

**COMANDO DA AERONÁUTICA**  
**CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE**  
**ACIDENTES AERONÁUTICOS**



**RELATÓRIO FINAL**  
**A - 564/CENIPA/2014**

<b>OCORRÊNCIA:</b>	<b>ACIDENTE</b>
<b>AERONAVE:</b>	<b>PP-FJC</b>
<b>MODELO:</b>	<b>AS-350-BA</b>
<b>DATA:</b>	<b>07AGO2009</b>



## **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 item 3.1 do “attachment E” do Anexo 13 “legal guidance for the protection of information from safety data collection and processing systems” da Convenção de Chicago de 1944, recepcionada pelo ordenamento jurídico brasileiro por meio do Decreto nº 21.713, de 27 de agosto de 1946.*

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

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

## SINOPSE

O presente Relatório Final refere-se ao acidente aeronáutico com a aeronave PP-FJC, modelo AS-350-BA, ocorrido em 07AGO2009, classificado como falha de sistema / componente.

Durante a decolagem normal, a aeronave apresentou perda de potência, guinou para a direita e chocou-se contra obstáculos, parando, aproximadamente, na proa oposta a da decolagem.

A aeronave teve danos substanciais.

Os pilotos e o passageiro saíram ilesos.

Não houve a designação de Representante Acreditado.



## ÍNDICE

<b>GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS .....</b>	<b>5</b>
<b>1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.....</b>	<b>6</b>
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.....	7
1.8. Auxílios à navegação.....	7
1.9. Comunicações.....	7
1.10. Informações acerca do aeródromo.....	7
1.11. Gravadores de voo.....	7
1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.....	8
1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.....	8
1.13.1. Aspectos médicos.....	8
1.13.2. Informações ergonômicas.....	8
1.13.3. Aspectos Psicológicos.....	8
1.14. Informações acerca de fogo.....	8
1.15. Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.....	8
1.16. Exames, testes e pesquisas.....	8
1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.....	11
1.18. Informações operacionais.....	11
1.19. Informações adicionais.....	12
1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.....	12
<b>2. ANÁLISE.....</b>	<b>13</b>
<b>3. CONCLUSÃO.....</b>	<b>14</b>
3.1. Fatos.....	14
3.2. Fatores contribuintes.....	15
<b>4. RECOMENDAÇÃO DE SEGURANÇA .....</b>	<b>15</b>
<b>5. AÇÃO CORRETIVA OU PREVENTIVA JÁ ADOTADA.....</b>	<b>15</b>

**GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS**

ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
ANP	Agencia Nacional de Petróleo
CA	Certificado de Aeronavegabilidade
CCF	Certificado de Capacidade Física
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CG	Centro de Gravidade
CHT	Certificado de Habilitação Técnica
CTP	Caixa de Transmissão Principal
DCTA	Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
DOA	Destacamento de Operações Aéreas
FCU	Fuel Control Unit
GTM	Grupo Turbo-Motor
IFR	<i>Instrument Flight Rules</i>
INFRAERO	Empresa Brasileira de Infraestrutura Aeroportuária
Lat	Latitude
Long	Longitude
METAR	<i>Meteorological Aerodrome Report</i>
MNTE	Aviões Monomotores Terrestres
PCDF	Polícia Civil do Distrito Federal
PPH	Piloto Privado - Helicóptero
PPR	Piloto Privado – Avião
RBHA	Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica
RS	Recomendação de Segurança
RSO	Recomendação de Segurança Operacional
QAV-1	Querosene de aviação
SBMG	Indicativo de Localidade - Aeródromo de Maringá
SERIPA	Serviço Regional de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SGSO	Sistema de Gerenciamento de Segurança Operacional
SWSW	Designativo de localidade – Heliponto da Polícia Civil do Distrito Federal
SIPAER	Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
UTC	<i>Universal Time Coordinated</i>
VFR	<i>Visual Flight Rules</i>

## 1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.

<b>Aeronave</b>	<b>Modelo:</b> AS-350BA <b>Matrícula:</b> PP-FJC <b>Fabricante:</b> Eurocopter	<b>Operador:</b> Polícia Civil do Distrito Federal
<b>Ocorrência</b>	<b>Data/hora:</b> 07AGO2009 / 20:40 (UTC) <b>Local:</b> Heliponto da Polícia Civil do DF (SWSW) <b>Lat.</b> 15°46'47"S <b>Long.</b> 047°54'47"W <b>Município – UF:</b> Brasília – DF	<b>Tipo(s):</b> Falha de Sistema / Componente

### 1.1. Histórico do voo.

Durante a decolagem vertical do heliponto da Polícia Civil do Distrito Federal (SWSW), ao iniciar a decolagem normal, foram ouvidos pelos pilotos dois ruídos anormais, seguidos da guinada da aeronave para a direita, com o acionamento do alarme sonoro de baixa rotação do rotor principal e perda de altura.

O helicóptero deslocou-se à frente, efetuando giro de nariz para a direita e continuou perdendo altura.

O rotor de cauda colidiu contra um holofote e a cauda da aeronave contra uma cerca de arame.

A aeronave tocou o solo enquanto girava para a direita, parando em seguida.

### 1.2. Lesões às pessoas.

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

### 1.3. Danos à aeronave.

A aeronave teve danos substanciais no motor, na sua estrutura, nos estabilizadores e no rotor de cauda.

### 1.4. Outros danos.

Um holofote e uma cerca de arame foram atingidos.

### 1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.

#### 1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.

Horas Voadas		
Discriminação	Piloto	Copiloto
Totais	2.200:00	500:00
Totais, nos últimos 30 dias	03:40	04:30
Totais, nas últimas 24 horas	02:00	02:00
Neste tipo de aeronave	2.150:00	450:00
Neste tipo, nos últimos 30 dias	03:40	04:30
Neste tipo, nas últimas 24 horas	02:00	02:00

**Obs.:** Os dados relativos às horas voadas foram fornecidos pelo operador.

### **1.5.2. Formação.**

O piloto realizou o curso de Piloto Privado – Helicóptero (PPH) na Escola Superior de Aviação, São Paulo, em 1987.

O copiloto realizou o curso de Piloto Privado – Avião (PPR) em 1997 e o curso de Piloto Privado – Helicóptero (PPH) na EDRA Aeronáutica, Ipeúnas, SP, em 1999.

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

O piloto possuía a licença de Piloto Comercial – Helicóptero (PCH) e estava com a habilitação técnicas de aeronave tipo H350 válida.

O copiloto possuía a licença de Piloto Comercial – Helicóptero (PCH) e estava com as habilitações técnicas de aeronave tipo H350, HU30, Multimotor Terrestre (MLTE) e Monomotor Terrestre (MNTE) válidas.

### **1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.**

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

### **1.5.5. Validade da inspeção de saúde.**

Os pilotos estavam com os Certificados de Capacidade Física (CCF) válidos.

### **1.6. Informações acerca da aeronave.**

A aeronave, de número de série HB-1110/2003, foi fabricada pela HELIBRÁS, em 1988.

O certificado de aeronavegabilidade (CA) estava válido.

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

A última inspeção da aeronave, do tipo “100 horas”, foi realizada em 30ABR2009 pela oficina Líder Aviação, em Brasília, DF, estando com 52 horas e 15 minutos voadas após a inspeção.

A última revisão da aeronave, do tipo “Inspeção Anual de Manutenção (IAM)”, foi realizada em 18AGO2008 pela oficina Líder Aviação, em Brasília, DF, estando com 66 horas e 20 minutos voadas após a revisão.

### **1.7. Informações meteorológicas.**

As condições eram favoráveis ao voo visual.

### **1.8. Auxílios à navegação.**

Nada a relatar.

### **1.9. Comunicações.**

Nada a relatar.

### **1.10. Informações acerca do aeródromo.**

O Heliponto da Polícia Civil do Distrito Federal (SWSW) era homologado, possuía pavimento de asfalto com resistência de até seis toneladas com dimensões de 19,5 metros por 26 metros e elevação de 3.816ft.

### **1.11. Gravadores de voo.**

Não requeridos e não instalados.

## **1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.**

Ao iniciar o movimento à frente, para a decolagem normal, a aeronave adotou uma atitude cabrada, derrapando com a cauda para a esquerda, perdendo altura até o rotor de cauda chocar-se contra um holofote.

Em seguida, a cauda da aeronave colidiu contra uma cerca de arame.

A célula do helicóptero passou por cima de uma cerca de 1,75 metros de altura, que foi atingida pela cauda e pelo rotor de cauda.

Os esquis chocaram-se contra o meio-fio localizado do outro lado da cerca, fraturando-se nas suas porções anteriores.

A cabine dos pilotos tocou o solo enquanto o helicóptero descrevia um giro para direita no eixo vertical, parando, aproximadamente, 180 graus defasados da proa de decolagem.

Os destroços ficaram concentrados, sendo que uma das pás do rotor de cauda foi fraturada próximo da raiz e foi lançada sobre o telhado de uma construção a aproximadamente 30 metros.

Duas das três pás do rotor principal tiveram danos leves e a terceira apresentava uma dobra para cima, próxima à sua raiz.

## **1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.**

### **1.13.1. Aspectos médicos.**

Não pesquisado.

### **1.13.2. Informações ergonômicas.**

Nada a relatar.

### **1.13.3. Aspectos Psicológicos.**

Não pesquisado.

## **1.14. Informações acerca de fogo.**

Não havia nenhuma evidência de fogo em voo ou após o impacto.

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

Nada a relatar.

## **1.16. Exames, testes e pesquisas.**

Amostras do querosene de aviação retirado do tanque do combustível da aeronave e do reservatório de abastecimento de aeronaves do Destacamento de Operações Aéreas (DOA) da Polícia Civil do Distrito Federal foram enviadas para a Agência Nacional do Petróleo, Gás Natural e Biocombustíveis (ANP).

O Relatório de Ensaio nº1803/09 da ANP concluiu que as amostras estavam de acordo com as especificações para o Querosene de Aviação (QAV-1), não sendo verificada qualquer adulteração do produto ou presença de contaminantes.

Durante a desmontagem do motor, após o acidente, foi verificado que a conexão Grupo Turbo-Motor (GTM) – Caixa de Transmissão Traseira (CTT) estava íntegra e que a conexão GTM – Caixa de Transmissão Principal (CTP) estava rompida no ponto de ligação do eixo de transmissão com o GTM e os três parafusos de fixação do flexor ao eixo de transmissão estavam fraturados. Foram encontradas partes complementares de dois dos parafusos fraturados e duas porcas casteladas soltas.

As demais porcas casteladas estavam frenadas e fixas aos respectivos parafusos.

Foi observado que existiam dois tipos de parafusos aplicados no flexor da conexão do eixo de transmissão com o GTM, divididos em dois grupos de três parafusos idênticos entre si.

Um grupo possuía o *Part Number (PN)* colocado na sua “cabeça” (*PN 350A32 1060.38*) e o outro grupo não possuía o *Part Number* escrito no seu corpo.

Os parafusos responsáveis pela conexão entre o GTM – eixo de transmissão – CTP possuíam dois orifícios destinados à colocação de arames de freio.



Figura 1 - Um dos parafusos fraturados (primeiro à esquerda) e outros dois parafusos com o *PN 350A32 1060.38*. Pode-se observar que a fratura ocorreu na região dos orifícios de passagem dos freios.

Os orifícios nos parafusos eram localizados próximos às suas extremidades e perpendiculares entre si, cruzando-se no interior dos parafusos.

As fraturas nos três parafusos ocorreram no mesmo local, justamente na região em que são localizados os orifícios para a passagem do freio.

Os três parafusos fraturados eram do grupo que não possuía *Part Number* escritos nos seus corpos.

Apesar de terem sido encontrados diversos fragmentos dos parafusos fraturados, não foram encontrados fragmentos de arames de freio.

Foi verificado, junto ao fabricante da aeronave, a rastreabilidade dos parafusos fraturados e confirmado que os mesmos eram do *PN 350A32 1060.25*.

Segundo o fabricante, os parafusos de *PN 350A32 1060.25* e *PN 350A32 1060.38* podiam ser utilizados na conexão dos acoplamentos flexíveis do eixo de transmissão do motor para a caixa de transmissão principal.

Os parafusos fraturados, seus fragmentos e as porcas casteladas foram analisados pelo Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA), e a Divisão de Materiais emitiu o Relatório nº 27-AMR-E/09, de 16NOV2009, apontando que:

- Em dois parafusos a fratura foi completamente danificada por amassamentos posteriores à fratura.
- Nota-se que na região da fratura dos parafusos, a seção resistente se reduz a quatro pequenas áreas de aspecto triangular.

- Exames por estereoscopia mostraram a presença de danos por atrito no corpo dos parafusos.
- Nas partes fraturadas dos parafusos encontradas soltas foram observados danos por amassamento e fraturas com aspecto de sobrecarga.
- Os exames por microscopia eletrônica de varredura nas superfícies de fratura dos parafusos confirmaram os aspectos observados nos exames estereoscópicos.
- Os resultados obtidos indicam que o mecanismo da falha dos três parafusos que faziam a fixação do acoplamento flexível foi ruptura por sobrecarga.

Essas rupturas ocorreram nos três parafusos em uma mesma região, onde existiam os orifícios para a passagem dos freios.

Segundo o Adendo, de MAR2010, ao Relatório nº 27-AMR-E/09 do DCTA:

a análise química indica que os três parafusos possuem composições semelhantes. Os exames metalográficos indicam que as microestruturas dos três parafusos são semelhantes, constituídas de martensita revenida, resultante do tratamento térmico de têmpera e revenimento. As medidas de dureza também indicaram valores semelhantes para os três parafusos. Assim, pode-se considerar que os três parafusos são semelhantes em termos de material e resistência mecânica.

O motor da aeronave foi enviado à TURBOMECA DO BRASIL e os testes efetuados resultaram no *Investigation Report* T09/CR0725A-1, de 28SET2009, apontando que:

- não foram observados danos externos no motor;
- no lado esquerdo do escapamento foram verificados depósitos de areia e de óleo/combustível;
- foram encontradas três “cabeças” de parafusos seccionadas no conjunto da roda livre do motor;
- foi executado o cheque de permeabilidade dos bicos injetores, e o resultado estava de acordo com a documentação da TURBOMECA DO BRASIL;
- não foram observadas partículas no filtro de combustível da unidade controladora de combustível (*Fuel Control Unit – FCU*), no filtro de óleo e nos plugues magnéticos; e
- após os testes de bancada, foi removido o módulo 5 do motor e foi verificado que a linha de fé não estava desalinhada, evidenciando que, por ocasião do impacto que provocou a parada do rotor principal, o rotor encontrava-se sem potência transmitida pelo motor.

Durante os testes realizados em bancada, foram obtidos os seguintes resultados:

- o desempenho do motor estava de acordo com as especificações do fabricante;
- o tempo de resposta do FCU, tanto na aceleração quanto na desaceleração, estava de acordo com as especificações do fabricante;
- o tempo de corte do motor foi mensurado e estava de acordo com as especificações do fabricante;
- a potência máxima do motor estava disponível;
- não houve estol de compressor; e
- o teste de apagamento do motor foi considerado de acordo com as especificações do fabricante.

A TURBOMECA DO BRASIL ainda foi consultada no tocante à possibilidade da unidade controladora de combustível controlar a rotação do motor, no caso de ruptura do eixo de transmissão da aeronave.

O fabricante respondeu que:

confirmamos que em alguns acidentes, podemos observar a ruptura da transmissão principal sem que, como consequência, ocorresse a quebra das palhetas da turbina livre.

Isto pode ser explicado por:

- a ação da unidade controladora de combustível (FCU), reduzindo o fluxo de combustível no sentido de trazer a velocidade da turbina livre de volta a 100%. A eficiência desta ação depende da demanda de potência no momento da ruptura da transmissão (quanto menor a potência demandada, maior a chance de sucesso) e também por características intrínsecas das palhetas da turbina.
- a ruptura súbita de uma linha de fornecimento de combustível durante o impacto, o que imediatamente desligaria o motor (engine shut down).

Temos registro de parâmetros observados durante um teste no banco de provas. O eixo de transmissão de um motor em potência de decolagem (*take off*) foi propositalmente cisalhado de forma a iniciar uma sobrevelocidade (*overspeed*) e a ruptura das palhetas (*blade shedding*). A turbina livre atingiu 151% e, em razão da ação da unidade controladora de combustível, regrediu para 100%.

Tal procedimento estava descrito no Manual de Treinamento do Motor Arriel 1B, na Operação do Sistema de Controle, nas páginas 7.32 e 7.33.

Foram realizados testes e pesquisas na HELIBRÁS com o intuito de verificar a possibilidade do acoplamento flexível do eixo de transmissão tocar na trompa que o envolve, provocando a fratura dos parafusos, sendo tal possibilidade descartada uma vez que o movimento existente entre o motor e a caixa de transmissão principal era absorvido pela trompa, que se liga aos componentes já citados por meio de um anel cardã.

Este anel absorvia não só a vibração vertical, mas também a horizontal entre os componentes.

#### **1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.**

Nada a relatar.

#### **1.18. Informações operacionais.**

A aeronave estava dentro dos limites de peso e do centro de gravidade (CG) especificados pelo fabricante.

A aeronave iria realizar o terceiro voo do dia, sendo que o segundo fora realizado pela mesma tripulação que sofreu o acidente.

Não foi reportada nenhuma anormalidade no voo anterior.

A tripulação relatou que optou por realizar uma decolagem vertical em função da proximidade das instalações do Destacamento de Operações Aéreas (DOA) e da existência de outra aeronave estacionada próxima.

Segundo os pilotos, após definir o voo pairado, que apesar de um pouco mais alto, ainda estava dentro do efeito solo, foi efetuado o cheque dos instrumentos e ao ser iniciada a decolagem normal, a tripulação ouviu dois ruídos de intensidade média, semelhantes a dois estouros.

De imediato, houve uma guinada para a direita (cauda à esquerda), seguida do acionamento do alarme sonoro de baixa rotação do rotor principal e do afundamento da aeronave até o impacto contra os obstáculos.

Após a parada da aeronave, a tripulação abandonou-a sem desligar os equipamentos.

Outro agente da Polícia Civil, que presenciou a ocorrência e foi a primeira pessoa a chegar ao local, efetuou o corte do motor pelo manete de corte de combustível, bem como desligou o alarme sonoro, que ainda soava, e a bateria da aeronave.

### **1.19. Informações adicionais.**

Em 16ABR2009, foi efetuada, na oficina da Líder Aviação – Brasília, a inspeção de 04 anos/1.000 horas de célula do helicóptero.

No respectivo Programa de Manutenção, capítulo 05-20-02, página 02, o cartão de trabalho 63/10/00/000/000/000, ligação Caixa de Transmissão Principal (CTP) – Grupo Turbo-Motor (GTM) remete ao MET 63.00.00.601 § 5.

A inspeção de 3.000 horas do motor foi executada na oficina da TURBOMECA DO BRASIL, no período de 13OUT2008 até 04MAR2009, e foram voadas 54 horas e 25 minutos após esta inspeção.

Neste modelo de aeronave, o grupo motopropulsor transmitia rotação ao rotor principal por meio da caixa de transmissão principal e ao rotor de cauda por meio da caixa de transmissão traseira por meio de eixos de transmissão.

O eixo de transmissão que conectava o GTM à CTP possuía em suas extremidades acoplamentos flexíveis que se destinavam a transmitir torque, absorver impacto, vibração e permitir leves desalinhamentos.

A ligação do eixo de transmissão com o GTM era feita por meio de um flexor e um flange.

O flange se constituía de uma peça com um anel estriado internamente para ser encaixado no eixo de potência do motor. Tal flange era preso ao flexor por três parafusos com porcas casteladas frenadas.

O flexor, por sua vez, era preso ao eixo de transmissão por outros três parafusos com porcas casteladas frenadas.

A ligação do eixo de transmissão com a CTP era feita por meio de um flexor embuchado. O flexor era conectado ao eixo com o uso de três parafusos com porcas casteladas frenadas e, com o uso de outros três parafusos com porcas casteladas frenadas, ele era conectado à CTP.

### **1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.**

Não houve.

## 2. ANÁLISE.

Exames realizados pela Agência Nacional do Petróleo, Gás Natural e Biocombustíveis (ANP) nas amostras do combustível da aeronave e do reservatório do DOA não identificaram qualquer adulteração ou presença de contaminantes que possa ter comprometido a operação do motor da aeronave.

Testes de bancada revelaram que o desempenho do motor estava de acordo com as suas especificações, bem como o tempo de resposta da FCU e diversos outros parâmetros de operação, eliminando a possibilidade de que tenha ocorrido uma falha de motor.

Os graves danos sofridos pelas pás do rotor de cauda evidenciaram que este possuía elevada rotação e potência no momento do impacto contra os obstáculos.

Os danos leves em duas das pás do rotor principal demonstraram que este possuía baixa rotação e baixa potência por ocasião do impacto contra o solo. Tal aspecto é corroborado pela declaração dos pilotos de que o alarme sonoro de baixa rotação do rotor principal tocou após escutarem dois barulhos anormais durante a decolagem normal.

O *Investigation Report* T09/CR0725A-1 emitido pela TURBOMECA DO BRASIL, sinalizou que o não desalinhamento da linha de fé do módulo 5 do motor, por ocasião do impacto que provocou a parada do rotor principal, era uma evidência de que o rotor encontrava-se sem potência transmitida pelo motor.

A conjunção de tais características, não usuais em acidentes de helicópteros, somente seria possível com a desconexão do eixo de transmissão da rotação do motor para a caixa de transmissão principal, ao mesmo tempo em que era mantida a ligação motor – rotor de cauda.

Tais condições foram verificadas durante a desmontagem do motor, sendo que a desconexão do eixo de transmissão existente entre o GTM e a CTP ocorreu em razão da quebra dos três parafusos que prendem o flexor ao eixo de transmissão, no ponto de conexão do eixo com o GTM.

Foram realizados testes e pesquisas na HELIBRÁS com o intuito de verificar a possibilidade de os acoplamentos flexíveis do eixo de transmissão tocarem na trompa que os envolve, provocando a fratura dos parafusos, sendo tal possibilidade descartada uma vez que o movimento existente entre o motor e a caixa de transmissão principal era absorvido pela trompa, que se ligava aos componentes já citados por meio de um anel cardã que absorvia a vibração vertical e horizontal entre eles.

Uma vez que o fabricante da aeronave confirmou a rastreabilidade e o *Part Number* dos parafusos fraturados e a utilização destes na conexão GTM – barra de transmissão – CTP e que foi verificado, através de exames, que eles possuíam a mesma composição, características físicas e resistência dos demais parafusos, descarta-se a possibilidade de que tenha ocorrido a utilização de parafusos não aprovados.

Exames realizados pelo Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial revelaram que o mecanismo da falha dos três parafusos fraturados que faziam a fixação do acoplamento flexível com a barra de transmissão foi ruptura por sobrecarga, ocorrida nos orifícios para a passagem dos freios.

Para que as fraturas dos parafusos possam ter ocorrido nessa posição, as porcas tiveram que desrosquear-se pelo menos até aquele ponto, onde a seção resistente dos parafusos sofre uma brusca redução e há a concentração de tensão, em face dos orifícios dos freios. Com isso, a tensão necessária para a ruptura dos parafusos é bastante reduzida.

Para que ocorresse o movimento das porcas, elas teriam que estar sem freio, ou estes terem se soltado em serviço. Considerando que não foram encontrados vestígios de arame de freio entre o GTM e a CTP, admite-se que as porcas casteladas foram instaladas sem o devido freio, evidenciando inadequação dos serviços de manutenção.

A não colocação dos freios nas porcas dos parafusos levou ao gradual afrouxamento destas, até alcançarem a posição dos orifícios dos freios, onde a seção resistente era bastante reduzida e havia a concentração de tensão, resultando na ruptura por sobrecarga dos parafusos e o conseqüente colapso do acoplamento.

Assim, apesar de o motor estar operando em condições normais e de transmitir integralmente potência e rotação para o rotor de cauda, a conexão motor – caixa de transmissão principal havia sido eliminada, impossibilitando a transmissão de rotação e potência para o rotor principal.

Como no início de uma decolagem normal o comando coletivo é bastante solicitado, a guinada para a direita ocorreu em função da própria aplicação do pedal direito pelo piloto, necessária àquela condição de voo.

A perda de rotação do rotor principal ocorrida na sequência foi consideravelmente acelerada em virtude da aplicação do comando coletivo, já que o aumento do passo coletivo incrementa o ângulo de ataque das pás do rotor principal e conseqüentemente o arrasto destas.

Sem a potência necessária para manter a rotação, em função da fratura dos parafusos, e com as pás do rotor principal com elevado ângulo de ataque, a rotação do rotor principal rapidamente decresceu, causando o acionamento do alarme sonoro de baixa rotação.

Desta forma, a aeronave encontrava-se em uma situação em que não possuía rotação suficiente no rotor principal para manter-se em voo, apesar de continuar com efetividade no rotor de cauda, levando à perda de altura.

### **3. CONCLUSÃO.**

#### **3.1. Fatos.**

- a) os pilotos estavam com os Certificados de Capacidade Física (CCF) válidos;
- b) os pilotos estavam com os Certificados de Habilitação Técnica (CHT) válidos;
- c) os pilotos estavam qualificados e possuíam experiência no tipo de voo;
- d) a aeronave estava com o Certificado de Aeronavegabilidade (CA) válido;
- e) a aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento;
- f) a escrituração das cadernetas de célula, motores e rotores estavam atualizadas;
- g) era o terceiro voo do dia, não tendo sido reportada qualquer alteração nos voos anteriores;
- h) durante a decolagem normal a aeronave guinou para a direita e perdeu altura, vindo a colidir contra um holofote e uma cerca de arame, antes de impactar contra o solo;
- i) os três parafusos utilizados na conexão de um dos flexores da barra de transmissão entre o GTM e a CTP foram encontrados fraturados nos orifícios de passagem do arame freio;
- j) o mecanismo da falha dos três parafusos foi ruptura por sobrecarga;

- k) partes complementares de dois dos parafusos fraturados e duas porcas foram encontradas soltas;
- l) não foram encontrados fragmentos de arames de freio;
- m) a aeronave teve danos substanciais; e
- n) os pilotos e o passageiro saíram ilesos.

### 3.2. Fatores contribuintes.

#### - Manutenção da aeronave – contribuiu.

Durante uma intervenção de manutenção não foram colocados os freios em três porcas dos parafusos que conectavam o acoplamento flexível à barra de transmissão existente entre o GTM e a CTP.

A ausência dos freios permitiu o gradual afrouxamento das porcas até a posição dos orifícios destinados a eles, resultando na ruptura dos parafusos por sobrecarga.

O colapso da conexão impediu a transmissão da rotação e potência do motor para a caixa de transmissão principal, e conseqüentemente para as pás do rotor principal, acarretando a perda de altura e a colisão da aeronave contra o solo.

### 4. RECOMENDAÇÃO DE SEGURANÇA

*Medida de caráter preventivo ou corretivo emitida pelo CENIPA ou por um Elo-SIPAER para o seu respectivo âmbito de atuação, visando eliminar um perigo ou mitigar o risco decorrente de condição latente, ou de falha ativa, resultado da investigação de uma ocorrência aeronáutica, ou de uma ação de prevenção e que, em nenhum caso, dará lugar a uma presunção de culpa ou responsabilidade civil, penal ou administrativa.*

*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 Líder Táxi Aéreo, recomendou-se:

**RSO (A) 048/2010/SERIPA VI**

**Emitida em 20/10/2010**

Reciclar o pessoal de manutenção de aeronaves quanto aos processos de execução e de supervisão dos serviços de manutenção de forma a garantir a adequação dos serviços.

**RSO (A) 049/2010/SERIPA VI**

**Emitida em 20/10/2010**

Implantar o Sistema de Gerenciamento da Segurança Operacional (SGSO) voltado para a área de manutenção, com o intuito de aprimorar o processo de acompanhamento das atividades de inspeção e de manutenção das aeronaves.

#### Recomendações emitidas no ato da publicação deste relatório.

Não há.

### 5. AÇÃO CORRETIVA OU PREVENTIVA JÁ ADOTADA.

Nada a relatar.

Em, 16 de junho de 2016.

