

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



**RELATÓRIO FINAL**  
**A-151/CENIPA/2016**

<b>OCORRÊNCIA:</b>	<b>ACIDENTE</b>
<b>AERONAVE:</b>	<b>PR-IDR</b>
<b>MODELO:</b>	<b>AS 350 B3</b>
<b>DATA:</b>	<b>19NOV2016</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 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 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 com a aeronave PR-IDR, modelo AS 350 B3, ocorrido em 19NOV2016, classificado como “[LOC-I] Perda de controle em voo”.

Durante a realização de um voo pairado, em uma operação policial de vigilância, a tripulação perdeu o controle direcional da aeronave, a qual permaneceu em giro à esquerda, em torno do seu eixo vertical, perdendo altura até colidir contra o solo.

A aeronave teve danos substanciais.

Os quatro ocupantes da aeronave faleceram com o impacto.

Houve designação de Representante Acreditado do *Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile* (BEA) - França, Estado de projeto da aeronave.



## ÍNDICE

<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.....	8
1.9. Comunicações.....	8
1.10. Informações acerca do aeródromo.....	8
1.11. Gravadores de voo.....	8
1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.....	8
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.....	14
1.14. Informações acerca de fogo.....	14
1.15. Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.....	14
1.16. Exames, testes e pesquisas.....	14
1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.....	18
1.18. Informações operacionais.....	18
1.19. Informações adicionais.....	18
1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.....	22
<b>2. ANÁLISE.....</b>	<b>22</b>
<b>3. CONCLUSÕES.....</b>	<b>27</b>
3.1. Fatos.....	27
3.2. Fatores contribuintes.....	29
<b>4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA .....</b>	<b>30</b>
<b>5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.....</b>	<b>30</b>

## GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS

ADE	Categoria de Registro de Aeronave de Administração Direta Estadual
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
BEA	<i>Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile</i>
CA	Certificado de Aeronavegabilidade
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CMA	Certificado Médico Aeronáutico
DCTA	Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
DECU	<i>Digital Engine Control Unit</i> - unidade digital de controle do motor
DIVOP	Divulgação Operacional
EEPROM	<i>Electrically-Erasable Programmable Read-Only Memory</i> - memória eletricamente apagável, programável e somente leitura.
FLIR	<i>Forward Looking Infrared</i> - visão à frente em infravermelho
GAM	Grupamento Aeromárítimo da PMERJ
HMNT	Habilitação de Classe Helicóptero Monomotor a Turbina
IPEV	Instituto de Pesquisas e Ensaios em Voo
LTE	<i>Loss of Tail Rotor Effectiveness</i> - Perda de Efetividade do Rotor de Cauda
METAR	<i>Meteorological Aerodrome Report</i> - Reporte Meteorológico de Aeródromo
MGB	<i>Main Gear Box</i> - caixa de transmissão principal
OEE	Operador de Equipamentos Especiais
PCH	Licença de Piloto Comercial - Helicóptero
PIC	<i>Pilot in Command</i> - Piloto em Comando
PMD	Peso Máximo de Decolagem
PMERJ	Polícia Militar do Estado do Rio de Janeiro
PPH	Licença de Piloto Privado - Helicóptero
SBJR	Designativo de localidade - Aeródromo Jacarepaguá - Roberto Marinho, Rio de Janeiro, RJ
SERIPA III	Terceiro Serviço Regional de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SIC	<i>Second in Command</i> - Piloto Segundo em Comando
SIPAER	Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SJPM	Designativo de localidade - Heliponto Cap PM Cidimar Antunes de Almeida, Niterói, RJ
SN	<i>Serial Number</i> - Número de Série
TGB	<i>Tail Rotor Gear Box</i> - caixa de transmissão traseira
UTC	<i>Universal Time Coordinated</i> - Tempo Universal Coordenado
VEMD	<i>Vehicle Engine Multifunction Display</i>
VMC	<i>Visual Meteorological Conditions</i> - Condições de Voo Visual

## 1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.

<b>Aeronave</b>	<b>Modelo:</b> AS 350 B3 <b>Matrícula:</b> PR-IDR <b>Fabricante:</b> HELIBRAS	<b>Operador:</b> Polícia Militar do Estado do Rio de Janeiro (PMERJ)
<b>Ocorrência</b>	<b>Data/hora:</b> 19NOV2016 - 19:20 (UTC) <b>Local:</b> Jacarepaguá <b>Lat.</b> 22°57'26"S <b>Long.</b> 043°21'27"W <b>Município - UF:</b> Rio de Janeiro - RJ	<b>Tipo(s):</b> [LOC-I] Perda de controle em voo <b>Subtipo(s):</b> Nil

### 1.1. Histórico do voo.

A aeronave decolou do Aeródromo Jacarepaguá - Roberto Marinho (SBJR), Rio de Janeiro, RJ, com destino ao Heliporto Cap PM Cidimar Antunes de Almeida (SJPM), Niterói, RJ, por volta das 18h00min (UTC), a fim de realizar um voo local de vigilância, em apoio à operação policial, com dois pilotos e dois Operadores de Equipamentos Especiais (OEE) a bordo.

Com, aproximadamente, uma hora e vinte minutos de voo, quando se encontrava em voo pairado a 1.000 ft de altura, o helicóptero iniciou um giro direcional à esquerda e, logo em seguida, houve a perda de controle da aeronave, a qual permaneceu em giro à esquerda, em torno de seu eixo vertical, perdendo altura, até colidir contra o solo.

A aeronave teve danos substanciais.

Os quatro tripulantes sofreram lesões fatais.

### 1.2. Lesões às pessoas.

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

### 1.3. Danos à aeronave.

A aeronave teve danos substanciais em toda a sua extensão.

### 1.4. Outros danos.

Não houve.

### 1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.

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

Discriminação	Horas Voadas			
	PIC	SIC	OEE	OEE
Totais	633:55	332:15	494:45	09:45
Totais, nos últimos 30 dias	17:00	14:35	02:10	02:10
Totais, nas últimas 24 horas	01:20	01:20	01:20	01:20
Neste tipo de aeronave	482:55	227:10	494:45	08:25
Neste tipo, nos últimos 30 dias	17:00	14:35	02:10	02:10
Neste tipo, nas últimas 24 horas	01:20	01:20	01:20	01:20

**Obs.:** os dados relativos às horas voadas foram obtidos por meio dos registros do operador.



### **1.5.2. Formação.**

O Piloto em Comando (PIC) e o Piloto Segundo em Comando (SIC) realizaram o curso de Piloto Privado - Helicóptero (PPH) na PMERJ, RJ, em 2011.

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

O PIC e o SIC possuíam a licença de Piloto Comercial - Helicóptero (PCH) e estavam com as habilitações de Helicóptero Monomotor a Turbina (HMNT) válidas.

Os Operadores de Equipamentos Especiais (OEE) estavam com as respectivas licenças 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 tripulantes estavam com os Certificados Médicos Aeronáuticos (CMA) válidos.

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

A aeronave, de Número de Série (SN) 4844, foi fabricada pela HELIBRAS, em 2009, e estava inscrita na Categoria de Registro de Administração Direta Estadual (ADE).

O Certificado de Aeronavegabilidade (CA) estava válido.

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

A última inspeção da aeronave, do tipo "25 horas", foi realizada em 31OUT2016 pelo Grupamento Aeromárítimo (GAM) da PMERJ, em Niterói, RJ, estando com 50 horas e 12 minutos voados após a inspeção.

A última revisão geral da aeronave, do tipo "600 horas", foi realizada em 11MAR2016 pela HELIBRAS, em Itajubá, MG, estando com 277 horas e 24 minutos voados após a revisão.

No dia do acidente, o diário de bordo da aeronave registrava um total de 2.692 horas e 36 minutos de voo.

A aeronave estava equipada com três equipamentos eletrônicos: o *Digital Engine Control Unit* (DECU - unidade digital de controle do motor), o *Vehicle Engine Monitoring Display* (VEMD) e uma câmera termográfica.

O DECU era uma unidade de controle digital de dois canais do motor que fazia a regulação do combustível, o gerenciamento dos parâmetros do motor, bem como registrava falhas encontradas nos sistemas, que com ele interagiam, nas memórias internas não-voláteis, *Electrically-Erasable Programmable Read-Only Memory* (EEPROM), instaladas em cada canal.

O VEMD era uma tela multifunção instalada no painel de instrumentos da aeronave, com um sistema de dois canais. Cada um dos canais possuía uma memória EEPROM que registrava mensagens de falhas e de limites excedidos que eram utilizadas na operação e na manutenção da aeronave. Apesar de não ser a finalidade do equipamento, esses dados registrados, quando recuperados, podem contribuir para a investigação de acidentes.

A câmera termográfica era utilizada em operações policiais, com a finalidade de captar imagens infravermelhas do espectro eletromagnético, permitindo a visualização a partir da radiação que os objetos e pessoas emitiam.

### **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.

A ocorrência se deu fora de aeródromo.

### 1.11. Gravadores de voo.

Não requeridos e não instalados.

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

A aeronave colidiu contra o solo (terreno macio) na margem de um rio, próximo da área onde ocorriam as ações policiais em solo, com um alto ângulo de impacto e alta velocidade vertical.

Os destroços estavam concentrados, e a aeronave apresentava atitude de 45° para baixo, em torno de seu eixo lateral, e com inclinação à direita de, aproximadamente, 80° em torno de seu eixo longitudinal (Figuras de 1 a 7).



Figura 1 - Local do impacto na margem de um rio, próximo ao local das operações policiais.



Figura 2 - Vista geral da aeronave após o impacto contra o solo na margem de um rio.





Figura 3 - Vista superior dos destroços, com destaque para duas pás do rotor principal parcialmente enterradas no terreno.



Figura 4 - Vista superior de parte do cone de cauda da aeronave.



Figura 5 - Vista traseira da aeronave.



Figura 6 - Vista traseira esquerda da aeronave, com destaque para a terceira pá do rotor principal.



Figura 7 - Rotor de cauda da aeronave.

O lado direito da fuselagem, incluindo a cabine, a estrutura inferior e o cone de cauda apresentavam danos significativos, com achatamento pelas forças de impacto (Figura 8).



Figura 8 - Maiores danos à aeronave localizados no lado direito e com características de achatamento.



O cone de cauda ainda estava alinhado à estrutura, mas desconectado como resultado do cisalhamento completo do acoplamento.

As pás do rotor principal apresentavam danos significativos, com delaminações na longarina e deformações nos bordos de ataque e de fuga das pás, características típicas de impacto com rotação do rotor principal.

A Transmissão Principal, *Main Gear Box* (MGB - caixa de transmissão principal), estava girando livremente e, ao ser movimentada, acionava a cabeça do rotor principal. Os danos identificados na cabeça do rotor principal apresentavam características de sobrecarga.

A MGB não apresentava evidências de superaquecimento ou danos externos.

O *plug* magnético do sistema de detecção de limalha na MGB estava limpo, sem partículas de metal.

Foram identificados danos com características rotacionais no conjunto do acoplamento do motor com a MGB, compatível com um eixo que estava girando no momento do impacto (Figuras 9 e 10).



Figura 9 - Evidências de danos rotacionais nas estrias internas da *flange* do eixo do motor.



Figura 10 - Evidências de dano rotacional entre o tubo de conexão do motor e o eixo de saída do motor (conjunto da roda livre).

O conjunto do eixo de acionamento do rotor de cauda apresentava danos significativos e deformações típicas de sobrecarga (Figuras 11 e 12).



Figura 11 - Vista geral do conjunto do eixo de acionamento do rotor de cauda.



Figura 12 - Evidências de danos por sobrecarga nas partes restantes do *flexible coupling* do eixo de acionamento do rotor de cauda.

A *Tail Rotor Gear Box* (TGB - caixa de transmissão traseira) e a cabeça do rotor de cauda apresentavam danos consistentes com deformações causadas por impacto da aeronave contra o solo (Figuras 13 e 14).



Figura 13 - Caixa de transmissão traseira com danos compatíveis com o impacto da aeronave contra o solo.



Figura 14 - Cabeça do rotor de cauda com danos compatíveis com o impacto da aeronave contra o solo.

Não foram encontradas partículas magnéticas no *plug magnético* da TGB.

As pás do rotor de cauda apresentavam danos compatíveis com o impacto (Figura 15).



Figura 15 - Pás do rotor de cauda com danos compatíveis com o impacto da aeronave contra o solo.

Os comandos de coletivo, cíclico e pedais apresentavam muitas deformações estruturais, compatíveis com falhas por sobrecarga. No entanto, foi possível confirmar a continuidade dos comandos de voo do rotor principal e de cauda. Nenhuma evidência de falhas ou anomalias anteriores ao impacto foi observada.

O sistema hidráulico e os servo-atuadores foram severamente danificados com o impacto da aeronave contra o solo. No entanto, não foram encontrados danos, deformações ou falhas que não fossem as decorrentes do acidente.

Foi identificado um travamento do servo-atuador hidráulico do rotor de cauda. O componente foi enviado para exames detalhados para determinar o motivo desse travamento.

Não foram encontradas, pelos investigadores do SERIPA III e do BEA, e tampouco pelos representantes do fabricante da aeronave, evidências de falhas ou anormalidades anteriores ao impacto, bem como quaisquer evidências de que a aeronave tenha sido alvejada por projéteis.



## 1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.

### 1.13.1. Aspectos médicos.

Não houve evidência de que ponderações de ordem fisiológica ou de incapacitação tenham afetado o desempenho dos tripulantes.

### 1.13.2. Informações ergonômicas.

Nada a relatar.

### 1.13.3. Aspectos Psicológicos.

Nada a relatar.

## 1.14. Informações acerca de fogo.

Não houve fogo.

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

Em função da força do impacto, não houve sobreviventes. Todos os ocupantes faleceram em decorrência de politraumatismo por ação contundente.

## 1.16. Exames, testes e pesquisas.

### Análise espectral de áudio

O BEA analisou em laboratório o áudio de dois vídeos gravados por observadores distantes do local do acidente (Figuras 16 e 17).

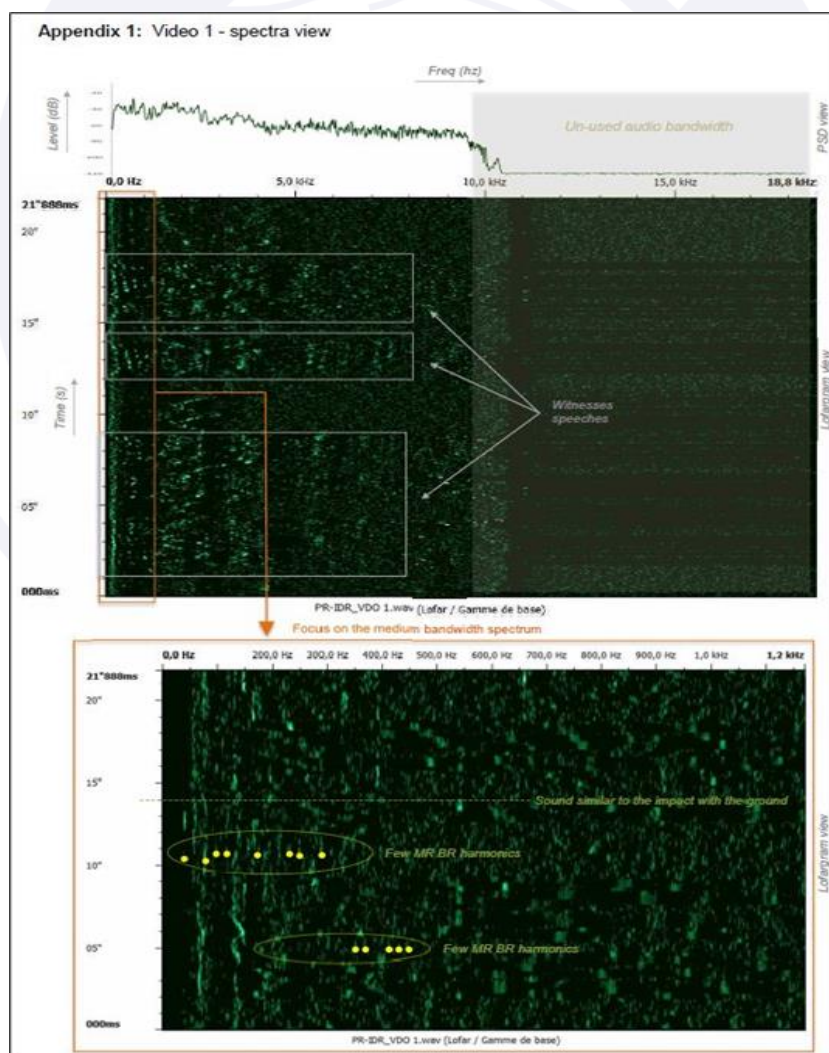


Figura 16 - Análise espectral do áudio do vídeo 1 do acidente. Fonte: BEA.

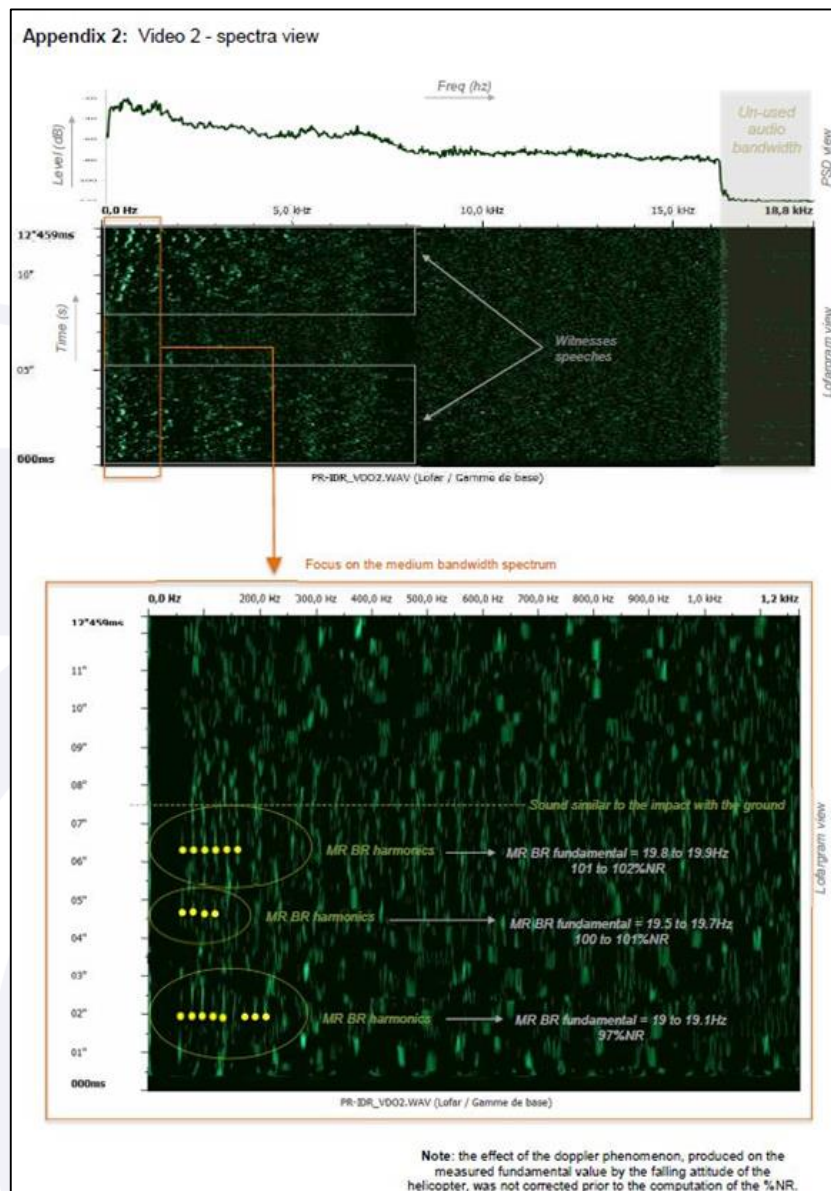


Figura 17 - Análise espectral do áudio do vídeo 2 do acidente. Fonte: BEA.

Nos vídeos, foi possível perceber que, durante os últimos treze segundos do voo, o helicóptero estava descendo rapidamente e com movimento contínuo de guinada.

A frequência das pás do rotor principal foi a única informação que pôde ser extraída dos áudios dos vídeos. A análise espectral revelou que as frequências harmônicas das pás do rotor principal eram compatíveis com um rotor variando entre 97% e 102% de NR.

### Motor da aeronave

O motor da aeronave foi desmontado na sede da SAFRAN Turbomeca Brasil, localizada em Xerém, RJ, para análise de danos internos e nos componentes, na presença de representantes do fabricante, de engenheiros do Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA) e de investigadores do SERIPA III.

Durante a desmontagem, foi possível constatar que o motor apresentava boas condições, apesar dos danos e travamentos causados pelo impacto. O resultado da análise constatou que o motor desenvolvia elevada potência no momento do impacto.

### DECU e VEMD

O DECU e o VEMD da aeronave foram analisados nos laboratórios do BEA.

Os dados de voo recuperados das memórias não voláteis (EEPROM) desses equipamentos eram consistentes e compatíveis com o evento.

A análise dos dados recuperados do VEMD mostrou que não foi registrada qualquer falha associada ao evento. Apenas um registro de sobretorque por um período inferior a um segundo foi identificado, atingindo um valor entre 105 e 107%.

A análise dos dados recuperados do DECU mostrou que havia o registro de várias falhas na memória do equipamento no exato momento em que a aeronave atingia 1 hora, 18 minutos e 21 segundos de voo. O registro de múltiplas falhas ao mesmo tempo é condizente com uma situação de impacto da aeronave contra o solo.

Não foram encontrados registros de falhas nos equipamentos, anteriores ao impacto da aeronave contra o solo.

A análise dos dados concluiu, ainda, que o motor da aeronave desenvolvia potência no momento do impacto contra o solo, com NG igual a 94,84%.

#### Servo atuador hidráulico do rotor de cauda

O servo-atuador hidráulico do rotor de cauda foi desmontado e analisado na *UTC Aerospace Systems*, empresa fabricante do componente, na cidade de Vernon, França, na presença de investigadores do SERIPA III.

Na análise das partes internas do servo-atuador, não foram encontradas anormalidades que pudessem ter ocasionado uma falha ou mau funcionamento do componente.

A análise concluiu que os mecanismos internos estavam íntegros, evidenciando um funcionamento normal no momento do acidente. Contudo, foi identificado um amassamento na haste de comando, compatível com um dano causado por impacto, o qual provocou o travamento do servo-atuador. Os investigadores identificaram, ainda, que a posição na qual a haste de comando do servo-atuador travou era equivalente com uma posição de pedal totalmente aplicado para a direita.

#### Ensaio em voo

Os investigadores do SERIPA III participaram de um ensaio em voo com os pilotos e engenheiros do Instituto de Pesquisas e Ensaios em Voo (IPEV) do DCTA, utilizando uma aeronave AS-350 da Força Aérea Brasileira (FAB).

O objetivo do ensaio era demonstrar as qualidades de voo da aeronave durante uma pane simulada de perda de controlabilidade de rotor de cauda, momento em que as características de perda de controle direcional, bem como a sua recuperação, eram similares às enfrentadas pela aeronave PR-IDR.

Nas condições ensaiadas, foi verificado que a influência da perda de eficiência do rotor de cauda na guinada do helicóptero varia em função da velocidade de translação (velocidade à frente) da aeronave. Ao iniciar a pane simulada com 100 kt, 40 kt e 20 kt de velocidade, ocorreu um movimento amortecido de guinada à esquerda.

Na condição de 20 kt, situação mais crítica das citadas acima, a aeronave guinou 20° à esquerda e permaneceu em voo derrapado com guinada de 20°, ou seja, foi constatado que, com deslocamentos à frente, as superfícies aerodinâmicas (derivadas e a própria fuselagem) são eficientes para não permitir a perda do controle da aeronave.

Também foram realizados pontos de falha simulada no acionamento do rotor de cauda no parado fora do efeito solo. Nessa condição, ocorreu uma guinada não amortecida à esquerda, ingressando a aeronave em uma condição de giro constante, com uma razão média de 33°/s. A manobra foi encerrada após 1,5 volta, com a redução do passo coletivo e aplicação de cíclico à frente, de forma a aumentar a velocidade à frente.



A simulação foi repetida nas mesmas condições anteriores, porém a posição do comando coletivo foi aumentada em 0,5 polegada, tão logo o helicóptero começou a girar. Foi verificado que ao aplicar o coletivo, a razão de giro à esquerda aumentou de 33°/s para 57°/s, sendo necessária a interrupção do ensaio para não ser extrapolado o limite de giro direcional da aeronave de 60°/s.

Com base nos pontos realizados, o voo de ensaio concluiu que, em caso de uma falha do acionamento do rotor de cauda, o helicóptero ingressaria em um giro (guinada) rápido à esquerda, de forma que a razão de giro sofreria acréscimo considerável, frente a aplicações de coletivo.

Por outro lado, o relatório de ensaio destacou que pequenos deslocamentos à frente, da ordem de 30 kt, seriam suficientes para amortecer a guinada, o que propiciaria reestabelecer o controle do helicóptero e conduzi-lo até uma área que permitisse o pouso em autorrotação.

Posteriormente, foi realizado um ponto de ensaio para verificação da carga de trabalho necessária para recuperar o controle do helicóptero após a simulação de falha. Para tanto, foi utilizada, como referência, a *Bedford Workload Scale*, uma escala de classificação amplamente utilizada em voos de ensaio, com a finalidade de identificar a carga de trabalho de um piloto ao desempenhar uma tarefa, atribuindo níveis que variam de 1 (carga de trabalho insignificante) até o nível 10 (piloto incapaz de aplicar o esforço necessário).

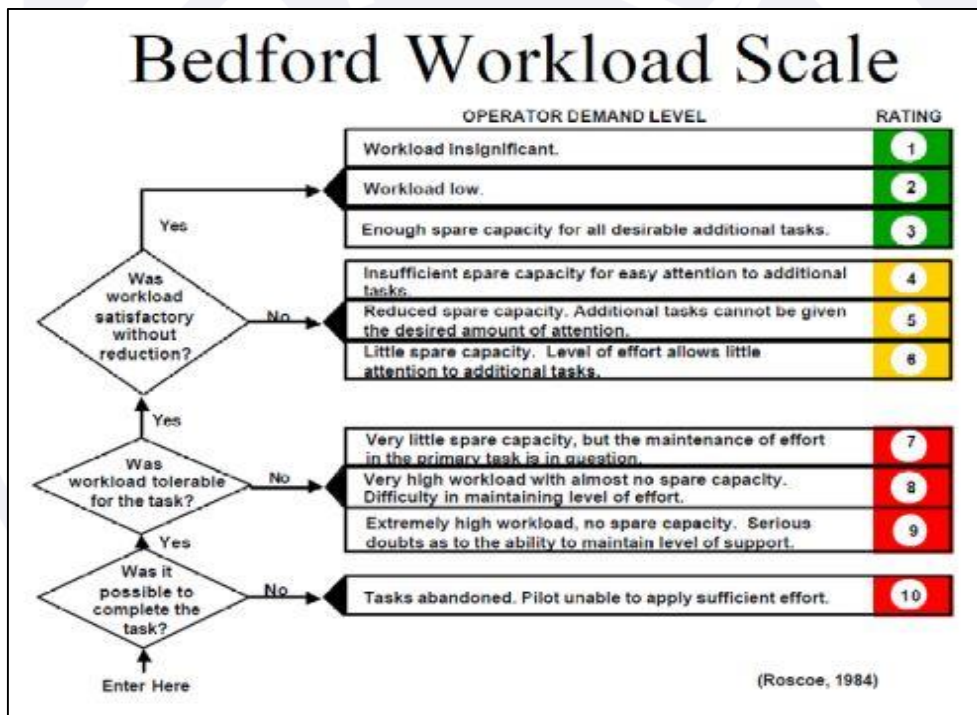


Figura 18 - *Bedford Workload Scale*.

Nessa simulação, foram executadas duas voltas completas até o início da recuperação, seguido do abaixamento do coletivo até o mínimo e aplicação do cíclico à frente. Após a manobra, o giro foi estabilizado em 3 segundos, com velocidade próxima de 50 kt, enquanto a aeronave continuava a aumentar a velocidade e a perder altura. Desde o início da pane simulada, até o término da recuperação, com a aeronave nivelada com 80 kt de velocidade, houve uma perda de 1.000 ft de altura.

Para a execução dos procedimentos supracitados de recuperação, foi atribuído o grau 7 da *Bedford Workload Scale*, que corresponde à “pouca capacidade para execução de tarefas extras, porém sem dificuldades em manter o esforço na tarefa primária (recuperar e estabilizar a aeronave sem a utilização dos pedais)”.

### 1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.

Nada a relatar.

### 1.18. Informações operacionais.

A aeronave realizava um voo local de vigilância, em apoio a uma operação policial nas proximidades do local do acidente, com dois pilotos e dois OEE, os quais operavam o equipamento *Forward Looking Infra-Red* (FLIR - visão à frente em infravermelho) a bordo da aeronave.

Não foram encontrados registros de que a tripulação tenha informado aos órgãos de controle qualquer anormalidade ou emergência a bordo, durante o voo do acidente.

Considerando os dados abaixo, foi possível estimar o peso da aeronave na decolagem em 2.247 kg e, portanto, dentro do limite de peso máximo de decolagem de 2.250 kg, estabelecido pelo fabricante. Considerando, ainda, os dados de abastecimento, consumo, densidade do combustível, além da duração do voo registrada no DECU, foi possível estimar que o peso da aeronave no momento do acidente era de 2.050 kg, aproximadamente. Os seguintes dados foram coletados:

Peso Básico da Aeronave: 1.428 kg.

2 pilotos + 2 OEE armados: 180 kg + 200 kg = 380 kg.

Equipamento FLIR: 94 kg.

Densidade do Querosene de Aviação (QAV-1): 0,8 kg/l.

Combustível (80% ou 432 litros): 345 kg.

Duração do voo: 1 hora e 18 minutos.

Consumo médio de combustível do motor: 190 l/h.

Consumo de combustível durante o voo: 247 litros (197 kg).

Peso no acidente: Peso de Decolagem - Consumo de Combustível = 2.049 kg.

Não havia um padrão operacional detalhado para voos de vigilância em apoio às operações policiais, estabelecido pelo GAM, com parâmetros de altura e velocidade translacional, por exemplo, com a finalidade de orientar o planejamento dos voos.

A aeronave realizava um voo pairado a cerca de 1.000 ft de altura, quando iniciou um giro direcional à esquerda. Em seguida, houve a perda de controle do helicóptero, o qual permaneceu em giro à esquerda, em torno de seu eixo vertical, à medida que perdia altura, até colidir contra o solo.

### 1.19. Informações adicionais.

#### Vídeo da câmera termográfica (FLIR)

A câmera termográfica instalada na aeronave estava sendo utilizada no momento do acidente e foi possível recuperar os dados da memória. Além da imagem da câmera, foi possível obter dados de proa, velocidade, altura e posição geográfica da aeronave. Entretanto, não havia dados de áudio registrados.

Os investigadores do SERIPA III analisaram o vídeo dessa câmera, por meio do qual foi possível concluir que, ao iniciar o giro direcional à esquerda, a razão foi aumentando rapidamente e, em cerca de quatro segundos, extrapolou o limite de 60°/s da aeronave e permaneceu acelerando até estabilizar em cerca de uma volta de 360° a cada 1,5 segundo (cerca de 240°/s).

#### Loss of Tail Rotor Effectiveness (LTE - Perda de Efetividade do Rotor de Cauda)



A LTE é um fenômeno aerodinâmico crítico que se caracteriza por uma guinada súbita e não comandada em torno do eixo vertical do helicóptero e que não cessa sem a intervenção correta do piloto, podendo causar a perda de controle da aeronave.

A LTE não está relacionada a falhas de equipamento ou manutenção, podendo ocorrer em todos os helicópteros com um rotor principal e um de cauda, quando operando com velocidades baixas, geralmente inferiores a 30 kt.

Nesse fenômeno, o rotor de cauda não “estola”, mas torna-se ineficiente e não produz tração necessária para impedir a guinada.

Vários fatores podem contribuir para a ocorrência de LTE, incluindo:

- a) o fluxo de ar variável e turbilhonado das pás do rotor principal, particularmente em configurações de alta potência;
- b) as condições do meio ambiente;
- c) operações com baixa velocidade translacional (abaixo de 30 kt);
- d) operações em elevadas altitudes e peso próximo ao Peso Máximo de Decolagem (PMD);
- e) operações próximas a grandes construções ou de grandes obstáculos naturais, que possam causar turbulência; e
- f) a intensidade e direção do vento relativo.

Em helicópteros com sentido de rotação anti-horário do rotor principal, o torque produzido pelo rotor causa, na fuselagem, uma tendência de rotação no sentido horário, ou seja, giro do nariz à direita.

Já em helicópteros com sentido de rotação horário do rotor principal, o efeito da rotação do rotor causa, na fuselagem, uma tendência de rotação no sentido anti-horário, ou seja, nariz à esquerda.

Como demonstrado nas Figuras 19 e 20, as seguintes condições de vento podem favorecer o surgimento da LTE:

- a) operações com direção do vento relativo entre  $\pm 15^\circ$  da posição 10 horas (rotor principal no sentido anti-horário) ou da posição 2 horas (rotor principal no sentido horário) geram ventos turbilhonados que sopram diretamente no rotor de cauda, podendo diminuir drasticamente a sua eficiência;
- b) ventos de cauda que atinjam o helicóptero entre  $120^\circ$  a  $240^\circ$  podem causar o aumento da carga de trabalho do piloto e diminuir a eficiência do rotor de cauda; e
- c) ventos de través de  $210^\circ$  a  $330^\circ$  (rotor principal no sentido anti-horário) ou de  $30^\circ$  a  $150^\circ$  (rotor principal no sentido horário) podem resultar no desenvolvimento do anel de vórtice no rotor de cauda, que produzirá um fluxo de ar não uniforme e instável aspirado pelo próprio rotor. A consequência direta é a oscilação do impulso do rotor de cauda, ou seja, a perda de sua eficiência.

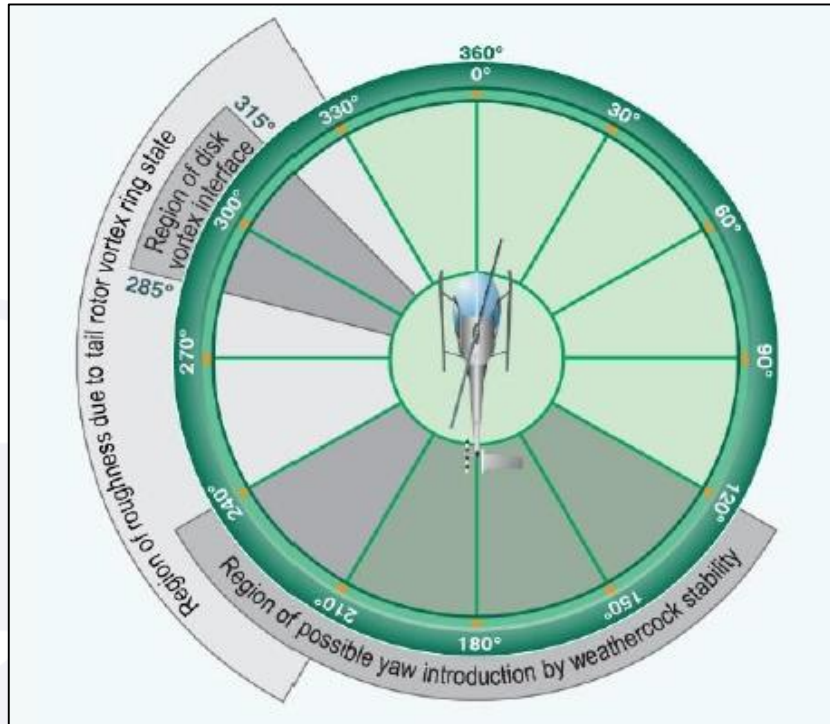


Figura 19 - Helicóptero com rotor principal girando no sentido anti-horário. Fonte: adaptado do CENIPA, 2018 apud NTSB, 2017.

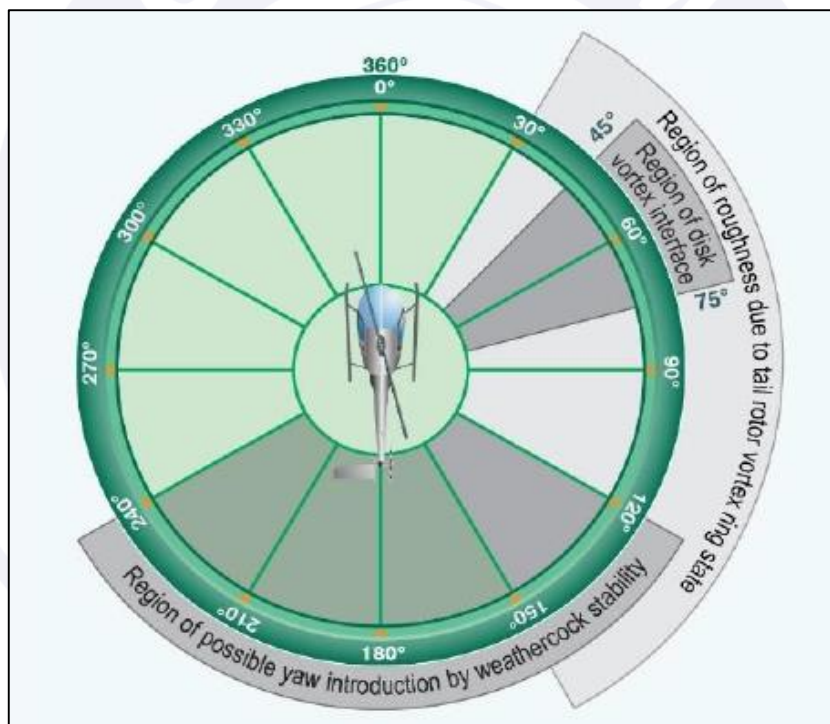


Figura 20 - Helicóptero com rotor principal girando no sentido horário. Fonte: adaptado do CENIPA, 2018 apud NTSB, 2017.

Em aproximações com vento de cauda, ao perder sustentação translacional, o aumento súbito na potência necessária para manter o pairado, ou ainda, durante o início de uma arremetida com baixa velocidade à frente, pode exceder a capacidade anti-torque do rotor de cauda, principalmente com peso e altitude elevados.

Em voos pairados fora do efeito solo, por exemplo, pode não haver curso de pedal suficiente para contrariar o torque do rotor principal e uma guinada inadvertida pode ocorrer, principalmente nos casos de peso elevado e torque próximo ao limite.

Apesar de alguns simuladores permitirem aos pilotos praticarem a recuperação, o fenômeno não é reproduzido realisticamente. Além disso, o treinamento em voo real raramente é realizado em função do risco envolvido e dos altos custos cobrados pelos Centros de Instrução de Aviação Civil capacitados para tal. Portanto, como consequência, os pilotos podem não atuar com a perícia necessária na identificação da condição de LTE e, com isso, não conseguir recuperar o controle da aeronave adequadamente.

Não havia, no programa de instrução dos pilotos de helicóptero do Grupamento Aeromóvel (GAM) da Polícia Militar do Estado do Rio de Janeiro (PMERJ), treinamento específico para a adoção de procedimentos adequados em situações de emergências causadas por fenômenos aerodinâmicos, como o LTE, seja em simulador ou em voo real.

As operações típicas da aviação civil em que o evento de LTE possui maior possibilidade de ocorrer incluem inspeções de linhas de transmissão de energia elétrica, pesquisas eletromagnéticas, serviços de resgate e ambulância aérea, operações policiais, serviços de reportagens e filmagens.

A *AIRBUS HELICOPTERS* publicou a *Safety Information Notice* nº 3297-S-00 - *Unanticipated left yaw (main rotor rotating clockwise), commonly referred to as LTE* na qual abordava, sob outro ponto de vista, a guinada inadvertida à esquerda de um helicóptero, cujo rotor principal girava no sentido horário.

O documento relatava que a guinada imprevista era uma característica de voo, a qual todos os tipos de helicópteros de rotor único (independentemente do projeto antitorque) podem ser suscetíveis em baixa velocidade, dependendo, geralmente, da direção e da intensidade do vento em relação ao helicóptero.

Segundo a publicação, essa característica foi identificada e analisada, inicialmente, em relação aos helicópteros OH-58 pelo Exército dos EUA, que cunhou a descrição "perda de efetividade do rotor de cauda" (LTE), embora o rotor de cauda sempre permanecesse totalmente operacional. É importante esclarecer que o fenômeno não está associado a qualquer falha material e não tem nada a ver com a perda total de empuxo do rotor de cauda.

A guinada imprevista pode ser rápida e, na maioria das vezes, ocorre na direção oposta da rotação das pás do rotor principal (ou seja, guinada para a esquerda onde as pás giram no sentido horário). Uma ação corretiva imediata deve ser aplicada, caso contrário, pode ocorrer a perda de controle e um possível acidente.

O documento alertava que o fato de o uso do pedal para a correção, em um primeiro momento, não garantir que a guinada diminua imediatamente induzia o piloto a suspeitar que a efetividade do rotor de cauda estivesse comprometida, quando, na realidade, a capacidade de empuxo disponível do rotor de cauda ainda permanecia inalterada.

Dessa forma, a publicação destacava que o termo "Perda de efetividade do rotor de cauda" não era, portanto, a descrição mais eficiente, pois implicava, erroneamente, que a eficiência do rotor de cauda era reduzida em certas condições.

Por isso, compreender o que é uma guinada inadvertida é importante para evitá-la, principalmente porque ela se constitui em um fator contribuinte para alguns acidentes.

Nesse sentido, a *Safety Information Notice* nº 3297-S-00 fornecia informações detalhadas sobre quando a situação poderia surgir, por que o rotor de cauda poderia parecer ineficaz e como reagir para manter ou recuperar o controle total do equipamento.

A aparente falta de eficiência no emprego do pedal, para evitar o giro inesperado, pode levar à interpretação errônea de perda total de empuxo do rotor de cauda (por exemplo, como seria o caso após a ruptura do acionamento do rotor de cauda). O sintoma

(intensa guinada inadvertida esquerda) é semelhante e a resposta, a curto prazo, a um comando tardio e não efetivo de pedal é quase zero para ambos os casos.

Apenas a aplicação imediata do pedal direito em toda sua amplitude e de forma tempestiva será capaz de contrariar o giro e permitir que o piloto identifique se está experimentando uma guinada inadvertida ou perda total de empuxo do rotor de cauda, devido a mau funcionamento.

Se o uso total do pedal direito não tiver efeito sobre a guinada, após uma correção tempestiva, o pouso imediato é necessário devido à falha no sistema de acionamento do rotor de cauda. Se, no entanto, a aplicação completa do pedal direito desacelerar a guinada, fica claro que o problema é uma guinada inadvertida, o que exige ficar bem longe do solo e dos obstáculos até que uma recuperação completa seja alcançada.

A razão mais provável para acidentes após eventos de guinada imprevista é uma aplicação tardia e muito limitada do pedal.

Durante um evento de guinada imprevista, o rotor de cauda permanece totalmente eficaz e oferece a melhor chance de recuperação. A razão da guinada e as condições do vento reduzem a efetividade do rotor se ele se mantiver em um passo constante. Isso deve ser contrariado aumentando, substancialmente, o passo do rotor de cauda.

O único sinal antecipado que o piloto pode receber de uma possível perda de controle é o início de uma guinada inadvertida.

Dessa forma, a *Safety Information Notice* recomendava algumas ações:

- tenha especial cuidado quando o vento vier do lado direito ou do quadrante dianteiro-direito. Não voe desnecessariamente nessas condições;
- prefira, tanto quanto possível, giros pela direita, especialmente em condições de performance limitada. É mais fácil monitorar a demanda de torque no início da manobra do que ao responder a uma guinada inadvertida e abrupta;
- ao fazer um giro de cauda, faça-o com uma baixa razão de guinada; e
- se ocorrer uma guinada inadvertida, reaja imediatamente e com grande amplitude, empregando o pedal contrário à direção do giro. Esteja pronto para usar o pedal em toda sua amplitude, caso necessário. Não se limite ao que você acha suficiente, seu sentimento pode estar errado. Nunca coloque o pedal em neutro antes que a guinada seja interrompida.

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

Não houve.

## **2. ANÁLISE.**

A aeronave realizava um voo local de vigilância, em apoio a uma operação policial nas proximidades do local do acidente, com dois pilotos e dois OEE, os quais operavam o equipamento *Forward Looking Infra-Red* (FLIR) a bordo da aeronave.

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

As condições meteorológicas eram favoráveis ao voo visual. Não foram encontrados registros de que a tripulação tenha informado aos órgãos de controle qualquer anormalidade ou emergência a bordo, durante o voo do acidente.

A aeronave AS 350 B3 operava dentro dos limites de peso e balanceamento especificados pelo fabricante. Com base nas informações técnicas acerca da aeronave, bem como de abastecimento, densidade do QAV-1 e peso aproximado dos ocupantes e equipamentos, foi possível estimar o peso da aeronave no momento da decolagem em



aproximadamente 2.247 kg, valor bem próximo ao PMD estipulado pelo fabricante de 2.250 kg.

De forma similar, também foi possível estimar o peso da aeronave no momento da ocorrência em 2.050 kg, considerando os dados de consumo médio de combustível e tempo de voo.

Naquele momento, com, aproximadamente, 1 hora e 20 minutos de voo, quando se encontrava em voo pairado a 1.000 ft de altura, o helicóptero iniciou um giro direcional à esquerda e, logo em seguida, houve a perda de controle da aeronave, a qual permaneceu em giro à esquerda, em torno de seu eixo vertical, à medida em que perdia altura, até colidir contra o solo.

Observadores distantes do local do acidente registraram em dois vídeos os últimos treze segundos do voo, quando o helicóptero descia rapidamente e com movimento contínuo de guinada à esquerda. Esses vídeos foram analisados nos laboratórios do BEA. Em função da distância e da qualidade de gravação dos vídeos, a frequência das pás do rotor principal foi a única informação que pode ser extraída.

Entretanto, essa informação permitiu revelar, por meio de uma análise espectral, que as frequências harmônicas das pás do rotor principal eram compatíveis com um rotor variando entre 97% e 102% de NR. Ou seja, valores compatíveis com um rotor principal girando normalmente.

A conclusão da análise espectral mencionada foi consistente com o resultado da análise do motor, efetuada pelos investigadores, pois durante a desmontagem do componente, foi possível constatar que o motor apresentava danos e travamentos causados pelo impacto, além de concluir que desenvolvia elevada potência no momento da colisão contra o solo. Essas conclusões também foram compatíveis com os dados recuperados em dois equipamentos eletrônicos instalados na aeronave: DECU e VEMD.

O DECU e o VEMD da aeronave foram analisados nos laboratórios do BEA, onde foi possível constatar que os dados recuperados das memórias EEPROM desses equipamentos eram consistentes e compatíveis com o evento.

A análise dos dados recuperados do VEMD mostrou que não foi registrada qualquer falha associada ao evento, apenas um registro de sobretorque por um período inferior a um segundo, atingindo um valor entre 105 e 107%, não compatível com o evento e, portanto, desconsiderado na análise.

Por outro lado, os dados recuperados do DECU mostraram que havia o registro de várias falhas na memória do equipamento no exato momento em que a aeronave atingia 1 hora, 18 minutos e 21 segundos de voo, permitindo concluir, com base na experiência adquirida em análise de eventos catastróficos anteriores, que essas mensagens de falha estavam relacionadas ao impacto da aeronave contra o solo, momento em que o motor da aeronave desenvolvia potência, com NG igual a 94,84%.

Foi possível concluir, com base nas análises supramencionadas (espectral e dos equipamentos eletrônicos), que a aeronave não apresentava quaisquer anormalidades que pudessem explicar a perda de controle até o impacto contra o solo. Essa conclusão foi corroborada pelo exame detalhado dos destroços, o qual não identificou quaisquer evidências de anormalidades anteriores ao impacto, que pudessem explicar a sequência de eventos, tampouco alguma evidência de que a aeronave tenha sido alvejada por projéteis.

Constatou-se a continuidade mecânica entre o motor da aeronave e a transmissão principal, bem como entre o motor e o rotor de cauda. Como a análise espectral concluiu que o rotor principal estava girando na velocidade nominal, é possível afirmar que, devido



à confirmação de continuidade citada acima, o rotor de cauda também estava girando na velocidade nominal até o impacto.

As pás do rotor principal apresentavam danos significativos, com características de serem resultantes do impacto no solo com rotação. O exame dos componentes dos rotores principal e de cauda também confirmou a continuidade dos comandos da cabine até as pás dos respectivos rotores e que todos os danos e falhas observadas foram o resultado do impacto contra o solo.

Já o exame do circuito hidráulico e dos servo-atuadores não revelou qualquer dano ou falha que não fosse resultado do acidente, mas houve a necessidade de aprofundar os exames no servo-atuador hidráulico do rotor de cauda, com o intuito de elucidar as razões de seu travamento.

Por isso, esse servo-atuador foi desmontado e analisado na sede do fabricante na presença dos investigadores do CENIPA e do BEA.

Durante a desmontagem e análise das partes internas do servo-atuador hidráulico do rotor de cauda, não foram encontradas anormalidades que pudessem ter ocasionado uma falha ou mau funcionamento prévio.

A análise concluiu que os mecanismos internos estavam íntegros, evidenciando um funcionamento normal até o momento do acidente. Contudo, foi identificado um amassamento na haste de comando, compatível com um dano causado por impacto, o qual causou o travamento do servo-atuador naquela posição. Os investigadores identificaram, ainda, que a posição de travamento era equivalente com uma posição de pedal totalmente aplicado à direita.

A constatação acima, coerente em função do giro à esquerda, indica a possibilidade de que um dos pilotos tentou recuperar o controle direcional da aeronave em algum momento durante a queda até o impacto, já que naquele exato instante, havia o comando de pedal totalmente à direita. Evidenciou, ainda, que, possivelmente, um dos pilotos estivesse consciente do giro à esquerda da aeronave durante a queda. Porém, poucos segundos após o início da guinada, a aeronave já se encontrava em giro descontrolado.

Com base nos registros gravados pela câmera termográfica (FLIR) instalada na aeronave e que estava sendo utilizada no momento do acidente, foi possível obter dados de proa, velocidade, altura, posição geográfica, além das imagens do local da operação. Os dados mostraram que, logo após iniciar o giro direcional à esquerda, a razão de giro foi aumentando rapidamente e, em cerca de quatro segundos, extrapolou o limite de 60°/s da aeronave. Em seguida, permaneceu acelerando até estabilizar em cerca de uma volta de 360 graus a cada 1,5 segundo (cerca de 240°/s). Ou seja, quatro vezes acima do limite previsto no manual da aeronave.

Como não foram identificadas evidências de falhas ou mau funcionamento que pudessem elucidar o início do evento, foi considerada nesta investigação a hipótese de ter ocorrido um fenômeno aerodinâmico conhecido como Guinada Inesperada à Esquerda, comumente referenciada como LTE, o qual não está associado a falhas de equipamento ou manutenção e que pode ocorrer em todos os helicópteros com um rotor principal e um de cauda.

Esse fenômeno aerodinâmico caracteriza-se como uma guinada súbita e não comandada em torno do eixo vertical do helicóptero e que não cessa sem a intervenção correta do piloto, podendo causar a perda de controle da aeronave.

Em helicópteros com sentido de rotação horário do rotor principal, como o AS 350 B3, o torque produzido pelo rotor causa, na fuselagem, uma tendência de rotação no sentido anti-horário, ou seja, giro do nariz à esquerda.

Durante a ocorrência de uma Guinada Inesperada, embora não “estole”, o rotor de cauda se torna ineficiente e não produz tração suficiente para contrariar a tendência de giro direcional do helicóptero em decorrência do torque do motor, resultando em um giro de cauda não comandado pelos pilotos.

Diversos fatores podem contribuir para a ocorrência de uma Guinada Inesperada também conhecida como LTE, como o fluxo de ar variável e turbilhonado das pás do rotor principal, particularmente em configurações de alta potência, operações com baixa velocidade translacional (abaixo de 30 kt) e operações em elevadas altitudes e peso próximo ao PMD.

Em voos pairados fora do efeito solo, por exemplo, pode não haver curso de pedal suficiente para contrariar o torque do rotor principal e uma Guinada Inadvertida pode ocorrer, principalmente nos casos de peso elevado e torque próximo ao limite, como no voo do PR-IDR.

As operações típicas da aviação civil em que uma Guinada Inesperada ou LTE possui maior possibilidade de ocorrer incluem inspeções de linhas de transmissão de energia elétrica, pesquisas eletromagnéticas, serviços de resgate e ambulância aérea, serviços de reportagens e operações policiais.

Apesar de alguns simuladores permitirem aos pilotos praticarem os procedimentos de uma recuperação adequada frente a um evento simulado de Guinada Inesperada ou LTE, esse tipo de treinamento não era realizado pelos pilotos do GAM da PMERJ. Além disso, o treinamento em voo real também não era realizado, em função do risco envolvido e dos altos custos cobrados pelos Centros de Instrução que realizavam esse tipo de treinamento no Brasil.

Portanto, é possível destacar que os pilotos de helicóptero podem apresentar dificuldade em atuar com a perícia necessária em caso de Guinada Inesperada ou LTE, de forma a recuperar o controle da aeronave adequadamente.

Como não havia a possibilidade de simular o fenômeno em voo ou em simulador, foi realizado um voo de ensaio com dois pilotos e um engenheiro do IPEV, com a finalidade de demonstrar as qualidades de voo da aeronave durante uma pane simulada de perda de controlabilidade de rotor de cauda, momento em que as características de perda de controle direcional, bem como a sua recuperação, são similares às enfrentadas durante um evento de Guinada Inesperada ou LTE.

Nas condições ensaiadas, foi possível constatar que a influência da perda do rotor de cauda na guinada da aeronave varia em função da velocidade de translação (velocidade à frente) do helicóptero.

Ao analisar o comportamento da aeronave com 100 kt, 40 kt e 20 kt de velocidade, foi possível perceber que, mesmo na situação mais crítica, com 20 kt, as superfícies aerodinâmicas (derivas e a própria fuselagem) foram eficientes para não permitir a perda do controle da aeronave.

O relatório de ensaio destacou que pequenos deslocamentos à frente, da ordem de 30 kt, seriam suficientes para amortecer a guinada, o que propiciaria reestabelecer o controle do helicóptero e conduzi-lo até uma área que permitisse o pouso em autorrotação.

Entretanto, para velocidades próximas a zero, assim como em um voo pairado, a perda de controle direcional causou uma guinada não amortecida à esquerda e fez a aeronave ingressar em uma condição de giro constante em uma razão média de 33º/s.

Nessa condição (pairado fora do efeito solo), foram realizados dois tipos de ensaio:

- a) variação do comando coletivo para baixo após o início do giro direcional e aplicação de cíclico à frente (técnica recomendada pelo fabricante para esse tipo de situação); e
- b) variação do comando coletivo para cima após o início do giro direcional (técnica não recomendada pelo fabricante).

Ao baixar o coletivo após o início do giro direcional com 33°/s e aplicando cíclico à frente (a), os pilotos de ensaio observaram que foi possível recuperar o controle da aeronave, com perda de 1.000 ft de altura e estabilização do voo com 80 kt de velocidade à frente.

Os pilotos buscaram, ainda, determinar a carga de trabalho necessária para a execução dos procedimentos supracitados de recuperação, atribuindo grau 7 da *Bedford Workload Scale*, que corresponde à “pouca capacidade para execução de tarefas extras, porém sem dificuldades em manter o esforço na tarefa primária (recuperar e estabilizar a aeronave sem a utilização dos pedais)”.

Por outro lado, ao atuar no comando coletivo para cima após o início do giro direcional com 33°/s (b), os pilotos perceberam um incremento significativo na razão de giro, passando dos 33°/s para 57°/s, valor esse muito próximo ao limite estrutural da aeronave de 60°/s de giro direcional.

Naquele momento, o ensaio foi interrompido por razões de segurança, pois mesmo para os pilotos de prova, os quais possuíam treinamento e habilidade de pilotagem refinados, e apesar de estarem em um ambiente de ensaio controlado e preparado para a situação a ser vivenciada, a recuperação da aeronave, naquelas condições, exigiu considerável carga de trabalho.

Os ensaios mostraram que pequenas variações do comando coletivo para cima, ainda que da ordem de 0,5 polegada, tem por consequência um aumento expressivo na razão de giro da aeronave, colocando o helicóptero em uma condição muito próxima aos limites estruturais. Tal constatação reforça a necessidade de seguir o procedimento recomendado pelo fabricante para recuperação de situações de perda do controle direcional da aeronave.

A documentação técnica da aeronave estabelecia, dentre os procedimentos de emergência, que em caso de falha do acionamento do rotor de cauda, fora do efeito solo, o piloto deveria executar as ações verificadas e executadas no voo de ensaio, quais sejam: diminuir o passo coletivo e aumentar a velocidade à frente. Considerando que não há como identificar um evento de Guinada Inesperada ou LTE, apenas a percepção dos pilotos de que houve uma perda de controle direcional, sem precisar a origem, pode-se afirmar que era exatamente dessa forma que deveria ter sido feita a recuperação neste acidente.

Com base nos voos de ensaio, pode-se inferir, portanto, que um piloto mediano seria capaz de recuperar o controle da aeronave, nas mesmas condições, caso tivesse treinamento adequado para identificar e atuar corretamente nos comandos do helicóptero, frente à condição de perda de controle direcional, apesar do giro considerável de 33°/s e considerando a avaliação de grau 7 da carga de trabalho na execução da tarefa realizada feita pelo IPEV.

De forma análoga, qualquer incremento de potência após o início do giro à esquerda demandaria, desse mesmo piloto, técnicas de pilotagem muito acima da média, em função do aumento expressivo do giro direcional, conforme vivenciado pelos experientes pilotos de ensaio, e rapidamente levaria a aeronave a um giro direcional acima dos limites estruturais e, conseqüentemente, à perda de controle em voo.

Dessa forma, é provável que os pilotos do PR-IDR, em virtude de não possuírem treinamento adequado, tenham adotado reações inadequadas, como a aplicação de comando coletivo (no sentido de aumentar) e tenham demorado a aplicar cíclico à frente

para aumentar a velocidade translacional. Tais reações explicariam o aumento da razão de giro da aeronave, que atingiu valores acima dos limites estruturais e culminou com a perda de controle do helicóptero, ponto de irreversibilidade do acidente.

No acidente em tela, o vídeo da câmera termográfica mostrou que o helicóptero girou com nariz à esquerda e essa razão do giro foi aumentando rapidamente. Em cerca de quatro segundos, a aeronave ultrapassou o limite de 60°/s e o giro seguiu aumentando em razão até estabilizar-se em 240°/s, quatro vezes acima do limite estabelecido pelo fabricante.

O comportamento registrado no acidente é condizente com o observado no ensaio com elevação do comando coletivo (b). Entretanto, em função das condições em que o acidente ocorreu, com razão de giro da ordem de 240°/s, não foi possível mensurar a carga de trabalho exigida para recuperar o controle da aeronave, tampouco quais comportamentos aerodinâmicos teria o helicóptero em respostas aos *inputs* dos pilotos em situação tão acima dos limites estruturais da aeronave.

O voo de ensaio evidenciou que é possível recuperar o controle do helicóptero após uma situação de perda do controle direcional. Entretanto, durante a recuperação, ocorre significativa perda de altura (1.000 ft) até que o voo possa ser conduzido de forma estável com 80 kt de velocidade à frente.

Logo, pode-se inferir que, como o PR-IDR realizava um voo pairado a cerca de 1.000 ft de altura sobre o terreno, a situação era limítrofe para permitir uma recuperação em caso de uma Guinada Inesperada ou LTE, ainda que todos os procedimentos tivessem sido adotados corretamente e em tempo oportuno, desconsiderando, por fim, aspectos relacionados ao tempo de reação natural que os pilotos necessitariam para agir, em virtude do desconhecimento do que estava por acontecer.

A inexistência de um padrão operacional para voos de vigilância em apoio às operações policiais, estabelecido pelo GAM, contribuiu para o acidente, pois permitiu que o voo fosse realizado naquela altura, em um pairado fora do efeito solo, condições críticas para recuperar o controle direcional, seja pela altura limítrofe para a manobra ou pela baixa ou nenhuma velocidade à frente que aumentam a razão de giro e a carga de trabalho para a recuperação.

Dessa forma, concluiu-se que a aeronave vivenciou uma condição de Guinada Inesperada ou LTE, quando estava em um voo pairado fora do efeito solo, causando um giro abrupto à esquerda, que resultou na perda de controle direcional. Em seguida, possivelmente, as ações inadequadas do piloto, além de aumentar a carga de trabalho durante a recuperação, podem ter agravado a condição, ao elevar a razão de giro para além dos limites da aeronave, até culminar com a queda vertiginosa contra o solo.

### **3. CONCLUSÕES.**

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

- a) os tripulantes estavam com os Certificados Médicos Aeronáuticos (CMA) válidos;
- b) os pilotos estavam com as habilitações de Helicóptero Monomotor a Turbina (HMNT) válidas;
- c) os Operadores de Equipamentos Especiais (OEE) estavam com as respectivas licenças válidas;
- d) os pilotos estavam qualificados e possuíam experiência no tipo de voo;
- e) a aeronave estava com o Certificado de Aeronavegabilidade (CA) válido;
- f) a aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento;



- g) as escriturações das cadernetas de célula e motor estavam atualizadas;
- h) as condições meteorológicas eram propícias à realização do voo;
- i) durante um voo pairado a 1.000 ft de altura, o helicóptero iniciou um giro direcional à esquerda e, logo em seguida, houve a perda de controle da aeronave;
- j) a aeronave permaneceu em giro à esquerda, em torno de seu eixo vertical, à medida em que perdia altura, até colidir contra o solo;
- k) os destroços estavam concentrados e com danos típicos de sobrecarga;
- l) não foram encontradas evidências de falhas ou anormalidades anteriores ao impacto, bem como quaisquer evidências de que a aeronave tenha sido alvejada por projéteis;
- m) na análise das partes internas do servo-atuador traseiro, não foram encontradas anormalidades que pudessem ter ocasionado uma falha ou mau funcionamento do componente;
- n) foi identificado um amassamento na haste de comando do servo-atuador traseiro, compatível com um dano causado por impacto, o qual causou o travamento do servo-atuador em uma posição equivalente com a de pedal totalmente aplicado para a direita;
- o) a análise espectral de dois vídeos gravados por observadores revelou que as frequências harmônicas das pás do rotor principal eram compatíveis com um rotor variando entre 97% e 102% de NR;
- p) a análise do motor da aeronave constatou que o componente desenvolvia elevada potência no momento do impacto;
- q) durante a análise dos dados recuperados do VEMD e DECU, não foram encontradas falhas nos equipamentos anteriores ao impacto da aeronave contra o solo;
- r) a análise dos dados concluiu que o motor da aeronave desenvolvia potência no momento do impacto contra o solo, com NG igual a 94,84%;
- s) a aeronave possuía um limite de razão de giro direcional de 60°/s);
- t) a análise do vídeo do FLIR revelou que o giro direcional à esquerda apresentava razão gradativa alta e que, em cerca de quatro segundos, extrapolou o limite do helicóptero e permaneceu acelerando até estabilizar em cerca de uma volta de 360° a cada 1,5 segundo (cerca de 240°/s);
- u) os investigadores participaram de um ensaio em voo com os pilotos e engenheiros do IPEV, com a finalidade de simular uma pane de acionamento do rotor de cauda, momento em que as características de perda de controle direcional, bem como a sua recuperação, são as mesmas de um evento de Guinada Inesperada ou LTE;
- v) nas condições do ensaio, verificou-se que a influência da perda do rotor de cauda na guinada do helicóptero variava em função da velocidade de translação da aeronave;
- w) durante a falha simulada no acionamento do rotor de cauda no pairado fora do efeito solo, foi observada uma guinada não amortecida à esquerda, ingressando a aeronave em uma condição de giro constante à esquerda, em uma razão média de 33°/s;



- x) verificou-se que, ao aplicar o coletivo, a razão de giro à esquerda aumentou de 33°/s para 57°/s, sendo necessária a interrupção do ensaio para não ser extrapolado o limite da aeronave de 60°/s;
- y) o voo de ensaio concluiu que, em caso de uma falha do acionamento do rotor de cauda, o helicóptero ingressaria em um giro (guinada) rápido à esquerda, de forma que a razão de giro sofreria acréscimo considerável, frente a aplicações de coletivo;
- z) o relatório de ensaio destacou que com pequenos deslocamentos à frente, da ordem de 30 kt, após a falha de acionamento do rotor, seria o suficiente para ocorrer uma guinada amortecida, o que propiciaria o controle do helicóptero até uma área que permitisse o pouso em autorrotação;
- aa) desde o início das panes simuladas, até o término da recuperação, com a aeronave nivelada com 80 kt de velocidade, houve perda de altura de 1.000 ft;
- bb) a aeronave teve danos substanciais;
- cc) todos os tripulantes sofreram lesões fatais.

### 3.2. Fatores contribuintes.

#### - Aplicação dos comandos - indeterminado.

É provável que os pilotos do PR-IDR, em virtude de não possuírem treinamento adequado, tenham adotado reações inapropriadas, como a aplicação de comando coletivo (no sentido de aumentar) e a demora em aumentar a velocidade horizontal. Essas reações explicariam o aumento da razão de giro da aeronave, que atingiu valores acima dos limites estruturais e culminou com a perda de controle do helicóptero, ponto de irreversibilidade do acidente.

#### - Instrução - indeterminado.

A falta de treinamento específico no programa de instrução dos pilotos de helicóptero do GAM para a adoção de procedimentos adequados em situações de emergências causadas por fenômenos aerodinâmicos, pode ter contribuído com o acidente, pois não permitiu que a tripulação tivesse o conhecimento e a perícia necessários para atuar corretamente em caso de Guinada Inesperada ou LTE, de forma a recuperar o controle da aeronave.

#### - Julgamento de pilotagem - indeterminado.

É possível que os pilotos do PR-IDR, mesmo estando qualificados para a operação da aeronave, em virtude de não possuírem treinamento adequado, tenham adotado reações inadequadas, como a aplicação de comando coletivo (no sentido de aumentar) e tenham demorado a aplicar cíclico à frente para aumentar a velocidade translacional.

#### - Sistema de apoio - contribuiu.

A ausência de um conjunto de normas, manuais ou publicações para voos de vigilância em apoio às operações policiais, estabelecido pelo GAM, permitiu que o voo fosse realizado a 1.000 ft de altura, em um pairado fora do efeito solo e com peso elevado.

A operação nessas condições reduziu a possibilidade de recuperação do controle da aeronave, em função da altura insuficiente para a manobra e da baixa velocidade translacional, a qual aumentaria consideravelmente a carga de trabalho da tripulação, o que pode ter contribuído para o acidente em tela.

#### - Supervisão gerencial - contribuiu.

Houve uma supervisão inadequada pela gerência da organização das atividades de planejamento e de execução no âmbito operacional, haja vista a inexistência de um padrão

operacional para a realização desse tipo de missão, o que pode ter permitido que ocorresse abaixo da altura necessária para a recuperação de uma Guinada Inesperada ou LTE.

#### 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”.*

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

**A-151/CENIPA/2016 - 01**

**Emitida em: 15/08/2023**

Divulgar os ensinamentos colhidos nesta investigação às Unidades Aéreas Públicas que realizam operações especiais segundo os requisitos estabelecidos no RBAC 90, a fim de que sejam divulgados e utilizados em eventos internos de Promoção da Segurança Operacional.

#### 5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.

O Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos (CENIPA) emitiu a Divulgação Operacional (DIVOP) nº 001/2018, de 07MAR2018, sobre a Perda de Eficiência em Rotor de Cauda em Helicópteros, na qual descreveu o fenômeno e listou algumas ocorrências que podem ter sido originadas por um evento de LTE.

Nessa DIVOP, foram listadas, ainda, algumas ações e recomendações aos operadores e pilotos de aeronaves de asas rotativas, quais sejam:

- 1) incluir no planejamento de voo a velocidade e direção do vento para todas as fases do voo, pois esses fatores podem afetar significativamente a suscetibilidade do helicóptero à LTE;
- 2) conhecer e atender às limitações de desempenho do seu helicóptero, conforme descrito pelo fabricante e aprovadas pela autoridade aeronáutica certificadora;
- 3) estar consciente das características de controle de voo do seu helicóptero, particularmente das forças de atuação do pedal do rotor de cauda, de modo que possa rapidamente reconhecer e atuar adequadamente nos comandos no início da guinada não comandada (LTE);
- 4) efetuar treinamento específico, com pessoal capacitado, sobre emergências críticas, incluindo a identificação da LTE e a recuperação do controle da aeronave, levando em consideração que a LTE ocorre de maneira inesperada e que os pilotos que já tiveram essa experiência descrevem que o início da guinada é bastante agressivo;
- 5) dar preferência à realização de curvas contrárias ao efeito anti-torque em operações com velocidades inferiores a 30 kt, sempre que possível; e
- 6) adquirir conhecimentos sobre o fenômeno LTE e algumas medidas sobre como evitá-lo por meio do *Helicopter Flying Handbook*, disponível no site da *Federal Aviation Administration* (<https://www.faa.gov/>), dentre as quais, destacam-se as listadas abaixo:

- fique atento para as eventuais mudanças de peso próximo ao momento da decolagem e permaneça dentro do PMD aprovado;
- mantenha a consciência da direção do vento e da velocidade do voo, especialmente em voos com alta carga de trabalho de pilotagem, quando voando no topo de montanhas e em torno de grandes construções, e quando no pairado, com o vento em cerca de 8 a 12kt de intensidade, em que uma perda de sustentação pode ocorrer;
- evite vento de cauda e vento de través (a direção do vento de través depende do tipo de helicóptero que está voando) quando operando com velocidades abaixo de 30 kt;
- evite operações fora do efeito solo e em situações de alta demanda de potência e com velocidade de voo inferior a 30 kt; e
- monitore a quantidade de pedal que está sendo usado para contrariar o torque do rotor principal. Se você já estiver próximo ao batente, talvez você não consiga contrariar uma guinada não comandada.

A seção 90.173 da Subparte M, do Regulamento Brasileiro de Aviação Civil (RBAC) nº 90, Emenda 00, de 12ABR2019, que tratava dos “Requisitos para operações especiais de aviação pública”, estabeleceu que sejam difundidos os conceitos de LTE no currículo de solo para treinamento inicial para pilotos:

90.173 Treinamento inicial: currículo de solo

[...]

(d) O componente curricular de conhecimentos gerais deverá conter:

- (i) ressonância de solo;
- (ii) colisão com fio;
- (iii) LTE;
- (iv) rolamento dinâmico e estático;
- (v) recuperação de atitudes anormais;
- (vi) mast bumping e low G;
- (vii) vortex ring;
- (viii) runway excursion e incursion; e
- (ix) deep stall.

Em, 15 de agosto de 2023.