.

14. Aspectos ergonômicos

Nada a relatar.

15. Informações adicionais

Segundo requisitos de homologação estabelecidos no FAR Part 27, parágrafo 27.661, para a certificação de helicópteros deve ser assegurada uma distância segura entre as pás do rotor e outras partes do helicóptero, como se segue:

“There must be enough clearance between the rotor blades and other parts of the structure to prevent the blades from striking any part of the structure during any operating condition.” (grifo nosso)

A Bell Helicopter Textron, na aplicação deste requisito, se baseia na FAA Advisory Circular 27-1 A parágrafo 267, que estabelece:

267. § 27.661 ROTOR BLADE CLEARANCE

a. Explanation

(1) *The rotors, main and tail, must not strike other parts of the rotorcraft during any operating condition.*

(2) (...)

b. Procedures

(1) *The applicant should have drawings or sketches of the rotorcraft that show an adequate minimum clearance between the rotors, main and tail, and parts of the rotorcraft. Probable flexing of the rotor should be considered in determining the minimum clearance.*

(2) *During parts of the FAA conducted flight tests program, frangible devices (wood dowels) or other means of measuring clearance may be requested to confirm that the clearance shown in the drawings or sketches is adequate in certain operating conditions. Balsa wood dowels may be clamped to the aft part of the fuselage within the rotor arc. If the devices are intact after autorotation landing tests and other tests involving typical abrupt, cyclic and ruder pedal displacements, the clearance should be satisfactory and compliance obtained. If such measuring devices are used, the type inspection report should contain a record of clearance found during the tests. It is not necessary to precisely determine the clearance but only necessary to determine "enough clearance" as stated in the rule."*

IV. ANÁLISE

Com base nos indícios coletados, os seguintes fatos podem ser estabelecidos: a aeronave deslocava-se em vôo de cruzeiro, na velocidade aproximada de 110kt e 500ft de altura, segundo declaração do piloto. Durante o vôo, o cone de cauda rompeu-se por uma série de impactos das pás do rotor de cauda, fragilizando a estrutura do cone de cauda até que esta se rompesse. A pá azul teria sido a primeira a bater contra o cone de cauda, possivelmente causando perda de material da pá e flexão da haste de comando de passo. O desbalanceamento resultante entre as pás possivelmente levou a pá laranja a alterar sua trajetória, afastando-a do eixo do rotor de cauda, sofrendo menos danos.

O impacto da pá com o cone teria ocorrido por batimento excessivo da pá, em virtude da conjugação de velocidade elevada com o ângulo de passo do rotor de cauda próximo ao máximo.

Os fatos indicam que os eventos se sucederam a partir da aplicação, provavelmente repentina, de passo do rotor de cauda, para um valor próximo ao máximo. Este fato é corroborado pelas marcas no tubo de controle de passo do rotor de cauda, que indicam que estava em posição correspondente a um passo próximo ao máximo.

A aplicação brusca de passo introduz um carregamento excessivo na haste de comando de passo, que pode sofrer deformação considerável, como aconteceu neste e em outros acidentes semelhantes, bem como em incidentes onde não houve ruptura do rotor de cauda. Este carregamento excessivo poderia ocorrer a ângulos de passo superiores a 20º para velocidades em torno de 125kt. A flexão das hastes de comando de passo reduz o seu comprimento efetivo e resultaria em um ângulo de passo ainda maior

que o comandado, o que aumentaria a probabilidade de contato das pás com o cone de cauda.

De acordo com as informações dos exames e testes relatados no item III.13, tem-se as seguintes hipóteses para explicar esta aplicação de passo do rotor de cauda e a conseqüente ruptura do cone de cauda:

Hipótese nº 1: Aplicação brusca de pedais não relatada, involuntária ou não.

Nas condições de vôo de cruzeiro, sendo o piloto experiente em helicópteros, não haveria motivos para uma aplicação brusca de pedal, mesmo com rajadas de vento (que não foram relatadas), ou até mesmo para corrigir a rota. Poderia ter ocorrido uma aplicação involuntária do pedal, como já ocorrido em outro incidente com Bell 407. Nada foi relatado pelo piloto a respeito de aplicação brusca de pedal. Dessa forma, esta hipótese mostra-se pouco provável.

Hipótese nº 2: Falha irrecuperável do servo atuador do rotor de cauda.

Existe a possibilidade de ocorrência de tal evento. Em todos os modos de falhas que pudessem ser identificados como irrecuperáveis, com perda de controle, deveria haver evidências posteriores no servo atuador. No entanto, de acordo com o que se verifica nos exames descritos em III.13, o servo atuador não apresentou evidências de falha. Portanto, tal hipótese mostra-se pouco provável.

Hipótese nº 3: Falha recuperável (momentânea) do servo atuador do rotor de cauda estando o piloto com os pés nos pedais.

Tal falha pode ter ocorrido por contaminação do fluido hidráulico, com travamento temporário da válvula piloto. De acordo com os testes realizados, o fluido hidráulico apresentou amostras extremamente contaminadas. Isto poderia causar movimentos nos pedais, conforme relatado pelo piloto, porém, tais movimentos seriam compensados com pouca força aplicada nos pedais em sentido contrário. O piloto não relatou dificuldades em aplicar força no pedal direito, em função da guinada à esquerda observada. Segundo informações obtidas junto ao fabricante do servo, bastaria, para evitar a guinada, que o piloto estivesse com os pés encostados nos pedais.

Hipótese nº 4: Falha recuperável (momentânea) do servo atuador do rotor de cauda estando o piloto sem os pés nos pedais.

A mesma hipótese acima seria viável caso o piloto não estivesse com os pés nos pedais no momento da falha. Nesta situação, uma correção de sua parte, mesmo que imediata, poderia não ser suficientemente rápida para evitar o movimento excessivo e a seqüência de eventos já discutida. Esta hipótese, entretanto, contraria a declaração do piloto.

Hipótese nº 5: Extrapolação do limite de velocidade estabelecido pelo fabricante.

A Vne da aeronave havia sido limitada para 115kt pela Diretriz de Aeronavegabilidade TC AD CF-98-36R1, de 21 OUT 1998, após o fabricante haver confirmado a possibilidade de o rotor de cauda atingir o cone de cauda em altas velocidades de cruzeiro onde houvesse acionamento rápido do pedal esquerdo e aumento do batimento das pás do rotor de cauda. Esta Diretriz, entretanto, não foi aplicada à aeronave, o que torna possível considerar a possibilidade de que a Vne tivesse sido excedida. No entanto, o simples fato de exceder a velocidade limite não seria suficiente para provocar o impacto do rotor de cauda no cone, pois seria necessário haver o aumento do passo para valores próximo ao máximo. Ainda neste caso, a hipótese contraria a declaração do piloto, de que a aeronave estaria voando a 110kt pouco antes

do evento, e portanto, dentro do limite estipulado pelo fabricante. Entretanto, como não foi possível confirmar a velocidade do helicóptero no momento do acidente, em função da inexistência de registradores de vôo, esta hipótese, em conjunto com outras que levariam ao aumento do batimento do rotor de cauda, não pode ser afastada.

Das cinco hipóteses levantadas, a mais provável para o aumento abrupto e anormal do passo do rotor de cauda em vôo teria sido um mau funcionamento temporário do servo atuador do rotor de cauda, devido ao travamento momentâneo da válvula piloto por partícula contaminante do fluido hidráulico. Com o fluido hidráulico contaminado, é possível que a válvula piloto fique presa e cause o deslocamento do servo, mesmo que temporariamente.

A aeronave havia passado por processo de manutenção recentemente, onde constava o procedimento de troca de fluido hidráulico. Não foram pesquisados, na investigação, os processos de manutenção da oficina que realizou a última inspeção, que poderiam ter eventualmente contribuído para o estado de contaminação do fluido hidráulico dos servos do rotor de cauda. De acordo com a *Bell Helicopter*, é possível a contaminação do fluido quando da abertura da linha para se retirar as amostras. O grupo de trabalho encontrou muita variação nas amostragens, sem nenhuma explicação razoável.

Ainda relativo aos processos de manutenção, a aeronave não tinha incorporado os itens previstos na AD CF 98-36, relativos à modificação da placa de Vne e marcas limites no velocímetro, apesar de constar na Ficha de Inspeção Anual de Manutenção o seu cumprimento em 10 OUT 1998 pela oficina que realizou a inspeção.

Independentemente da movimentação do pedal esquerdo haver ocorrido por falha do servo ou aplicação, voluntária ou não, pelo tripulante, é fato que esse movimento conduziu ao impacto das pás do rotor de cauda contra o cone. Esta circunstância está em desacordo com o FAR Parte 27, que define que deve haver distância suficiente para evitar a colisão do rotor com a estrutura em qualquer condição de operação. Para demonstrar este requisito, o fabricante apoia-se na FAA Advisory Circular 27-1 A parágrafo 267 (descrito no item III. 15 deste Relatório).

Apesar de o fabricante cumprir o AC 27-1, isto não foi suficiente para atender à exigência do FAR 27, de que não deve haver colisão do rotor com a estrutura em qualquer condição de operação. Em conseqüência, há necessidade de se rever a Advisory Circular 27-1.

Desta forma, de acordo com as evidências levantadas, apresenta-se a seguinte **hipótese como a mais provável** para a o aumento abrupto e anormal do passo do rotor de cauda em vôo, qual seja, um mau funcionamento temporário do servo atuador do rotor de cauda devido ao travamento momentâneo da válvula piloto por uma partícula contaminante no fluido hidráulico. Esta hipótese, entretanto, exigiria que o piloto não estivesse com os pés sobre os pedais naquele exato momento, o que contraria o seu depoimento ou, até mesmo, estivesse sem exercer pressão sobre os mesmos.

Assim sendo, temos como contribuição para a ocorrência desse sinistro, os seguintes acontecimentos:

- a má qualidade do fluido hidráulico, possivelmente devido a procedimentos inadequados de manutenção ou armazenamento;
- a distância do plano de rotação do rotor de cauda, insuficiente para evitar o seu contato com a estrutura da aeronave em qualquer condição de vôo, conforme estabelecido por requisito de homologação;

- a ausência de dispositivos no sistema dinâmico do rotor de cauda que impedissem as pás de atingir um batimento excessivo em vôo;
- a possibilidade de que a carga limite da haste de comando de passo seja superada com uma combinação de velocidade de cruzeiro elevada, simultânea à aplicação de pedal próximo ao máximo;
- a possibilidade de a aeronave estar em vôo translacional acima da velocidade permitida, em virtude do não cumprimento das Diretrizes de Aeronavegabilidade em vigor referente às marcas no velocímetro e placa de Vne; e
- a deficiente regulamentação da AC 27-1, que não atende os requisitos de homologação exigidos no FAR 27.

Com relação ao abandono da aeronave pelos passageiros após o pouso, com o rotor ainda girando, não ficou esclarecido se os passageiros haviam sido orientados quanto aos procedimentos de emergência. É possível, também, que a passageira tenha sido acometida de pânico, em consequência dos momentos de descontrole da aeronave, e, ao efetivar-se a parada desta, a tenha abandonado instintiva e inadvertidamente, assim como o outro passageiro.

V. CONCLUSÃO

1. Fatos

- a. a aeronave decolou para realizar um vôo de transporte de passageiros;
- b. durante o vôo de cruzeiro, a 500 ft de altura e 110 knots, o piloto escutou um estrondo e a aeronave guinou repentinamente para a esquerda;
- c. o piloto relatou que houve movimentação autônoma do pedal esquerdo para frente;
- d. a aeronave entrou em atitude anormal, ficando descontrolada;
- e. houve desprendimento em vôo de parte do cone de cauda, rompido por impactos sucessivos do rotor e cauda;
- f. o piloto conseguiu controlar a aeronave, através de variações de velocidade vertical e de potência;
- g. a aeronave realizou um pouso forçado em uma colina, sofrendo danos nos esquis de pouso que deixaram o rotor principal mais baixo em relação ao solo;
- h. após o pouso, os dois passageiros abriram a porta e abandonaram a aeronave;
- i. como o rotor principal ainda girava, houve o impacto deste com os dois passageiros, que vieram a falecer;
- j. a aeronave sofreu danos graves;
- k. o piloto estava com seu Certificado de Habilitação Técnica e Certificado de Capacitação Física válidos;
- l. Por requisitos de homologação (FAR 27), o helicóptero deve ser projetado de maneira que haja distância suficiente entre as pás dos rotores e outras partes da estrutura, de modo a evitar que as pás atinjam qualquer parte da estrutura durante qualquer condição de operação;

- m. o helicóptero não tinha incorporado os procedimentos de manutenção previstos na AD CF 98-36, apesar de constarem da FIAM;
- n. nos exames laboratoriais, não foi encontrada nenhuma evidência de mau funcionamento no servo hidráulico;
- o. o fluido hidráulico foi considerado contaminado;
- p. com o fluido hidráulico contaminado, é possível que a válvula piloto do servo atuador do rotor de cauda fique presa e cause o deslocamento do servo, mesmo que temporariamente; e
- q. não foi pesquisado o processo de manutenção relativo à troca do fluido hidráulico do servo do rotor de cauda.

2. Fatores contribuintes

a. Fator Humano

- (1). Aspecto Fisiológico – Não contribuiu
- (2). Aspecto Psicológico – Não contribuiu

b. Fator Operacional

(1). Deficiente Manutenção – Indeterminado

Não foram levantados dados suficientes para determinar se a origem de contaminação do fluido hidráulico do servo do rotor de cauda teria ocorrido durante os processos de manutenção.

(2). Deficiente Manutenção – Contribuiu

A aeronave não havia cumprido, conforme previsto, os itens estabelecidos na Diretriz de Aeronavegabilidade AD CF 98-36, apesar de constarem como cumpridos na FIAM.

(3). Outros Aspectos Operacionais – Indeterminado

Não foram levantados dados sobre a realização de briefim aos passageiros com relação ao procedimento de abandono da aeronave em pouso de emergência.

c. Fator Material

(1). Deficiência de Projeto – Contribuiu

O projeto do Bell 407 não atende às exigências estabelecidas no FAR Part 27 parágrafo 27.661, referente ao distanciamento das pás dos rotores em relação à estrutura.

Não existem dispositivos no sistema dinâmico do rotor de cauda que impeçam as pás de atingir um batimento excessivo em voo.

Existe a possibilidade de que a carga limite da haste de comando de passo seja superada com uma combinação de velocidade de cruzeiro e aplicação do pedal próximo ao máximo.

(2). Deficiente Manuseio de Material – Indeterminado

Não foram levantados dados suficiente para estabelecer se a contaminação do fluido hidráulico deveu-se a procedimentos inadequados de armazenamento e manuseio do material.

d. Outros

(1) Deficiente Regulamentação- Contribuiu

Os procedimentos previstos no Advisory Circular 27-1 parágrafo 267 não foram suficientes para atender a exigência prevista pelo FAR 27 quanto à separação entre rotores e estrutura da aeronave.

VI. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA DE VÔO

Recomendação de Segurança de Vôo, conforme definido na NSMA 3-9 de 30 JAN 96, é o estabelecimento de uma ação ou conjunto de ações emitidas pelo Chefe do Estado-Maior da Aeronáutica, de CUMPRIMENTO OBRIGATÓRIO pelo órgão ao qual foi dirigida, em ação, prazo e responsabilidade nela estabelecidas

1. À Bell Helicopter Textron:

Implementar, dentro de 12 meses, modificações no conjunto do rotor de cauda do modelo Bell 407 e buscar a certificação da nova configuração, demonstrando que não haverá possibilidade de colisão das pás do rotor de cauda com a estrutura, nem possibilidade de que a carga limite da haste de comando de passo seja superada em vôo, a velocidades de cruzeiro e com aplicação de pedal até o batente.

2. Aos Fabricantes de Helicópteros:

Incluir, no prazo de seis meses, nos manuais de vôo de helicópteros servo-assistidos, um aviso de “CAUTION” para que os pilotos mantenham pés e mãos nos controles de vôo.

3. Ao Instituto de Fomento e Coordenação Industrial (IFI):

Encaminhar, no prazo de três meses, documento ao Órgão de Homologação Canadense do tipo de aeronave, solicitando reavaliar os procedimentos estabelecidos no Advisory Circular 27-1 parágrafo 267 de modo a garantir que o rotor de cauda não atinja a estrutura em qualquer condição de operação, conforme os requisitos estabelecidos no FAR 27.

4. Ao Departamento de Aviação Civil e Centro Técnico Aeroespacial:

No prazo de seis meses, acompanhar e participar das iniciativas de implantação de limites de contaminação e intervalos de teste de fluido hidráulico para uso aeronáutico.

5. Ao Departamento de Aviação Civil:

- a. Determinar, no prazo de seis meses, a realização de vistoria de segurança de vôo nas oficinas da Líder Táxi Aéreo, responsável pelos serviços de manutenção discrepantes realizados na aeronave acidentada.
- b. No prazo de 6 meses, realizar estudo no sentido de regulamentar a adoção de instruções verbais aos passageiros de helicópteros e aeronaves de pequeno e médio porte.

Em, 05/12/2000.