

COMANDO DA AERONÁUTICA
CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE
ACIDENTES AERONÁUTICOS



RELATÓRIO FINAL
IG-111/CENIPA/2020

OCORRÊNCIA:	INCIDENTE GRAVE
AERONAVE:	PP-MRA
MODELO:	AS 350 B3
DATA:	13SET2020



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.

Conseqüentemente, 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 incidente grave com a aeronave PP-MRA, modelo AS 350 B3, ocorrido em 13SET2020, classificado como “[LOC-I] Perda de controle em voo”.

Durante o taxiamento aéreo, após o retorno de um voo local, ao realizar uma conversão de 90° à esquerda para ingresso em uma *taxiway*, houve perda de controle da aeronave, que realizou um giro de, aproximadamente, 540°. Em seguida, o controle do helicóptero foi restabelecido.

Não houve danos à aeronave.

Os cinco ocupantes saíram ilesos.

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.....	7
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.....	9
1.8. Auxílios à navegação.....	9
1.9. Comunicações.....	9
1.10. Informações acerca do aeródromo.....	9
1.11. Gravadores de voo.....	9
1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.....	9
1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.....	9
1.13.1. Aspectos médicos.....	9
1.13.2. Informações ergonômicas.....	10
1.13.3. Aspectos Psicológicos.....	10
1.14. Informações acerca de fogo.....	10
1.15. Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.....	10
1.16. Exames, testes e pesquisas.....	10
1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.....	11
1.18. Informações operacionais.....	11
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.....	29
4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA	30
5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.....	30

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS

AC	<i>Advisory Circular</i> - Circular informativa (FAA)
ADE	Categoria de Registro de Aeronave de Administração Direta Estadual
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
CA	Certificado de Aeronavegabilidade
CAESP-AL	Chefia Especial Aérea da Segurança Pública de Alagoas
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CMA	Certificado Médico Aeronáutico
DB	Diário de Bordo
DIVOP	Divulgação Operacional
EHST	<i>European Helicopter Safety Team</i> - equipe europeia de segurança de helicópteros
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i>
HMNT	Habilitação de Classe Helicóptero Monomotor a Turbina
IPEV	Instituto de Pesquisa e Ensaaios em Voo
IS	Instrução Suplementar
LTE	<i>Loss of Tail Rotor Effectiveness</i> - perda de efetividade do rotor de cauda
NSCA	Norma de Sistema do Comando da Aeronáutica
NTSB	<i>National Transportation Safety Board</i>
OM	Organização de Manutenção
PCH	Licença de Piloto Comercial - Helicóptero
PF	<i>Pilot Flying</i> - Piloto Voando
PIC	<i>Pilot in Command</i> - Piloto em Comando
PM	<i>Pilot Monitoring</i> - Piloto Monitorando
PMD	Peso Máximo de Decolagem
PPH	Licença de Piloto Privado - Helicóptero
PTO	Programa de Treinamento Operacional
RBAC	Regulamento Brasileiro da Aviação Civil
SERIPA II	Segundo Serviço Regional de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SIC	<i>Second in Command</i> - piloto segundo em comando
SIN	<i>Safety Information Notice</i> – nota de informação de segurança operacional
SIPAER	Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SN	<i>Serial Number</i> - Número de Série
SNAL	Designativo de localidade - Aeródromo de Arapiraca, AL
SOP	<i>Standard Operating Procedures</i> - Procedimentos Operacionais Padrão

SSP	Secretaria de Estado da Segurança Pública
UAP	Unidade Aérea Pública
UTC	<i>Universal Time Coordinated</i> - Tempo Universal Coordenado
VFR	<i>Visual Flight Rules</i> - Regras de Voo Visual



1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.

Aeronave	Modelo: AS 350 B3 Matrícula: PP-MRA Fabricante: Helibras	Operador: Secretaria de Estado da Segurança Pública - SSP
Ocorrência	Data/hora: 13SET2020 - 16:40 (UTC) Local: Aeródromo de Arapiraca (SNAL) Lat. 09°46'35"S Long. 036°37'50"W Município - UF: Arapiraca - AL	Tipo(s): LOC-I] Perda de controle em voo Subtipo(s): NIL

1.1. Histórico do voo.

A aeronave decolou do Aeródromo de Arapiraca (SNAL), AL, por volta das 16h15min (UTC), para a realização de um voo local, com a finalidade de realizar patrulhamento aéreo, com dois pilotos e outros três policiais a bordo.

No regresso, durante o taxiamento aéreo, ao realizar uma conversão de 90° à esquerda para ingresso na *taxiway* que dava acesso ao pátio de manobras, houve perda de controle da aeronave, que realizou um giro de, aproximadamente, 540° à esquerda.

Em seguida, o controle da aeronave foi restabelecido e o piloto arremeteu, vindo a ingressar no circuito de tráfego de SNAL, onde o pouso ocorreu sem intercorrências.



Figura 1 - Helicóptero PP-MRA no pátio de manobras de SNAL.

A aeronave não teve danos.

Os pilotos e os passageiros saíram ilesos.

1.2. Lesões às pessoas.

Lesões	Tripulantes	Passageiros	Terceiros
Fatais	-	-	-
Graves	-	-	-
Leves	-	-	-
Ilesos	2	3	-

1.3. Danos à aeronave.

Não houve.

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	2.176:55	496:25
Totais, nos últimos 30 dias	06:30	26:35
Totais, nas últimas 24 horas	04:00	04:00
Neste tipo de aeronave	1.893:00	54:50
Neste tipo, nos últimos 30 dias	06:30	26:35
Neste tipo, nas últimas 24 horas	02:45	02:45

Obs.: os dados relativos às horas voadas foram obtidos por meio de entrevista com os pilotos.

1.5.2. Formação.

O Piloto em Comando (PIC) realizou o curso de Piloto Privado - Helicóptero (PPH), na escola Edra Aeronáutica, em Ipeúna, SP, em 2003.

O Segundo em Comando (SIC) realizou o curso de Piloto Privado - Helicóptero (PPH), na escola Scoda Aeronáutica, em Ipeúna, SP, em 2016.

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

Os pilotos possuíam a licença de Piloto Comercial - Helicóptero (PCH) e estavam com as habilitações de Classe 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.

O Regulamento Brasileiro da Aviação Civil (RBAC) nº 61, que dispunha sobre Licenças, Habilitações e Certificados para Pilotos estabelecia que:

61.21 Experiência recente

(a) Não obstante os prazos estabelecidos na seção 61.19 deste Regulamento, nenhum piloto pode atuar como piloto em comando ou segundo em comando de uma aeronave, a menos que dentro dos 90 (noventa) dias precedentes tenha realizado:

(1) para operações em voo diurno: no mínimo, 3 (três) decolagens e 3 (três) aterrissagens em condições visuais de voo, durante as quais tenha efetivamente operado os comandos da aeronave da mesma categoria, classe e modelo ou tipo, conforme requerido; e

[...]

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 Número de Série (SN) 3250, foi fabricada pela HELIBRAS, em 2000, 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 atualizadas.

Na data da ocorrência, a aeronave contava com 4.824 horas e 35 minutos totais.

A última inspeção, do tipo “100H/10H/1MÊS/7DIAS”, foi realizada em 03SET2020 pela Organização de Manutenção (OM) Henrimar Helicópteros (COM nº 1110-32/ANAC), em Maceió, AL, estando a aeronave com 15 horas e 35 minutos voados após a inspeção.

O item 6 *Tail Rotor Failure*, da Seção 3.1 - *Emergency Procedures*, do *Flight Manual* do AS 350 B3 registava que uma falha do rotor de cauda em um 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).

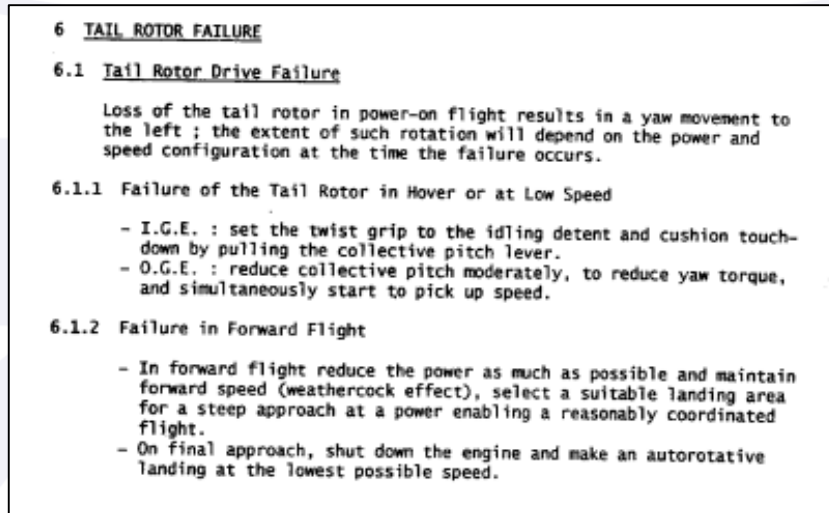


Figura 2 - Falha do rotor de cauda. Fonte: *Flight Manual* AS 350 B3.

1.7. Informações meteorológicas.

As condições meteorológicas eram propícias à realização do voo.

O vento no local tinha, respectivamente, a direção e a velocidade estimadas de 120° e 15 kt, respectivamente.

1.8. Auxílios à navegação.

Nada a relatar.

1.9. Comunicações.

Nada a relatar.

1.10. Informações acerca do aeródromo.

O aeródromo era público, administrado pelo Departamento de Estradas e Rodagens do Estado de Alagoas, operava sob Regras de Voo Visual (VFR), em período diurno e noturno.

A pista era de asfalto, com cabeceiras 10/28, dimensões de 930 x 18 m e elevação de 886 ft.

1.11. Gravadores de voo.

Não requeridos e não instalados.

1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.

Nada a relatar.

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.

O PIC fazia parte do quadro de pilotos da Chefia Especial Aérea da Segurança Pública de Alagoas (CAESP-AL), tinha 52 anos e era policial civil do Estado de Alagoas.

Sobre o voo em questão, levantou-se que se tratava do cumprimento de atividades operacionais de rotina, com sobrevoo da região e tempo aproximado de 20 minutos.

O voo foi realizado com o PIC ocupando o assento da esquerda e exercendo a função de *Pilot Monitoring* (PM- Piloto Monitorando). O SIC ocupava o assento da direita, exercendo a função de *Pilot Flying* (PF- Piloto Voando).

No regresso, ao ingressar na aproximação final para pouso em SNAL, houve a inversão das funções dos pilotos, passando a aeronave a ser operada pelo PIC.

O PIC relatou que não operava a aeronave do assento da esquerda havia algum tempo, sem precisar o período exato. Acrescentou, ainda, que este aspecto poderia ter influenciado na perda de controle da aeronave.

Além disso, ele destacou que estabeleceu comunicação com o piloto de outra aeronave durante a fase de aproximação para pouso, bem como demonstrou ter tido dificuldade para definir, claramente, como se deu sua atuação nos pedais durante a fase crítica do voo, e que solicitou ajuda do SIC para restabelecer o controle da aeronave.

Durante a entrevista, o PIC demonstrou excesso de confiança ao reportar que seria capaz de manter o controle, mesmo executando um giro acentuado à esquerda, sem desacelerar. Identificou-se, também, que o comportamento do PIC pode ter sido influenciado pela intenção de mostrar ao SIC sua capacidade operacional.

Outro fator observado esteve associado à desatenção, a partir do momento em que o PIC dividia a operação do helicóptero e mantinha contato bilateral com o piloto de outra aeronave nos momentos que antecederam o incidente grave.

O SIC era policial civil do Estado de Alagoas, tinha 43 anos e também fazia parte do quadro de pilotos da CAESP-AL.

Encontrava-se em uma fase da carreira na qual acumulava experiência, visando à progressão operacional, uma vez que a legislação estabelecia a marca de 500 horas de voo para ocupar a função de comandante em operações policiais.

Durante a entrevista, relatou que, apesar de haver tentado ajudar o PIC a estabilizar a aeronave, não se recordava se, naquele momento, chegou efetivamente a atuar nos pedais.

1.14. Informações acerca de fogo.

Não houve fogo.

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

Os pilotos e os passageiros abandonaram a aeronave por meios próprios.

1.16. Exames, testes e pesquisas.

O motor da aeronave se encontrava operacional e desenvolvia potência no instante do incidente grave, bem como todos os sistemas funcionavam adequadamente.

1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.

A SSP/CAESP-AL, operadora do helicóptero envolvido neste incidente grave, operava segundo as regras estabelecidas pelo Regulamento Brasileiro de Aviação Civil (RBAC) nº 90, que dispunha sobre as Requisitos para Operações Especiais de Aviação Pública, sendo tratada pela referida legislação como Unidade Aérea Pública (UAP).

Criada para prestar apoio administrativo e operacional ao policiamento aéreo de caráter preventivo, bem como ostensivo e repressivo, a referida UAP também atuava no resgate e transporte aeromédico, assim como nas ações de defesa civil desencadeadas pelos órgãos integrantes do Sistema de Defesa Social do Estado de Alagoas.

À época da ocorrência, a CAESP funcionava a partir de sua sede, localizada na cidade de Maceió, AL, e contava com uma base destacada que funcionava no Aeródromo de Arapiraca, AL.

O efetivo da instituição era composto por integrantes do Corpo de Bombeiros Militar e das Polícias Civil e Militar do Estado de Alagoas.

A referida organização possuía uma estrutura interna voltada para a supervisão dos serviços de manutenção de pista, incluindo os procedimentos diários de pré-voo, pós-voo e verificações entre voos.

A formação operacional e o cumprimento do Programa de Treinamento Operacional (PTO) eram da incumbência do setor de operações.

Havia uma estrutura de Gerenciamento de Segurança Operacional implementada na organização.

1.18. Informações operacionais.

A aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento especificados pelo fabricante no momento da ocorrência.

Tratava-se de um voo de patrulhamento aéreo conduzido pela CAESP-AL.

A operação policial transcorria sob as regras do RBAC nº 90, a saber:

90.5 Atribuições das unidades aéreas dos órgãos e entes públicos

(a) As operações especiais de aviação pública realizadas por órgãos e entes públicos estarão adstritas às suas atribuições previstas em lei.

(b) As atribuições dos órgãos e entes públicos alcançadas por este Regulamento são:

(1) operações aéreas de segurança pública: destinadas à preservação da ordem pública, da incolumidade das pessoas e do patrimônio, proteção do meio ambiente e ações de defesa civil conforme estabelecido no art. 144 da Constituição da República Federativa do Brasil;

[...]

No dia da ocorrência, os pilotos realizaram dois voos locais na mesma aeronave, totalizando 1 hora e 24 minutos.

O PIC e o SIC reportaram que nos 90 dias que antecederam a este incidente grave haviam voado, respectivamente 33 horas e 55 minutos e 29 horas e 25 minutos, em aeronaves modelo AS 350 B3, tendo ambos realizado no mínimo 3 (três) decolagens e 3 (três) aterrissagens no período diurno, operando efetivamente os comandos da aeronave, cumprindo, portanto, o disposto na seção 61.21 do RBAC 61.

O piloto mais experiente, que atuava como PIC, contava com aproximadamente 2.177 horas de voo totais, sendo 1.893 horas no modelo de aeronave envolvido no

incidente, enquanto o SIC tinha cerca de 496 horas de voo totais, das quais 55 horas foram realizadas no modelo em questão.

Para ser promovido e poder atuar como Piloto em Comando, o SIC tinha como objetivo atingir a marca de 500 horas de voo, conforme requisito estabelecido na seção 90.23 do RBAC 90:

90.23 Requisitos para exercício da função de piloto em comando:

(a) São requisitos mínimos para exercício da função de piloto em comando na UAP

[...]

(6) possuir 500 (quinhentas) horas de voo totais na categoria da aeronave em que irá exercer a respectiva função ou 300 (trezentas) horas de voo totais no caso de avião monomotor a pistão sob VFR;

(7) possuir a experiência mínima (número de horas de voo) em operações especiais de aviação pública, conforme estabelecido pela UAP no MOP;

[...]

Antes da decolagem, os itens de pré-voo foram realizados de acordo com o previsto no manual de operação da aeronave. Naquela fase dos preparativos para o voo, os pilotos fizeram ajustes de posicionamento dos assentos, levando em consideração o alcance e a amplitude dos comandos dos pedais, coletivo e cíclico.

Durante a investigação, constatou-se que o ajuste do assento esquerdo, posição ocupada pelo PIC durante todo o voo, permitia sua total autoridade sobre os comandos de voo (cíclico, coletivo e pedais).

O voo de patrulhamento aéreo foi conduzido a, aproximadamente, 500 ft de altura e transcorreu sem quaisquer anormalidades.

No Diário de Bordo (DB) da aeronave, na página 00004, referente à data da ocorrência, constava o registro de que o piloto que ocupava o assento da esquerda exerceu a função de PIC, e o que ocupava o acento da direita exerceu a função de SIC.

O PIC atuou como PM desde a decolagem até a aproximação para pouso.

No regresso, próximo ao pouso para a cabeceira 10, os pilotos alternaram suas atuações nos comandos, tendo o PIC assumido os comandos (PF).

A seção 90.3 do RBAC nº 90 estabelecia as seguintes definições para PM e PF:

(63) piloto monitorando (*pilot monitoring*): piloto em comando ou piloto segundo em comando no efetivo monitoramento das fases do voo, que exerce funções auxiliares ao piloto voando, segundo os SOP da UAP.

(64) piloto voando (*pilot flying*): piloto em comando ou piloto segundo em comando no efetivo controle da aeronave, por meio manual ou por meio do uso de automação, segundo os SOP da UAP.

O PIC relatou aos investigadores do Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos (SIPAER) que manteve a velocidade de 60 kt na reta final até o cruzamento da cabeceira, acrescentando que a direção do vento em SNAL era de, aproximadamente, 120°, com intensidade de 15 kt.

As imagens obtidas a partir da filmagem realizada por uma câmera instalada no aeródromo mostram a sequência de eventos transcorrida entre a aproximação do PP-MRA para pouso e o restabelecimento do controle.

A aproximação foi realizada para a cabeceira 10 de SNAL. Na sequência, o helicóptero taxiou sobre a pista de pouso, reduzindo a velocidade (Figuras 3 e 4).



Figura 3 - Ponto 1, taxiamento aéreo sobre a pista.



Figura 4 - Ponto 2, conversão à esquerda.

A perda de controle ocorreu ao fim da conversão de 90° à esquerda para ingresso na *taxiway* que dava acesso ao pátio de manobras (Figuras 5 e 6).



Figura 5 - Ponto 3, taxiamento aéreo sobre a *taxiway*.



Figura 6 - Ponto 4, início da perda de controle.

Após realizar uma volta e meia pela esquerda, aproximadamente 540°, o controle da aeronave foi restabelecido (Figuras 7, 8, 9 e 10).



Figura 7 - Ponto 5, outro registro da perda de controle da aeronave.



Figura 8 - Ponto 6, momentos finais da perda de controle da aeronave.



Figura 9 - Ponto 7, restabelecimento do controle da aeronave.



Figura 10 - Ponto 8, aeronave controlada.

Em seguida, o PIC decidiu arremeter para a realização de um circuito de tráfego visual, que culminou com o pouso final.

A dinâmica deste incidente grave pode ser visualizada e compreendida a partir do croqui constante da Figura 11.

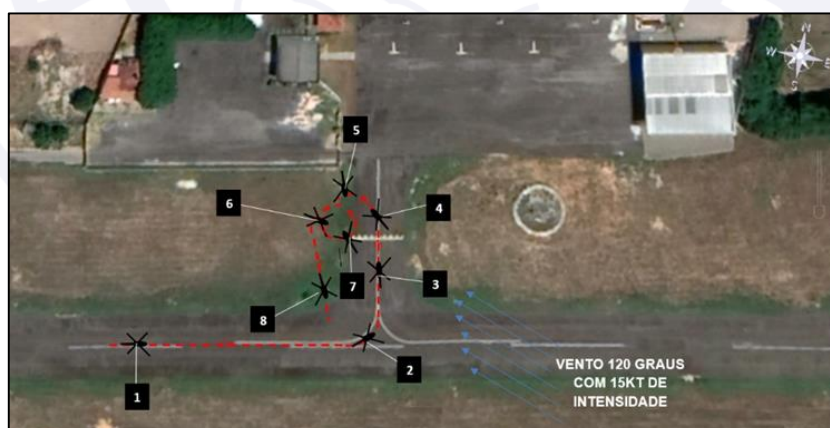


Figura 11 - Croqui do incidente grave.

- Ponto 1: taxiamento aéreo sobre a pista visando ao pouso;
- Ponto 2: início conversão à esquerda, para ingresso na *taxiway*;
- Ponto 3: taxiamento aéreo sobre a *taxiway*;
- Ponto 4: início da perda de controle;

- Pontos 5 e 6: sequência da perda de controle em voo;
- Ponto 7: restabelecimento do controle da aeronave; e
- Ponto 8: aeronave retornando à pista de pouso, controlada.

O PTO da CAESP-AL, seção C, página 09, de 09ABR2020, Revisão 02, contemplava procedimentos para prevenção da *Loss of Tail Rotor Effectiveness* (LTE-perda de efetividade do rotor de cauda).

Sobre o tema, a seção 90.173 da Subparte M do RBAC nº 90, Requisitos para operações especiais de aviação pública, estabelecia 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*.

1.19. Informações adicionais.

Advisory Circular (AC) nº 90-95 - Unanticipated Right Yaw in Helicopters (Guinada Inesperada à Direita em Helicópteros). (tradução nossa).

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

A AC ainda 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, prosseguia a publicação, 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, aplicando o 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 inesperada, 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 um ponto em que a recuperação não será possível.

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

Assim, prosseguia a Circular, 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 executando 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 perda de efetividade do rotor de cauda (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.

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 a DIVOP em questão, que tratava da LTE.

Sobre o assunto, a DIVOP informou que a perda de efetividade do rotor de cauda 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 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 estol, 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.

A DIVOP alertou ainda que as operações típicas de inspeções de linhas de transmissão de energia elétrica, pesquisas eletromagnéticas, serviços de resgate e ambulância aérea, operações policiais, serviços de reportagens e filmagens aéreas possuíam uma maior possibilidade de ocorrer os fenômenos LTE.

Parecer Técnico nº 001/IPEV/2021.

No Parecer Técnico nº 001/IPEV/2021, elaborado com o propósito de subsidiar esta investigação, o Instituto de Pesquisas e Ensaio 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, quando visto de cima (observado da perspectiva superior), a consequente guinada inadvertida seria aquela com o nariz para a esquerda, tal qual observada neste incidente grave.

O documento registrou que a LTE ou guinada inesperada 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.

Nesse sentido, o Parecer Técnico elaborou algumas considerações, a saber:

- 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 12, 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 12, 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.

- 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 12, letra “B”). 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 consequente 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 do piloto 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.

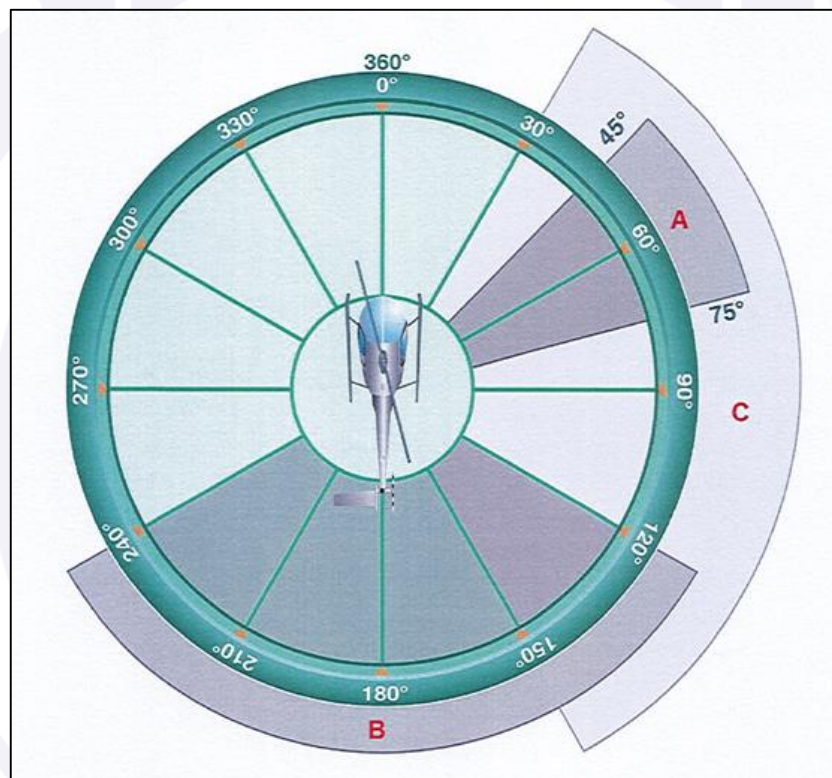


Figura 12 - LTE para helicóptero com sentido horário do Rotor Principal.

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° e 75°);
- Região B: Interferência do vento de cauda no rotor de cauda (vento relativo entre 120° e 240°); e
- Região C: Interferência de anéis de vórtice do rotor de cauda (vento relativo entre 30° e 150°).

- 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 uma tração desejada.

Assim como o rotor principal, a efetividade de um 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 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 perda de controle efetivo no plano de guinada (LTE).

A LTE não está relacionada à falha material e pode ocorrer em qualquer helicóptero convencional voando a velocidades menores que 30 kt. Além disto, a LTE 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:

- a) 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;
- b) 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;
- c) 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;
- d) turbulência e outros fenômenos naturais que afetam o fluxo de ar em torno do rotor de cauda;
- e) 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
- f) 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 ocorre, 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, já

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 inalterado, 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 uma *Safety Information Notice* (SIN) na qual abordava, sob outro ponto de vista, a guinada inesperada à esquerda de um helicóptero, cujo rotor principal girava no sentido horário.

Safety Information Notice n° 3297-S-00 - Unanticipated left yaw (main rotor rotating clockwise), commonly referred to as LTE. (tradução nossa).

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 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, induz o piloto a suspeitar que a efetividade do rotor de cauda esteja comprometida, quando, na realidade, a capacidade de empuxo disponível do rotor de cauda ainda permanece 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 inesperada é importante para evitá-la, principalmente porque ela se constitui em um fator contribuinte para alguns acidentes.

Nesse sentido, a *Safety Information Notice* n° 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.

Ainda conforme o documento, 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, como seria o caso após a ruptura do acionamento do rotor de cauda. O sintoma (intensa guinada inesperada à 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.

A publicação destacava ainda que 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 inesperada 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, por 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 inesperada, 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 imprevistos é uma aplicação tardia e muito limitada do pedal.

Durante o giro ocasionado por uma 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-se 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 inesperada.

Dessa forma, a SIN recomendava algumas ações a seguir:

- tome 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 responder a uma guinada inesperada e abrupta;
- ao fazer um giro de cauda, faça-o com uma baixa razão de guinada; e
- se ocorrer uma guinada inesperada, 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 constante na *Safety Information Notice* N° 3297-S-00, que abordava 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 havia uma curva correspondente (Figura 13).

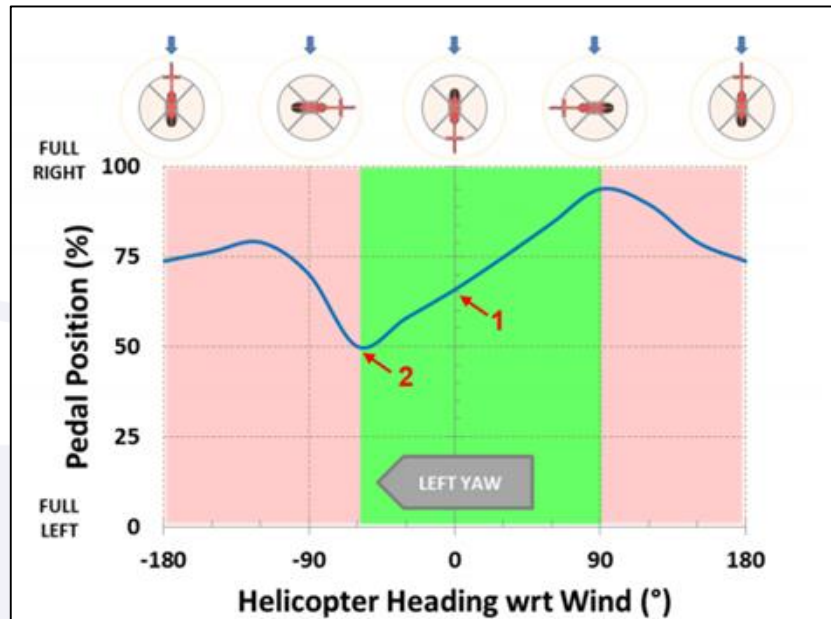


Figura 13 - Posição estabilizada de pedal em função do vento relativo.
Fonte: Airbus Helicopters.

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 13, 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 13 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 13 representa uma área 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 à direção do vento) está indicado como número 2 na Figura 13. 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 13), 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 acionado, a aeronave não irá cessar o giro de nariz pela esquerda. Partindo desse 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).

Em 07FEV2011, a *Eurocopter an EADS Company* havia publicado a SIN n° 2335-S-00 que, entre outros temas, abordava a questão da LTE ou perda de eficácia do rotor de cauda. 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 SIN 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 inesperada e descontrolada pode ocorrer. Esse fenômeno tem sido um fator determinante em um determinado número de acidentes de helicóptero e é comumente chamado de LTE.

Dessa forma, a SIN 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 de guinada não pode diminuir naturalmente e, na ausência de correção, ela pode causar a perda de controle do helicóptero.

A publicação prosseguia 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 no sentido 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;
- a 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;

O documento orientava que para evitar uma LTE, durante a preparação do voo, os pilotos devem considerar o manual de voo do aparelho, mais especialmente no que diz respeito aos desempenhos em função dos azimutes de ventos críticos, da altitude densidade em que voam, do peso bruto na decolagem do helicóptero e das características do voo.

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.

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

- 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 SIN prosseguiu afirmando 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). Isso deve resolver o giro inadvertido.

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.

1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.

Não houve.

2. ANÁLISE.

Tratava-se de um voo local com a finalidade de realizar patrulhamento aéreo na região, com dois pilotos e outros três policiais a bordo.

O voo em questão, uma operação aérea de segurança pública, estava em conformidade com os requisitos estabelecidos no RBAC nº 90.

Os pilotos estavam qualificados e possuíam experiência no tipo de voo. A missão foi executada com o PIC guarnecendo o assento da esquerda, atuando como *Pilot Monitoring* (PM). O SIC ocupava o assento da direita, como *Pilot Flying* (PF).

Embora a documentação apresentada pela CAESP-AL demonstrasse que o PIC havia realizado outros voos, nos últimos 90 dias, em aeronaves do mesmo modelo, não foi possível determinar se ele operou no comando de helicóptero (*Pilot Flying*), realizando pousos e decolagens, utilizando o assento da esquerda.

No retorno, próximo do ingresso no tráfego visual para pouso em SNAL, houve a inversão das atuações dos pilotos, passando a aeronave a ser operada pelo PIC.

Durante o taxiamento aéreo, ao realizar uma conversão de 90° à esquerda para ingresso na *taxiway* que dava acesso ao pátio de manobras, houve uma guinada inadvertida à esquerda, associada à perda de controle do helicóptero, que realizou uma volta e meia pela esquerda (aproximadamente 540°). O controle da aeronave foi restabelecido quando ela estava cerca de 180° em relação ao pátio de manobras. Na sequência, houve uma arremetida, para um novo circuito de tráfego. O pouso em SNAL ocorreu sem intercorrências.

As condições meteorológicas eram propícias à realização do voo. O vento no local tinha, respectivamente, a direção e velocidade estimadas de 120° e 15 kt.

O vídeo da ocorrência mostrou que houve aceleração da velocidade de taxiamento aéreo, após a curva à esquerda, já na *taxiway*, seguindo-se de uma desaceleração pouco antes da guinada inadvertida.

Observando-se os fatos e evidências presentes nesta ocorrência depreende-se que tenha ocorrido o fenômeno conhecido como guinada inesperada, tendo em vista não terem sido encontrados indícios de contribuição dos sistemas da aeronave para a ocorrência em análise.

Sobre isso, a *Safety Information Notice* n° 3297-S-00 registrou que a guinada inesperada 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. A guinada é 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).

De acordo com a *Advisory Circular* (AC) n° 90-95, 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 que podem propiciar uma guinada imprevista para a direita ou para a esquerda, dependendo do sentido da rotação do rotor principal.

Sobre isso, a DIVOP n° 001/2018 do CENIPA alertava que a guinada inesperada 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. O fenômeno não está relacionado a falhas de equipamento ou manutenção, podendo ocorrer com velocidades baixas, geralmente inferiores a 30 kt.

É importante ressaltar que, nessa condição, o rotor de cauda não entra em estol, mas torna-se ineficiente e não produz tração necessária para impedir a guinada, caso as ações corretivas não sejam tempestivamente adotadas. Assim, como bem destacou a *Safety Information Notice* n° 3297-S-00, apenas a aplicação imediata do pedal direito em toda sua amplitude será capaz de contrariar o giro e permitir que o piloto identifique se está experimentando uma guinada inesperada ou perda total de empuxo do rotor de cauda, devido a mau funcionamento.

Haja vista a recuperação para uma condição estabilizada de controlabilidade após o giro, descartou-se qualquer falha mecânica neste incidente grave.

A partir dos dados levantados no decorrer da investigação, como condições do vento, peso e balanceamento da aeronave, vídeo disponibilizado pelo operador e a não identificação de falha mecânica, foi possível especificar, em conformidade com o exposto no Parecer Técnico nº 001/IPEV/2021, dois fatores, a seguir, que podem ter contribuído para a momentânea perda de controle do helicóptero:

- (a) interferência aerodinâmica no rotor de cauda; e
- (b) aplicação inadequada de comando de pedal.

1º hipótese - Interferência aerodinâmica no rotor de cauda.

Nessa hipótese, considerou-se que houve uma perturbação no fluxo de ar do rotor de cauda e este não conseguiu fornecer a força necessária para equilibrar o torque proveniente do rotor principal, ocorrendo uma mudança não comandada no eixo de guinada.

Algumas condições presentes contribuíram para a guinada inesperada, como giro de cauda pela direita para ingressar na *taxiway*, com vento de direita e de cauda (Figura 12), além de elevado peso bruto com velocidade à frente inferior a 30 kt.

As rápidas variações de potência realizadas (aceleração e desaceleração durante o táxi) interferiram na sustentação translacional, resultando em aumento de demanda de potência e, por consequência, em aumento da força antitorque necessária para manter o voo estabilizado. Como não houve força suficiente, o desequilíbrio resultante levou ao fenômeno descrito como perda de controle efetivo no plano de guinada.

2º hipótese - Aplicação inadequada de comando de pedal.

Essa hipótese está diretamente relacionada aos comandos do piloto.

Durante o taxiamento aéreo, houve uma aceleração da velocidade, já na *taxiway*, seguida de uma desaceleração pouco antes da guinada inadvertida.

As variações em velocidade foram acompanhadas de variações longitudinais de comando de cíclico (*pitch down* e *pitch up*), as quais foram seguidas de variações de comando de coletivo para manutenção de altura em relação ao solo. Por sua vez, variações amplas no comando de coletivo exigiram compensações no comando de pedal para a manutenção de proa.

Essa dinâmica, caracterizada por variações sucessivas nos comandos de cíclico, coletivo e pedal, exigiu do piloto uma grande carga de trabalho para a realização do táxi. O momento que antecedeu o giro inadvertido coincidiu com a região crítica de incidência do vento, com rajadas próximas ao ponto de inflexão da região estável em guinada para a região instável (Figura 13).

Essa situação induziu a um voo com baixa previsibilidade acerca da posição ideal de pedal para a manutenção de proa, sendo que a demora na correção de eventuais comandos imprecisos foi suficiente para a aceleração em guinada, até atingir razões de giro elevadas, podendo até mesmo ter atingido a condição na qual a tração do rotor de cauda se tornou insuficiente para cessar a guinada rápida.

Tal hipótese esteve inteiramente ligada aos comandos (*inputs*) do piloto, sem qualquer relação com os fenômenos de guinada inesperada ou LTE, quando o vento ou o escoamento do rotor principal afeta a capacidade do rotor de cauda de gerar tração.

Embora as duas hipóteses tenham sido tratadas separadamente, para facilitar a compreensão, a ocorrência concomitante destas também é admissível.

Levando-se em consideração as hipóteses acima, observou-se que, para a ocorrência da guinada inadvertida à esquerda, o PF pode ter deixado de levar em conta, adequadamente, dentre outros, os seguintes aspectos:

- realização de curvas contrárias ao efeito antitorque em operações com velocidades inferiores a 30 kt, sempre que possível;
- vento de cauda e vento de través quando operando em velocidades abaixo de 30 kt;
- comandos de guinada e coletivo amplos e rápidos em velocidades abaixo de 30 kt; e
- amplitude de pedal utilizada para contrariar o torque do rotor principal, atentando para o fato de que se o curso do pedal estivesse próximo ao batente, não seria possível contrariar uma guinada inadvertida.

Todavia, os tripulantes tomaram medidas efetivas de recuperação do controle do helicóptero após a guinada inadvertida à esquerda, conforme descrito no *Safety Information Notice* nº 2335-S-00 da Helibras de 2011, assim como no *Safety Information Notice* nº 3297-S-00, elaborado pela *Airbus Helicopters* em 03JUL2019.

Não foi possível identificar se no momento crítico do voo houve conflito entre os pilotos na aplicação dos comandos de voo.

O PIC relatou que não operava a aeronave a partir do assento da esquerda havia algum tempo, sem precisar o período exato. Acrescentou, ainda, que esse aspecto poderia ter influenciado na perda de controle da aeronave.

Além disso, ele destacou que estabeleceu comunicação com o piloto de outra aeronave durante a fase de aproximação para pouso, bem como reportou ter tido dificuldade para definir claramente como se deu sua atuação nos pedais durante a fase crítica do voo e que solicitou ajuda do outro piloto para restabelecer o controle da aeronave. Assim, é possível que o PIC tenha experimentado um rebaixamento no processo de atenção e do sistema de alerta, reduzindo a possibilidade de uma resposta rápida e precisa aos primeiros sinais da guinada inesperada.

Durante a entrevista, o PIC afirmou que poderia realizar a manobra de taxiamento aéreo sobre a pista com a aeronave desenvolvendo velocidade acima da desejável e que seria capaz de manter o controle, mesmo executando um giro acentuado à esquerda, sem desacelerar. Baseado nessa afirmação, é possível inferir que o piloto apresentava um excesso de confiança, potencializando as possíveis consequências indesejadas de uma manobra que poderia acarretar perda de controle em função das condições propícias a uma guinada inesperada.

Identificou-se, também, que o comportamento do PIC pode ter sido influenciado pela intenção de mostrar ao outro piloto sua capacidade operacional.

3. CONCLUSÕES.

3.1. Fatos.

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

- f) as escriturações das cadernetas de célula e motor estavam atualizadas;
- g) as condições meteorológicas eram propícias à realização do voo;
- h) tratava-se de um voo de patrulhamento policial, com dois pilotos e outros três policiais a bordo;
- i) no regresso, durante o táxi, ao realizar uma conversão de 90° à esquerda para ingresso na *taxiway* que dava acesso ao pátio de manobras, houve perda de controle da aeronave;
- j) houve uma aceleração da velocidade de taxiamento aéreo, após a curva à esquerda, já na *taxiway*;
- k) a aeronave realizou um giro pela esquerda de, aproximadamente, 540°;
- l) o controle foi restabelecido quando a aeronave se deslocava cerca de 180° em relação ao pátio de manobras;
- m) após arremeter, o PIC ingressou no circuito de tráfego de SNAL, prosseguindo para pouso;
- n) o pouso foi realizado em segurança;
- o) a aeronave não teve danos; e
- p) todos os ocupantes saíram ilesos.

3.2. Fatores contribuintes.

- Aplicação dos comandos - contribuiu.

A guinada inesperada, como a que sucedeu neste incidente, poderia ter sido evitada se o pedal contrário ao giro, neste caso, o pedal direito, fosse aplicado imediatamente e em toda sua amplitude, aumentando-se substancialmente o passo do rotor de cauda, nos primeiros momentos da guinada.

Durante o taxiamento aéreo, houve uma aceleração da velocidade, já na *taxiway*, seguida de uma desaceleração pouco antes da guinada inadvertida.

As variações em velocidade foram acompanhadas de variações longitudinais de comando de cíclico (*pitch down* e *pitch up*), as quais foram seguidas de variações de comando de coletivo para manutenção de altura em relação ao solo. Por sua vez, variações amplas no comando de coletivo exigiram compensações no comando de pedal para a manutenção de proa.

Essa dinâmica, caracterizada por variações sucessivas nos comandos de cíclico, coletivo e pedal, exigiu do piloto uma grande carga de trabalho para a realização do táxi.

- Atenção - indeterminado.

É possível que tenha ocorrido, em consequência da desatenção e do rebaixamento do sistema de alerta, a redução da possibilidade de uma resposta rápida e precisa aos primeiros sinais da guinada repentina, em razão do diálogo do PIC com o piloto de outra aeronave.

- Atitude - indeterminado.

É possível que a falha na operação da aeronave estivesse associada ao excesso de confiança do PIC, ao acreditar que manteria o controle da aeronave realizando a manobra com velocidade acima da desejada e pela possível intenção em mostrar ao outro piloto as suas capacidades operacionais.

- **Capacitação e Treinamento - indeterminado.**

O PIC relatou que não operava a aeronave a partir do assento da esquerda havia algum tempo, o que pode ter contribuído para um desempenho inadequado e rendimento insuficiente no contexto da operação.

- **Coordenação de cabine - indeterminado.**

A transferência de comando entre os pilotos momentos antes do pouso, sem a devida coordenação, pode ter impactado o gerenciamento das tarefas relacionadas a cada piloto na condução do voo, uma vez que o PIC continuou mantendo contato bilateral com outra aeronave.

- **Julgamento de pilotagem - contribuiu.**

Ao decidir realizar a manobra de taxiamento aéreo na pista com a aeronave desenvolvendo velocidade acima da recomendada e abaixo de 30 kt, e com variações longitudinais de comando de cíclico (*pitch down* e *pitch up*), as quais foram seguidas de variações de comando de coletivo para manutenção de altura em relação ao solo, o piloto deixou de avaliar adequadamente as condições de risco que se encontravam presentes, incluindo as variáveis que concorriam para a ocorrência de uma guinada inesperada.

- **Percepção - contribuiu.**

O PIC apresentou dificuldades na sua capacidade de reconhecer e compreender os sinais característicos de que o helicóptero estava iniciando uma guinada inesperada e não comandada.

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:

IG-111/CENIPA/2020 - 01

Emitida em: 23/03/2023

Divulgar os ensinamentos colhidos na presente investigação à Secretaria de Estado de Segurança Pública de Alagoas e às demais Unidades Aéreas Públicas que operam segundo as regras do RBAC 90, a fim 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.

Nada a relatar.

Em, 23 de março de 2023.