

COMANDO DA AERONÁUTICA
CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE
ACIDENTES AERONÁUTICOS



RELATÓRIO FINAL
A-065/CENIPA/2019

OCORRÊNCIA:	ACIDENTE
AERONAVE:	PP-MMG
MODELO:	AS 350 B3
DATA:	24ABR2019



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 PP-MMG, modelo AS 350 B3, ocorrido em 24ABR2019, classificado como “[LOC-I] Perda de controle em voo”.

Durante a realização de um circuito de treinamento de tiro embarcado no estande da Polícia Militar do Estado de Minas Gerais (PMMG), na cidade de Ribeirão das Neves, MG, houve a perda de controle da aeronave, após a realização de uma curva à esquerda com baixa velocidade. O helicóptero iniciou uma série de giros descontrolados até colidir contra o solo.

A aeronave ficou destruída.

O Piloto em Comando (PIC) e o Segundo em Comando (SIC) sofreram lesões leves.

Dos três atiradores que ocupavam o banco traseiro, todos militares da PMMG, um ficou ileso e os outros dois tiveram lesões graves.

Houve a 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

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS	5
1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.....	7
1.1. Histórico do voo.....	7
1.2. Lesões às pessoas.....	7
1.3. Danos à aeronave.	7
1.4. Outros danos.....	8
1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.....	8
1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.....	8
1.5.2. Formação.....	8
1.5.3. Categorias das licenças e validade dos certificados e habilitações.....	8
1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.....	8
1.5.5. Validade da inspeção de saúde.....	8
1.6. Informações acerca da aeronave.....	8
1.7. Informações meteorológicas.....	10
1.8. Auxílios à navegação.....	10
1.9. Comunicações.....	10
1.10. Informações acerca do aeródromo.....	10
1.11. Gravadores de voo.....	10
1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.....	10
1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.....	11
1.13.1. Aspectos médicos.....	11
1.13.2. Informações ergonômicas.....	11
1.13.3. Aspectos Psicológicos.....	11
1.14. Informações acerca de fogo.....	11
1.15. Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.....	11
1.16. Exames, testes e pesquisas.....	11
1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.....	13
1.18. Informações operacionais.....	15
1.19. Informações adicionais.....	16
1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.....	25
2. ANÁLISE.....	25
3. CONCLUSÕES.....	28
3.1. Fatos.....	28
3.2. Fatores contribuintes.....	28
4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA	29
5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.....	29

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS

AC	<i>Advisory Circular</i> - circular informativa (FAA)
ADE	Categoria de Registro Administração Direta Estadual
AFM	<i>Aircraft Flight Manual</i> - manual de voo de aeronave
AGL	<i>Above Ground Level</i> - Acima do Nível do Solo
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
BEA	<i>Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile</i>
Btl Rpaer	Batalhão de Radiopatrulhamento Aéreo da Polícia Militar
CA	Certificado de Aeronavegabilidade
CIV	Caderneta Individual de Voo
CIPM	Centro de Instrução da Polícia Militar
CMA	Certificado Médico Aeronáutico
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
ComAvE	Comando de Aviação do Estado
CORPAER	Companhias de Radiopatrulhamento Aéreo
DCTA	Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
DECEA	Departamento de Controle do Espaço Aéreo
DIVOP	Divulgação Operacional
EHST	<i>European Helicopter Safety Team</i> - equipe europeia de segurança de helicópteros
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i>
HMNC	Habilitação de classe Helicóptero Monomotor Convencional
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
MOP	Manual de Operação
NADSO	Nível Aceitável de Desempenho da Segurança Operacional
NSCA	Norma de Sistema do Comando da Aeronáutica
NTSB	<i>National Transportation Safety Board</i>
OGE	<i>Out Ground Effect</i> - Fora do Efeito Solo
OM	Organização de Manutenção
PCH	Licença de Piloto Comercial - Helicóptero
PIC	<i>Pilot in Command</i> - Piloto em Comando
PMD	Peso Máximo de Decolagem

PMMG	Polícia Militar do Estado de Minas Gerais
PPH	Licença de Piloto Privado - Helicóptero
PSO-BR	Programa Brasileiro para a Segurança Operacional da Aviação Civil
RBAC	Regulamento Brasileiro da Aviação Civil
RBHA	Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica
SBBH	Designativo de localidade - Aeródromo da Pampulha - Carlos Drummond de Andrade, Belo Horizonte, MG
SCT	<i>Scattered</i> (3 and 4 oktas) - dispersas (3 e 4 oitavos)
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
SN	<i>Serial Number</i> - Número de Série
SOP	<i>Standart Operational Procedures</i> - Procedimentos Operacionais Padrão
TSN	<i>Time Since New</i> - tempo desde novo
UAP	Unidade Aérea Pública
UTC	<i>Universal Time Coordinated</i> - Tempo Universal Coordenado

1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.

Aeronave	Modelo: AS 350 B3 Matrícula: PP-MMG Fabricante: HELIBRAS	Operador: Polícia Militar do Estado de Minas Gerais
Ocorrência	Data/hora: 24ABR2019 - 19:20 (UTC) Local: Centro de Instrução da Polícia Militar Lat. 19°47'43"S Long. 044°04'05"W Município - UF: Ribeirão das Neves - MG	Tipo(s): LOC-I] Perda de controle em voo Subtipo(s): NIL

1.1. Histórico do voo.

A aeronave decolou do Centro de Instrução da Polícia Militar (CIPM), Ribeirão das Neves, MG, por volta das 18h45min (UTC), a fim de realizar circuitos de tráfego para treinamento de tiro embarcado, com cinco tripulantes a bordo, sendo dois pilotos e três atiradores, todos militares da PMMG.

No sexto circuito de treinamento, durante a execução de uma curva acentuada para a esquerda, em baixa velocidade, a aeronave iniciou uma série de giros descontrolados, perdendo altura até colidir contra o solo em região de mata.

A aeronave ficou destruída pelo fogo.



Figura 1 - Vista do PP-MMG destruído pelo fogo após o acidente.

Dos cinco tripulantes, dois tiveram lesões leves, dois lesões graves e um saiu ileso.

1.2. Lesões às pessoas.

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

1.3. Danos à aeronave.

A aeronave ficou destruída.

1.4. Outros danos.

Não houve.

1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.

1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.

Horas Voadas		
Discriminação	PIC	SIC
Totais	777:00	127:00
Totais, nos últimos 30 dias	12:45	11:30
Totais, nas últimas 24 horas	00:50	01:05
Neste tipo de aeronave	720:00	89:00
Neste tipo, nos últimos 30 dias	01:45	04:25
Neste tipo, nas últimas 24 horas	00:50	01:05

Obs.: os dados relativos às horas voadas foram obtidos por meio dos registros da Caderneta Individual de Voo (CIV) dos pilotos.

1.5.2. Formação.

O PIC realizou o curso de Piloto Privado - Helicóptero (PPH) na EFAI - Escola de Pilotagem Ltda., Contagem, MG, em 2012.

O SIC realizou o curso de Piloto Privado - Helicóptero (PPH) na EFAI - Escola de Pilotagem Ltda., Contagem, MG, em 2017.

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

O PIC possuía a licença de Piloto Comercial - Helicóptero (PCH) e estava com a habilitação de Classe Helicóptero Monomotor a Turbina (HMNT) válida.

O SIC possuía a licença de PPH e estava com as habilitações de Classe Helicóptero Monomotor Convencional (HMNC) e Helicóptero Monomotor a Turbina (HMNT) 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 Médicos Aeronáuticos (CMA) válidos.

1.6. Informações acerca da aeronave.

A aeronave, modelo AS 350 B3, de *Serial Number* (SN - Número de Série) 7209, foi fabricada pela HELIBRAS, em 2011, e estava inscrita na Categoria de Registro Administração Direta Estadual (ADE).

O Certificado de Aeronavegabilidade (CA) estava válido.

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

A última inspeção da aeronave, do tipo "7 dias/10 horas", foi realizada em 23ABR2019 pela PMMG, estando com 4 horas e 20 minutos voados após a inspeção.

A última inspeção maior da aeronave, do tipo "5.000h/72 meses", foi realizada em 28MAR2018 pela Organização de Manutenção (OM) Claro Aviação, em Belo Horizonte, MG, estando com 297 horas e 40 minutos voados após a inspeção.

O item 6 *Tail Rotor Failure*, da Seção 3.1 - *Emergency Procedures*, do *Flight Manual* do AS 350 B3 registrava que uma falha do rotor de cauda em voo com potência resultaria em uma guinada para a esquerda, e que a velocidade do giro dependeria da potência e da velocidade no momento do evento (Figura 2).

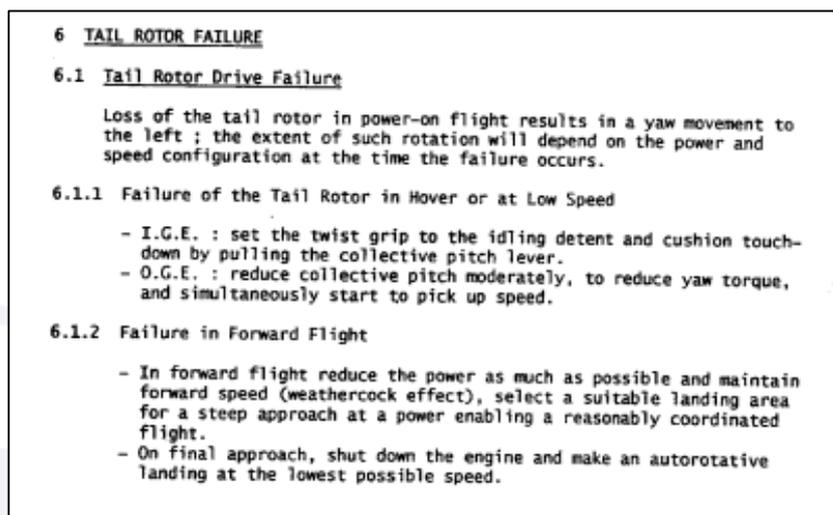


Figura 2 - Falha do rotor de cauda. Fonte: *Flight Manual AS 350 B3*.

O item 4 *Airspeed-Height Envelope*, da Seção 5 - *Regulatory Performance Data* do AS 350 B3, estabelecia que a condução do voo na zona Z, delimitada pelos pontos A, B, C e D, deveria ser evitada (Figura 3).

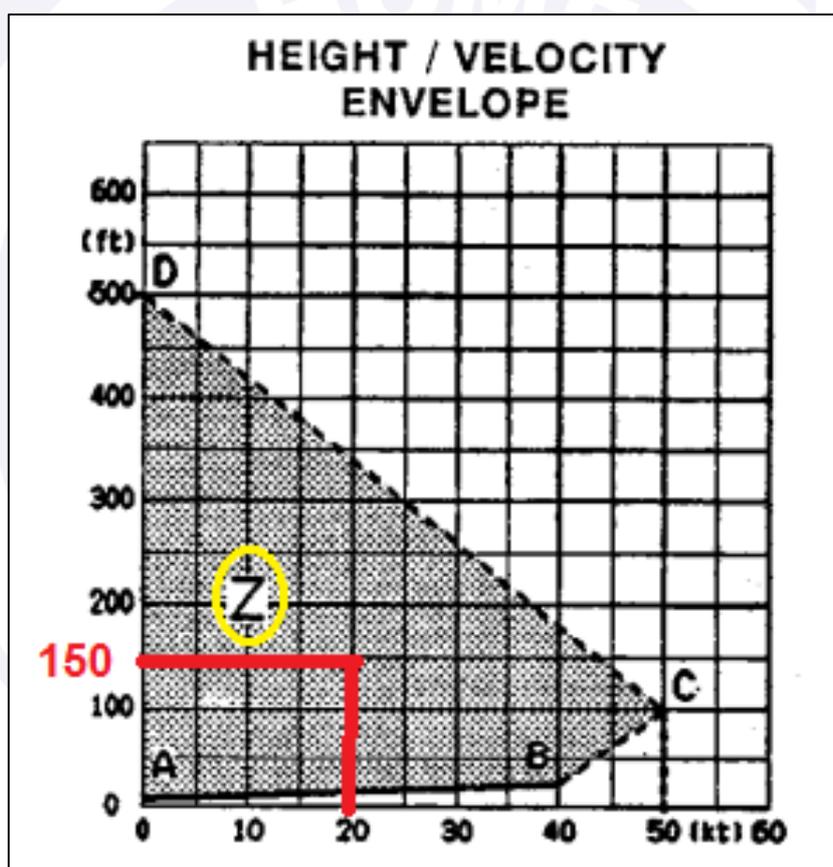


Figura 3 - Envelope Altura/Velocidade. Fonte: *Flight Manual AS 350 B3*.

O gráfico da Figura 3, também conhecido como “Curva do Homem Morto”, refere-se à relação entre velocidade e altura na qual, em caso de uma pane do motor, o voo em autorrotação garantiria um pouso seguro, caso o voo estivesse sendo conduzido fora da Zona Z.

De acordo com as informações obtidas, nos momentos que antecederam o acidente, o PP-MMG voava com uma velocidade próxima dos 20 kt a uma altura de 150 ft *Above Ground Level* (AGL - Acima do Nível do Solo).

1.7. Informações meteorológicas.

O *Meteorological Aerodrome Report* (METAR - reporte meteorológico de aeródromo) do Aeródromo da Pampulha - Carlos Drummond de Andrade (SBBH), Belo Horizonte, MG, distante aproximadamente 18 km do local do acidente trazia as seguintes informações:

METAR SBBH 241900Z 07007KT 9999 SCT045 28/16 Q1020 =

Verificou-se que as condições eram favoráveis ao voo visual com visibilidade acima de 10 km e nuvens dispersas a 4.500 ft. O vento tinha a direção de 070° com intensidade de 07 kt.

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 colisão contra o solo ocorreu no CIPM. A distribuição dos destroços foi do tipo concentrada.

O primeiro impacto ocorreu contra a copa das árvores a uma altura de 20 m e com ângulo aproximado de 40°. Na sequência, houve a colisão contra o solo, ficando o helicóptero inclinado 45° para a esquerda em relação ao terreno. O impacto ocasionou a quebra das pás do rotor principal, dos esquis e da transmissão principal.

Houve início de fogo após a parada total. O fogo não foi controlado e a aeronave teve grande parte de sua estrutura e componentes consumida (Figura 4).



Figura 4 - Vista área do local do acidente, com a presença do fogo.

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 evidência de fogo em voo. Contudo, após o impacto contra o terreno, o fogo consumiu mais de 75% da aeronave. O grau de destruição e de carbonização do helicóptero dificultaram a verificação de diversos componentes e instrumentos.

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

Após o impacto contra o solo, os cinco tripulantes abandonaram a aeronave por meios próprios.

1.16. Exames, testes e pesquisas.

Exame do Rotor de Cauda (controle e transmissão)

Os componentes do conjunto do rotor de cauda foram analisados por profissional credenciado do Terceiro Serviço Regional de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos (SERIPA III) e representantes da HELIBRAS, do BEA e da AIRBUS.

Após a desmontagem do rotor de cauda, foram observadas marcas relevantes nos batentes, as quais evidenciaram o comandamento à direita. Adicionalmente, o servo comando traseiro foi analisado e este estava travado, em razão da ação do fogo, com sua haste estendida 10 cm.

Para comparação, foi realizado o comandamento de pedal à direita em uma aeronave similar. Realizada a medição da haste do servo comando traseiro da aeronave, observou-se que também possuía a extensão de 10 cm (Figura 5 A e B).



Figura 5 A e B- Posição dos servos de comandos.

Além dessa medição, os garfos de comando do rotor de cauda estavam travados com as mesmas medidas (Figura 6 A e B).

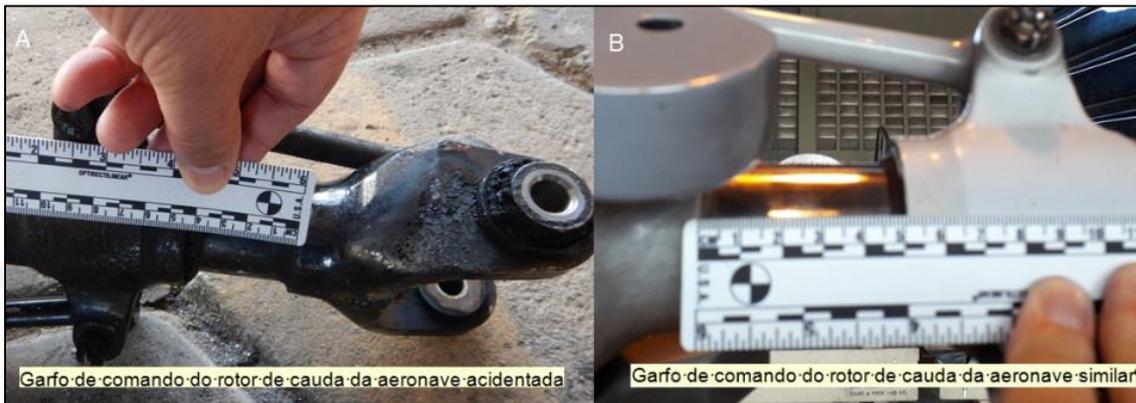


Figura 6 A e B - Garfo de comando do rotor de cauda.

Após a desmontagem do garfo de fixação do rotor de cauda, verificou-se que seu batente de alinhamento estava com marca de impacto. Esse fato permitiu concluir que o rotor de cauda estava em rotação no momento do impacto.

Os exames confirmaram a continuidade do sistema de acionamento do rotor de cauda e a presença de energia (rotação e torque) nas suas pás no momento do acidente.

Exame do Motor Arriel 2B1, SN 511525.

A análise do motor que equipava o PP-MMG foi realizada na *Safran Group*, em Xerém, município de Duque de Caxias, RJ. Participaram dessa análise o representante acreditado do BEA, da HELIBRAS, profissionais credenciados do SERIPA III, engenheiros do Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA) e técnicos do setor de manutenção da *Safran Group*.

A análise teve como objetivo verificar a condição de operação do motor durante a ocorrência, verificando a possibilidade de que algum funcionamento inadequado pudesse ter contribuído para a ocorrência.

Para essa análise, foi realizada a abertura do módulo 4 e verificada a marca de linha de fé que existia sobre o eixo do motor e a porca de fixação. Foi observado o desalinhamento da linha de fé (Figura 7).



Figura 7 - Visão geral do desalinhamento da linha de fé do eixo.

Ficou também constatada a quebra de todas as palhetas do compressor de potência (Figura 8).



Figura 8 - Visão geral do compressor de turbina de potência com as palhetas fraturadas.

Para analisar o motor internamente, foi realizada uma inspeção com o uso de um aparelho boroscópio. Nesse exame, nenhuma anormalidade foi encontrada e a sua apresentação interna era compatível com o seu *Time Since New* (TSN - tempo desde novo), com mais de 2.804 horas.

Todos os danos no motor ocorreram, provavelmente, em decorrência do impacto contra o solo e do incêndio que sucedeu.

Sendo assim, os exames realizados revelaram que o motor apresentava um funcionamento normal e desenvolvia alta potência nos instantes que antecederam a colisão da aeronave contra o solo, eliminando-se, deste modo, a influência deste componente como fator contribuinte para a ocorrência.

1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.

O Batalhão de Radiopatrulhamento Aéreo da Polícia Militar (Btl Rpaer), subordinado ao Comando de Aviação do Estado (ComAvE), tinha como atividades principais as seguintes tarefas:

Patrulhar preventivamente o espaço aéreo, efetuar resgates em acidentes automobilísticos e em locais de difícil acesso, prevenir e combater incêndios, transportar órgãos humanos para transplantes, efetuar buscas e salvamentos em altura e aquáticas, localizar foragidos e apoiar o policiamento em terra, nas várias missões efetuadas pela Polícia Militar.

Essas eram algumas das atividades que faziam parte do dia a dia do Btl Rpaer, executado pelas Companhias de Radiopatrulhamento Aéreo (CORPAER), localizadas em Belo Horizonte; em Uberlândia e em Montes Claros.

O Batalhão utilizava helicópteros e um avião, realizando trabalhos de importância fundamental para a sociedade, voando para proteger a vida e garantir a dignidade humana.

A análise das informações coletadas junto ao operador da aeronave revelou que o setor de instrução da Organização Militar, embora tivesse manuais estabelecidos, possuía uma cultura organizacional que não reforçava a padronização, não sendo identificado, nos manuais da organização, um perfil de voo padronizado para o tipo de instrução que estava sendo realizado.

Na data da ocorrência, as operações aéreas de Segurança Pública eram regidas pelos requisitos estabelecidos na Subparte K do Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica (RBHA) nº 91, sendo que, a respeito dos treinamentos, a seção 91.959 estabelecia que:

[...]

(d) É responsabilidade do Órgão estabelecer os padrões mínimos de treinamento das tripulações no que diz respeito às operações de segurança pública e/ou de defesa civil especificadas no parágrafo 91.953(b) deste regulamento.

[...]

Somente a partir de 12ABR2019, com a publicação do Regulamento Brasileiro da Aviação Civil (RBAC) nº 90, intitulado “Requisitos para operações especiais de aviação pública”, foram estabelecidos, na Subparte N, os requisitos necessários de treinamento para operador aerotático das Unidades Aéreas Públicas.

Também, foram publicados, na Subparte T do RBAC nº 90, os requisitos para o tiro embarcado, conforme transcrito a seguir:

90.295 Uso de armas e munições embarcadas (tiro embarcado)

(a) Para uso de armas e munições embarcadas (tiro embarcado) o órgão ou ente público deverá realizar o gerenciamento do risco de tal modo que os riscos à aeronave, aos tripulantes, às outras pessoas com função a bordo, aos passageiros, às pessoas e propriedades em solo encontrem-se dentro do NADSO, estabelecido na matriz de risco para a segurança operacional.

(b) O uso de armas e munições a bordo de aeronaves civis públicas, incluindo, mas não se limitando ao tiro embarcado e lançamento de munições realizados por órgãos e entes públicos, com a devida atribuição legal, deverá observar os seguintes procedimentos:

(1) a realização de disparos, tais como tiro embarcado ou lançamento de munição de dentro do helicóptero, só poderá ser efetuada quando:

(i) previamente coordenado com o piloto em comando da aeronave;

(ii) em conformidade com os SOP e o MOP da UAP; e

(iii) a tripulação e as outras pessoas com função a bordo estiverem devidamente treinadas para esta operação nos termos delineados pela UAP;

(2) o atirador deverá utilizar os EPIs necessários à sua segurança; e

(3) as armas longas utilizadas para disparos de dentro da aeronave deverão dispor de coletores ou defletores para as cápsulas de munição.

(i) Na ausência dos coletores ou defletores, a UAP deverá dispor os procedimentos de segurança no SOP a fim de garantir que as cápsulas e munições não atinjam a tripulação, outras pessoas com função a bordo, aeronave ou passageiros em voo.

Sobre o voo tático a baixa altura, na Subparte V do RBAC nº 90 foram estabelecidos os seguintes requisitos gerais, na seção 90.311:

(a) O requisito inicial para operação tática à baixa altura é que o controle do risco inerente à operação, incluindo a proteção das aeronaves, tripulação, pessoas com função a bordo, passageiros e terceiros, esteja dentro do NADSO.

[...]

(g) O piloto em comando deverá evitar voos prolongados dentro da área de restrição imposta pelo diagrama altura versus velocidade (curva do homem morto) estabelecida no AFM do helicóptero.

(h) A tripulação de voo deverá estabelecer, sempre que possível, áreas de pouso de emergência ou trajetórias livres para arremetida para mitigação dos riscos na eventualidade de pouso em emergência.

Para esses treinamentos especiais, a ANAC não exigia que o processo fosse remetido àquela Agência para aprovação. Entretanto, o treinamento para pilotos (inicial, periódico, elevação de nível, transição entre modelos e diferenças) dependia de aprovação da ANAC.

1.18. Informações operacionais.

A aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento especificados pelo fabricante, operando com um peso total de 1.842 kg no momento da ocorrência.

O voo era conduzido com dois pilotos a bordo e três atiradores na parte traseira, na seguinte configuração: um atirador de cada lado e um instrutor de tiro posicionado entre eles. A respectiva porta lateral permanecia aberta para a realização dos disparos. Para cada atirador, a sessão de treinamento tinha a duração de 5 a 8 minutos.

Conforme pesquisas realizadas, esse tipo de treinamento fazia parte do curso de formação de tripulantes operacionais da PMMG e já havia sido efetuado em anos anteriores tanto pelo PIC quanto pelo SIC.

De acordo com o relato dos pilotos, o circuito de treinamento do tiro lateral consistia de uma decolagem na vertical, a partir de um local próximo ao estande de tiro, subida para atingir uma altura de, aproximadamente, 150 ft (AGL), uma série de passagens próximo à área dos alvos para permitir, inicialmente, o treinamento do atirador à direita e, após, uma série de passagens para viabilizar o treinamento do atirador à esquerda.

Ao término das passagens, era realizado um circuito de tráfego com curvas pela direita para retorno ao local de pouso.

Segundo o PIC, no período da tarde haviam sido empreendidas cinco decolagens para a realização do treinamento de tiro embarcado.

No sexto circuito do dia, após a conclusão do treinamento na área dos alvos, o PIC passou os comandos de voo ao SIC, durante uma curva acentuada à esquerda e a baixa velocidade. Nesse momento, o vento incidia no quadrante traseiro direito do helicóptero.

Foi informado que o PIC passou o comando da aeronave sem que ela estivesse estabilizada. Depois dessa transferência, o PP-MMG iniciou o giro à esquerda perdendo altura até o impacto contra o solo.

De acordo com o PIC, ao perceber a perda de controle, ele assumiu imediatamente os comandos da aeronave.

Conforme preconizava a Seção de Doutrina da unidade, em caso de situação adversa, o comando da aeronave deveria ser passado ao piloto instrutor.

Apesar dessa ação, não foi possível estabilizar o helicóptero. Ainda, segundo o PIC, o aparelho experimentou um giro descontrolado à esquerda, com perda de altura, antes de impactar o solo (Figura 9).



Figura 9 - Croqui do acidente. Fonte: adaptado Google Maps.

Não foram percebidos problemas de perda de potência, travamento de pedais ou escutado qualquer aviso ou alarme sonoro ou luminoso durante o evento.

O PIC e o SIC também confirmaram que o controle do cíclico e do coletivo estavam operando normalmente antes da perda de controle.

1.19. Informações adicionais.

Divulgação Operacional (DIVOP) nº 001/2018.

Em razão de um acidente ocorrido com um helicóptero modelo AS 350 B3, o Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos (CENIPA) publicou uma DIVOP que tratava de *Loss of Tail Rotor Effectiveness* (LTE - perda de efetividade do rotor de cauda) ou guinada inadvertida.

Sobre o assunto, é importante esclarecer que a perda de efetividade do rotor de cauda ou guinada inadvertida é um fenômeno aerodinâmico crítico que se caracteriza por uma guinada súbita e não comandada em torno do eixo vertical do helicóptero. Tal fenômeno não cessa sem a correta intervenção do piloto, podendo causar a perda de controle da aeronave.

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

Nesse fenômeno, o rotor de cauda não entra em *stall*, mas torna-se ineficiente e não produz tração necessária para impedir a guinada.

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

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

Advisory Circular (AC) nº 90-95 - *Unanticipated Right Yaw in Helicopters* (guinada inadvertida à direita em helicópteros)

Em 26DEZ1995, a AC nº 90-95 publicada pela *Federal Administration Aviation* (FAA) descrevia LTE como sendo um fenômeno aerodinâmico crítico, de baixa velocidade, que pode resultar em uma guinada não comandada e, se não for corrigido adequadamente, pode levar a perda de controle da aeronave. A LTE não está relacionada com problemas de manutenção e pode ocorrer, em graus variáveis, em helicópteros com apenas um rotor principal a velocidades inferiores a 30 kt.

Segundo o texto, a LTE foi identificada como um fator contribuinte em vários acidentes de helicóptero envolvendo perda de controle em operações de voo a baixa altitude e a baixa velocidade. O documento destacava que as pás do rotor de cauda não “estolavam” por ocasião de uma LTE.

Qualquer manobra que exija que o piloto opere em um ambiente de alta potência e baixa velocidade com vento lateral ou vento de cauda cria condições onde pode ocorrer

uma guinada imprevista para a direita ou para a esquerda, dependendo do sentido da rotação do rotor principal.

A AC detalhava outra característica dos helicópteros, conhecida como *weathercock stability*. Por construção, os helicópteros possuem uma área lateral menor à frente do centro de gravidade do que a área lateral atrás do mesmo, gerando uma estabilidade direcional positiva no voo à frente. Essa característica é reforçada tanto pelo perfil da fuselagem quanto pela construção do estabilizador vertical ao final do cone de cauda.

Por outro lado, ventos de cauda de 120° a 240° causam uma grande carga de trabalho ao piloto. A característica mais significativa dos ventos de cauda é que eles provocam a aceleração da razão de guinada pré-existente. Mesmo uma suave razão de giro pode ser acelerada, bruscamente, caso o piloto não contrarie esta tendência por meio da aplicação do pedal oposto à guinada, a partir do momento em que o vento incidir no quadrante de cauda (de 120° a 240°).

Dessa forma, a AC ressaltava que uma resposta correta e oportuna por parte do piloto a uma guinada não comandada seria crítica. A guinada inadvertida, geralmente, é corrigível se o pedal contrário ao giro for aplicado imediatamente. Se a resposta for incorreta ou lenta, a taxa de guinada pode aumentar, rapidamente, a ponto em que a recuperação não será possível.

Uma simulação em computador mostrou que o atraso na aplicação do pedal para contrariar a guinada inadvertida poderia implicar na perda de controle do helicóptero e/ou na demora para interromper o giro não comandado.

Assim, o piloto deveria se antecipar a qualquer incremento na velocidade de guinada do helicóptero, concentrando-se em voar a aeronave, não permitindo a elevação da velocidade do giro, principalmente, quando executar curvas à esquerda, no caso de helicóptero com rotor em sentido horário, em condições favoráveis para a ocorrência de uma LTE.

Os seguintes fatores contribuem para a ocorrência da LTE:

- peso elevado;
- baixa velocidade à frente;
- curva à esquerda (para aeronaves com rotores principais que girem no sentido horário);
- vento cruzado;
- vento de cauda; e
- rápidas variações de potência.

No transcurso da investigação de outro acidente que apresentava características similares a uma guinada inadvertida, ocorrido na mesma época e com um helicóptero do mesmo modelo, foi solicitada ao Instituto de Pesquisas e Ensaios em Voo (IPEV) a emissão de um Parecer Técnico, a seguir, acerca do tema em análise nesta ocorrência:

Parecer Técnico nº 001/IPEV/2021.

No Parecer Técnico nº 001/IPEV/2021, o Instituto de Pesquisas e Ensaios em Voo (IPEV) registrou que todos os helicópteros na configuração monorotor com rotor de cauda estão suscetíveis a uma guinada inadvertida a baixa velocidade, dependendo primariamente da condição de vento (intensidade e direção), entre outros fatores. Para o helicóptero em tela, com sentido horário de rotação do rotor principal, a consequente guinada inadvertida seria aquela com o nariz para a esquerda, tal qual observada nesta ocorrência.

Nesse sentido, o Parecer Técnico abordou alguns aspectos teóricos sobre a LTE, a saber:

Perda de eficiência do rotor de cauda LTE.

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

LTE devido à interferência de vórtice do disco do rotor principal.

Ventos relativos de 45° a 75° (setor frontal direito) a velocidades de cerca de 10 a 30 kt podem induzir vórtices do rotor principal em direção ao rotor de cauda (Figura 10, letra "A"). Em consequência, o rotor de cauda pode operar em um ambiente extremamente turbulento, produzindo uma redução de tração à medida que entra na área do vórtice do disco do rotor principal.

No caso de uma guinada pela esquerda, com vento no setor de 2h, observa-se que o vórtice do rotor principal aumenta o ângulo de ataque das pás do rotor de cauda (aumentando a tração e induzindo o nariz do helicóptero para a direita), o que demanda uma ação do piloto no pedal esquerdo para reduzir a tração extra produzida.

No entanto, após a influência dos vórtices do rotor principal cessar, o ângulo de ataque do rotor de cauda é reduzido, podendo originar uma aceleração em guinada para a esquerda, o que pode surpreender o piloto, uma vez que a entrada de pedal aparenta não corresponder à resposta da aeronave, com elevada taxa de guinada. Caso a repentina guinada não seja prontamente contrariada com efetivo comando de pedal direito, o giro tende a acelerar rapidamente, podendo comprometer o controle de guinada.

LTE devido à interferência de vento de cauda no rotor de cauda.

Ventos de cauda de 120° a 240° tipicamente causam um aumento na carga de trabalho do piloto (Figura 10, letra "B"). Dada a influência do vento relativo na fuselagem e na deriva vertical, os ventos de cauda atuam como um acelerador na taxa de guinada, exigindo uma ação corretiva no pedal para contrariar a tendência da aeronave de se alinhar com o vento. Um atraso nessa correção ou no controle da taxa de guinada desejada pode dar início a um giro acelerado no eixo vertical.

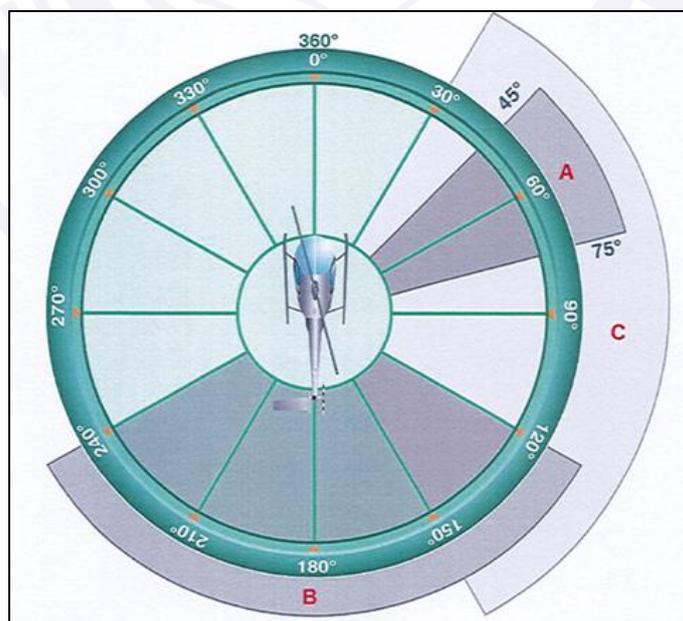


Figura 10 - LTE para helicóptero com Sentido Horário do Rotor Principal. Fonte: CENIPA, 2018 apud NTSB, 2017.

Região A: Interferência de vórtice do disco do rotor principal em direção ao rotor de cauda (vento relativo entre 45° a 75°);

Região B: Interferência de vento de cauda no rotor de cauda (vento relativo entre 120° a 240°); e

Região C: Interferência de anéis de vórtice do rotor de cauda (vento relativo entre 30° a 150°).

LTE devido à interferência de estado de anéis de vórtice do rotor de cauda.

Ventos relativos de 30° a 150° (setor direito) podem ocasionar o desenvolvimento do estado de anéis de vórtice do rotor de cauda (Figura 10, letra “C”). Uma vez que o rotor de cauda impulsiona o fluxo de ar da esquerda para a direita (perspectiva de visão superior da aeronave), ventos laterais do setor direito se opõem a este movimento da massa de ar imposto pelo rotor de cauda. Assim, podem-se desenvolver condições para a formação do estado de anéis de vórtice, causando um fluxo não uniforme e instável no rotor de cauda, com conseqüente oscilação da tração deste rotor e desvios em guinada do helicóptero.

Dessa forma, é comumente observado que comandos rápidos e contínuos no pedal são exigidos do piloto por ocasião de um pairado com vento lateral direito, devido à necessidade de compensação frente às constantes variações de tração do rotor de cauda.

Nota-se, porém, que, mesmo com elevada carga de trabalho do pedal resultante do estado de anéis de vórtice do rotor de cauda, helicópteros são operados rotineiramente com ventos nessa região. Neste sentido, a FAA sugere que uma LTE ocorre somente quando há um atraso na resposta do piloto para controlar a razão de aumento de guinada.

Interferência aerodinâmica no rotor de cauda.

Nos voos com efetiva velocidade translacional à frente (tipicamente acima de 30 kt), há grande participação do rotor de cauda, do momento aerodinâmico sobre a fuselagem e das forças laterais sobre a deriva vertical como fatores contribuintes para a soma de todas as parcelas dos momentos que contribuem para a guinada (também conhecida como efeito girouette). Em voos a baixas velocidades, no entanto, é importante ressaltar a influência primordial do rotor de cauda para movimento de guinada.

Para um determinado ajuste de torque do rotor principal, há uma quantidade exata de tração do rotor de cauda necessária para evitar que o helicóptero guine para esquerda ou para a direita. Em um pairado em relação ao solo, por exemplo, o piloto mantém um determinado azimute por meio de um comando (*input*) no pedal, ajustando o passo e o ângulo de ataque das pás do rotor de cauda para produzir a tração desejada.

Assim como o rotor principal, a efetividade do rotor de cauda está relacionada a um fluxo mássico de ar relativamente não perturbado para prover uma tração constante (força antitorque). Por outro lado, quando o fluxo de ar através de um rotor é modificado ou torna-se turbulento, modifica-se o ângulo ou a velocidade com que o ar passa pelas pás do disco do rotor, podendo produzir alterações na tração do rotor em questão.

Quando há uma perturbação no fluxo de ar do rotor de cauda e este rotor não é capaz de fornecer a força necessária para equilibrar o torque proveniente do rotor principal, é possível ocorrer uma mudança não comandada no eixo de guinada. O desequilíbrio resultante pode levar a uma guinada súbita e perda de controle efetivo no eixo direcional.

A LTE não está relacionada à falha material e pode ocorrer em qualquer helicóptero convencional voando a velocidades menores que 30 kt. Além disto, ela não está necessariamente relacionada com uma deficiência em margem de controle, a qual é um requisito de certificação (*Title 14 Code of Federal Regulations Part 27.143*) e motivo pelo qual consta, no manual de voo da aeronave, o envelope de ventos críticos (*Critical Relative Winds Azimuths*). Além disto, apesar de não produzir tração necessária para impedir a guinada, o rotor de cauda não entra em estol.

A tração do rotor de cauda pode ser afetada por vários fatores externos. Os principais fatores que contribuem para a LTE são:

- vórtices do rotor principal se desenvolvendo nas pontas das pás do rotor principal, interferindo com o fluxo de ar que entra no conjunto do rotor de cauda;
- ventos de cauda, com ventos laterais de direita, causando alta carga de trabalho para o piloto. Este fator também é referido em inglês como estabilidade cata-vento (*weathercock stability*), devido à ação do vento na deriva vertical e na fuselagem;
- estado de anéis de vórtice do rotor de cauda, o qual se origina com o vento relativo lateral sendo aspirado pelo próprio rotor de cauda, produzindo oscilação da tração do rotor de cauda, devido ao fluxo de ar não uniforme e instável;
- turbulência e outros fenômenos naturais que afetam o fluxo de ar em torno do rotor de cauda;
- ajustes de alta potência, portanto, de grande ângulo de inclinação das pás do rotor principal, induzindo considerável *downwash* (fluxo de ar descendente) das pás do rotor principal, proporcionando mais turbulência do que quando o helicóptero está em uma condição de baixa potência; e
- velocidades baixas com mudanças na sustentação translacional, variando a direção e velocidade do fluxo de ar ao redor do rotor de cauda.

Aplicação inadequada de comando de pedal.

Como comentado anteriormente, as guinadas inadvertidas, típicas de helicópteros convencionais em baixa velocidade e em determinadas condições de vento em relação ao helicóptero, foram inicialmente descritas na década de 80 como “perda de eficiência do rotor de cauda – LTE”. Nestas condições de voo, o rotor de cauda permanece em pleno funcionamento e sem falhas materiais.

Uma vez que a guinada imprevista aconteça, uma resposta corretiva e rápida é necessária para evitar que a razão de giro aumente em demasia. Em um primeiro momento, o uso do pedal contrário à guinada pode não ser efetivo. Tal característica pode ocasionar uma aplicação inadequada no comando do pedal, visto que o piloto pode suspeitar que o pedal contrário não foi eficaz para conter a razão do giro. No entanto, a capacidade do rotor de cauda para contrabalancear o torque do rotor principal permanece inalterada, o que seria equivalente a dizer que não há perda de eficiência do rotor de cauda e sim aplicação inadequada de comandos.

Sobre isso em 07MAR2019, a AIRBUS HELICOPTERS publicou a *Safety Information Notice n° 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 é 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 nenhuma 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.

Para a descrição do fenômeno, utilizou-se um gráfico do *Safety Information Notice* nº 3297-S-00, que aborda a curva de posição do pedal, em função da direção de incidência do vento relativo do helicóptero, em uma condição estabilizada de pairado. Para cada combinação de peso, altitude, temperatura e velocidade do vento há uma curva correspondente (Figura 11).

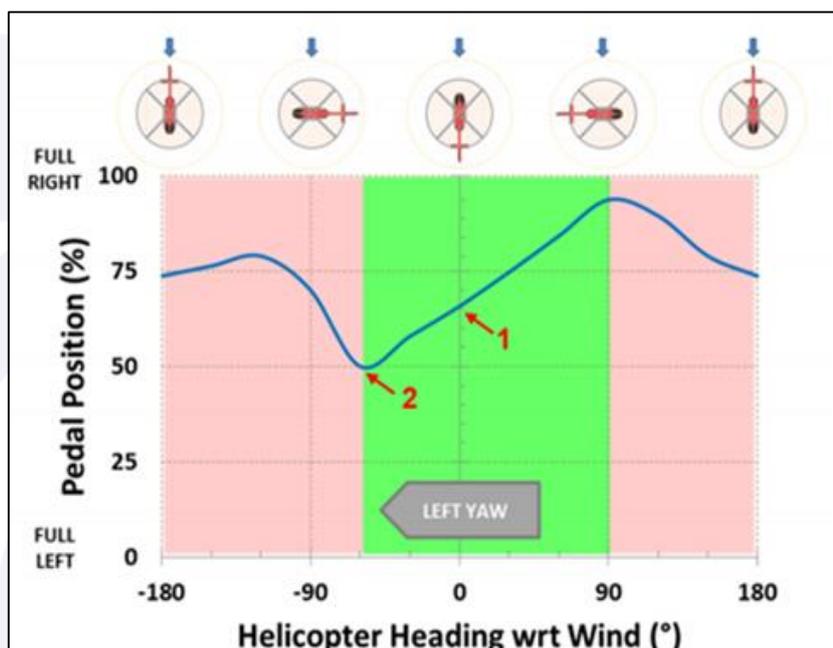


Figura 11 - Posição Estabilizada de Pedal em Função do Vento Relativo. Fonte: *Airbus Helicopters*.

Com referência a um helicóptero com rotação do rotor principal no sentido horário, a manutenção de um pairado com vento relativo de 0° (número 1 da Figura 11, vento alinhado com a proa do helicóptero) requer a aplicação de cerca de 65% de pedal, ou seja, com pedal um pouco mais próximo do batente de pedal direito (parte superior do gráfico) do que do batente esquerdo (parte inferior do gráfico).

Importante ressaltar que estas são posições estabilizadas de pairado. Ou seja, a manutenção do pairado para determinada direção do vento relativo irá ocorrer se a posição de pedal for ajustada de acordo com a curva apresentada.

Se o comando do pedal estiver ajustado para uma posição acima da curva, o helicóptero produzirá um diferencial na tração de rotor de cauda em relação à tração necessária para a manutenção da proa, guinando para a direita. Em contrapartida, com o rotor de cauda ajustado para uma posição de pedal inferior àquelas indicadas pela curva, o helicóptero irá guinar para a esquerda.

Além disso, a área verde da Figura 11 corresponde ao intervalo de direção do vento em que o helicóptero é estável em guinada. Neste intervalo, se houver uma rajada de vento alterando a proa do helicóptero de 0° para -10° sem nenhuma entrada de comando no pedal (eixo x para a esquerda sem variação no eixo y), a porcentagem do pedal irá se situar em uma posição acima da curva (helicóptero da proa Norte para a proa 350°, o que equivale a uma proa do helicóptero -10° em relação à direção do vento, mantendo a posição do pedal que existia com proa de vento relativo de 0°). Em resposta (pedal direito acima do

necessário para esta nova posição), o helicóptero guina para a direita até cruzar a curva em uma posição estabilizada para a posição de pedal selecionada, o que acontece na proa inicial 0°. Portanto, ao se afastar da posição estabilizada, é gerado um movimento de retorno a esta posição.

A área vermelha da Figura 11 representa uma região de instabilidade em guinada. Quando o helicóptero é deslocado de sua posição estabilizada, ele se afasta ainda mais daquela posição inicial. Esta instabilidade em guinada nas regiões de vento de cauda é frequentemente reconhecida pelos pilotos de helicóptero, gerando aumento de carga de trabalho para o controle de guinada, principalmente em baixas velocidades, quando as derivas verticais e a fuselagem pouco influenciam na manutenção de proa.

O limite inferior da faixa estável (proa do helicóptero de cerca de -60° em relação a direção do vento) está indicado como número 2 na Figura 11. A partir deste ponto (-60°), a diminuição de proa relativa do helicóptero está ligada à região instável em guinada (área vermelha esquerda do gráfico). Neste ponto de inflexão (número 2 da Figura 11), quando um pedal esquerdo é aplicado (de 50% de posição de pedal para 45%), a posição de pedal situa-se abaixo do ponto mais baixo da curva do pedal. Isso significa que ocorrerá um giro de nariz para esquerda, sem, contudo, atingir um ponto estabilizado de proa relativa.

A menos que o pedal direito seja adicionado, a aeronave não irá cessar o giro de nariz pela esquerda. Partindo deste exemplo, ao manter a posição de pedal em 45% à medida que o helicóptero guina (gira em torno do seu eixo Z), a razão de giro é drasticamente aumentada, uma vez que a diferença entre a posição de pedal estabilizada e o comando aplicado passa a aumentar (distância entre a posição de pedal de 45% e a curva). Ou seja, quanto maior o atraso para corrigir a manobra por meio do pedal direito, maior será a aceleração em guinada, o que define a guinada inadvertida (aumento da razão de giro de forma não comandada, o qual não reduz por conta própria.

***Safety Information Notice* n° 2335-S-00 - Segurança em voo de helicópteros - Difusão do livreto da *European Helicopter Safety Team* (EHST - Equipe Europeia de Segurança de Helicópteros).**

Em 07FEV2011, a *Eurocopter* e a *EADS Company* haviam publicado a *Safety Information Notice* n° 2335-S-00 que, entre outros temas, abordava a questão da LTE. O documento teve como referência o livreto sobre segurança de voo em helicópteros publicado pela EHST, e estava baseado na análise de acidentes com todos os tipos de helicópteros ocorridos em diversos países e regiões do mundo, incluindo o Brasil e a Europa.

A *Safety Information Notice* n° 2335-S-00 destacava que em um helicóptero com um único rotor principal, uma das principais funções do empuxo do rotor de cauda era controlar o rumo do helicóptero. Se o empuxo do rotor de cauda for insuficiente, uma guinada inadvertida e descontrolada pode ocorrer. Este fenômeno tem sido um fator determinante em um determinado número de acidentes de helicóptero e é comumente chamado de LTE.

Dessa forma, a *Safety Information Notice* considerou a LTE como um empuxo insuficiente do rotor de cauda associado a uma margem insuficiente de controle, pois isso pode levar a uma velocidade de guinada rápida não controlada. Essa velocidade não pode diminuir naturalmente e, na ausência de correção, ela pode causar a perda de controle do helicóptero.

A publicação prossegue informando que uma LTE é mais provável de ocorrer quando o pedal de guinada crítica está próximo de sua posição de fim de curso.

O pedal de guinada, que é considerado como crítico, é o pedal direito para um rotor principal girando no sentido horário e o pedal esquerdo para um rotor girando anti-horário.

Uma LTE geralmente ocorre em uma velocidade baixa à frente, normalmente inferior a 30 kt, quando:

- a deriva traseira tem uma baixa eficiência aerodinâmica;
- o fluxo de ar e o efeito de deflexão gerados pelo rotor principal interfere com o fluxo de ar que entra no rotor de cauda;
- uma regulagem de potência elevada demanda uma posição do pedal de guinada próxima do fim de curso;
- as condições de vento desfavoráveis aumentam a necessidade de empuxo do rotor de cauda; e
- as condições de vento turbulento exigem comandos de guinada e coletivo importantes e rápidos.

No que diz respeito à recuperação de uma LTE, o documento esclarecia que durante o planejamento do voo, os pilotos devem considerar o desempenho do aparelho em função dos azimutes de vento críticos, da altitude em que voam, do peso bruto na decolagem do helicóptero e das características do voo.

Assim, durante o voo, os pilotos devem estar sempre cientes das condições do vento e da margem de empuxo do rotor de cauda disponível, que é representada pela posição de pedal crítico (pedal direito).

Sempre que possível, os pilotos devem evitar uma combinação das seguintes condições:

- condições de ventos desfavoráveis em baixa velocidade;
- guinada não comandada;
- comandos de guinada e coletivo importantes e rápidos em velocidade baixa; e
- voo em baixa velocidade em condições de vento turbulento.

A *Safety Information Notice* ressalta que os pilotos devem estar cientes de que, se entrarem em um regime de voo em que uma condição ou uma combinação delas ocorrer, eles podem entrar em situação de LTE, devendo ser capazes de reconhecer seu início e de começar imediatamente as medidas positivas de recuperação do controle.

Assim, as ações de recuperação do controle variam de acordo com as circunstâncias. Se a altura permitir, aumentar a velocidade à frente sem aumento de potência (se possível por meio da sua redução).

Portanto, como essas ações podem implicar em perda de altitude considerável, é recomendado aos pilotos identificá-las de forma clara, antes de efetuar as operações mencionadas acima.

O documento foi finalizado indicando as seguintes ações para sair de uma LTE:

- pressionar totalmente o pedal oposto à direção da curva;
- adotar uma atitude de aceleração para aumentar a velocidade de avanço; e
- se a altitude permitir, reduzir a potência.

RBAC nº 90, Requisitos para Operações Especiais de Aviação Pública

Sobre o assunto, em 12ABR2019, a seção 90.173 da Subparte M do RBAC nº 90, 'Requisitos para Operações Especiais de Aviação Pública', estabeleceu que fossem 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*.

1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.

Não houve.

2. ANÁLISE.

Tratava-se de um voo local de treinamento de tiro embarcado com cinco tripulantes a bordo, sendo dois pilotos e três atiradores, todos militares da PMMG.

No sexto circuito do treinamento, durante a execução de uma curva acentuada para a esquerda, a baixa velocidade, cerca de 20 kt, com aproximadamente 150 ft de altura, a aeronave iniciou uma série de giros descontrolados, perdendo altura, até a sua colisão contra o solo em região de mata. O PP-MMG ficou completamente destruído devido ao fogo iniciado após o impacto.

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

Apesar de não ter contribuído para o acidente, as cadernetas de célula e motor estavam com as escriturações desatualizadas.

Verificou-se que as condições eram favoráveis ao voo visual com visibilidade acima de 10 km. A temperatura estava em 28°C e o vento tinha a direção de 070° com intensidade de 7 kt.

Para estabelecer os fatores contribuintes que conduziram à perda de controle da aeronave, foram considerados os seguintes pontos: entrevistas com os tripulantes; análise dos destroços; informações apresentadas pelo fabricante, publicações, pesquisas, Parecer técnico e estudos realizados.

A análise dos destroços mostrou que o PP-MMG apresentava funcionamento normal dos seus sistemas.

As pás do rotor principal e o rotor de cauda colidiram contra a vegetação antes de tocar o solo. O impacto ocasionou a quebra das pás do rotor principal, dos esquis e da transmissão principal.

Os exames no motor revelaram que todos os danos ocorreram, provavelmente, em decorrência do impacto contra o solo e do incêndio que se iniciou na sequência.

Sendo assim, concluiu-se que o motor apresentava funcionamento normal e desenvolvia alta potência nos instantes que antecederam a colisão da aeronave, eliminando-se, deste modo, a influência deste componente como fator contribuinte para a ocorrência.

Da mesma forma, os exames no conjunto do rotor de cauda confirmaram a operacionalidade do sistema com a presença de rotação e torque nas pás do rotor de cauda no momento do acidente.

O PIC e o SIC confirmaram que o controle do cíclico e do coletivo estavam operando normalmente antes da perda de controle da aeronave.

Isso posto, não houve contribuição de aspectos relacionados à manutenção ou à falha prematura de qualquer material componente dos sistemas da aeronave.

Nesse sentido, foram analisados os aspectos operacionais do voo que resultou no acidente em questão.

A aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento especificados pelo fabricante, operando com um peso total de 1.842 kg no momento da ocorrência.

Inicialmente, é importante destacar que, de acordo com os dados de altura e velocidades obtidos na investigação, chegou-se à conclusão, com base no envelope altura/velocidade, de que o PP-MMG operava fora dos parâmetros estipulados para garantir um pouso seguro em autorrotação, no caso de uma falha de motor.

A aeronave estava efetuando um voo de treinamento de tiro embarcado e de formação operacional para atiradores militares da PMMG. Todavia, a unidade não possuía um procedimento estabelecido para esse tipo de treinamento, o que pode ter concorrido para o fato de os pilotos voarem no circuito de tráfego a uma velocidade inferior à necessária para garantir a segurança da operação.

Somente a partir de 12ABR2019, com a publicação do RBAC nº 90 intitulado "Requisitos para Operações Especiais de Aviação Pública", foram estabelecidos, na Subparte N, os requisitos necessários de treinamento para operador aerotático das Unidades Aéreas Públicas.

Ainda conforme os relatos, ao final do sexto circuito, o PIC passou o comando da aeronave para o SIC durante uma curva à esquerda, a baixa velocidade, sem que o helicóptero estivesse estabilizado.

Após essa transferência, a aeronave iniciou uma guinada inadvertida à esquerda, perdendo altura até o impacto contra o solo. Tal ação revelou uma inadequada coordenação entre os pilotos, impactando o gerenciamento das tarefas relacionadas a cada tripulante na condução do voo.

De acordo com o PIC, ao perceber a perda de controle, ele assumiu os comandos da aeronave, conforme preconizava a Seção de Doutrina da unidade, em caso de situação adversa. No entanto, essa atuação não concorreu para a estabilização do helicóptero, que prosseguiu em giro descontrolado à esquerda, perdendo altura até colidir contra o solo. O ato de transferir os comandos da aeronave, nessa situação, implicou uma resposta tardia na atuação do pedal, em um crítico momento da condução do voo.

Sobre isso, as várias publicações que abordavam os acidentes relacionados com a perda de controle de um helicóptero, decorrentes de uma guinada inadvertida e não comandada eram unânimes em afirmar que a resposta dos comandos na situação vivenciada deveria ser incisiva e imediata, o que não ocorreu neste acidente.

Uma guinada imprevista ou LTE tende a 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), como foi o caso do modelo do helicóptero deste acidente.

Em que pese haver algumas interpretações conceituais acerca da taxonomia a ser empregada nesse tipo de evento (LTE ou guinada inadvertida), é importante destacar que,

de maneira geral, todos os tipos de helicópteros de rotor único, independentemente do sentido de rotação do rotor principal, podem ser suscetíveis ao fenômeno de guinada imprevista, principalmente em um perfil de voo em curva, a baixa velocidade e com vento de cauda.

Sobre isso, a *Safety Information Notice* nº 2335-S-00 destacava que o pedal de guinada que é considerado como crítico é o pedal direito para um rotor principal girando no sentido horário e o pedal esquerdo para um rotor girando anti-horário.

Nos voos com efetiva velocidade translacional à frente (tipicamente acima de 30 kt), há grande participação do rotor de cauda, do momento aerodinâmico sobre a fuselagem e das forças laterais sobre a deriva vertical como fatores contribuintes para a soma de todas as parcelas dos momentos que contribuem para a guinada (também conhecida como efeito girouette). No entanto, em voos a baixas velocidades, como o que ocorreu neste acidente, é importante ressaltar a influência primordial do rotor de cauda para movimento de guinada.

Para um determinado ajuste de torque do rotor principal, há uma quantidade exata de tração do rotor de cauda necessária para evitar que o helicóptero guine para esquerda ou para a direita.

Quando há uma perturbação no fluxo de ar do rotor de cauda e este rotor não consegue fornecer a força necessária para equilibrar o torque proveniente do rotor principal, é possível ocorrer uma mudança não comandada no eixo de guinada. O desequilíbrio resultante pode levar à guinada inadvertida ou LTE.

Assim, observando-se o perfil do voo, inferiu-se que alguns fatores que estavam presentes na operação do PP-MMG, nos momentos que antecederam ao acidente, criaram um ambiente propício para suceder a guinada imprevista para a esquerda, a saber:

- velocidade inferior a 30 kt;
- o vento com componente cauda entre 120° a 240° tipicamente causam um aumento na carga de trabalho do piloto. Dada a influência do vento relativo na fuselagem e na deriva vertical, os ventos de cauda atuaram como um acelerador na taxa de guinada, exigindo uma ação corretiva no pedal para contrariar a tendência da aeronave de se alinhar com o vento. Um atraso nessa correção ou no controle da taxa de guinada desejada contribuiu para o início de um giro acelerado no eixo vertical; e
- os ventos relativos de 30° a 150° (setor direito) podem ocasionar o desenvolvimento do estado de anéis de vórtice do rotor de cauda. Assim, podem-se desenvolver condições para a formação do estado de anéis de vórtice, causando um fluxo não uniforme e instável no rotor de cauda, com consequente oscilação da tração deste rotor e desvios em guinada do helicóptero.

Assim sendo, a guinada inadvertida, como a que sucedeu neste acidente, poderia, inicialmente, ter sido evitada, caso o circuito fosse realizado com velocidades superiores a 30 kt.

Da mesma forma, o fenômeno de guinada inadvertida poderia ter sido revertido se o pedal contrário ao giro, neste caso, o pedal direito, fosse aplicado imediatamente, nos primeiros sinais do giro e, em toda sua amplitude, aumentando-se substancialmente o passo do rotor de cauda. A redução da potência e da inclinação do helicóptero também se constituíam em ações recomendadas.

No entanto, o fato de o PIC transferir o comando da aeronave, em uma condição não estabilizada, com baixa velocidade e em curva, e ter reassumido os controles de maneira intempestiva, após o início da guinada, contribuiu decisivamente para a adoção de uma

resposta tardia nos comandos da aeronave, inviabilizando a recuperação do controle do helicóptero.

3. CONCLUSÕES.

3.1. Fatos.

- a) os pilotos estavam com os Certificados Médicos Aeronáuticos (CMA) válidos;
- b) os pilotos estavam qualificados e possuíam experiência no tipo de voo;
- c) o PIC possuía a licença de Piloto Comercial - Helicóptero (PCH) e estava com a habilitação de Classe Helicóptero Monomotor a Turbina (HMNT) válida;
- d) o SIC possuía a licença de PPH e estava com as habilitações de Classe Helicóptero Monomotor Convencional (HMNC) e Helicóptero Monomotor a Turbina (HMNT) válidas;
- 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 desatualizadas;
- h) as condições meteorológicas eram propícias à realização do voo;
- i) a organização não possuía um procedimento estabelecido para este tipo de treinamento de tiro embarcado;
- j) durante a execução de uma curva à esquerda, ocorreu uma guinada não comandada que causou a perda de controle do helicóptero;
- k) o helicóptero perdeu altura e girou sem controle até o impacto contra o solo;
- l) não houve contribuição de aspectos relacionados à manutenção ou à falha prematura de qualquer material componente dos sistemas da aeronave;
- m) os sistemas da aeronave operavam normalmente;
- n) a aeronave ficou destruída;
- o) o PIC e o SIC sofreram lesões leves;
- p) um atirador saiu ileso; e
- q) dois atiradores sofreram lesões graves.

3.2. Fatores contribuintes.

- **Aplicação dos comandos - contribuiu.**

A guinada inadvertida, como a que sucedeu neste acidente, poderia ter sido revertida se o pedal contrário ao giro, neste caso, o pedal direito, fosse aplicado imediatamente e, em toda sua amplitude, nos primeiros momentos da guinada.

- **Capacitação e treinamento - indeterminado.**

O fato de a organização não possuir um procedimento estabelecido para o treinamento de tiro embarcado pode ter concorrido para que os pilotos voassem no circuito de tráfego a uma velocidade inferior à necessária para garantir a segurança da operação em caso de falha do motor em voo.

- **Coordenação de cabine - contribuiu.**

As sucessivas transferências de comando entre os pilotos revelaram uma inadequada coordenação entre os tripulantes, impactando o gerenciamento das tarefas relacionadas a cada piloto na condução do voo.

- **Percepção - contribuiu.**

Houve dificuldade dos tripulantes para reconhecer e compreender os sinais característicos de que o helicóptero estava iniciando uma guinada inadvertida e não comandada.

- **Sistemas de apoio - indeterminado.**

A unidade não possuía um procedimento estabelecido para o tipo de treinamento realizado, o que pode ter concorrido para o fato de os pilotos voarem no circuito de tráfego a uma velocidade inferior à necessária para garantir a segurança da operação em caso de falha do motor em voo.

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-065/CENIPA/2019 - 01

Emitida em: 05/12/2022

Atuar junto ao Batalhão de Radiopatrulhamento Aéreo da Polícia Militar de Minas Gerais, a fim de verificar se o controle dos riscos inerentes aos treinamentos especializados, em especial os voos táticos a baixa altura e tiro embarcado, estão dentro do Nível Aceitável de Desempenho da Segurança Operacional (NADSO) definido por aquela UAP, conforme disposto no RBAC nº 90.

A-065/CENIPA/2019 - 02

Emitida em: 05/12/2022

Divulgar os ensinamentos colhidos na presente investigação às Unidades Aéreas Públicas que operam segundo as regras do RBAC 90, com o intuito de complementar as orientações contidas nos programas de treinamento, em especial sobre a necessidade de reconhecer os primeiros indícios e as ações iniciais a serem adotadas para a recuperação de uma guinada inadvertida.

5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.

Foi realizada, pelo SERIPA III, uma palestra online, abordando o tema LTE / guinada inadvertida para todas as Unidades Aéreas Públicas da sua área de jurisdição.

Em, 5 de dezembro de 2022.