

COMANDO DA AERONÁUTICA
CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE
ACIDENTES AERONÁUTICOS



RELATÓRIO FINAL
A - 128/CENIPA/2015

OCORRÊNCIA:	ACIDENTE
AERONAVE:	PP-ELA
MODELO:	206L-3
DATA:	23SET2015



ADVERTÊNCIA

Em consonância com a Lei nº 7.565, de 19 de dezembro de 1986, Artigo 86, compete ao Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos – SIPAER – planejar, orientar, coordenar, controlar e executar as atividades de investigação e de prevenção de acidentes aeronáuticos.

A elaboração deste Relatório Final, lastreada na Convenção sobre Aviação Civil Internacional, foi conduzida com base em fatores contribuintes e hipóteses levantadas, sendo um documento técnico que reflete o resultado obtido pelo SIPAER em relação às circunstâncias que contribuíram ou que podem ter contribuído para desencadear esta ocorrência.

Não é foco do mesmo quantificar o grau de contribuição dos fatores contribuintes, incluindo as variáveis que condicionam o desempenho humano, sejam elas individuais, psicossociais ou organizacionais, e que possam ter interagido, propiciando o cenário favorável ao acidente.

O objetivo único deste trabalho é recomendar o estudo e o estabelecimento de providências de caráter preventivo, cuja decisão quanto à pertinência e ao seu acatamento será de responsabilidade exclusiva do Presidente, Diretor, Chefe ou correspondente ao nível mais alto na hierarquia da organização para a qual são dirigidos.

Este relatório não recorre a quaisquer procedimentos de prova para apuração de responsabilidade no âmbito administrativo, civil ou criminal; estando em conformidade com o item 3.1 do “attachment E” do Anexo 13 “legal guidance for the protection of information from safety data collection and processing systems” da Convenção de Chicago de 1944, recepcionada pelo ordenamento jurídico brasileiro por meio do Decreto nº 21.713, de 27 de agosto de 1946.

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

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 acidente aeronáutico com a aeronave PP-ELA, modelo BELL 206L-3, ocorrido em 23SET2015, classificado como “perda de controle em voo”.

Durante um procedimento de arremetida com curva à esquerda, houve perda de controle da aeronave. O helicóptero colidiu contra uma rede elétrica de baixa tensão e depois contra o solo.

A aeronave ficou destruída.

Todos os ocupantes da aeronave faleceram no local do acidente.

Houve a designação de Representante Acreditado do *National Transportation Safety Board* (NTSB) - USA, Estado de fabricação da aeronave; e do *Transportation Safety Board* (TSB) - Canada, Estado de fabricação do motor.



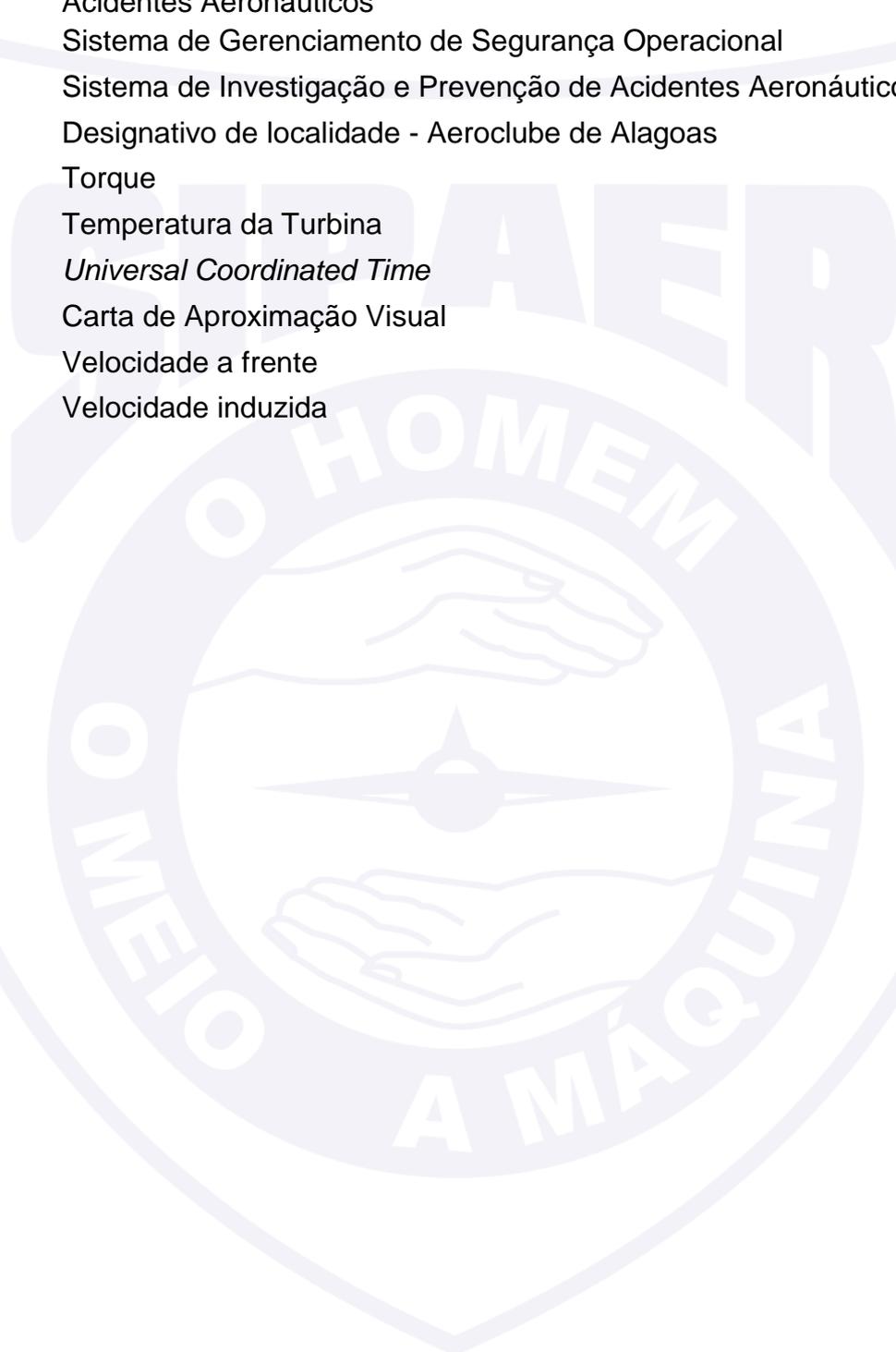
ÍNDICE

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.....	7
1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.....	7
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.....	8
1.8. Auxílios à navegação.....	8
1.9. Comunicações.....	8
1.10. Informações acerca do aeródromo.....	8
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.....	9
1.13.3. Aspectos Psicológicos.....	9
1.14. Informações acerca de fogo.....	10
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.....	21
1.18. Informações operacionais.....	22
1.19. Informações adicionais.....	23
1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.....	27
2. ANÁLISE.....	27
3. CONCLUSÃO.....	32
3.1. Fatos.....	32
3.2. Fatores contribuintes.....	33
4. RECOMENDAÇÃO DE SEGURANÇA	35
5. AÇÃO CORRETIVA OU PREVENTIVA JÁ ADOTADA.....	36

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS

AC	<i>Advisory Circular</i>
ADE	Administração Direta Estadual
AGL	<i>Above Ground Level</i>
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
CA	Certificado de Aeronavegabilidade
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CG	Centro de Gravidade
CHT	Certificado de Habilitação Técnica
CMA	Certificado Médico Aeronáutico
CRM	<i>Corporate Resource Management</i>
DCTA	Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
GOA	Grupo de Operações Aéreas
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i>
FTD	<i>Flight Training Device</i>
FFS	<i>Full Flight Simulator</i>
FSTD	<i>Flight Simulation Training Device</i>
IAC	Instrução de Aviação Civil
IAE	Instituto de Aeronáutica e Espaço
ICA	Instrução do Comando da Aeronáutica
IGE	<i>In Ground Effect</i>
INVH	Habilitação para Instrutor de Voo de Helicóptero
KT	<i>Knots</i>
LTE	<i>Loss of Tail Rotor Effectiveness</i>
LAT	Latitude
LONG	Longitude
METAR	Informe Meteorológico Aeronáutico Regular
MGSO	Manual de Gerenciamento da Segurança Operacional
MOP	Manual de Operações
N1	Turbina Geradora de Gases
OEE	Operadores de Equipamentos Especiais
PCH	Piloto Comercial - Helicóptero
PMC	Potência Máxima Contínua
PMD	Potência Máxima de Decolagem
POP	Procedimentos Operacionais Padrão
PPH	Piloto Privado - Helicóptero
PPSAC	Pequenos Provedores de Serviço da Aviação Civil
PTO	Programa de Treinamento Operacional

RBHA	Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica
RS	Recomendação de Segurança
SBMO	Designativo de localidade - Aeroporto Zumbi dos Palmares/Maceió
SERIPA II	Segundo Serviço Regional de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SGSO	Sistema de Gerenciamento de Segurança Operacional
SIPAER	Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SNGS	Designativo de localidade - Aeroclube de Alagoas
TQ	Torque
TOT	Temperatura da Turbina
UTC	<i>Universal Coordinated Time</i>
VAC	Carta de Aproximação Visual
V ₀	Velocidade a frente
V _i	Velocidade induzida



1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.

Aeronave	Modelo: 206L-3 Matrícula: PP-ELA Fabricante: Bell Helicopter	Operador: Governador do Estado de Alagoas/Gabinete Militar
Ocorrência	Data/hora: 23SET2015/14:00 (UTC) Local: Bairro de Santa Lúcia Lat. 11°53'46"S Long. 44°17'40"W Município – UF: Maceió - AL	Tipo(s): Perda de controle em voo Subtipo(s):

1.1. Histórico do voo.

A aeronave decolou do Aeroporto Internacional de Maceió - Zumbi dos Palmares (SBMO), às 13h50min (UTC), para realizar um treinamento no Aeroclube de Alagoas (SNGS) e o sobrevoo da cidade de Maceió. Durante o treinamento, a aeronave decolou com curva à esquerda. Com aproximadamente 10 metros de altura, o helicóptero definiu uma trajetória descendente, até colidir contra uma rede elétrica de baixa tensão e depois contra o solo.

A aeronave ficou destruída.

O piloto e outros três ocupantes da aeronave faleceram no local do acidente.

1.2. Lesões às pessoas.

Lesões	Tripulantes	Passageiros	Terceiros
Fatais	1	3	-
Graves	-	-	-
Leves	-	-	-
Ilesos	-	-	-

1.3. Danos à aeronave.

A aeronave ficou destruída.

Parte da estrutura da aeronave foi consumida pelo fogo. Não foram encontradas marcas de impacto de projétil de armas de fogo nas partes analisadas.

1.4. Outros danos.

Um automóvel que se encontrava estacionado na rua ficou totalmente carbonizado.

Houve rompimento de uma rede elétrica de baixa tensão e quebra de quatro telhas de uma residência.

1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.

1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.

Horas Voadas		
Discriminação	Piloto	Copiloto
Totais	680:00	-
Totais, nos últimos 30 dias	05:00	-
Totais, nas últimas 24 horas	00:10	-
Neste tipo de aeronave	350:00	-
Neste tipo, nos últimos 30 dias	05:00	-
Neste tipo, nas últimas 24 horas	00:10	-

Obs.: Os dados relativos às horas voadas foram obtidos a partir de declaração de terceiros.

1.5.2. Formação.

O piloto realizou o curso de Piloto Privado - Helicóptero (PPH), na EDRA Aeronáutica - Escola de Aviação, Ipeúna - SP, em 2010.

O ocupante do assento dianteiro esquerdo era piloto de helicóptero, porém não possuía habilitação para operar o modelo acidentado.

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

O piloto possuía a licença de Piloto Comercial - Helicóptero (PCH) e estava com a habilitação técnica da aeronave BH06 válida.

1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.

O piloto estava qualificado e possuía experiência no tipo de voo.

1.5.5. Validade da inspeção de saúde.

O piloto estava com o Certificado Médico Aeronáutico (CMA) válido.

O Operador de Equipamentos Especiais (OEE), estava com o CMA vencido desde 07JUN2014.

1.6. Informações acerca da aeronave.

A aeronave, de número de série 51536, foi fabricada pela *Bell Helicopter* em 1991, e estava registrada na categoria de Administração Direta Estadual (ADE).

O Certificado de Aeronavegabilidade (CA) estava válido.

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

A última inspeção da aeronave, do tipo "100h" de célula, foi realizada, em 11SET2015, pela Oficina FLYONE - Serviços Aéreos Especializados, Comércio e Serviços Ltda. nas dependências do Grupo de Operações Aéreas (GOA), em Maceió - AL, estando com 13 horas e 10 minutos após a inspeção.

A aeronave possuía um total de 3.339 horas e 25 minutos de célula.

1.7. Informações meteorológicas.

As condições eram favoráveis ao voo visual.

O aeródromo mais próximo do local do acidente era Aeroporto Zumbi dos Palmares (SBMO) distante cerca de 6 Km. O Informe Meteorológico Aeronáutico Regular (METAR) de SBMO, referente ao horário estimado do acidente indicava as condições descritas como se segue:

METAR SBMO 231400Z 12015KT 9999 SCT020 29/21 Q1017.

1.8. Auxílios à navegação.

Nada a relatar.

1.9. Comunicações.

As frequências dos órgãos de controle de tráfego aéreo se encontravam disponíveis no momento do acidente. As comunicações bilaterais entre o piloto e os órgãos de controle transcorreram normalmente.

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.

O acidente ocorreu a cerca de 150 metros à esquerda da pista de pouso e decolagem do Aeroclube de Alagoas (SNGS), tendo como referência o eixo de decolagem a partir da cabeceira 14.

A distribuição dos destroços foi do tipo linear.

A colisão foi observada por diversos populares.

O primeiro impacto ocorreu entre as pás do rotor principal do helicóptero e uma rede elétrica de baixa tensão, quando a aeronave se encontrava em curva com inclinação para a esquerda. Em seguida, houve a colisão da extremidade dianteira do esquí esquerdo contra o solo, seguindo-se da parte traseira do mesmo esquí.

O impacto com a rede elétrica projetou a aeronave aproximadamente 30 metros à frente. A parada total ocorreu com o helicóptero defasado cerca de 45° em relação ao eixo da pista (SNGS), conforme a Figura 1.

O grau de destruição e carbonização da aeronave impediu a verificação de alguns equipamentos e instrumentos.



Figura 1 - Croqui do acidente.

1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.

1.13.1. Aspectos médicos.

Nada a relatar.

1.13.2. Informações ergonômicas.

Nada a relatar.

1.13.3. Aspectos Psicológicos.

O Comandante da aeronave possuía mais de 650 horas de voo e estava se preparando para iniciar o curso de instrutor de voo. Era considerado estudioso, metódico e possuía um perfil cauteloso na atividade aérea.

À época do acidente, ele vivenciava um processo de separação de sua esposa. Aparentava andar particularmente triste com aquela fase da vida. Seu comportamento era motivo de preocupação por parte dos colegas de trabalho, que procuravam apoiá-lo no que era possível.

Esse fato o levou a ser dispensado de exercer as atividades aéreas durante 15 dias, sendo, tal iniciativa, considerada como medida de apoio dos seus chefes, em razão das dificuldades por ele vivenciadas.

Responsável pelo setor de Segurança Operacional, o piloto era incumbido de atualizar os diversos manuais e programas estabelecidos pela Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC), bem como de atuar como elo entre o GOA e os técnicos daquela agência e do próprio Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos (SIPAER). Era notória a sua permanente preocupação com os procedimentos internos do GOA, particularmente com os aspectos operacionais e da infraestrutura disponibilizada para o funcionamento da unidade aérea.

A bordo da aeronave havia outro piloto de helicóptero, que ocupava o assento dianteiro esquerdo e não possuía habilitação para operar o modelo acidentado

Segundo informações coletadas durante a investigação, esse segundo piloto apresentava um comportamento diferente do comandante da aeronave. Possuía um perfil mais arrojado e se encontrava desejoso de exercer a função de comandante de aeronave nas missões operacionais no âmbito do GOA.

Embora esse segundo piloto houvesse iniciado o curso de piloto comercial no ano de 2010, a sua formação de PCH só fora concluída em 2015. Possuía aproximadamente 500 horas de voo e demonstrava dificuldade para cumprir os requisitos operacionais exigidos para se tornar comandante, no âmbito do GOA.

O segundo piloto atribuía a demora na sua evolução como piloto policial ao fato de se dedicar mais à carreira de policial militar. Apesar disso, deixava transparecer certa insatisfação com as exigências impostas pela organização em relação à progressão dos copilotos, acreditando que, particularmente no seu caso, não era levado em conta o tempo de atuação no GOA.

No contexto psicossocial, havia evidências de que as comunicações entre os integrantes da organização eram caracterizadas pela informalidade. A falta do uso dos instrumentos adequados para a transmissão de orientações repercutia na condução e na supervisão das rotinas técnicas e operacionais. Tal ambiente concorria, por exemplo, para a realização de voos de treinamento caracterizados pela informalidade, sem o adequado planejamento ou mesmo o acompanhamento de fichas de avaliação.

No que se refere aos processos de liderança, observou-se que o modelo de gestão adotado apresentava características não só de informalidade, como também de pouca transparência para o corpo técnico operacional. Tal formato de administração era vista pelo grupo organizacional como uma gestão com tomadas de decisões lentas e ao mesmo tempo percebida como um tanto distante do grupo operacional / técnico.

Esse cenário coincide com as suspeitas levantadas no âmbito dos diversos tripulantes do GOA, levando a supor que o acidente pudesse ter ocorrido com a aeronave sob a operação do ocupante do assento da esquerda. Os fatos levantados permitiram levantar a hipótese de que, movido pelos laços de amizade existente entre os pilotos e, mesmo contrariando todas as indicações, o comandante tenha permitido que o outro piloto conduzisse o helicóptero durante a realização do voo de treinamento, acreditando que assim estaria contribuindo para o adestramento do amigo.

1.14. Informações acerca de fogo.

O fogo iniciou imediatamente após a parada total da aeronave. O material de combustão foi o combustível existente na aeronave e a fonte de ignição provavelmente teve origem em decorrência do forte atrito das partes do helicóptero com o solo (Figura 2).



Figura 2 - Aeronave destruída pelo fogo.

O fogo se propagou rapidamente. A situação agravou-se pelo fato de os tanques estarem abastecidos com cerca de 480 libras de combustível.

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

Não houve sobreviventes.

1.16. Exames, testes e pesquisas.

Os destroços da aeronave foram examinados por técnicos do Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA) e da *Bell Helicopter*, na presença de representantes do Segundo Serviço Regional de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos (SERIPA II) e do operador da aeronave. As atividades foram realizadas nas dependências do hangar do Governo do Estado de Alagoas, no aeroporto de Maceió, onde funcionava a sede do GOA.

Não foram encontradas anomalias pré-impacto em quaisquer dos componentes das estruturas restantes dos destroços examinados. Os danos observados nos esquis, unidade principal do sistema de acionamento do motor, rotor principal, rotor de cauda, controles de voo e motor eram consistentes com o impacto resultante do acidente.

As análises do motor, conduzidas em laboratório, concluíram que o motor *Rolls Royce/Allison*, modelo 250-C30P, n/s CAE 895611, que equipava a aeronave PP-ELA, apresentava funcionamento normal e que desenvolvia potência no momento do acidente.

As análises dos destroços, conduzidas em laboratório, concluíram que havia fraturas e danos com características de falha por sobrecarga. Em outras palavras, as fraturas encontradas nas partes analisadas ocorreram devido ao impacto contra o solo ou contra obstáculos encontrados no solo no momento da queda. Não foram encontradas fraturas por fadiga nos componentes analisados.

Foram realizadas análises técnicas com foco no desempenho da aeronave e em suas características relacionadas às qualidades de voo, considerando as seguintes condições de contorno:

- o motor que equipava a aeronave, *Rolls Royce/Allison*, modelo 250-C30P, n/s CAE 895611, encontrava-se em condições normais de operação e desenvolvia potência no instante em que o helicóptero se envolveu no acidente;
- não foram encontradas fraturas por fadiga nos componentes analisados, que pudessem indicar falha em serviço dentro do carregamento normal de operação;
- a operação da aeronave se desenvolvia dentro dos limites aprovados nos manuais de voo;
- a aeronave não apresentava degradação de desempenho com relação ao previsto no manual de voo; e
- as condições meteorológicas reinantes no local e no horário do acidente eram aquelas registradas no METAR de SBMO.

A metodologia de análise seguiu o estudo das características de desempenho e das qualidades de voo da aeronave, considerando as informações de peso, temperatura, pressão, intensidade e direção do vento presentes no momento do acidente.

O estudo do desempenho considerou a análise da influência da inclinação e da velocidade da aeronave, em função da potência disponível nos instantes anteriores ao acidente.

Estudo do Desempenho

A reconstituição das condições de voo da aeronave nos momentos que antecederam o acidente, do ponto de vista de desempenho, baseou-se nos dados constantes nas seguintes publicações técnicas do fabricante: *In Ground Effect (IGE) Hover Ceiling (Figure 4-6), Section 4 Performance, e Fuel Flow (Figure 4-2), Section 4 Expanded Performance*.

Os dados constantes nas páginas desses manuais foram ajustados a um modelo teórico, baseado nas principais componentes consumidoras de potência, conforme a teoria da mecânica do voo de aeronaves de asas rotativas, sendo utilizadas para previsão da potência necessária em termos do torque indicado, nas condições atmosféricas reinantes no aeródromo e para o peso estimado da aeronave no momento do acidente.

O modelo ainda foi empregado para mensurar a potência necessária para a aeronave manter a altura em relação ao solo, mesmo quando em curva, para diversos padrões de inclinação e limitados a 60°.

Em virtude de se tratar de um modelo de ajuste, o mesmo estava sujeito às mesmas hipóteses restritivas, descritas nas referências, e tratava-se apenas de uma previsão, carecendo ainda de comprovação experimental, por meio de ensaios em voo.

Ainda, desconsideraram-se as limitações de potência relativas à velocidade de rotação da turbina geradora de gases (N1) e da temperatura da turbina (TOT).

É importante ressaltar que dentro da metodologia proposta nesse estudo, essas simplificações não alteraram o resultado apresentado.

Com essas informações, foi possível realizar o tratamento matemático dos dados relacionados com o desempenho da aeronave nos instantes anteriores ao acidente e apresentá-los conforme ilustrado na Figura 3.

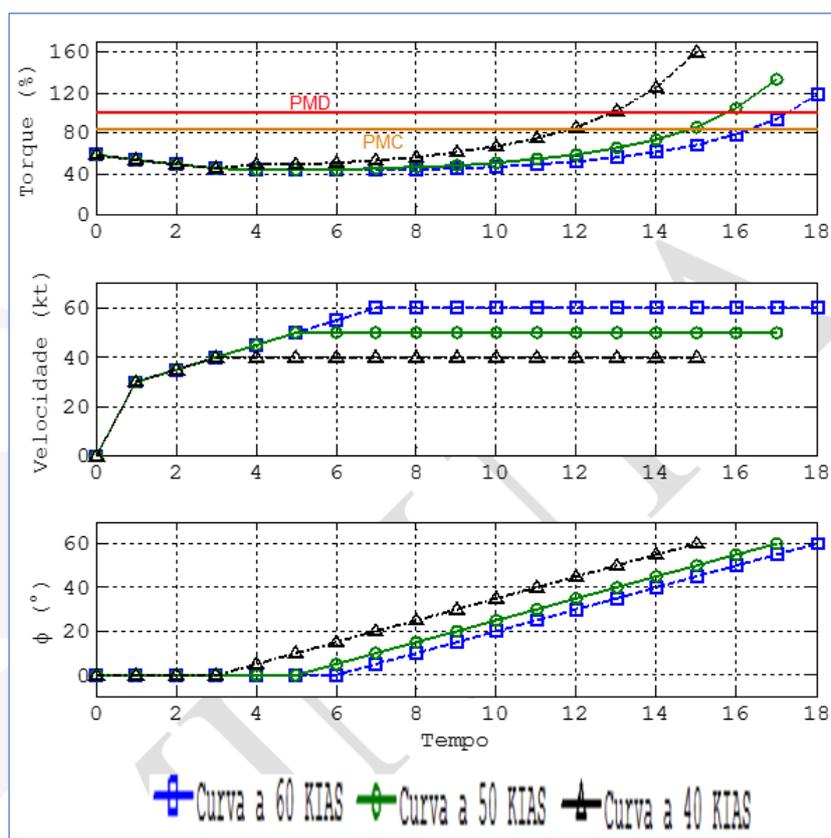


Figura 3 - Perfil de decolagem com curva a 60KT, 50KT e 40KT.

Na Figura 3, é possível verificar os resultados de desempenho relacionados a diversos e possíveis perfis de decolagem que o piloto pode ter adotado, em função da velocidade à frente, torque aplicado (potência) e ângulo de rolamento (Φ), considerando as condições de peso de 1.520kgf, altitude de 387ft e temperatura de 29°C. A primeira linha do gráfico se refere a variação do torque ao longo do tempo. A segunda linha representa a variação da velocidade à frente ao longo do tempo. A terceira linha ilustra a variação da inclinação lateral da aeronave em função do tempo. A curva vermelha representa a Potência Máxima de Decolagem (PMD) e a curva laranja representa a Potência Máxima Contínua (PMC) do helicóptero.

O parâmetro de torque reflete a potência necessária para manutenção do voo nivelado, não derrapado, na condição especificada de peso, altitude, temperatura, velocidade e ângulo de rolamento. Assim, uma vez que o perfil típico de decolagem exige leve gradiente de subida, qualquer aplicação de potência superior aos valores de torque apresentados nas curvas, garantiria razão de subida positiva. Como valor de referência, por simples análise de energia, variações de até 2% de torque permitiriam razões de subida de até 300ft/min.

Além disso, verifica-se que o perfil de decolagem proposto parte de um voo pairado, dentro do efeito solo, com aceleração até determinada velocidade (40KT, 50KT ou 60KT), na qual se inicia uma curva que pode ter atingido até 60° de inclinação, num determinado período de tempo.

Para todos os gráficos apresentados na Figura 3, pode-se observar que, tanto a fase de voo pairado quanto a fase de aceleração (decolagem) ocorrem com grande margem extra de potência. O menor valor de margem extra de potência atingido durante o voo é $\Delta TQ = 26\%$, em relação à potência máxima contínua (PMC) que é de $TQ = 85\%$. Essa condição é observada durante a fase de voo pairado.

À medida que a aeronave é acelerada, ocorre uma redução da parcela de potência induzida, um dos principais consumidores de potência. Essa redução ocasiona uma diminuição da potência necessária total, atenua a necessidade de aplicação de torque para manutenção do voo nivelado ou, ainda, permite a obtenção de gradiente positivo de subida.

A mínima potência necessária para manutenção do voo nivelado, em todos os casos, é obtida na velocidade em que se iniciam as curvas. A partir desse momento, há nova demanda de potência para manter o voo nivelado em curva, em virtude da inclinação da componente de sustentação.

Os gráficos da Figura 3 mostram que o torque necessário aumenta, na medida em que a inclinação lateral da aeronave também aumenta. As curvas de torque necessário e PMC se encontram quando a inclinação lateral do helicóptero atinge valores da ordem de 50° em relação ao horizonte. Os maiores valores de potência necessária são encontrados na curva de 40KT (preta).

Contudo, levando-se em consideração apenas as questões de desempenho, os gráficos mostram que até determinado ângulo de inclinação, haveria potência disponível para realização das curvas, com aplicação de gradiente positivo de subida e, ainda, potência de controle do rotor de cauda para contrapor rajadas de vento que gerariam perda de coordenação nas curvas.

Mesmo na condição mais crítica (40KT), com elevado ângulo de rolamento (50°), o piloto poderia utilizar um regime de potência ainda maior, a potência máxima de decolagem (PMD, TQ = 100%) sem, contudo, causar danos ao motor ou decréscimos de rotação do rotor principal.

Já o estudo das qualidades de voo, considerou a influência da estabilidade estática da aeronave, do vento no rotor de cauda (azimute crítico) e os vórtices de ponta de pá no rotor de cauda do helicóptero.

Estudo das Qualidades de Voo

Efeitos em Rolamento:

A análise das qualidades de voo do helicóptero, nos momentos anteriores ao acidente, baseou-se na verificação das influências teóricas, de cada elemento constituinte da aeronave na resposta em rolamento, devido à estabilidade estática.

A soma de todas as parcelas dos momentos de rolamento que dependem da derrapagem da aeronave é denominada efeito diedro. Com relação aos elementos que influenciam no movimento da aeronave em torno do seu eixo longitudinal, considerando-a na configuração lisa, pode-se citar a fuselagem e o estabilizador vertical (deriva).

A fuselagem de um helicóptero em deslocamento, quando submetida a um ângulo de incidência lateral (β), comporta-se como uma superfície aerodinâmica, gerando uma determinada força de “sustentação lateral” e, conseqüentemente, um momento de rolamento.

Em uma mesma condição de voo derrapado, a deriva, a qual está situada acima do centro de gravidade (CG) da aeronave, produz um momento restaurador em rolamento. Assim, a influência da deriva em uma curva à esquerda com β positivo (vento vindo do setor direito), tal qual ocorrido na situação do acidente, resulta em um rolamento negativo (para esquerda). Este efeito soma-se ao momento produzido pela “sustentação lateral” proveniente da fuselagem da aeronave, cujo sentido depende da posição relativa verticalmente do centro de pressão e do CG. Na maioria das vezes, o efeito da deriva é mais significativo que a “sustentação lateral” proveniente da fuselagem.

Em uma curva à esquerda, quando a aeronave fosse submetida a uma componente de vento do setor direito, o efeito diedro se somaria ao momento de rolamento comandado pelo piloto, também para a esquerda. O resultado da soma desses dois efeitos seria uma tendência de aumento da inclinação lateral para a esquerda.

O aumento do ângulo de rolamento, se não contrariado ou compensado adequadamente, pode diminuir a componente vertical da força produzida pelo rotor principal. Como consequência, a aeronave perderia altura.

Efeitos em Guinada:

A análise das qualidades de voo do helicóptero, nos momentos anteriores ao acidente, baseou-se na verificação das influências teóricas, de cada elemento constituinte da aeronave na resposta em guinada devido à estabilidade estática.

A soma de todas as parcelas dos momentos de guinada que dependem da derrapagem da aeronave é denominada de efeito *girouette*. Com relação aos elementos constituintes da aeronave, deve-se observar que as contribuições para o efeito *girouette* são provenientes de três fontes principais: momento aerodinâmico sobre a fuselagem, forças laterais sobre a deriva e mudanças no empuxo do rotor de cauda.

A presença da deriva alivia a força necessária do rotor de cauda quando há escoamento incidindo com velocidade relativa suficiente para produzir esforços aerodinâmicos. Essas forças geram momento, que contribui para o efeito *girouette*. Em uma condição de voo derrapado, a deriva produz um momento restaurador de guinada.

Ao realizar uma curva à esquerda com β positivo (vento vindo do setor direito) a superfície contribui com um momento de guinada à direita, tendendo a alinhar com o vento (“nariz” para direita).

Em relação à fuselagem de um helicóptero em deslocamento, novamente quando submetida a um ângulo de incidência lateral β , a mesma comporta-se como uma superfície aerodinâmica gerando uma determinada força de “sustentação lateral”. Frente a este fato, cria-se um momento de rolamento cujo sentido depende da posição relativa horizontalmente do centro de pressão e do CG.

Um rotor em rotação induz um fluxo mássico com velocidade de escoamento por meio do disco. Esta velocidade é denominada de velocidade induzida (V_i). O rotor de cauda obedece às mesmas leis que o rotor principal, assim, no que concerne às variações de velocidade induzida com a velocidade a frente (V_0), temos que: a V_i diminui se V_0 aumenta.

Devido a uma nova resultante vetorial de velocidades, esta condição leva, a passo constante (para o rotor de cauda corresponde em manter o pedal parado em uma posição), ao aumento do ângulo de ataque médio das pás do rotor de cauda com o aumento da velocidade de avanço. A consequência é o aumento da força aerodinâmica produzida pelo rotor de cauda, que provoca um momento suplementar de guinada.

Nas condições em que ocorreu o acidente (helicóptero já com efetiva velocidade de translação, em curva à esquerda e submetido a uma componente de vento do setor direito), todos os elementos já citados somar-se-iam, resultando num desequilíbrio em guinada. Caso o desequilíbrio não fosse contraposto, a curva seria realizada de forma descoordenada.

Baixas Velocidades:

Complementando-se a análise das qualidades de voo do helicóptero, nos momentos anteriores ao acidente, foram avaliadas as influências teóricas do voo em baixas velocidades no comportamento da aeronave.

Nessa condição de voo, a aeronave está submetida a efeitos aerodinâmicos e interações distintas do voo com efetiva velocidade translacional.

Em voos com baixa velocidade à frente, dentro do efeito solo, é possível que os vórtices produzidos pelo rotor principal sejam refletidos pelo solo movendo-se para mais perto da aeronave e induzindo velocidades com o disco do rotor, como mostrado na Figura 4. Assim, as cargas resultantes nas pás afetam as condições de comando longitudinal e lateral estabilizadas.

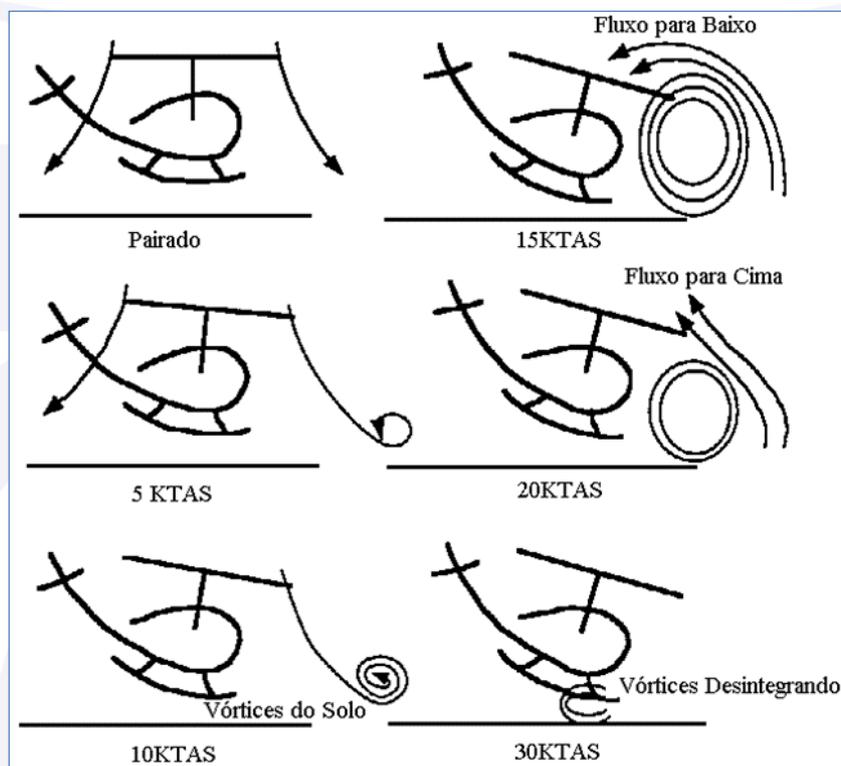


Figura 4 - Efeito dos vórtices do solo.

Outro efeito, nesta mesma condição de voo, é a perda de eficiência do rotor de cauda *Loss of Tail Rotor Effectiveness* (LTE). Este é um fenômeno aerodinâmico que ocorre quando o rotor de cauda não consegue fornecer a força necessária para equilibrar o torque proveniente do rotor principal. O *Advisory Circular* (AC) n° 90-95, de 26DEZ1995, emitido pela *Federal Administration Aviation* (FAA), dispõe sobre *Unanticipated Right Yaw in Helicopters* (guinada à direita inadvertida em helicópteros). O documento descreve *Loss of Tail Rotor Effectiveness* (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 à falha material, ocorre a baixas velocidades (entre 10KT e 30KT) e não possui relação com deficiência em margem de controle, a qual é um requisito de certificação (FAR 27.143) e motivo pelo qual consta, no manual de voo da aeronave, o envelope de ventos críticos (*Critical Relative Wind Azimuths*).

Este último envelope, reproduzido na Figura 5, mostra os limites de vento relativo no qual a aeronave ainda apresenta satisfatória estabilidade e controle. Para o caso estudado, esta condição foi demonstrada até 26KT, em todas as condições de peso.

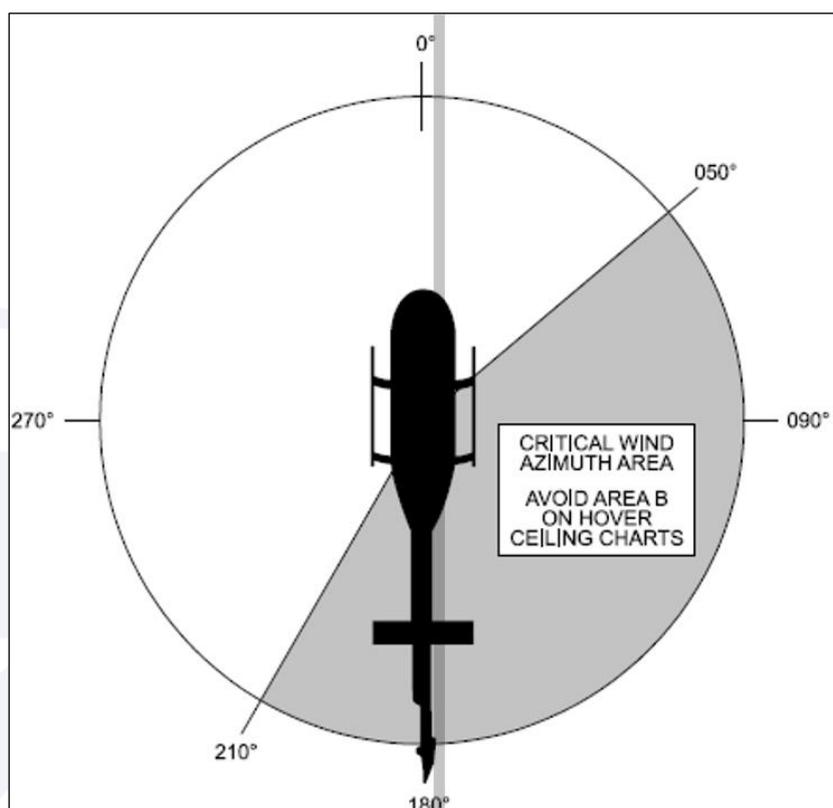


Figura 5 - Envelope de vento da aeronave.

Os fatores que contribuem para a ocorrência da perda de eficiência do rotor de cauda (LTE) são: peso elevado; baixa velocidade à frente, curva à direita (para aeronaves com rotores principais que girem no sentido anti-horário); vento cruzado; vento de cauda; e rápidas variações de potência. Cada um destes fatores será melhor explicitado a seguir.

Para a compreensão da interferência do vento na perda de eficiência do rotor de cauda, a direção do vento em relação ao sentido de deslocamento do helicóptero é dividida em azimutes, de 0° a 359°.

Ainda de acordo com o *Advisory Circular* (AC) 90-95, a incidência de vento relativo nos azimutes compreendidos entre 285° e 315° (Figura 6) pode gerar interferência entre os vórtices do rotor principal e o rotor de cauda. Com o vento incidindo nesta região, é possível que o rotor de cauda opere dentro da esteira de turbulência gerada pelo rotor principal, ocasionando uma repentina redução da tração do rotor de cauda, devido à mudança do fluxo de ar. O piloto, neste caso, deve aplicar pedal esquerdo para evitar que a aeronave guine à direita.

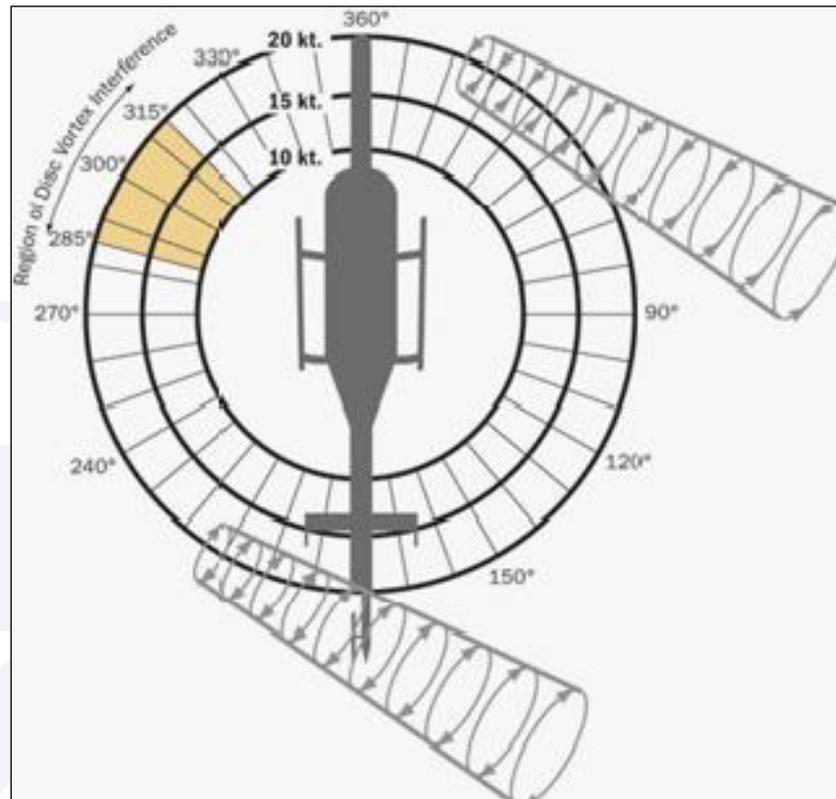


Figura 6 - Interferência dos vórtices do rotor principal no rotor de cauda.

Outro azimute que pode levar à perda de eficiência do rotor de cauda, conforme a mesma referência, é o compreendido entre 120° e 240° decorrente do efeito *girouette*, (Figura 7). Em baixas velocidades, ventos de cauda incidentes entre 120° e 240° podem aumentar a carga de trabalho do piloto. A grande contribuição dos ventos provenientes desta faixa de azimutes é no aumento da razão de guinada da aeronave, a qual, devido ao efeito *girouette* e conforme já comentado, tende a proar com o vento.

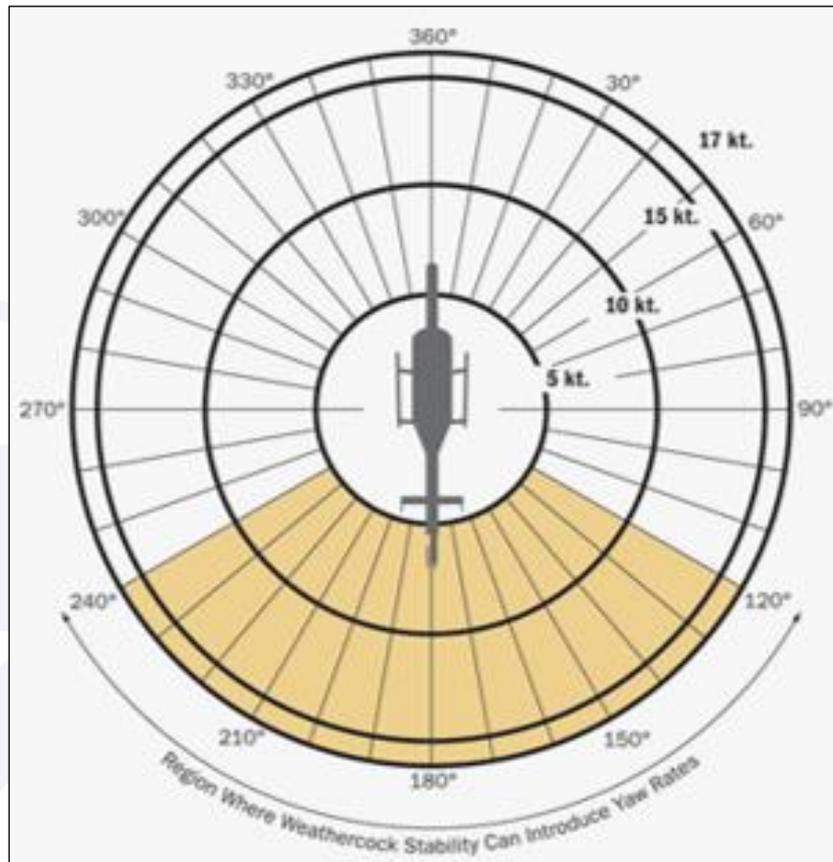


Figura 7 - Azimute influente no efeito *girouette*

Um terceiro azimute influente na LTE é o compreendido entre 210° e 330° (Figura 8). Nesta situação, a velocidade induzida pelo rotor de cauda possui direção oposta ao escoamento relativo incidente na lateral esquerda da aeronave, podendo desenvolver o estado de anéis de vórtices no rotor de cauda. Como resultado, tem-se que o escoamento pelo rotor de cauda será não estacionário e não uniforme, causando oscilações na tração produzida, necessitando uma rápida e contínua atuação nos pedais da aeronave para manter o controle do voo.

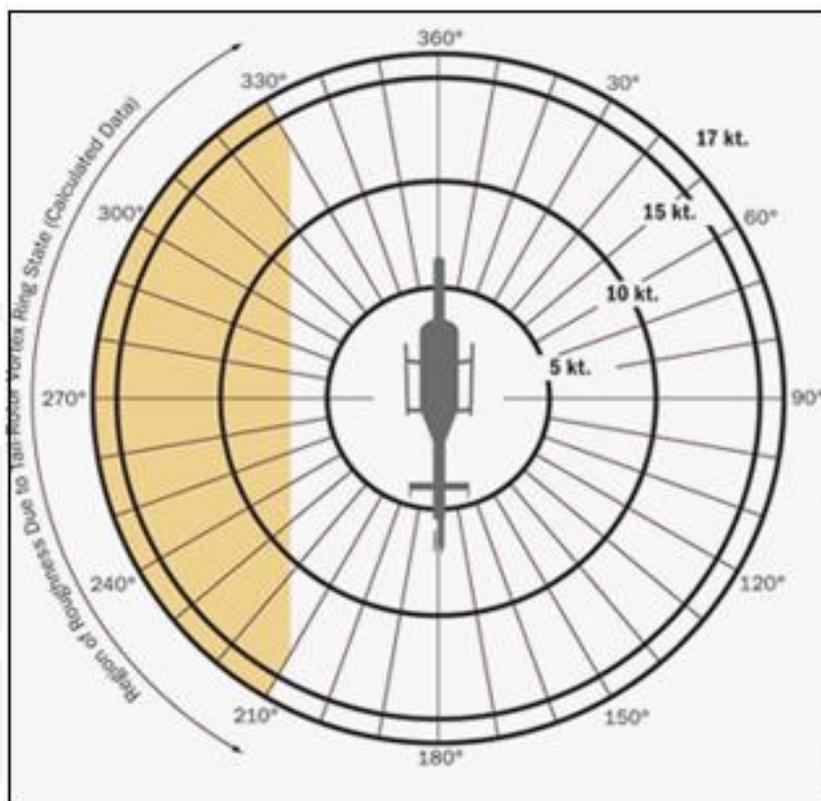


Figura 8 - Estado de anéis de vórtices no rotor de cauda.

Em razão de a aeronave ter colidido contra uma rede elétrica antes do impacto contra o solo, foi realizado um estudo da altura da pá em relação aos obstáculos existentes no local. A Figura 9 relaciona a inclinação lateral do helicóptero com a altura das pás em relação ao solo.

Φ (°)	Altura da ponta da pá (m)
0	12,68
5	12,18
10	11,66
15	11,13
20	10,59
25	10,05
30	9,5
35	8,96
40	8,43
45	7,91
50	7,4
55	6,92
60	6,46

Figura 9 - Altura da ponta das pás do rotor principal em relação ao solo.

1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.

O Grupo de Operações Aéreas (GOA), operador do helicóptero envolvido no acidente, atuava sob as regras estabelecidas pela Subparte “K” do Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica 91 (RBHA 91), que dispunha sobre as operações aéreas de segurança pública e defesa civil.

Criado para prestar apoio administrativo e operacional ao policiamento aéreo de caráter preventivo, bem como ostensivo e repressivo, o GOA também atuava no resgate e transporte aeromédico e em ações de defesa civil, desencadeadas pelos órgãos integrantes do Sistema de Defesa Social do Estado de Alagoas.

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-voos, pós-voos e verificações entre voos. Contava com dois policiais civis para executar as tarefas de controle de manutenção, e com graduados e praças para a realização dos serviços diários de manutenção.

As inspeções periódicas e os serviços de manutenção mais complexos da aeronave envolvida no acidente eram realizados por oficina especializada e certificada pela ANAC.

Os processos de formação operacional e o cumprimento do programa de treinamento operacional eram da incumbência do setor de operações.

Em julho de 2015, a organização foi submetida a uma atividade de prevenção, atendendo solicitação da sua própria coordenadoria. Na data do acidente, as Ações Recomendadas constantes do correspondente evento, notadamente, do âmbito da capacitação/treinamento e da supervisão gerencial, encontravam-se na fase de implementação.

À época do acidente, a base operacional do GOA encontrava-se instalada em uma antiga garagem de viaturas, utilizada por uma empresa que funcionava no Aeroporto Zumbi dos Palmares.

As seções funcionavam de forma improvisada e aglutinadas no espaço disponível, comprometendo o cumprimento das tarefas rotineiras como a realização de reuniões diárias para o trato de assuntos técnicos e operacionais, incluindo o planejamento dos voos e o acompanhamento e controle das atividades de manutenção das aeronaves.

A falta de espaço provocou a transferência do setor responsável pelo controle das horas de voo e dos dados da manutenção para a sede da Secretaria de Defesa Social, localizada no centro da cidade de Maceió. Este fato comprometia o clima organizacional, na medida em que surgia um sentimento de que havia pouca evolução na solução dos problemas da organização.

Na mesma época, documentos como o Manual de Operações (MOP) e os Procedimentos Operacionais Padrão (POP) se encontravam na fase de análise para aprovação. Tais documentos tinham a finalidade de estabelecer a fundamentação necessária para a implementação de um sistema de padronização de procedimentos, bem como de definir as ações desenvolvidas pela referida unidade no que diz respeito à Segurança Operacional. Dentre outros aspectos, o MOP contemplava também o gerenciamento da instrução aérea.

Este fato se traduzia, momentaneamente, na falta do uso de instrumentos importantes para o acompanhamento de cada missão realizada, com a avaliação dos resultados produzidos.

Embora, na mesma época, o Programa de Treinamento Operacional (PTO) do GOA se encontrasse válido, na prática, o seu fiel cumprimento era comprometido pela falta de fichas de avaliação de desempenho dos tripulantes.

As entrevistas realizadas com os demais tripulantes do GOA mostraram que, no âmbito daquela organização havia um clima organizacional influenciado pelo sentimento de invulnerabilidade. Suspeitou-se que esse cenário pudesse ser decorrente do ambiente de informalidade em que transcorriam as atividades aéreas, em parte, caracterizado pela ausência do estabelecimento de critérios operacionais objetivos, como por exemplo, o número de equipamentos que cada piloto podia operar. Identificou-se que havia copilotos que chegavam a compor tripulações em aeronaves de até três modelos diferentes.

Não foram identificadas queixas ou insatisfações quanto à carga de trabalho, divisão de tarefas ou escalas de serviço.

1.18. Informações operacionais.

A aeronave decolou do aeroporto Zumbi dos Palmares (SBMO) às 13h50min (UTC), para realizar um treinamento no aeroclube de Alagoas (SNGS) e o sobrevoo da cidade de Maceió.

Durante o treinamento em SNGS, a aeronave realizou uma arremetida com curva à esquerda e atingiu aproximadamente 10 metros de altura. Logo após, o helicóptero definiu uma trajetória descendente até colidir contra uma rede elétrica de baixa tensão antes de colidir contra o solo.

O comandante da aeronave, que no momento do acidente ocupava o assento dianteiro direito, era oficial do Corpo de Bombeiros Militar do Estado de Alagoas e pertencia ao efetivo do GOA. Contava com uma experiência de mais de 650 horas de voo, realizadas nos helicópteros modelos *Jet Ranger/Long Ranger* (BH06), *Koala* (A119) e *Hughes* (HU30). Sua qualificação como PCH ocorreu em agosto de 2011. Não possuía habilitação de instrutor de voo em helicóptero (INVH).

O ocupante do assento dianteiro esquerdo era oficial da Polícia Militar do Estado de Alagoas e também pertencia ao efetivo do GOA. Contava com uma experiência de aproximadamente 500 horas de voo, realizadas no helicóptero modelo *Schweizer* (H269). Era detentor de licença de PCH desde julho de 2015 e não possuía habilitação para operar helicóptero modelo Bell 206L. Este oficial, a bordo, tinha a função de estabelecer a coordenação entre a tripulação e os policiais que se engajassem nas operações policiais no solo.

Os tripulantes do GOA relataram que no dia do acidente, a aeronave havia realizado o sobrevoo de um bairro nas proximidades do aeroporto de Maceió, antes de se dirigir ao aeroclube de Alagoas (SNGS) para a realização de voo de treinamento do comandante. Após a realização da arremetida do SNGS, a aeronave prosseguiria na direção do centro da cidade de Maceió.

O acidente ocorreu após a arremetida do voo pairado realizado na cabeceira 14 do SNGS.

A sequência dos procedimentos acima descritos foi diferente daquela geralmente adotada pelos pilotos do GOA. Normalmente, o treinamento em SNGS era realizado somente após o retorno do sobrevoo da cidade de Maceió, quando a aeronave se encontrava com menos combustível a bordo e apresentava um melhor rendimento, dada às altas temperaturas na localidade.

O treinamento na cabeceira 14 de SNGS, usualmente realizado pelas tripulações do GOA, consistia na execução da manobra conhecida como “quadrado”, normalmente realizada a partir do voo pairado (Figura 10).



Figura 10 - Perfil da manobra conhecida como “quadrado”.

Instantes antes do acidente, a aeronave foi avistada por populares realizando voo pairado na cabeceira 14 de SNGS.

O aeroclube de Alagoas encontrava-se localizado no trajeto entre o centro da cidade de Maceió e o Aeroporto Zumbi dos Palmares.

No momento da decolagem, no aeroporto de Maceió, a aeronave se encontrava configurada para duplo comando e se apresentava com o seguinte peso:

Peso Básico da aeronave	940,00kgf
Combustível (500 libras)	226,80kgf
Pilotos (77kgf + 90kgf)	167,00kgf
Dois tripulantes (90kgf + 90kgf)	180,00kgf
Equipamentos	25,00kgf
Peso total na decolagem	1.539,40kgf

No momento do acidente, a aeronave havia realizado dez minutos de voo, tempo compreendido entre a hora da decolagem de SBMO, 13h50min (UTC), e a hora em que o acidente ocorreu, 14h00min (UTC).

Para efeito de planejamento, considerou-se que a aeronave consumia 30Gal/h.

Dessa forma, no momento do acidente, a aeronave apresentava a seguinte configuração de peso:

Combustível consumido	18,80kgf
Peso total da aeronave no acidente	1.520,60kgf

A aeronave se encontrava dentro dos limites de peso e balanceamento especificados pelo fabricante, e o seu Certificado de Aeronavegabilidade estabelecia que a mesma poderia ser operada por apenas um tripulante.

1.19. Informações adicionais.

Em resposta à consulta formulada pela Comissão de Investigação (CI) deste acidente, referente às aeronaves modelo, *Bell 206 Long Ranger*, o representante da *Bell Helicopter* informou que existia um simulador de voo, nível 7, do tipo Dispositivo de Treinamento de Voo (FTD), estático e só visual, na sede da *Flight Safety Internacional*, localizada na cidade de Lafayette, estado da *Louisiana/USA*, e outro, nível 6 FTD

(estático), nas instalações da Academia de Formação da *Bell Helicopter*, localizada na cidade de *Fort Worth*, estado do *Texas/USA*.

Segundo informação constante do site da ANAC, os simuladores de voo (FSTD – *Flight Simulation Training Device*) são dispositivos de treinamento regulamentados pelo FAR *Part 60* e subdividem-se em:

- FTD (*Flight Training Device*) - pode representar uma aeronave genérica ou ser específico para a obtenção de uma determinada habilitação de tipo, classificado em níveis de 4 a 7, sendo este último o mais avançado.
- FFS (*Full Flight Simulator*) - são dispositivos mais avançados e reproduzem determinado tipo de aeronave. São classificados em níveis de A à D, sendo este último o mais avançado, capaz de realizar todas as manobras e procedimentos necessários à obtenção de tipo, bem como os voos de verificação de perícia.

As limitações técnicas dos simuladores de voo existentes, referentes ao helicóptero modelo *Bell 206 Long Ranger*, impossibilitaram a realização de ensaios que reproduzissem adequadamente o cenário do acidente.

Segundo relato de um observador do acidente, experiente profissional da aviação civil, durante a arremetida, após o cruzamento da interseção entre a pista de pouso e o pátio de estacionamento de SNSG, a aeronave iniciou a subida definindo uma curva de grande inclinação pela esquerda, aproximando-se dos 90°. Ao atingir cerca de 10 metros de altura, o helicóptero definiu uma trajetória descendente, até colidir contra uma rede elétrica de baixa tensão e depois contra o solo.

O observador acrescentou que imediatamente após o acidente procurou identificar se havia a presença de aves/pássaros ou mesmo de outra aeronave, no prolongamento da pista de decolagem, que pudesse justificar a realização de uma manobra evasiva pelos pilotos do helicóptero, e que nada semelhante teria sido avistado.

Ao serem entrevistados sobre a realização de manobras, os pilotos de helicópteros confirmaram a tendência pela realização de curvas para o lado coincidente com o lado do assento por eles ocupados na cabine de comando.

O Aeroclube de Alagoas tinha a sua sede localizada em uma área, que dentre outros aspectos, era caracterizada por problemas crônicos de segurança pública. A investigação levantou dados que pudessem reforçar ou excluir a possibilidade de o acidente estar associado a disparos de armas de fogo. Os relatos obtidos por meio de pessoas que presenciaram o acidente mostraram que, naquele momento, não foram identificados ruídos ou sinais visuais que pudessem caracterizar tal fato. Os destroços analisados não apresentaram marcas que sinalizassem que a aeronave houvesse sido atingida por disparos de armas de fogo.

Durante o curso da presente investigação, encontrava-se em fase de conclusão no âmbito do Governo do Estado de Alagoas o processo administrativo referente à mudança da base operacional do GOA. Dentre outros aspectos, a referida mudança visava evitar os riscos observados no aeródromo de SNSG, sob a ótica da segurança das operações contra atos ilícitos.

As imagens de vídeo mostrando os destroços da aeronave em chamas (Figura 11) evidenciaram, por meio da fumaça, que no momento do acidente o vento apresentava-se com uma componente lateral (esquerda) em relação ao eixo da pista do SNSG, cujas características (direção e intensidade) eram semelhantes às reportadas pelo METAR de SBMO.



Figura 11 - Cena do acidente com a presença de fogo.

No local do acidente, os postes da rede elétrica de baixa tensão apresentavam a altura de aproximadamente 7,5 metros (Figura 12).



Figura 12 - Vista geral do local do acidente destacando a rede elétrica.

A respeito das habilitações dos tripulantes que atuam nas OPERAÇÕES AÉREAS DE SEGURANÇA PÚBLICA E/OU DE DEFESA CIVIL, a Subparte K do RBHA 91 estabelece:

As tripulações de aeronaves exclusivamente destinadas à realização de operações aéreas de segurança pública e/ou de defesa civil devem pertencer ao efetivo do Órgão. Nas situações excepcionais aonde o efetivo de tripulantes venha a ser composto por pessoas colocadas à sua disposição por outros Órgãos, tais pessoas devem ser subordinadas operacionalmente ao Órgão que opera as aeronaves. Devem ser obedecidos, ainda, os seguintes itens:

(a) O piloto em comando da aeronave deve possuir, no mínimo, licença de piloto comercial (PC ou PCH) e certificado de habilitação técnica para o tipo ou classe da aeronave que opera.

(b) O piloto segundo em comando deve possuir, no mínimo, licença de piloto comercial (PCA ou PCH) e certificado de habilitação técnica para o tipo ou classe da aeronave que opera. A exigência do CHT pode ser dispensada quando o Comandante da aeronave possuir habilitação de INVH, INVA, PLA ou PLH, conforme item 61.95 da RBHA 61;

(c) Os demais tripulantes devem possuir habilitação técnica sob a responsabilidade do Órgão e o certificado de capacidade física equivalente ao de Operador de Equipamentos Especiais, conforme RBHA 67.

O GOA contava com uma frota de quatro helicópteros, todos de modelos diferentes. Dos tripulantes que compunham o seu grupo de pilotos, vários operavam até três tipos de aeronave. Não havia, na legislação do Sistema de Aviação Civil, qualquer tipo de restrição à operação concorrente de aeronaves de diferentes fabricantes, tipos e/ou modelos, pelos pilotos.

Na data do acidente, o Manual de Operações (MOP) e os Procedimentos Operacionais Padrão (POP) do GOA encontravam-se em análise para aprovação. Os referidos documentos foram aprovados no dia 06NOV2015.

A regulamentação do Sistema de Aviação Civil, por meio da Resolução nº 106 da ANAC, de 30JUN2009, estabelecia a obrigatoriedade da implementação de um Sistema de Gerenciamento de Segurança Operacional (SGSO), no âmbito dos operadores aeropolíciais, por se tratarem de Pequenos Provedores de Serviço da Aviação Civil (PPSAC).

O Guia para elaboração do Manual de Gerenciamento da Segurança Operacional (MGSO) estabelecia que:

O SGSO é uma maneira estruturada de gerenciamento da segurança operacional. Ele estabelece a estrutura da organização, aponta os responsáveis pela segurança operacional em suas atividades e documenta de forma clara as políticas e procedimentos que permitem um efetivo gerenciamento da segurança operacional.

Como parte da documentação para implementação do SGSO, os operadores aéreos de Segurança Pública e/ou de Defesa Civil deveriam elaborar o próprio Manual de Gerenciamento de Segurança Operacional (MGSO), no qual se recomendava a adoção de programas específicos voltados para os PPSAC, incluindo o Treinamento em *Corporate Resource Management* (CRM).

A Instrução de Aviação Civil - IAC 060-1002 A, que prescrevia sobre o treinamento em CRM, dentre outros aspectos, estabelecia que:

3.4 - O treinamento em CRM deve incluir as situações que envolvam operações de rotina, buscando obter um efeito positivo no âmbito dos tripulantes, por meio de exercícios, de modo a contribuir para a redução do estresse em momentos de alta carga de trabalho. A contínua prática de CRM permite, também, um desempenho satisfatório do grupo durante situações de emergência, quando a pressão do tempo exige uma resposta rápida.

3-5 - O Treinamento em CRM se define pelas seguintes características:

- Consiste na aplicação dos conceitos de Fatores Humanos para a melhoria do desempenho da equipe.
- Engloba todo o pessoal envolvido com a atividade aérea.
- Deve fazer parte de todo tipo de treinamento de voo.
- Está focado nas atitudes e comportamentos das equipes e seus impactos na Segurança de Voo.
- Requer a participação de todos.

- Oferece a oportunidade para que cada indivíduo e seu grupo analisem suas próprias atitudes e promovam as mudanças apropriadas, com a finalidade de otimizar sua capacidade de trabalho em equipe e tomada de decisão.

3.5.5.1 - A correta aplicação dos conceitos nas sessões de prática de CRM representa um meio extremamente eficaz para desenvolver e fortalecer as atitudes ditadas pela Filosofia de CRM.

3.5.5.2 - O êxito no Treinamento em CRM depende do compromisso por parte da alta administração, dos facilitadores e dos participantes, em suma, de toda a organização no comprometimento com a filosofia de CRM.

O SGSO ainda se encontrava em fase de implantação, com a elaboração do MGSO.

Sobre a operacionalidade dos considerados Operadores de Equipamentos Especiais (OEE), observou-se que apesar de possuir código ANAC, um dos policiais não possuía registro de Certificado Médico Aeronáutico (CMA), nem qualificação como OEE, conforme estabelecia o RBHA 91, Subparte K, razão pela qual foi considerado passageiro no item 1.2 do presente relatório.

Da mesma forma, o outro policial a bordo, que possuía código ANAC, não tinha qualificação como OEE, e se encontrava com o CMA vencido desde 07JUN2014.

1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.

Não houve.

2. ANÁLISE.

A ausência de marcas de impacto de projéteis na estrutura da aeronave, juntamente com os relatos de observadores que afirmaram não ter presenciado tiros na região, levaram ao descarte da possibilidade de o helicóptero ter sido atingido por disparo de armas de fogo, nos momentos que antecederam o acidente.

As análises dos aspectos psicológicos, nos campos individual/psicossocial, buscaram observar a influência dos comportamentos adotados pelos tripulantes da aeronave, frente a uma situação específica, em consequência de processos como atitude, atenção, percepção, estado emocional, memória e processo decisório.

Nesse contexto, a fase de vida que o comandante da aeronave atravessava chamou a atenção, sem, contudo, ter sido possível associar diretamente tal fato ao acidente.

Da mesma forma, procurou-se identificar os aspectos intervenientes na integração dos tripulantes envolvidos no acidente com o ambiente de trabalho, levando em consideração fatores como a comunicação, a cultura do grupo de trabalho e a liderança.

Embora tenham sido identificados traços de informalidade nas comunicações utilizadas na organização, com possível comprometimento da interpretação das mensagens transmitidas, também não se pode atrelar diretamente o acidente a tal aspecto.

No campo organizacional, dentre outros aspectos, observou-se que alguns instrumentos que poderiam facilitar a supervisão das atividades, como o MOP e os POP, não estavam sendo adequadamente utilizados. O SGSO ainda se encontrava em fase de implantação, com a elaboração do MGSO.

Apesar de bastante deteriorados em razão da ação severa do fogo, os destroços foram analisados em laboratório. Durante os exames não foram encontradas anomalias pré-impacto. Os danos observados eram condizentes com o impacto resultante do acidente. Os exames concluíram que havia fraturas e danos com características de falha por sobrecarga. Não foram encontradas fraturas por fadiga em nenhum dos componentes

analisados. Essas conclusões afastaram a possibilidade de uma falha anterior ao acidente.

As análises do motor concluíram que o componente apresentava funcionamento normal e que desenvolvia potência no momento do acidente. Descartou-se, portanto, que uma falha do motor tenha ocorrido antes da queda da aeronave.

A aeronave encontrava-se com peso total de 1.520kgf, 19% inferior ao peso máximo de decolagem. Por essa razão, o peso da aeronave no momento do acidente não foi considerado como um fator limitante à operação.

Técnicos realizaram avaliações em duas áreas de conhecimento: desempenho e qualidades de voo da aeronave. Esses estudos sustentaram as conclusões da investigação e possibilitaram estabelecer a dinâmica do acidente. Os estudos relacionaram as seguintes grandezas:

- Torque necessário;
- Velocidade à frente;
- Ângulo de inclinação lateral;
- Potência máxima de decolagem (PMD); e
- Potência máxima contínua (PMC).

É sabido que a aeronave realizou um procedimento de aceleração a partir do voo pairado e decolagem seguido de curva à esquerda. Entretanto, não foi possível estabelecer a velocidade que a aeronave mantinha no momento em que a curva se iniciou, tampouco o ângulo de inclinação lateral da curva. Por esse motivo, os estudos consideraram três regimes possíveis de decolagem: 40kt, 50kt e 60kt, com inclinações laterais de até 60°.

Quanto ao estudo do desempenho:

Para efeito do estudo de desempenho, considerou-se que:

- o motor da aeronave se encontrava em condições normais de operação e desenvolvia potência no instante do acidente;
- a operação da aeronave se desenvolvia dentro dos limites aprovados nos manuais de voo;
- a aeronave não apresentava degradação de desempenho com relação ao previsto no manual de voo; e
- o perfil de decolagem partiu de um voo pairado, dentro do efeito solo, com aceleração até determinada velocidade (40KT, 50KT ou 60KT), na qual se iniciou uma curva com um ângulo que pode ter atingido até 60° de inclinação, em um determinado período de tempo.

O principal objetivo do estudo foi definir quais seriam os fatores limitantes de torque, inclinação e velocidade à frente para o perfil de voo desenvolvido.

A Figura 3 mostra que a potência necessária (torque) aumenta, na medida em que a inclinação lateral da aeronave também aumenta. Verifica-se que a PMC do motor só é atingida para valores próximos dos 50° de inclinação lateral, para os três perfis de decolagem estudados (40kt, 50kt e 60kt de velocidade à frente).

Caso a potência aplicada não acompanhe o aumento da potência necessária, em valores iguais ou superiores aos apresentados na Figura 3, não seria possível garantir a manutenção do voo nivelado. Como consequência a aeronave perderia altura em razão proporcional ao déficit de potência.

Os estudos mostraram que o motor da aeronave possuía condições de fornecer potência suficiente para todos os perfis típicos de decolagem, considerando que o piloto tenha iniciado a curva com no mínimo 40kt e tenha manobrado a aeronave até 50° de inclinação lateral.

Mesmo na condição mais crítica (inclinações laterais de até 50°) e na velocidade de menor margem de potência (40KT), haveria condições de realizar a decolagem, imprimir gradiente positivo de subida e contrapor rajadas de vento, do ponto de vista do desempenho.

Manobras com inclinações superiores a 50° ou início da curva com velocidades inferiores a 40kt acarretariam num déficit de potência que culminaria com a impossibilidade de manter o voo nivelado (sem perda de altura). Vale ressaltar que esses valores de inclinação e de velocidade à frente (50° e 40kt), podem ser considerados marginais para os padrões típicos de decolagem de helicópteros em condições normais de operação. A manutenção de parâmetros acima desses valores estaria relacionada a operação da aeronave fora dos padrões típicos conhecidos, para os quais as análises de desempenho não foram realizadas.

Dessa forma, infere-se que o desempenho da aeronave não contribuiu para o acidente.

Quanto ao estudo das qualidades de voo:

A análise das qualidades de voo do helicóptero, nos momentos anteriores ao acidente, baseou-se na verificação das influências teóricas de cada elemento constituinte da aeronave, na resposta em rolamento (efeito de rolamento) e em guinada (efeitos de guinada) devido à estabilidade estática, bem como nas influências teóricas do voo em baixas velocidades. Para as análises que levavam o vento em consideração, estipulou-se que os valores de direção e velocidade do vento seriam os descritos no METAR de SBMO, quais sejam: direção 120° e intensidade 15kt (item 1.7 deste Relatório).

Sobre o efeito de rolamento, observou-se que numa curva à esquerda, quando a aeronave fosse submetida a uma componente de vento do setor direito, o efeito diedro se somaria ao momento de rolamento comandado pelo piloto, também para a esquerda. O resultado da soma desses dois efeitos seria uma tendência de aumento da inclinação lateral para a esquerda.

Uma resposta tardia para contrariar essa tendência poderia levar ao aumento não intencional do ângulo de rolamento (inclinação lateral). Isso poderia diminuir a componente vertical da força produzida pelo rotor principal e, conseqüentemente, levar à perda de altura da aeronave. Contudo, um piloto treinado e adaptado à aeronave, teria condições de perceber essas tendências e contrapô-las, até mesmo de forma mecânica e intuitiva.

Dessa forma, levando-se em consideração apenas o efeito diedro, os momentos de rolamento resultantes da resposta aerodinâmica dos elementos constituintes da aeronave poderiam ser contrapostos pelo piloto. Por esta razão, os efeitos de rolamento, por si só, não foram considerados como contribuintes para o acidente.

Quanto aos efeitos de guinada, tomando-se por base as condições em que ocorreu o acidente (helicóptero já alcançado efetiva velocidade de translação, em curva à esquerda e submetido a uma componente de vento do setor direito), o momento aerodinâmico sobre a fuselagem, as forças laterais sobre a deriva e as mudanças na força aerodinâmica produzida pelo rotor de cauda iriam se somar, resultando num desequilíbrio em guinada. A consequência desse desequilíbrio seria a realização de uma curva descoordenada. Todavia, um piloto treinado e adaptado à aeronave, teria condições de corrigir estes efeitos, até mesmo de forma intuitiva.

Dessa forma, levando-se em consideração apenas o efeito *girouette*, o momento em guinada resultante da resposta aerodinâmica dos elementos constituintes da aeronave poderia ocasionar um desequilíbrio em guinada capaz de ser contraposto pelo piloto. Por essa razão, o efeito *girouette*, por si só, não foi considerado como contribuinte para o acidente.

Quanto aos efeitos de baixa velocidade, foram analisados a possível influência do efeito solo e do vento relativo no controle da aeronave. Para tanto, estipulou-se que os valores de direção e intensidade do vento seriam os descritos no METAR de SBMO, ou seja, vento com a direção de 120° e velocidade de 15KT.

Sabe-se que a altura teórica máxima para influência do efeito solo em helicópteros corresponde ao diâmetro do rotor principal. Com a aeronave acima desta altura, considera-se que o voo está se desenvolvendo fora do efeito solo. Segundo relato de observadores, a aeronave acidentada voava a aproximadamente 10 metros acima do terreno (AGL). Esta condição foi considerada limiar para a influência do efeito solo no voo, uma vez que o diâmetro do rotor principal do modelo é igual a 11,34 metros. Por esse motivo, os estudos concluíram que os vórtices de solo (efeito solo) não influenciaram no desempenho da aeronave e, portanto, não contribuíram para o acidente.

A influência do vento relativo ao qual aeronave esteve submetida também foi analisada.

De acordo com as informações meteorológicas, os dados de direção e intensidade do vento no momento do acidente eram 120° e 15kt, respectivamente. O helicóptero decolou da pista 14 de SNSG, portanto, com componente de vento de proa. Após a decolagem a aeronave realizou curva à esquerda e, a partir desse momento, o vento passou a estar posicionado com uma componente lateral direita, em relação à aeronave.

Com base nas informações de direção/intensidade do vento e no perfil de voo descrito pela aeronave, pode-se afirmar que não havia incidência de vento relativo nos azimutes de 285° a 315°, azimutes estes em que a incidência de vento poderia gerar perda de eficiência do rotor de cauda, devido à esteira de turbulência proveniente do rotor principal, conforme Figura 6. Assim sendo, pode-se afirmar, também, que não havia incidência de vento relativo nos azimutes de 210° a 330°, condição favorável ao surgimento de anéis de vórtices no rotor de cauda, conforme Figura 8. Dessa forma, depreende-se que esses dois efeitos não contribuíram para o acidente.

Considerou-se ainda que, em algum momento, durante a realização da curva à esquerda, poderia ter havido incidência de vento relativo nos azimutes de 050° a 210°, setor considerado como área de azimute crítico (Figura 5). Entretanto, o envelope reproduzido na Figura 5 demonstra que a aeronave apresentava condições satisfatórias de estabilidade e controle para ventos de até 26kt de intensidade.

Uma vez que o vento no local do acidente era de 15kt, caso o vento tenha incidido por esse setor, isso se deu em intensidades inferiores às demonstradas. Dessa forma, pode-se supor que a possível incidência de vento relativo, nos azimutes considerados críticos, poderia causar o aumento da carga de trabalho do piloto no controle da proa da aeronave. Entretanto, não seria suficiente para que houvesse perda total do controle de guinada.

Antes de colidir contra o solo, a aeronave colidiu contra um fio da rede elétrica local. Conforme a Figura 12, a altura dos postes da rede elétrica no local do acidente era de 7,5 metros. Os estudos realizados mostraram que, para uma altura de 10 metros AGL, as pontas das pás do rotor principal da aeronave ultrapassam os 7,5 metros até uma inclinação lateral de 45° da aeronave. De acordo com a Figura 9, a partir de 50° de

inclinação, as pontas das pás passariam a distâncias inferiores a 7,5m do solo, tornando-se possível a colisão entre as pás e a rede elétrica em questão.

Vale ressaltar que os dados de altura do voo da aeronave foram informados por observadores, portanto são estimados e imprecisos. Apesar de não ser possível descartar que uma colisão das pás contra a rede elétrica tenha originado a sequência de eventos que culminou no acidente, a imprecisão dos dados de velocidade, altura e inclinação lateral da aeronave tornaram essa hipótese menos provável.

O fato de haver um outro piloto de helicóptero ocupando o assento dianteiro esquerdo também foi analisado. A aeronave estava equipada com duplo comando, ou seja, possuía comandos de voo em ambos os assentos dianteiros. Isso significa que o ocupante do assento dianteiro esquerdo poderia pilotar o helicóptero tanto quanto o piloto, que ocupava o assento dianteiro direito nesse modelo.

O ocupante do assento dianteiro esquerdo era oficial da Polícia Militar do Estado de Alagoas e era piloto de helicóptero, mas não possuía habilitação no modelo acidentado. Entretanto, a possibilidade de que ele estivesse pilotando a aeronave no momento do acidente foi considerada. Alguns aspectos reforçam essa hipótese, quais sejam:

- o oficial era piloto de helicópteros;
- a curva foi realizada pela esquerda. Normalmente pilotos de helicóptero dão preferência por realizar as curvas para o seu lado da aeronave;
- segundo relatos, a curva foi realizada a baixa altura e com inclinação considerável. Essas características de manobra são condizentes com um piloto de perfil arrojado, compatível com o do ocupante do assento dianteiro esquerdo e diferente do perfil do comandante;
- os contextos psicossocial e de liderança do GOA eram favoráveis para um ambiente de informalidade nos voos de treinamento da organização;
- havia uma forte relação de amizade existente entre os pilotos, que pôde ter potencializado esse ambiente de informalidade;
- existia uma motivação para o compartilhamento da operação da aeronave em aproveitamento do voo de treinamento do comandante;
- a ação de influências teóricas relacionadas às qualidades de voo foi considerada pouco provável para um piloto treinado e adaptado à operação da aeronave. Entretanto, um piloto sem experiência neste modelo estaria mais suscetível a essas influências;
- o ocupante do assento dianteiro esquerdo possuía experiência na operação do helicóptero modelo *Schweizer* (H-269), equipamento este com reações aerodinâmicas diferentes do modelo *Long Ranger* acidentado; e
- os estudos não constatarem nenhum aspecto relacionado ao desempenho da aeronave, que pudesse contribuir para o acidente.

Dessa forma, foram consideradas duas hipóteses como plausíveis para a ocorrência do acidente:

- a) O comandante da aeronave, por algum motivo, fugiu de seu padrão de pilotagem e realizou uma curva à baixa altura com elevado grau de inclinação lateral após a decolagem. Durante a manobra não realizou as correções necessárias e a aeronave perdeu altitude, colidindo contra o fio da rede elétrica e após contra o solo; e
- b) O ocupante do assento dianteiro esquerdo pilotava o helicóptero no momento do acidente. Durante a decolagem, ao realizar curva de grande inclinação lateral à

baixa altura, ele não foi capaz de realizar as correções necessárias para manutenção do voo nivelado. A aeronave perdeu altitude e colidiu contra o fio da rede elétrica e, na sequência, contra o solo.

A hipótese “a” foi considerada menos provável em razão do perfil psicológico e experiência de voo do comandante. O referido piloto possuía perfil cauteloso de pilotagem, o que não condiz com a manobra executada. O fato de a curva ter sido realizada para a esquerda (lado contrário à localização do piloto na cabine da aeronave) foi considerado significativo, uma vez que pilotos de helicóptero normalmente dão preferência por curvar para seu lado da cabine, sobretudo em manobras mais arrojadas. Além disso, os estudos de desempenho e qualidades de voo realizados mostraram que a manobra era possível de ser realizada com correções e nível de carga de trabalho considerados normais para um piloto treinado e adaptado ao modelo da aeronave acidentada. O comandante possuía experiência de aproximadamente 680 horas totais de voo, sendo 350 horas naquele modelo de aeronave.

A hipótese “b” foi considerada mais provável em razão do perfil psicológico e experiência de voo no modelo do ocupante do assento dianteiro esquerdo. O referido oficial possuía perfil arrojado de pilotagem, condizente com a manobra executada. A curva foi realizada para esquerda (lado em que o oficial se encontrava na cabine da aeronave), situação condizente com o costumeiramente realizado por pilotos de helicóptero. Os estudos de desempenho e qualidades de voo mostraram que a manobra era possível de ser realizada, entretanto necessitava de algumas correções e nível de carga de trabalho que podem ter extrapolado as habilidades de um piloto, não familiarizado e nem adaptado ao modelo acidentado. O ocupante do assento dianteiro esquerdo era piloto de helicóptero, mas não era habilitado no modelo acidentado, portanto, não possuía experiência pregressa de pilotagem naquele modelo de aeronave.

3. CONCLUSÃO.

3.1. Fatos.

- a) o piloto estava com o Certificado Médico Aeronáutico (CMA) válido;
- b) um Operador de Equipamentos Especiais (OEE) estava com o CMA vencido;
- c) o piloto estava com o Certificado de Habilitação Técnica (CHT) válido;
- d) o piloto estava qualificado e possuía experiência no tipo de voo;
- e) o ocupante do assento dianteiro esquerdo, apesar de piloto de helicóptero, não estava habilitado para operar aquele modelo de aeronave;
- f) a aeronave estava com o Certificado de Aeronavegabilidade (CA) válido;
- g) a aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento;
- h) a escrituração das cadernetas de célula e motor estavam atualizadas;
- i) as condições meteorológicas eram favoráveis ao voo visual;
- j) o acidente ocorreu durante a decolagem, após a realização de um voo de treinamento na cabeceira 14 de SNSG;
- k) o perfil de decolagem foi caracterizado por um voo pairado, dentro do efeito solo, com aceleração sobre a pista de pouso/decolagem, no sentido da pista 14;
- l) após a corrida sobre a pista, alguns metros depois do cruzamento da interseção com o pátio de estacionamento de SNSG, a aeronave iniciou subida em curva pela esquerda;

- m) ao atingir uma altura estimada de 10 metros (conforme relato de observadores), o helicóptero definiu uma trajetória descendente, vindo a colidir contra uma rede elétrica de baixa tensão, e depois contra o solo;
- n) a aeronave pegou fogo após o impacto;
- o) não foram encontradas marcas de impacto de projéteis de arma de fogo na estrutura da aeronave;
- p) não foram encontradas fraturas por fadiga em nenhum dos componentes analisados;
- q) os danos observados nos esquis, unidade principal do sistema de acionamento do motor, rotor principal, rotor de cauda, controles de voo e motor eram consistentes com danos causado após o impacto resultante do acidente;
- r) os exames mostraram que o motor apresentava funcionamento normal e desenvolvia potência no momento do acidente;
- s) o peso da aeronave no momento do acidente era de 1.520kgf, 19% inferior ao peso máximo de decolagem;
- t) a operação da aeronave se desenvolvia dentro dos limites aprovados nos manuais de voo;
- u) a aeronave não apresentava degradação de desempenho com relação ao previsto no manual de voo;
- v) estudos de desempenho constataram que a manobra era possível de ser executada com margem de potência suficiente para curvas realizadas acima de 40kt e com até 60° de inclinação lateral;
- w) os estudos demonstraram que não havia incidência de vento relativo nos azimutes de 210° a 330° e de 285° a 315°;
- x) os estudos concluíram que a possível incidência de vento relativo, nos azimutes considerados críticos, não seria suficiente para que houvesse perda total do controle de guinada;
- y) os estudos concluíram que os vórtices de solo (efeito solo) não influenciaram no desempenho da aeronave;
- z) estudos de qualidades de voo concluíram que a manobra era possível de ser executada com correções e carga de trabalho consideradas normais para um piloto treinado e adaptado ao modelo de aeronave;
- aa) a perda de altitude da aeronave, durante a realização da curva, esteve associada à inclinação e velocidade à frente empregadas, sem que fossem realizadas as correções necessárias para a manutenção da altitude;
- bb) a aeronave ficou destruída; e
- cc) todos os ocupantes da aeronave faleceram no local do acidente.

3.2. Fatores contribuintes.

- **Aplicação dos comandos – contribuiu.**

A realização de uma manobra com valores de velocidade e inclinação elevados só seria possível caso houvesse aplicação nos comandos adequada para manutenção da altitude. Caso os limites operacionais da aeronave tenham sido extrapolados, essa condição esteve relacionada ao inadequado uso dos comandos de voo.

- **Atenção – indeterminado.**

É provável que a capacidade de processamento de informação do piloto que se encontrava voando a aeronave, no momento do acidente, particularmente relacionada aos limites operacionais, estivesse comprometida em razão de estímulos como motivação ou estado emocional.

- **Atitude – Indeterminado.**

A realização de uma manobra que pode ter extrapolado os limites operacionais da aeronave pode ter sido indicação de uma resposta frente a uma atividade concebida sem um planejamento prévio e, supostamente, realizado por uma pessoa não habilitada.

- **Comunicação – indeterminado.**

A maneira informal pela qual as informações eram transmitidas no âmbito da organização pode ter comprometido a clareza e a interpretação das mensagens, levando à quebra das regras e normas vigentes, como a operação do helicóptero fora dos seus limites operacionais.

- **Cultura do grupo de trabalho – indeterminado.**

A suposta operação da aeronave por um piloto sem a devida habilitação pode ter sido resultado de um conjunto de crenças e valores compartilhados pelos tripulantes do GOA, uma vez que a cultura interna daquela organização ainda era influenciada pelas experiências anteriores dos seus componentes, advindos de outros segmentos da atividade policial, e que nem sempre fortaleciam a cultura de segurança das operações aéreas.

Salienta-se ainda que possivelmente a informalidade tenha concorrido para a quebra de regras, culminando na operação da aeronave, supostamente, conduzida por piloto sem a devida habilitação.

- **Cultura organizacional – indeterminado.**

É possível que o conjunto de regras informais em uso no GOA tenha influenciado na interpretação dos fatos comuns pelo comandante da aeronave, levando-o a acreditar que a operação do helicóptero pelo outro piloto seria apenas uma ação corriqueira e sem maiores riscos.

- **Estado emocional – indeterminado.**

O estado de ânimo da tripulação provavelmente estava sofrendo alterações. O comandante em função da situação de estresse em virtude da sua separação e o ocupante do assento dianteiro esquerdo pela excessiva mobilização para se tornar comandante. Estes aspectos podem ter comprometido a capacidade de reagir frente à situação crítica do voo.

- **Julgamento de Pilotagem – contribuiu.**

O piloto deixou de avaliar adequadamente as influências teóricas relacionadas com o desempenho e com a qualidade de voo da aeronave, na realização de uma manobra a baixa altura e com curva de grande inclinação.

- **Memória – indeterminado.**

A possibilidade da contribuição do comportamento conhecido como interferência, neste caso, caracterizado pela influência de outros modelos de helicópteros na operação da aeronave envolvida no acidente, sugere a contribuição deste aspecto, o qual mantém uma relação direta com o fenômeno psicológico, descrito por Piaget, chamado de transferência de aprendizagem.

- **Percepção – contribuiu.**

Por motivos diversos, o estado psicológico dos pilotos inibiu a atuação dos processos de reconhecimento e organização dos estímulos recebidos, que poderiam impedir a realização de uma manobra, a baixa altura e com grande inclinação.

- **Planejamento de voo – indeterminado.**

É possível que para a realização daquele voo não tenha havido a adequada preparação do mesmo, com o estabelecimento da correta distribuição das tarefas a bordo.

- **Pouca experiência do piloto – indeterminado.**

A hipótese de o ocupante do assento dianteiro esquerdo estar no comando da aeronave, sem possuir habilitação para o modelo, supõe a contribuição deste fator para o evento.

- **Processo decisório – indeterminado.**

A possibilidade de a aeronave se encontrar sob a operação do ocupante do assento dianteiro esquerdo remete a uma falha do processo decisório do comandante. Este aspecto podia estar associado ao contexto de informalidade e à falta de uma adequada consolidação dos processos formais no âmbito do GOA.

- **Processos organizacionais – contribuiu.**

A falta do uso de ferramentas adequadas para o acompanhamento do desempenho dos tripulantes, como as fichas de avaliação, revelou a existência de falhas nos processos formais da organização, comprometendo a supervisão dos voos de treinamento.

- **Sistemas de apoio – indeterminado.**

O fato de os modelos operacionais, como o Manual de Operações (MOP) e os Procedimentos Operacionais Padrão (POP), não se encontrarem aprovados na data do acidente pode ter comprometido o estabelecimento da adequada e oportuna supervisão das atividades aéreas, incluindo os voos de treinamento.

- **Supervisão gerencial – contribuiu.**

A informalidade presente na realização das atividades aéreas, no âmbito do GOA, influenciou no acompanhamento da fase de planejamento, concorrendo para a quebra de regras na condução daquele voo, contribuindo para o acidente.

A possível operação da aeronave por um piloto sem a devida habilitação e a presença de dois policiais sem a habilitação de OEE válida ratifica a contribuição deste aspecto.

4. RECOMENDAÇÃO DE SEGURANÇA

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

Em consonância com a Lei nº 7.565/1986, as recomendações são emitidas unicamente em proveito da segurança de voo. Estas devem ser tratadas conforme estabelecido na NSCA 3-13 “Protocolos de Investigação de Ocorrências Aeronáuticas da Aviação Civil conduzidas pelo Estado Brasileiro”.

Recomendações emitidas no ato da publicação deste relatório.

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

A-128/CENIPA/2015 - 01**Emitida em: 10/05/2108**

Atuar junto ao operador, visando à realização de atividade didática dirigida aos pilotos, buscando reforçar a necessidade da fiel observância dos limites operacionais das suas aeronaves.

A-128/CENIPA/2015 - 02**Emitida em: 10/05/2108**

Atuar junto ao operador, a fim de assegurar a efetiva utilização de Fichas de Avaliação de Desempenho para os diversos tipos de voos de instrução, em consonância com o Programa de Treinamento Operacional do GOA.

A-128/CENIPA/2016 - 03**Emitida em: 10/05/2108**

Atuar junto ao GOA, visando à realização periódica do treinamento das técnicas de CRM pelas suas tripulações, com o foco centrado da organização.

A-128/CENIPA/2016 - 04**Emitida em: 10/05/2108**

Atuar junto ao GOA, visando à adoção de mecanismos de Supervisão Gerencial, no âmbito Operacional, de modo a permitir a identificação oportuna de aspectos que possam comprometer a segurança de suas operações aéreas, notadamente, no que se refere à realização de voo de instrução por pilotos que não estejam habilitados para tal.

A-128/CENIPA/2016 - 05**Emitida em: 10/05/2108**

Divulgar os ensinamentos advindos da presente investigação, no âmbito dos operadores aeropolíciais, buscando ressaltar a importância da fiel observância das regras e normas operacionais, bem como das adequadas técnicas de CRM com vistas ao sucesso das suas operações aéreas.

A-128/CENIPA/2016 - 07**Emitida em: 10/05/2108**

Atuar junto ao GOA, visando à implantação de seu Sistema de Gerenciamento de Segurança Operacional – SGSO, de acordo com o estabelecido na Resolução nº 106, de 30JUN2009, da ANAC.

5. AÇÃO CORRETIVA OU PREVENTIVA JÁ ADOTADA.

O SERIPA II ministrou curso de CRM voltado para operadores aéreos de Segurança Pública.

Em, 10 de maio de 2018.