

COMANDO DA AERONÁUTICA

CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE

ACIDENTES AERONÁUTICOS



RELATÓRIO FINAL

A - 061/CENIPA/2013

OCORRÊNCIA:	ACIDENTE
AERONAVE:	PP-CGO
MODELO:	AW119MKII
DATA:	08MAIO2012



ADVERTÊNCIA

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

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

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

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

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

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

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

SINOPSE

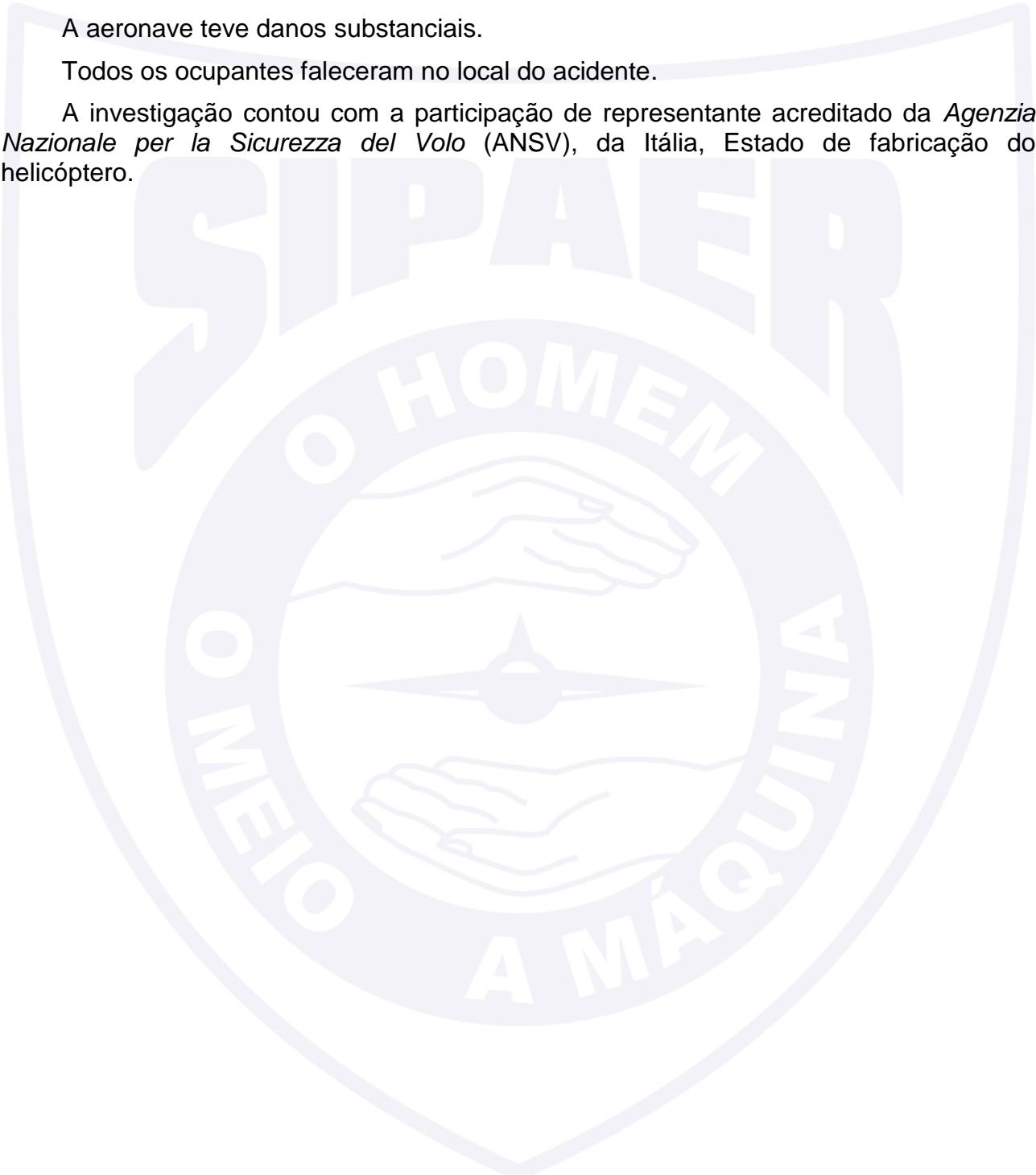
O presente Relatório Final refere-se ao acidente aeronáutico com a aeronave PP-CGO, modelo AW119MKII, ocorrido em 08MAIO2012, classificado como falha do motor em voo.

Em um voo de operação policial, ocorreu o apagamento do motor. Em seguida, houve perda de controle em voo e colisão contra o solo.

A aeronave teve danos substanciais.

Todos os ocupantes faleceram no local do acidente.

A investigação contou com a participação de representante acreditado da *Agenzia Nazionale per la Sicurezza del Volo* (ANSV), da Itália, Estado de fabricação do helicóptero.



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.....	7
1.5.3. Categorias das licenças e validade dos certificados e habilitações.....	8
1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.....	8
1.5.5. Validade da inspeção de saúde.....	8
1.6. Informações acerca da aeronave.....	8
1.7. Informações meteorológicas.....	10
1.8. Auxílios à navegação.....	10
1.9. Comunicações.....	11
1.10. Informações acerca do aeródromo.....	11
1.11. Gravadores de voo.....	11
1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.....	11
1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.....	15
1.13.1. Aspectos médicos.....	15
1.13.2. Informações ergonômicas.....	15
1.13.3. Aspectos Psicológicos.....	15
1.14. Informações acerca de fogo.....	19
1.15. Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.....	19
1.16. Exames, testes e pesquisas.....	19
1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.....	43
1.18. Informações operacionais.....	43
1.19. Informações adicionais.....	61
1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.....	77
2. ANÁLISE.....	78
3. CONCLUSÃO.....	84
3.1. Fatos.....	84
3.2. Fatores contribuintes.....	85
4. RECOMENDAÇÃO DE SEGURANÇA	86
5. AÇÃO CORRETIVA OU PREVENTIVA JÁ ADOTADA.....	87
ANEXO A - Comentários da ANSV não incorporados ao relatório.....	88

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS

ABNT	Associação Brasileira de Normas Técnicas
AGL	<i>Above Ground Level</i>
AIS	<i>Aeronautical Information Service</i>
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
ANP	Agência Nacional do Petróleo, Gás Natural e Biocombustíveis
APP	<i>Approach Center</i>
BS	Boletins de Serviço
CA	Certificado de Aeronavegabilidade
CBMGO	Corpo de Bombeiros Militar do Estado de Goiás
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CHE	Certificado de Homologação de Empresa
CHT	Certificado de Habilitação Técnica
CIV	Caderneta Individual de Voo
CMA	Certificado Médico Aeronáutico
CTA	Caminhão-tanque Abastecedor
DA	Diretrizes de Aeronavegabilidade
DCT	Direto
DCTA	Departamento de Ciência e Tecnologia da Aeronáutica
EDU	<i>Electronic Display Unit</i>
EEC	<i>Electronic Engine Control</i>
EGU	<i>Electronic Governor Unit</i>
FCU	<i>Fuel Control Unit</i>
GPS	<i>Global Positioning System</i>
HFAB	Hospital de Força Aérea de Brasília
IAE	Instituto de Aeronáutica e Espaço
IAM	Inspeção Anual de Manutenção
IFI	Instituto de Fomento e Coordenação Industrial
IML	Instituto Médico Legal
JES	Junta Especial de Saúde
Lat	Latitude
Long	Longitude
MPM	<i>Maintenance Planning Manual</i>
N2	Rotação do Motor
NM	<i>Nautical Miles</i>
NR	Rotação do Rotor
NG	Rotação do Compressor
NTSB	<i>National Transportation Safety Board</i>
NVM	<i>Non-volatile Memory</i>

OS	Ordens de Serviço
P/N	<i>Part Number</i>
PCH	Licença de Piloto Comercial – Helicóptero
PMD	Peso Máximo de Decolagem
PPH	Licença de Piloto Privado – Helicóptero
PW	<i>Pratt & Whitney</i>
RBHA	Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica
RELTEC	Relatório Técnico
RFM	<i>Rotorcraft Flight Manual</i>
RGB	<i>Reduction Gearbox</i>
RPM	Rotação por minuto
RSV	Recomendação de Segurança de Voo
S/N	<i>Serial Number</i>
SBBW	Designativo de localidade – Aeródromo de Barra do Garças, MT
SBCG	Designativo de localidade – Aeroporto Internacional de Campo Grande, MT
SBCY	Designativo de localidade – Aeroporto Internacional Marechal Rondon, Várzea Grande, MT
SBGO	Designativo de localidade – Aeroporto Internacional Santa Genoveva, GO
SERIPA	Serviço Regional de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SIPAER	Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SSP/GO	Secretaria de Segurança Pública do Estado de Goiás
SWNV	Designativo de localidade – Aeródromo Nacional de Aviação, Goiânia, GO
TWR	Torre de Controle
UTC	<i>Universal Time Coordinated</i>
VFR	<i>Visual Flight Rules</i>

1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.

Aeronave	Modelo: AW119MKII Matrícula: PP-CGO Fabricante: Agusta Westland	Operador: Polícia Civil do Estado de Goiás
Ocorrência	Data/hora: 08MAIO2012 / 18:38 (UTC) Local: Fazenda Rancho Alegre Lat. 16°26'26"S Long. 052°00'15"W Município – UF: Piranhas – GO	Tipo(s): Falha do motor em voo

1.1. Histórico do voo.

A aeronave decolou do Aeródromo Santa Genoveva (SBGO), em Goiânia-GO, para o município de Doverlândia, GO, às 09h47min (UTC), com dois pilotos e seis passageiros a bordo, com o objetivo de realizar a reconstituição de um crime ocorrido na Fazenda Nossa Senhora Aparecida.

No retorno para Goiânia, GO, quando o helicóptero encontrava-se próximo ao ponto de reabastecimento montado no município de Piranhas-GO, ocorreu o apagamento do motor em voo. Antes de colidir contra o solo, a aeronave perdeu uma das pás do rotor principal, que repousou a 150 metros do ponto em que os destroços ficaram concentrados.

1.2. Lesões às pessoas.

Lesões	Tripulantes	Passageiros	Terceiros
Fatais	2	6	-
Graves	-	-	-
Leves	-	-	-
Ilesos	-	-	-

1.3. Danos à aeronave.

A aeronave teve danos substanciais em toda a sua estrutura.

1.4. Outros danos.

Não houve.

1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.

1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.

Horas Voadas		
Discriminação	Piloto	Copiloto
Total	850:00	472:30
Total, nos últimos 30 dias	17:50	19:30
Total, nas últimas 24 horas	02:10	02:40
Neste tipo de aeronave	300:00	302:30
Neste tipo, nos últimos 30 dias	17:50	19:30
Neste tipo, nas últimas 24 horas	02:10	02:40

Obs.: Os dados relativos às horas voadas foram estimados a partir dos registros existentes em documentos do fabricante (relacionados ao treinamento dos pilotos), da documentação da aeronave e de relatos de terceiros. As caderetas individuais de voo (CIV) e o diário de bordo não foram localizados.

1.5.2. Formação.

O piloto realizou o curso de Piloto Privado – Helicóptero (PPH) no Aeroclube de Bauru, SP, em 2006.

O copiloto realizou o curso de Piloto Privado – Helicóptero (PPH) no Aeroclube de Goiás, em 2009.

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 técnicas de aeronave tipo A119 válidas.

1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.

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

1.5.5. Validade da inspeção de saúde.

Os pilotos estavam com os Certificados Médico Aeronáutico (CMA) válidos.

1.6. Informações acerca da aeronave.

A aeronave monomotora de asas rotativas, modelo AW119 MKII, com capacidade para oito pessoas, fabricada em 13DEZ2010 pela *Agusta Westland* sob o número de série 14768, estava com o Certificado de Aeronavegabilidade válido.

O rotor principal tinha quatro pás de compósito - identificadas por marcações nas cores vermelha, azul, amarela e branca – e era totalmente articulado com rolamentos elastoméricos e um sistema de pás flexíveis.

A fuselagem e a empenagem eram de colmeia de alumínio, na estrutura primária, e de material compósito, na estrutura secundária. O rotor de cauda possuía duas pás de compósito. O trem de pouso era do tipo esqui.

O acesso à cabine de passageiros se dava por duas portas corrediças, uma de cada lado da fuselagem. A cabine de passageiros era separada da cabine dos pilotos por uma parede divisória, que possibilitava o contato entre ambas por uma pequena abertura de dimensões 120 x 30 cm (Figuras 1 e 2).



Figuras 1 e 2 - Configuração interna do PP-CGO. Em destaque, a abertura entre as cabines dos passageiros e dos pilotos.

A última inspeção, tipo IAM, foi realizada em 15MAR2012 na empresa Fênix Manutenção e Recuperação de Aeronaves Ltda. – CHE 0902-61/ANAC, tendo voado 70h 40min após.

A aeronave possuía um total de 309h40min de célula.

O motor da aeronave, modelo PT6B-37A, número de série PCE-PU0172, fabricado pela *Pratt & Whitney* em DEZ2009, possuía controle automático de combustível e totalizava 309h40min e 336 ciclos por ocasião do acidente.

Segundo o *Maintenance Manual* (MM) do AW119 MKII, Seção I – *Limitations*, os seguintes óleos lubrificantes do motor eram recomendados para uso na aeronave:

Designação	Especificação
BP Turbo Oil 2380	MIL-PRF-23699
Mobil Oil Jet II	MIL-PRF-23699
Aeroshell Turbine Oil 500	MIL-PRF-23699
Turbonyooil 525-2A	PWA 521
Royco Turbine Oil 500	MIL-PRF-23699
Castrol 5000	MIL-PRF-23699

Tabela 1 - Óleos lubrificantes recomendados pela Agusta Westland. (Fonte: *Rotorcraft Flight Manual*)

Segundo os registros de manutenção do PP-CGO, todos os Boletins de Serviço (BS) e Diretrizes de Aeronavegabilidade (DA) aplicáveis ao projeto AW119 MKII foram executados na aeronave.

Desde seu recebimento pela Polícia Civil do Estado de Goiás, em 11MAR2011, até o dia do acidente, o helicóptero accidentado realizou serviços de manutenção em duas empresas homologadas - a Oceanair Táxi Aéreo e a Fênix Manutenção e Recuperação de Aeronaves Ltda. – conforme descrito na Tabela 2.

Tipo	Horas	Data	Mantenedor
50 horas/60 dias	54:40	02MAR2011	Oceanair Táxi Aéreo
50 horas/60 dias	58:00	21ABR2011	
100 horas/6 meses	62:00	22JUN2011	
50 horas/60 dias	72:40	30AGO2011	
12 meses	165:40	14DEZ2011	
100 horas/6 meses	199:35	09FEV2012	
IAM/50 horas/ 60 dias	239:00	15MAR2012	Fênix Manutenção e Recuperação de Aeronaves Ltda.

Tabela 2 - Sumário dos serviços de manutenção realizados no PP-CGO.

De acordo com as Ordens de Serviço (OS) obtidas nessas empresas, todas as panes ocorridas na aeronave foram consideradas dentro dos padrões normais de operação do AW119 MKII Koala, demandando intervenções de manutenção de baixa complexidade que permitiram o retorno do helicóptero às atividades operacionais prontamente.

Além desses serviços, que se encontravam devidamente lançados nas cadernetas de motor e célula da aeronave, verificou-se, a partir das entrevistas realizadas, que o PP-CGO deu entrada na empresa Fênix Manutenção e Recuperação de Aeronaves Ltda. no dia 04MAIO2012 para realizar “Inspeção de 50 horas”. Entretanto, a Comissão considerou que a inspeção não havia sido concluída pelo fato de a empresa estar com suas atividades suspensas pela ANAC desde 02MAIO2012 (para maiores detalhes ver item 1.19 Informações adicionais).

Testemunhas relataram que os seguintes serviços foram executados nos dias subsequentes:

Data	Serviços executados
05MAIO2012 (sábado)	Drenagem e substituição do óleo do motor Drenagem e substituição do óleo do rotor de cauda Lavagem do <i>deck</i> de transmissão do rotor principal Lavagem do motor
07MAIO2012 (segunda-feira)	Limpeza dos filtros de ar Limpeza dos filtros de óleo do motor Partida do motor sem ignição Verificação do nível de óleo Partida completa (com duração de 5 minutos) Drenagem do óleo do motor Abastecimento de óleo do motor com Mobil Jet Oil II (em substituição ao óleo anterior – de especificação 2380) Repetição dos procedimentos de abastecimento

Tabela 3 - Serviços realizados (conforme relatos) após a entrada da aeronave na empresa Fênix em 04MAIO2012.

Além das intervenções listadas acima, por volta das 11h30min do dia 07MAIO2012, foi realizado voo de experiência de 17 minutos por um dos pilotos da Unidade Aérea. Na sequência, houve a drenagem do óleo do sistema de transmissão do rotor principal, lavagem das pás, abastecimento do sistema de transmissão do rotor principal com o óleo Mobil Jet Oil II (especificado pelo fabricante) e partida sem ignição para reabastecimento dos sistemas. Nessa ocasião, o sistema de transmissão do rotor principal recebeu 11 latas de Jet Oil II, atingindo o nível normal de operação. Por fim, foram realizadas mais três partidas completas.

Ao final do dia, por volta das 17h45min, o PP-CGO decolou para o Aeroporto Internacional Santa Genoveva (SBGO) com a recomendação de que fosse verificado o nível de óleo da transmissão do rotor principal e realizado seu recompletamento, caso necessário, quando do pouso naquele aeródromo.

Não houve registro formal, nas cadernetas, da execução desses serviços pela empresa Fênix Manutenção e Recuperação de Aeronaves Ltda.

Segundo os relatos do profissional da Unidade Aérea responsável por acompanhar os trabalhos de manutenção do PP-CGO, durante os meses em que a aeronave não cumpriu missões operacionais de segurança pública (18DEZ2010 a 29SET2011) foram executados pela Unidade todos os procedimentos estabelecidos pelo fabricante quanto à estocagem do helicóptero, tendo sido realizados nesse período giros no solo e voos locais em que a aeronave foi utilizada apenas como plataforma de observação.

1.7. Informações meteorológicas.

No dia do acidente, as condições meteorológicas dos aeródromos mais próximos ao local da ocorrência - SBBW, SBGO, SBCY e SBCG - distantes 30NM, 193NM, 210NM e 235NM, respectivamente, eram favoráveis ao voo visual.

Da mesma forma, as condições observadas nas imagens satélite das 18h30min (UTC) e 19h30min (UTC) indicavam condições compatíveis com o voo VFR em todo o Estado de Goiás.

1.8. Auxílios à navegação.

Nada a relatar.

1.9. Comunicações.

De acordo com a Transcrição de Gravação nº 007/TWR GO/2012, às 09h38min (UTC), a aeronave fez contato inicial com o Solo Goiânia, recebendo, na sequência, sua autorização de voo para Doverlândia, GO, que estabelecia decolagem da pista 14, com curva à direita em rota e transponder 0603.

Às 09h39min (UTC), o PP-CGO iniciou o acionamento do motor, solicitando o início de taxi às 09h43min (UTC). O ingresso na pista se deu pela *taxiway Alfa* e, às 09h46min (UTC), a Torre Goiânia (TWR-GO) autorizou a decolagem da aeronave.

Após a decolagem, a TWR-GO solicitou que a aeronave chamasse o Controle Anápolis (APP-AN), na frequência 129,45. O PP-CGO cotejou a informação.

Na sequência, o PP-CGO contatou o APP-AN, sendo autorizado a prosseguir conforme solicitado no plano de voo.

Essa foi a última mensagem transmitida pelo helicóptero.

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.

Segundo apurado na Ação Inicial, seis testemunhas (todas sem conhecimento especializado em aviação) visualizaram a aeronave momentos antes do impacto contra o solo. Em sua maioria, os relatos dão conta de que o PP-CGO fazia um voo controlado a baixa altura quando houve uma mudança repentina no ruído produzido pelo motor, seguida de desprendimento de uma peça, giro no eixo longitudinal no sentido anti-horário e colisão contra o solo com pouco deslocamento à frente e grande ângulo de inclinação.

A queda da aeronave ocorreu numa área plana de vegetação nativa, nas proximidades da sede da Fazenda Rancho Alegre, localizada no município de Piranhas-GO (Figura 3). Os destroços apresentaram distribuição linear no sentido do deslocamento da aeronave (Figura 4).



Figura 3 – Clareira aberta pela queda da aeronave em área de mata nativa próxima à sede da Fazenda Rancho Alegre.

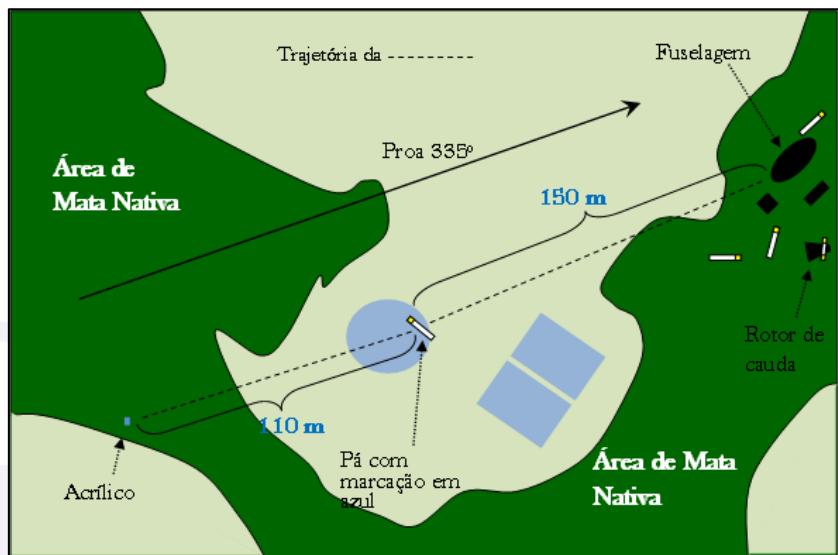


Figura 4 – Distribuição dos destroços.

Durante a Ação Inicial, verificou-se que a peça que se desprendeu em voo era uma das pás do rotor principal (com marcação em azul), que repousou a 150 metros do ponto em que a fuselagem impactou o solo (Figuras 5 e 6).



Figuras 5 e 6 – Local em que foi encontrada a pá de marcação azul, distante cerca de 150 metros do ponto de impacto principal.

Com exceção da pá com marcação em azul, os destroços foram encontrados concentrados. O cone de cauda rompeu-se na sua junção com a estrutura central devido às forças de torção e de inércia do impacto e parou a 7 metros do restante da fuselagem, apresentando-se como o componente mais preservado em comparação às demais partes do helicóptero.

A colisão do PP-CGO com o terreno produziu um grande buraco que abrigava quase toda a sua fuselagem e sete dos oito corpos (Figura 7). O oitavo corpo foi encontrado a poucos metros do local de concentração dos destroços.

Outras partes do helicóptero encontravam-se distribuídas ao redor do local de impacto de maneira randômica, estando a sua maioria no sentido do deslocamento horizontal da aeronave.



Figura 7 – Fuselagem da aeronave após a colisão com o solo.



Figura 8 – Retirada da fuselagem e dos ocupantes da aeronave por militares do CBMGO.

O exame dos danos às pás do rotor principal e de cauda indicava que, no momento da colisão contra o solo, o PP-CGO apresentava velocidade dos rotores muito baixa, girando apenas em função de forças aerodinâmicas e de inércia.

Nos destroços que não ficaram carbonizados, não foram encontradas marcas de pintura ou de metal que indicassem contato das pás do rotor principal ou do rotor de cauda com outra superfície da aeronave ou obstáculo.

No painel de instrumentos (Figura 9), que estava enterrado a mais de um metro de profundidade, foi possível identificar as *Electronic Display Units* (EDUs) 1 e 2 (primária e secundária), o velocímetro, o tacômetro duplo, o relógio e o altímetro.

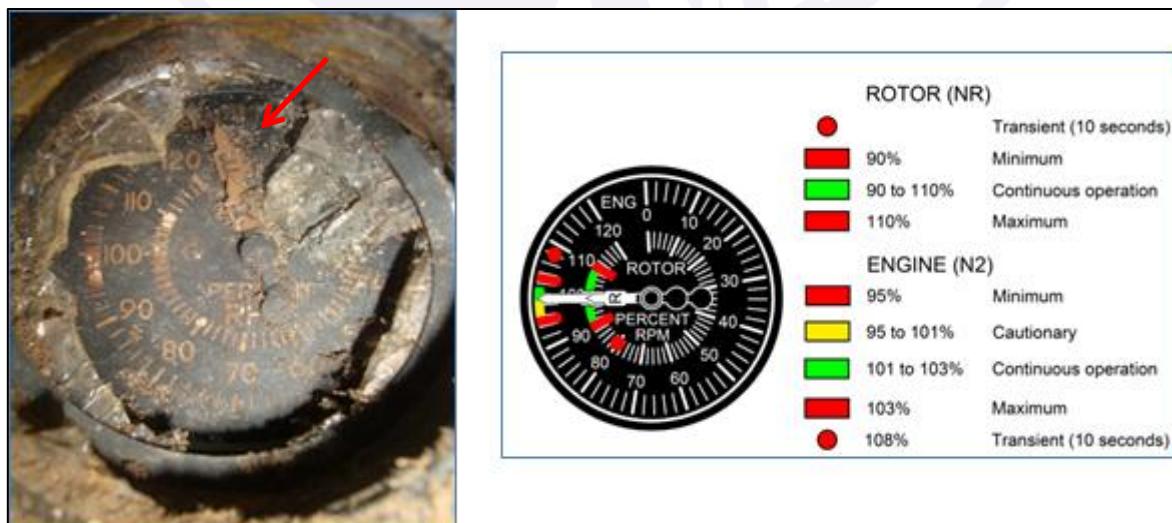


Figura 9 – Painel do PP-CGO.

O relógio e o altímetro ficaram desconfigurados pelo impacto da aeronave contra o solo, não possibilitando leituras confiáveis. O velocímetro encontrava-se com o ponteiro travado na velocidade de 174 nós (Figuras 10 e 11) e o tacômetro indicava NR e N2 iguais a zero (Figuras 12 e 13).



Figuras 10 e 11 – Velocímetro indicando 174 nós. A figura da direita apresenta o mesmo instrumento, após a remoção da proteção de vidro danificada pelo impacto.



Figuras 12 e 13 – À esquerda, os ponteiros “E” (indicador de N2) e “R” (indicador de NR) na posição intermediária entre 120 e 0 (indicação fora de escala). À direita, marcações do instrumento, segundo o manual da aeronave.

1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.

1.13.1. Aspectos médicos.

As três últimas atas relativas às Juntas Especiais de Saúde (JES) realizadas pelos pilotos no Hospital de Força Aérea de Brasília (HFAB) não apresentaram indícios de alterações de ordem médica relevantes para o acidente.

Os exames realizados pelo Instituto Médico Legal de Goiânia-GO revelaram que não havia fuligem na traqueia das vítimas, indicando que o óbito deu-se em virtude dos ferimentos sofridos no impacto.

1.13.2. Informações ergonômicas.

Nada a relatar.

1.13.3. Aspectos Psicológicos.

Desde 2000, o Piloto era delegado da Polícia Civil de Goiás. Sua habilitação para operação de helicópteros ocorreu em 2006, período em que o Governo do Estado ainda locava aeronaves desse tipo para atuação junto aos seus órgãos de segurança pública.

Voltou sua vida para seu aprimoramento profissional como piloto de asas rotativas e para a estruturação da Unidade Aérea da Polícia Civil, enquanto unidade independente, depois de passar cerca de três anos no comando do Grupo Tático – 3 (GT-3), Unidade de Elite da Polícia Civil de Goiás.

Antes de a Polícia Civil receber aeronave própria e se tornar operante, voou os helicópteros do Departamento de Trânsito do Distrito Federal (DETRAN-DF), Polícia Civil de Santa Catarina e Força Nacional, a fim de adquirir treinamento e horas de voo.

O perfil pessoal e profissional do Piloto foi traçado por sua família e equipe de trabalho como uma pessoa extrovertida, dedicada, perfeccionista, organizada, criteriosa e programada. Assumia uma postura corporativista e determinada dentro de sua instituição de trabalho.

Apesar de seu perfil espontâneo, por vezes era percebido por alguns como um profissional metódico, sistemático e inflexível.

Apresentava estrutura física ativa e emocional saudável.

No campo profissional, era destacado no grupo pela segurança e competência em seu trabalho na aviação. Possuía um zelo pela aeronave que comparava a um bem pessoal.

Dentre os operadores do modelo AW119 MKII Koala da região, o Piloto era destacado pelo seu alto nível de conhecimento técnico sobre a aeronave, sendo, inclusive, consultado tecnicamente por eles.

Elemento credenciado do SIPAER, sua equipe e demais operadores da região o reconheciam como um profissional com forte atitude orientada à Segurança de Voo e possuidor de um perfil deveras operacional.

Segundo relatos dos tripulantes da Unidade Aérea, o Piloto não era ousado, não arriscava em voo, suas manobras eram suaves e realizadas conforme procedimentos previstos no manual.

Costumava operar a aeronave em altitudes mais elevadas, pois acreditava que, dessa forma, teria mais tempo para reagir a situações de emergência.

Nas semanas anteriores ao acidente, o Piloto já vinha realizando o apoio aéreo diário às investigações conduzidas pela Polícia Civil.

Conforme depoimentos, o Piloto não relatava insegurança na operação do Koala, bem como não identificou naquele período nenhuma irregularidade com a aeronave.

No dia anterior ao acidente, o Piloto apresentava-se física e emocionalmente estável.

O Copiloto também era delegado da Polícia Civil. Apresentou-se para trabalhar no GT-3 em 2009 e, na sequência, iniciou curso para piloto de helicóptero.

Familiares e companheiros de trabalho o definiam por meio de um perfil emocional estável, bem humorado, sendo bastante organizado e criterioso, principalmente com relação aos processos de pilotagem.

Seu perfil profissional era mais flexível, percebido no trabalho com o papel de “apaziguador das adversidades”.

No período anterior ao acidente, estava vivendo uma fase intensa de estudos voltados à aviação e à língua inglesa, necessária para pilotagem.

No dia anterior ao acidente, o Copiloto realizou voo de experiência após a conclusão dos serviços de manutenção realizados pela Fênix Manutenção e Recuperação de Aeronaves Ltda. Não foi detectada por ele nenhuma anormalidade com o equipamento.

No dia do acidente, Piloto e Copiloto decolaram cedo do Aeroporto Santa Genoveva. Segundo relato da equipe da Polícia Civil, durante os trabalhos de reconstituição do crime na Fazenda, o Piloto ficou descansando e o Copiloto estudando inglês.

Por volta do meio-dia, foi realizado um voo que, segundo integrantes da Polícia Civil, aparentemente não havia sido planejado, da Fazenda Nossa Senhora Aparecida para o centro da cidade de Doverlândia, GO.

O Piloto mantinha um vínculo de amizade, confiança e afinidade com sua equipe de trabalho, respeitoso e disponível à comunicação.

Para alguns, entretanto, o perfil metódico, procedural e, por vezes, inflexível do piloto proporcionava certo desgaste na sua relação interpessoal.

Conforme relatos, o Piloto apresentava postura centralizadora com relação às atividades e problemas da Unidade Aérea, apesar de suas tentativas em manter o grupo atualizado.

O Copiloto, por sua vez, era considerado companheiro e amigo pela equipe de trabalho. Destacado pela sua relação mais informal e parceira com o grupo, sendo entendida como uma interação diferenciada da relação chefe/subordinado, marcada pelo bom humor, mas também pelo profissionalismo.

Declarações informam que o Piloto costumava reportar à sua equipe e à oficina qualquer necessidade de manutenção na aeronave.

Na sexta-feira anterior ao acidente, a Fênix Manutenção e Recuperação de Aeronaves Ltda. recebeu o helicóptero do Piloto, porém, a empresa mantenedora estava com suas atividades suspensas pela ANAC e em nenhum momento a Polícia Civil foi informada disso.

Em contrapartida, durante o domingo subsequente, relatos informaram que o Piloto teria recebido algumas ligações do Delegado Superintendente da Polícia Judiciária de Goiás (uma das vítimas do acidente), questionando-o sobre a finalização da manutenção da aeronave.

Declarções confirmaram que, por ocasião do trato com a Fênix, a possibilidade de a aeronave não ser entregue no período solicitado levou o Piloto a questionar tanto a Polícia Militar quanto o Corpo de Bombeiros Militar de Goiás sobre o empréstimo de suas aeronaves para realização da missão da Polícia Civil. Ambas as Forças declinaram o pedido.

Apesar de o Piloto ter relatado à Fênix a necessidade do uso da aeronave na semana seguinte e ter sido informado sobre a impossibilidade dessa condição, a empresa declarou não ter sido pressionada pelo piloto, sendo inclusive orientada por ele para que fossem concluídas todas as atividades de manutenção necessárias.

Constatou-se, entretanto, que o helicóptero foi entregue pela empresa na semana seguinte, conforme previamente solicitado pelo Piloto, resultado de uma negociação com um de seus sócios. Não foi possível confirmar se essa negociação foi realizada diretamente pelo piloto ou se houve o envolvimento de outros profissionais da Polícia Civil.

De acordo com as informações passadas por integrantes da Polícia Civil, a utilização da aeronave na semana seguinte justificava-se pela possibilidade de uma greve da Instituição, que se iniciaria naquele período. Segundo os relatos, a equipe da Polícia Civil, motivara-se para cumprir o suporte aéreo na investigação do caso policial, de modo que ela pudesse ser concluída antes do início da greve.

O Piloto, quando ainda no comando do GT-3, foi indicado para assumir a gestão da Unidade Aérea, que passaria a operar de forma autônoma, em meados de 2010. O comando do GT-3 ficou a cargo do Delegado-Adjunto.

Essa separação ocorreu em função da necessidade de se estabelecer uma administração específica para o voo, vindo a fortalecer as condições de segurança operacional.

Até o recebimento de uma aeronave própria, a Polícia Civil locava helicópteros para o apoio aéreo às suas missões.

O Koala, que chegou ao Brasil em dezembro de 2010, não atuou em missões policiais por um período de 10 meses, em função da regularização de sua documentação e seguro.

Nesse ínterim, a aeronave funcionou como plataforma de observação, sendo ativada para missões operacionais em meados de setembro de 2011.

A Unidade Aérea não possuía, ainda, local físico estruturado dentro da Polícia Civil, nem mesmo hangar próprio para alocação da aeronave.

Utilizava-se de uma pequena sala e de um hangarete no Aeroporto Santa Genoveva, ambos cedidos pela INFRAERO. Faziam, também, uso casual de outra pequena sala, localizada na Secretaria de Segurança Pública, para fins apenas administrativos.

Era uma unidade pequena e estruturalmente carente, com recursos financeiros bastante limitados, tanto para as atividades ligadas ao voo e ao controle de manutenção da aeronave, quanto para os trâmites administrativos. Seus processos organizacionais ainda se encontravam em definição.

Pelo fato de a atividade aérea demandar custos altos, os investimentos na estrutura física e de pessoal da Unidade eram muito restritos.

Declarções revelaram que esse fator, aliado à complexidade e especificidade do trabalho relacionado à aviação, traziam enorme dificuldade para o recrutamento interno de profissionais, que em tese teriam o trabalho na Unidade Aérea como um acúmulo às funções que deveriam exercer no seu setor de origem.

A Unidade Aérea não possuía um programa próprio de treinamento para realização de instrução e supervisão continuada, com fins ao aprimoramento e manutenção da proficiência nas atividades exercidas pelos tripulantes.

Conforme relatos, essa capacitação ficava sob a responsabilidade dos tripulantes, sendo um compromisso próprio manterem a devida operacionalidade no equipamento.

No momento, todas as atividades operacionais e administrativas da Unidade Aérea eram desenvolvidas por oito profissionais, dentre eles o Piloto e o Copiloto.

Como a Unidade Aérea dispunha somente de um Piloto e de um Copiloto em seu efetivo, a escala de voo era sempre composta por ambos os pilotos em todas as missões aéreas da Unidade.

O Delegado-Adjunto que assumiu o comando do GT-3, apesar de ser capacitado para operação do helicóptero AW119KII Koala, não participava da escala de voo da Unidade Aérea.

Dentre os profissionais que compunham a Unidade, um deles ficava dedicado ao estreito acompanhamento, junto ao piloto, de todas as demandas da aeronave. Ele era escrivão da Polícia Civil e foi convidado para compor a Unidade por estudar mecânica de aeronaves, tendo, portanto, a afinidade necessária para ser o elo da manutenção entre a Polícia Civil e a empresa mantenedora.

A ele cabia, além de suas atividades como escrivão, o controle dos abastecimentos e a fiscalização de todos os serviços realizados na aeronave. Era responsável também pela execução de todas as outras demandas burocrático-administrativas necessárias ao setor.

Segundo relatos, esse profissional participava pouco dos voos realizados pela Unidade, por se sentir sobrecarregado pelos serviços administrativos que lhe competiam.

A Fênix Manutenção e Recuperação de Aeronaves Ltda., por vezes, fora solicitada informalmente pela Unidade Aérea para apoio extra na manutenção, ainda no período em que não era registrada oficialmente como mantenedora das aeronaves pertencentes à SSP/GO.

Segundo relatos da empresa, tais solicitações eram atendidas como um favor em prol da Segurança de Voo e, mesmo depois de ter recebido a autorização governamental para manutenção do helicóptero da Polícia Civil, sempre mostrou disponibilidade para o atendimento à Instituição.

As missões da Unidade Aérea eram sempre programadas. Relatou-se que as demandas da Instituição aumentaram bastante em virtude da existência de aeronave própria. Fato que, aliado à necessidade de execução dos trabalhos burocráticos e administrativos inerentes à Unidade, gerou, conforme afirmações recebidas, sobrecarga de trabalho para alguns, principalmente para o escrivão responsável pelo acompanhamento das manutenções.

Internamente, o Piloto responsabilizava-se pelas atividades administrativas relativas à função de Delegado-Chefe da Unidade Aérea, assumia o comando de todos os voos realizados e acompanhava as condições operacionais da aeronave - atividade essa desenvolvida em conjunto com o elo de manutenção da Unidade.

Ao Copiloto, direcionavam-se todos os trâmites de execução e controle referentes aos processos licitatórios da Unidade, além da atividade de pilotagem.

Para pilotos e mecânicos da região, o modelo Koala era um helicóptero com parâmetros de operação ainda novos, visto a pequena frota do modelo no País e sua recente chegada aos órgãos públicos de Goiás.

A equipe da Unidade Aérea reconhecia a maior complexidade operacional da aeronave.

O elo de manutenção da Unidade Aérea declarou que, apesar dos estudos constantes dos pilotos sobre a operacionalidade da máquina, a descontinuidade no treinamento de pilotagem no modelo poderia proporcionar uma percepção insuficiente de condições adversas durante o voo.

Apesar de a programação e o controle das manutenções serem uma de suas funções, o elo de manutenção da Unidade ressaltou a dificuldade que tinha para a realização dessas verificações.

Reclamava da falta de pessoal e de recursos, e sentia-se sobrecarregado pelas atividades, principalmente administrativas.

Conforme relatos, a Unidade Aérea possuía dificuldades para a realização de um controle efetivo sobre a necessidade de manutenção da aeronave e de um efetivo registro de histórico de panes, em virtude da sobrecarga de trabalho sobre o elo da manutenção.

De acordo com informações recebidas, apesar de a Unidade Aérea reconhecer a necessidade de um profissional exclusivamente dedicado ao acompanhamento dos mapas de controle, ela repassava as cadernetas de voo para a empresa de manutenção, que monitorava as inspeções necessárias e os mapas de controle de componentes.

A Unidade Aérea não vislumbrava a possibilidade de concessão de um profissional específico para as atividades de controle sobre a aeronavegabilidade e a manutenção da aeronave, tendo em vista o pequeno efetivo que lhe era atribuído e à dificuldade para encontrar voluntários que nela quisessem trabalhar.

1.14. Informações acerca de fogo.

O fogo pós-impacto consumiu rapidamente a cabine da aeronave, carbonizando os corpos de sete dos oito ocupantes e causando o disparo das munições que estavam de posse dos policiais. Não foi possível determinar o ponto de início do fogo.

De acordo com o Manual de Operação do AW119MKII Koala, além do JET A1 remanescente nos tanques de combustível, os sistemas da aeronave transportavam outros líquidos inflamáveis que podem ter contribuído para o fogo pós-impacto, tais como óleo da transmissão (10,5 litros), óleo do motor (8,7 litros) e fluido hidráulico (1,6 litros).

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

Em vista da violência do impacto da aeronave contra o solo e do fogo que se iniciou logo em seguida, não houve possibilidade de sobrevivência dos oito ocupantes da aeronave.

1.16. Exames, testes e pesquisas.

Com o objetivo de proporcionar maior transparência à Investigação SIPAER, todos os exames, testes e pesquisas posteriores à data do acidente foram realizados na presença de representantes da Secretaria de Segurança Pública do Estado de Goiás e da Agusta Westland, fabricante da aeronave.

Após a comunicação do acidente ao SERIPA VI, duas equipes da Unidade foram deslocadas para as atividades preliminares de investigação: uma para a Fazenda Nossa Senhora Aparecida (local da ocorrência) e outra para Goiânia-GO (Aeroporto Internacional Santa Genoveva) e à Fênix Manutenção e Recuperação de Aeronave Ltda., tendo por objetivo verificar as condições em que se deu o abastecimento da aeronave acidentada e realizar o levantamento inicial dos seus registros de manutenção.

Relativos ao combustível

No dia 09MAIO2012, nas dependências da Air BP Brasil Ltda., foram entrevistados o Gerente, o Supervisor e o profissional responsável pelo último abastecimento do PP-CGO antes do acidente e analisados diversos documentos relacionados ao controle das atividades de fornecimento de combustível pela empresa. Naquela ocasião, foram constatadas as seguintes condições de maior relevância:

- o último abastecimento da aeronave accidentada foi realizado no dia 07MAIO2012, no Aeroporto Internacional Santa Genoveva (SBGO). De acordo com o Comprovante de Entrega de Produtos de Aviação nº 133630, a operação ocorreu às 18h06min local, tendo a aeronave recebido 166 litros de JET A1. Segundo o abastecedor, ao término desse abastecimento, o nível de combustível ficou tangenciando o bocal dos tanques de abastecimento da aeronave. O comprovante desse abastecimento foi assinado pelo Piloto;
- o caminhão-tanque abastecedor (CTA) utilizado para abastecer a aeronave no dia 07MAIO2012 já havia sido reabastecido com o combustível armazenado nos reservatórios (recipientes estacionários) da Air BP, o que inviabilizou a retirada de amostras desse CTA para análise. Entretanto, constatou-se, com base nos registros de abastecimento realizados pela empresa, que outras 11 aeronaves utilizaram o mesmo CTA no dia 07MAIO2012. Nos contatos realizados com os proprietários e operadores dessas aeronaves, não foram identificados problemas com o JET A1 utilizado;
- por solicitação dos investigadores, foram demonstrados pelos funcionários da empresa os procedimentos adotados desde o recebimento do combustível até sua entrega às aeronaves, sendo constatada pela equipe do SERIPA VI sua conformidade com a regulamentação em vigor;
- em função dos documentos apresentados pela empresa, tais como: fichas de controle de abastecimento, certificados de ensaio emitidos pelos laboratórios da Reduc/Ot/Qp - Petrobras, planilhas de controle de tanque de armazenamento, registros de liberação de tanques em aeroportos e *checklists* para transporte de JET A1 devidamente preenchidos e em conformidade com as normas em vigor, a equipe optou por não retirar amostras de combustível dos recipientes estacionários da Air BP Brasil para posterior análise;
- de acordo com os comprovantes de abastecimento obtidos pela equipe de investigação, o PP-CGO realizou três abastecimentos em SBGO na semana anterior ao acidente:

Data	Horário (local)	Quantidade de JET-A1 (em litros)
02/05/2012	07:20	407
03/05/2012	06:15	425
07/05/2012	18:06	166

Tabela 4 – Abastecimentos realizados pela aeronave em SBGO nos dias anteriores ao acidente. (Fonte: Air BP Brasil Ltda.)

Durante os trabalhos de investigação, verificou-se ainda que em algumas operações fora de sede, o combustível utilizado para o reabastecimento da aeronave era transportado por uma caminhonete F-1000 num contêiner com capacidade para 250 galões de querosene de aviação (Figura 14).

Nessas ocasiões, alguns requisitos e procedimentos para controle da qualidade no armazenamento, transporte e abastecimento não eram realizados em conformidade com o que prevê as normas ABNT NBR 15216 e 13310. De acordo com os relatos obtidos pela investigação, esse contêiner foi utilizado pela última vez aproximadamente três semanas antes do acidente.



Figura 14 – Reservatório de combustível utilizado pela Unidade Aérea nas missões fora de sede.

Nas amostras retiradas desse reservatório foram realizados ensaios quanto ao aspecto, à massa específica, à goma atual lavada, à corrosividade ao cobre 2h a 100º C, à destilação à pressão atmosférica e ao teor de marcador. Segundo o Relatório de Ensaio nº 39/13, emitido pela Agência Nacional do Petróleo, Gás Natural e Biocombustíveis (ANP), em função dos parâmetros físico-químicos atingidos, as amostras apresentaram total conformidade com a atual especificação para querosene de aviação.

Relativos ao equipamento GPS

O GPS modelo GNS430W, PN 011-01060-00, fabricado pela *Garmin* e instalado na aeronave no momento do acidente (Figuras 15 e 16), foi analisado pela empresa GPS Center, de São Paulo-SP, representante da *Garmin* no Brasil, e pela empresa AERO Avionics, de Sorocaba-SP, especializada na manutenção e instalação de equipamentos eletrônicos em aeronaves. Os pareceres apontaram a impossibilidade de recuperação dos dados existentes na memória não volátil do equipamento, em função dos danos sofridos na queda do helicóptero.



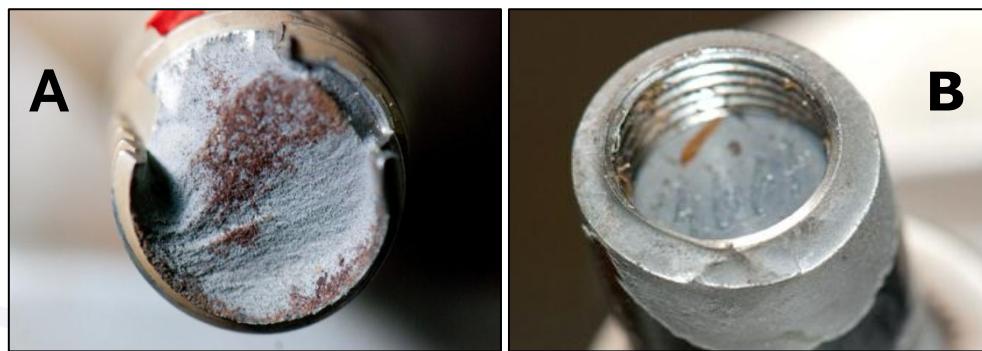
Figura 15 e 16 – GPS modelo *Garmin GNS430W* retirado dos destroços do PP-CGO.

Relativos às pás do rotor principal e do rotor de cauda, à transmissão principal e à caixa de transmissão traseira.

Os exames nas pás do rotor principal e do rotor de cauda, na transmissão principal e na caixa de transmissão traseira foram realizados nas dependências do Departamento de Ciência e Tecnologia da Aeronáutica (DCTA). O Relatório nº 23/AMR/2012, de 09AGO2012, assinado por engenheiros da Divisão de Materiais do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), trouxe os seguintes resultados de maior relevância:

Os exames visuais relativos à pá com marcação azul (que desprendeu durante o voo) mostraram que os olhais sofreram fraturas por sobrecarga, conforme pode ser visto na Figura 17 e detalhes nas Figuras 18 e 19.





Figuras 17, 18 e 19 - Pá do rotor principal (azul). As fraturas em A e B são características de sobrecarga.

Ainda com relação à pá com marcação em azul, observou-se que a inclinação da fratura do material composto ocorreu no sentido do lado inferior para o lado superior, indicando que a pá teve um deslocamento vertical durante o processo de rompimento, conforme indicam as setas (Figura 20).

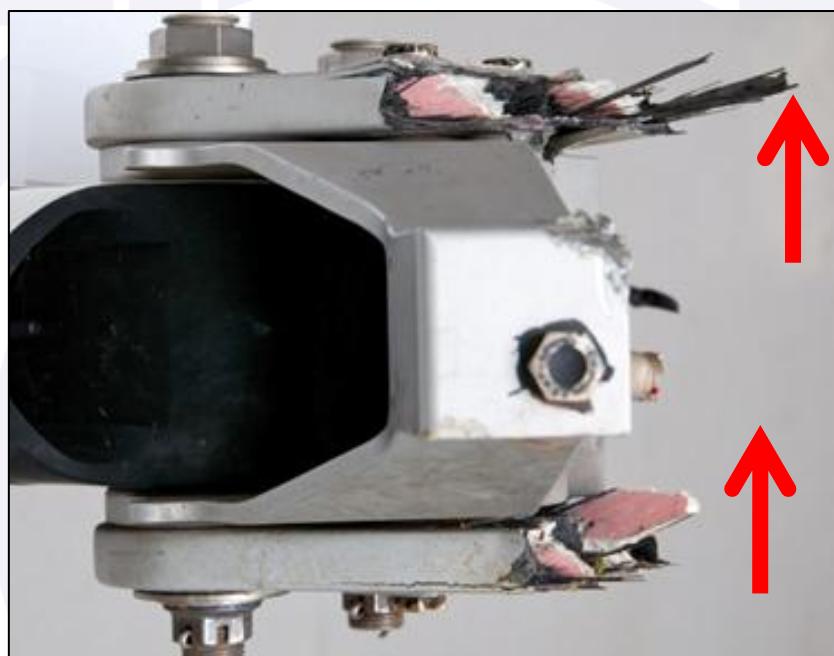


Figura 20 - Vista lateral com detalhe das fraturas. Pode-se observar a inclinação no sentido inferior-superior, indicando que a pá teve um deslocamento vertical durante o processo de rompimento estrutural.

Adicionalmente, verificou-se que as superfícies de fratura apresentavam regiões características de tração e compressão, conforme pode ser observado nas Figuras 21, 22, 23 e 24.



Figura 21 - Detalhe da fratura da parte superior.



Figuras 22 - Detalhe da fratura vista pela parte superior. Pode-se observar na superfície da fratura regiões de compressão e de tração.

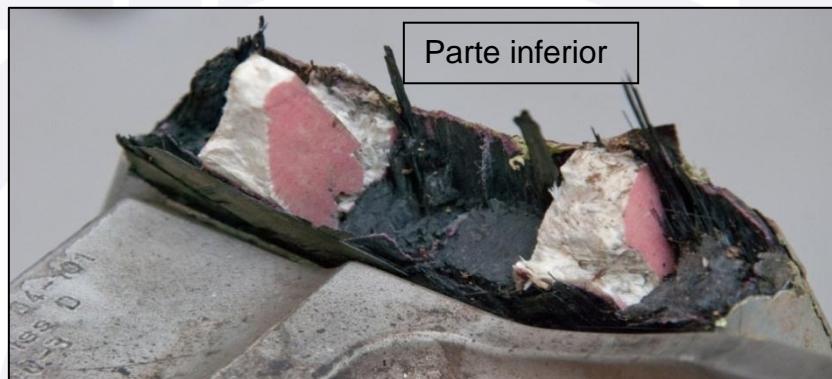


Figura 23 - Detalhe da fratura vista pela parte inferior.

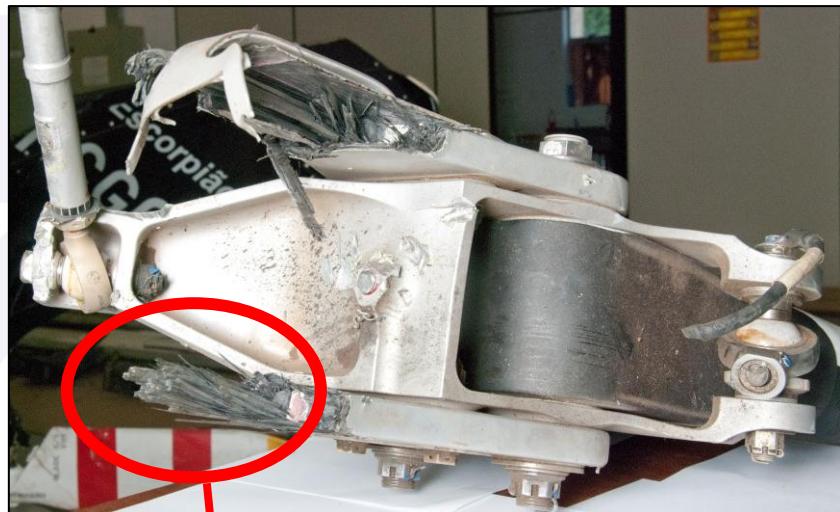


Figura 24 - Pode-se observar na superfície da fratura regiões de compressão e de tração.

Já a pá com marcação em vermelho apresentou características de fratura por sobrecarga no eixo horizontal (Figuras 25, 26 e 27).



Figuras 25 - Detalhes da fratura.



Figuras 26 - Detalhes da fratura



Figura 27 - Detalhes da fratura da pá vermelha. Pode-se observar que o sentido da quebra da pá ocorreu no eixo horizontal.

Uma das pás do rotor principal sofreu processo de queima durante o evento (Figura 28). A outra, sem a região do punho, apresentava aspecto de ruptura por sobrecarga (Figura 29).

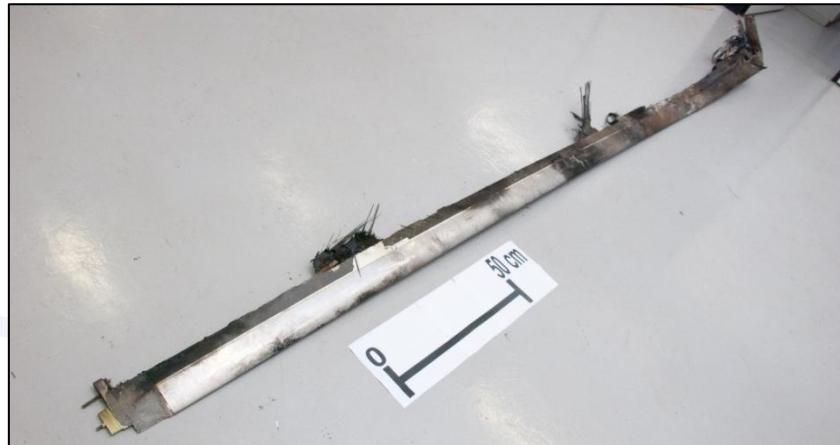


Figura 28 - Pá do rotor principal.



Figura 29 - Pá do rotor principal.

As pás do rotor de cauda revelaram características de fratura por sobrecarga, devido ao impacto com o solo, com delaminação do material composto, conforme pode ser visto nas Figuras 30, 31 e 32.



Figura 30 - Caixa de transmissão traseira e pás do rotor de cauda.



Figuras 31 e 32 - Detalhes da pá do rotor de cauda. As fraturas e delaminações ocorreram por impacto contra o solo.

Na transmissão principal, o “chapéu chinês” mostrava um entalhe produzido, provavelmente, pelo movimento vertical realizado pela pá azul do rotor principal.



Figuras 33 e 34 – À esquerda, a transmissão principal. À direita, detalhe do “chapéu chinês” com entalhe produzido, provavelmente, pelo movimento vertical da pá azul.

Após a análise macroscópica, foram realizados exames por microscopia eletrônica na fratura da pá com marcação azul. A região observada pode ser vista a olho nu na Figura 35 e por eletrofotografia na Figura 36.



Figura 35 - A área marcada com retângulo branco foi utilizada para microscopia eletrônica de varredura.

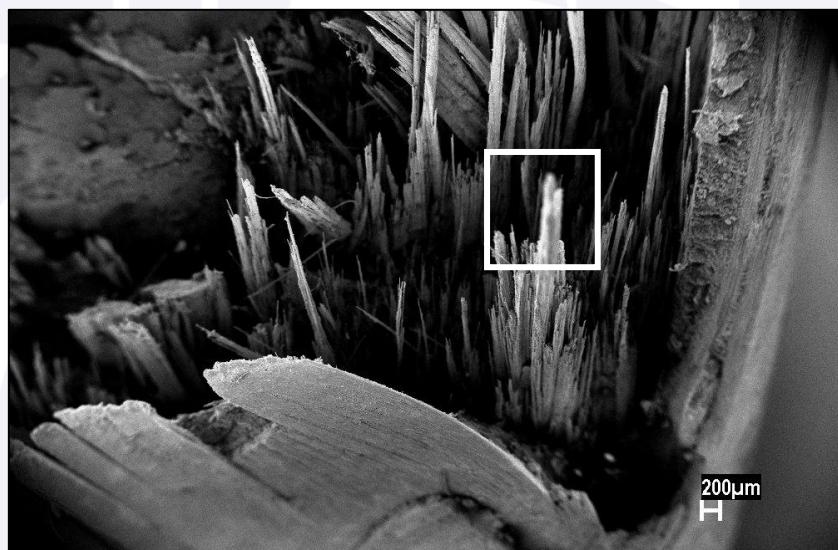
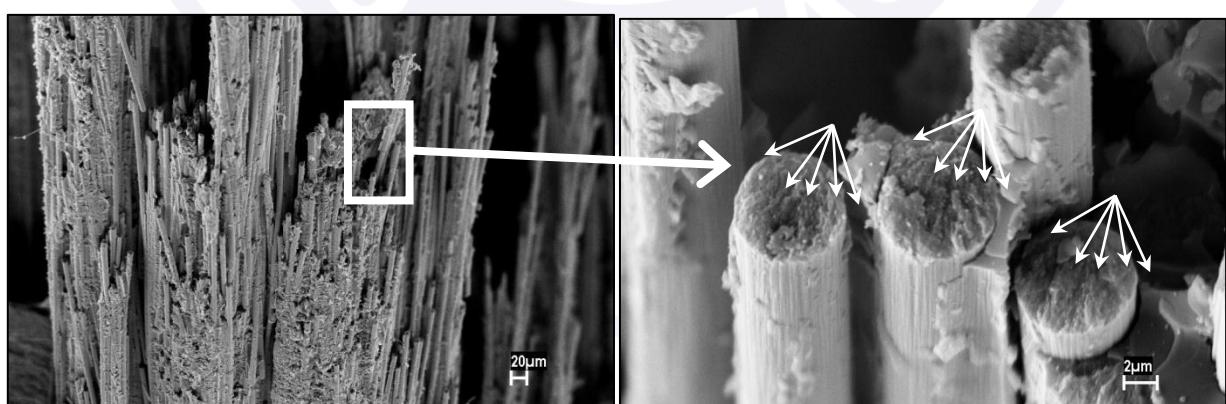


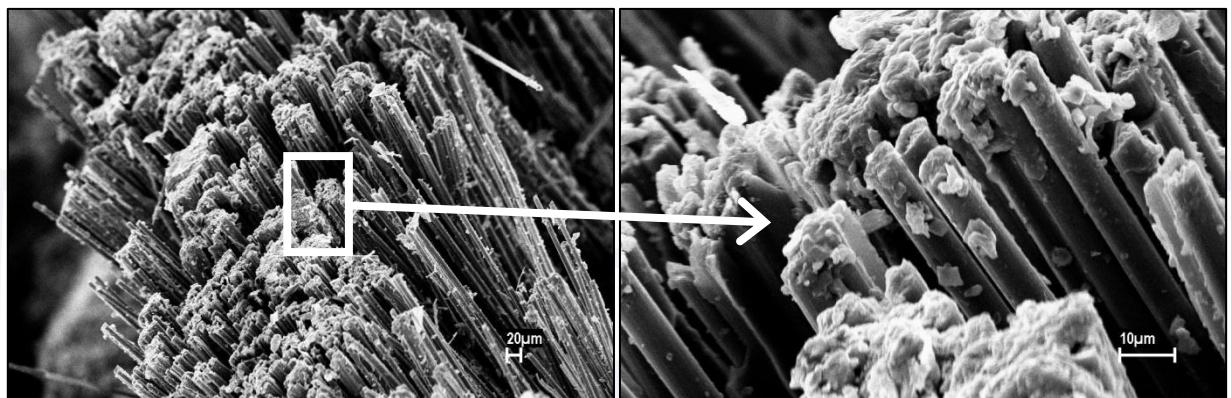
Figura 36 - A região marcada com um quadrado branco foi analisada com maior magnificação a partir de microscopia eletrônica de varredura.

A Figura 37 mostra fibras com rompimento por sobrecarga em tração e a Figura 38 apresenta detalhes da superfície de fratura das fibras com a indicação do sentido de seu rompimento.



Figuras 37 e 38 - Detalhes das fibras fraturadas marcadas na Figura 36. Pode-se observar à esquerda que as fibras apresentavam tamanhos diferentes – característica de fratura por tração. À direita, as setas indicam a direção da fratura.

A Figura 39 mostra fibras com rompimento por sobrecarga em compressão e a Figura 40 traz detalhes da superfície de fratura.



Figuras 39 e 40 - Detalhes das fibras fraturadas marcadas na Figura 36. À esquerda, pode-se observar que as fibras apresentavam tamanhos semelhantes, indicativo de fratura por compressão. À direita, detalhes das superfícies da fratura por compressão.

Em função dos resultados obtidos, o Relatório 23/AMR/2012 concluiu, em seu item 3, Discussão dos Resultados, que:

A pá do rotor principal com marcação em azul apresentou quebra estrutural por sobrecarga com força atuante no sentido vertical para cima. A pá com marcação em vermelho apresentou quebra a partir de sobrecarga com forças atuando no sentido horizontal. Uma pá, cuja cor de marcação não foi identificada, sofreu processo de queima após a colisão da aeronave contra o solo. A quarta pá do rotor principal apresentou grau elevado de danos com aparência de quebra por sobrecarga. As pás do rotor de cauda apresentaram fraturas típicas de impacto com o terreno. Todas as características das fraturas observadas indicaram que as pás do rotor principal e do rotor de cauda estavam girando sem potência antes do impacto contra o solo.

Relativos ao motor

O motor da aeronave foi analisado na Divisão de Motores do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), em São José dos Campos-SP. O resultado da análise originou o Relatório de Investigação nº RI APA 03/2013, de 01ABR2013, que trouxe os seguintes resultados de destaque:

No início dos trabalhos, o motor encontrava-se envolvido pela estrutura da nacelle, a qual exibia danos significativos causados por impacto e fogo severo (Figuras 41, 42, 43 e 44). A caixa de redução estava fraturada na sua junção com a seção de potência do motor (altura da flange "B") e não apresentava avarias por calor (Figura 45).



Figuras 41, 42, 43 e 44 – Motor da aeronave no laboratório da Divisão de Motores do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE). Vistas frontal, lateral esquerda, lateral direita e traseira.



Figura 45 – Caixa de redução do motor (RGB).

Após a retirada da nacelle que envolvia o motor, verificou-se que todos os componentes externos apresentavam danos por impacto e fogo. A caixa de acessórios havia sido largamente consumida pelo calor intenso, expondo suas engrenagens internas (Figura 46). A bomba de combustível de alta pressão, a unidade de controle de combustível (FCU), o aquecimento de combustível e o governador eletrônico encontravam-se em suas posições corretas, apresentando danos severos resultantes de fogo e impacto, que impossibilitaram a realização de qualquer verificação funcional (Figura 47).



Figuras 46 e 47 – À esquerda, a caixa de acessórios do motor. À direita, a bomba de combustível (*High Pressure Fuel Pump*) e a FCU (*Fuel Control Unit*).

O estator da turbina do compressor (Figura 48) não apresentava evidências de desgaste ou danos que pudesse comprometer o funcionamento do motor.



Figura 48 – Estator da turbina do compressor.

O rotor da turbina do compressor, na sua parte anterior (Figuras 49 e 50) possuía marcas de roçamento leve na raiz das palhetas.



Figura 49 – Rotor da turbina do compressor.



Figura 50 – Marcas de roçamento leve na raiz das palhetas.

O anel segmentado da turbina do compressor apresentava diversas marcas de impacto deixadas pelas palhetas do rotor da turbina do compressor sobre os segmentos, como pode ser observado nas Figuras 51 e 52.



Figura 51 – Anel segmentado da turbina do compressor.



Figura 52 – Marcas de impacto deixadas pelas palhetas do rotor da turbina do compressor.

O diafragma apresentava marcas de roçamento leve. O estator da turbina de potência do motor encontrava-se em bom estado, não evidenciando danos decorrentes de rotação elevada ou de impacto. O lado posterior do diafragma (Figuras 53 e 54) também apresentava roçamento leve deixado pelas raízes das palhetas do rotor da turbina de potência.



Figura 53 - Diafragma com marcas de roçamento leve deixadas pelas raízes das palhetas do rotor da turbina do compressor.



Figura 54 – Vista posterior do estator da turbina de potência com o diafragma.

As palhetas do rotor da turbina de potência não apresentavam danos ou evidências de que haviam sofrido parada brusca devido a impacto (Figura 55).



Figura 55 – Vista anterior do rotor da turbina de potência.

As canaletas do anel de vedação do rotor da turbina de potência encontravam-se sem marcas ou danos decorrentes de roçamento com as extremidades das palhetas do rotor da turbina de potência (Figuras 56, 57 e 58).



Figura 56 – Vista geral do anel de vedação do rotor da turbina de potência.



Figura 57 – Detalhe das canaletas de vedação do anel.



Figura 58 – Detalhe das canaletas em outro ponto do anel de vedação.

Em função dos resultados obtidos, o Relatório nº RI APA 03/2013, em seu item 3 – Discussão dos Resultados, concluiu que as marcas de impacto deixadas pelas palhetas do rotor da turbina do compressor sobre o anel segmentado foram produzidas quando o rotor já se encontrava parado, indicando que, no momento da colisão com o solo, o motor da aeronave estava inoperante devido a um apagamento em voo. O relatório afirma ainda que, nos trabalhos de desmontagem, não foram identificados problemas mecânicos, danos nos rolamentos, falta de lubrificação, fraturas ou outras discrepâncias que pudessesem causar mau funcionamento ou parada total do motor.

Relativos ao velocímetro

O Relatório nº 20-E/2012, de 12JUL2012, confeccionado pela Divisão de Certificação de Sistemas de Gestão do Instituto de Fomento e Coordenação Industrial (IFI), revelou, após análise com luz negra, a ausência de pontos de fluorescência na superfície interna do mostrador do velocímetro instalado na aeronave.

Nas pesquisas realizadas, foram verificados pontos com coloração clara, contrastando com o fundo escuro do instrumento que, segundo o relatório, poderiam ser interpretados como sinais de oxidação ou contaminação (Figura 59).

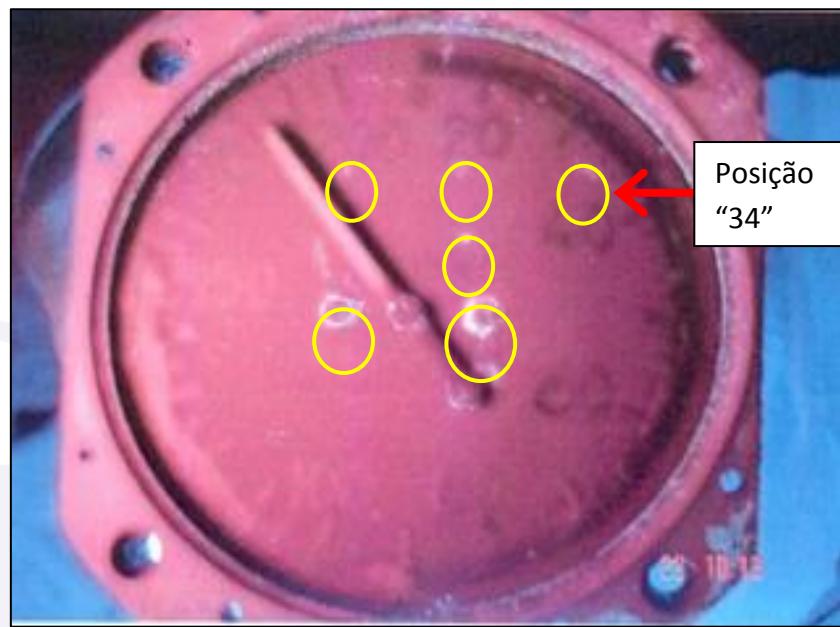


Figura 59 – Velocímetro sob ação de luz negra de intensidade de $1.310 \mu\text{W}/\text{cm}^2$. Os círculos em amarelo indicam os pontos que não foram considerados.

Ademais, o ponto encontrado na posição “34” (Figura 60), que coincidia com a região de contato em caso de impacto frontal, apresentou aspecto de coloração clara sem presença de fluorescência característica - semelhante a muitos outros sinais aparentes - não devendo, portanto, ser levado em consideração.

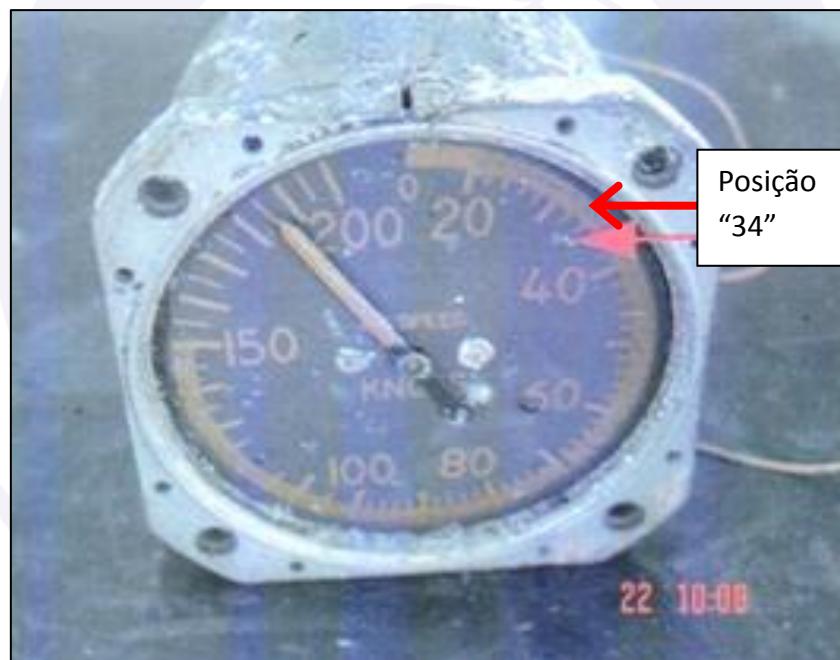


Figura 60 – Velocímetro sob ação de luz branca. Em destaque, o único ponto que poderia ter sido causado pelo ponteiro (posição “34”), mas que não foi considerado como evidência pelo Relatório 20-E/2012.

Em resumo, o Relatório 20-E/2012 traz, no item 5 – Conclusão, relata que não foi possível detectar pontos que indicassem a velocidade da aeronave no momento da colisão com o solo. Segundo o documento, a ausência de sinais ou evidências fluorescentes pode ter decorrido de impacto em direção desfavorável à marcação ou devido à ação de agentes que eliminaram ou mascararam possíveis evidências, tais como contaminação ou oxidação.

Relativos às *Electronic Display Units (EDUs)*

Apesar de apresentarem elevado grau de destruição e não possuírem requisitos de resistência a impactos, temperatura e pressão (como os gravadores de voo), as duas unidades de visualização de dados (*Electronic Display Units - EDUs*) instaladas no painel do PP-CGO foram removidas dos destroços da aeronave (Figura 61, em destaque) e levadas para análise nos laboratórios da *Astronautics Corporation* (fabricante do componente) em *Milwaukee*, EUA, numa tentativa de recuperar os dados gravados em suas memórias não voláteis.



Figura 61 – Painel retirado dos destroços do PP-CGO. Em destaque, as duas EDUs levadas para análise nos EUA.

De acordo com as informações obtidas no *Pilot Guide* do equipamento, as EDUs PN 109-0900-66-3A02 instaladas nas aeronaves *Agusta*, modelo AW119 MKII, quando em perfeitas condições de uso, permitem o armazenamento dos seguintes parâmetros de voo:

Extrapolação dos limites do motor e da transmissão (EXCEEDANCE LOG): valores mínimos ou máximos excedidos, descrição e duração do evento e horário em que o mesmo ocorreu;

Indicação de mensagens de “WARNING” ou “CAUTION” (FAULT LOG): descrição da mensagem (conforme Tabela 5) e duração do evento;

Severidade	Mensagem	Descrição
Warning	XMS OIL HOT	Transmission oil temperature above maximum limit (115 °C).
Warning	XMS OIL PRESS	Transmission oil pressure below minimum limit (30 psi).
Warning	BATT HOT	Battery temperature exceeding limits.
Warning	ENG OUT	N1 RPM abnormally low (below 51%). Engine power failure. Note: With ENG OUT warning message illuminated, a cabin acoustic signal is activated.
Warning	ENG FIRE	Fire in engine compartment.
Warning	ROTOR HIGH	Rotor RPM high. Rotor RPM above 108%.
Warning	BATT OFF	Battery disconnected.
Warning	ENG OIL PRESS	Engine oil pressure low (< 40 psi).
Warning	ENG OIL HOT	Engine oil temperature high (>115 °C).
Caution	FUEL LOW	Fuel quantity is low. Corretive Action: Verify fuel quantity in tank 1.

		Land as soon as practicable (10 minutes of flight remaining at MCP). Note: Avoid sideways flight and hovering in crosswind when the indicated fuel quantity is less than 10 kg.
Caution	DC GEN	Failure of the generator and D.C. bus.
Caution	GEN CONTR	Generator relay box circuit breaker tripped out.
Caution	ENG OIL PRESS	Engine oil pressure low (in yellow arc).
Caution	FUEL FILTER	Engine fuel filter partially clogged.
Caution	EEC FAIL	Electronic engine control (EEC) failure.
Caution	EEC DEGRADED	Electronic engine control (EEC) malfunctions.
Caution	EDU FAIL-SEC	Failure of secondary EDU.
Caution	ENG AGB CHIPS	Metallic particles in engine accessory gearbox lubricating oil.
Caution	ENG RGB CHIPS	Metallic particles in engine reduction gearbox lubricating oil.
Caution	XMSN OIL CHIPS	Metallic particles in the main transmission oil.
Caution	T/R BOX CHIPS	Metallic particles in the 90 deg tail rotor gearbox lubricating oil.

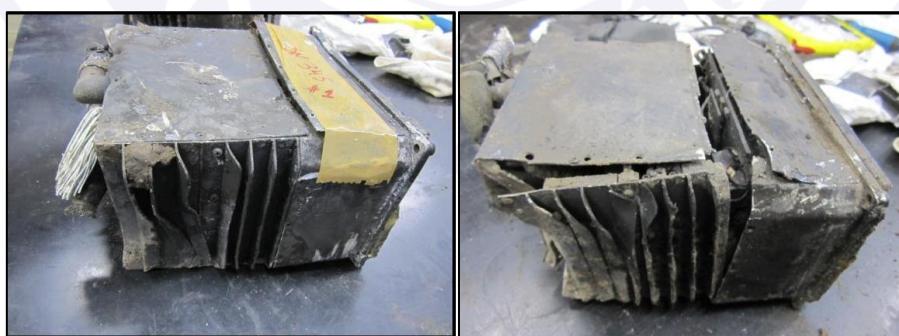
Tabela 5 - Indicação de mensagens de “warning” e “caution” (*FAULT LOG*) nas *electronic display units* instaladas nos Agusta A119. (Fonte: Agusta Westland)

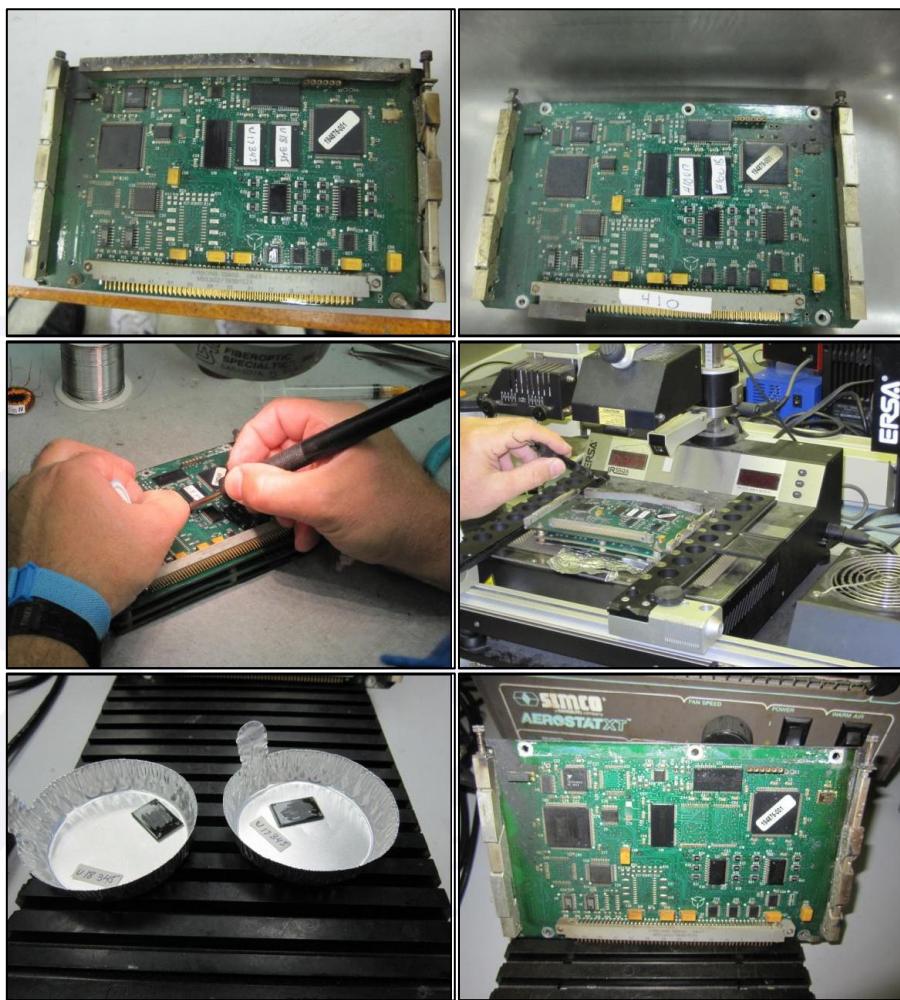
Segundo o fabricante, a gravação dos parâmetros descritos acima é iniciada e encerrada automaticamente assim que a RPM do rotor principal atinge 75%. Cada voo é identificado como “*START OF FLIGHT*” e “*END OF FLIGHT*” juntamente com o horário e a data em que ocorreu. Após o término da gravação, o equipamento armazena todas as informações no respectivo chip NVM (*Non-volatile Memory*). Se durante o voo não houver anormalidades, nada será gravado.

Degravação dos dados

Os trabalhos de degravação das EDUs (*Serial Numbers 345 e 410*) tiveram início na sede da *Astronautics Corporation* no dia 27AGO2012.

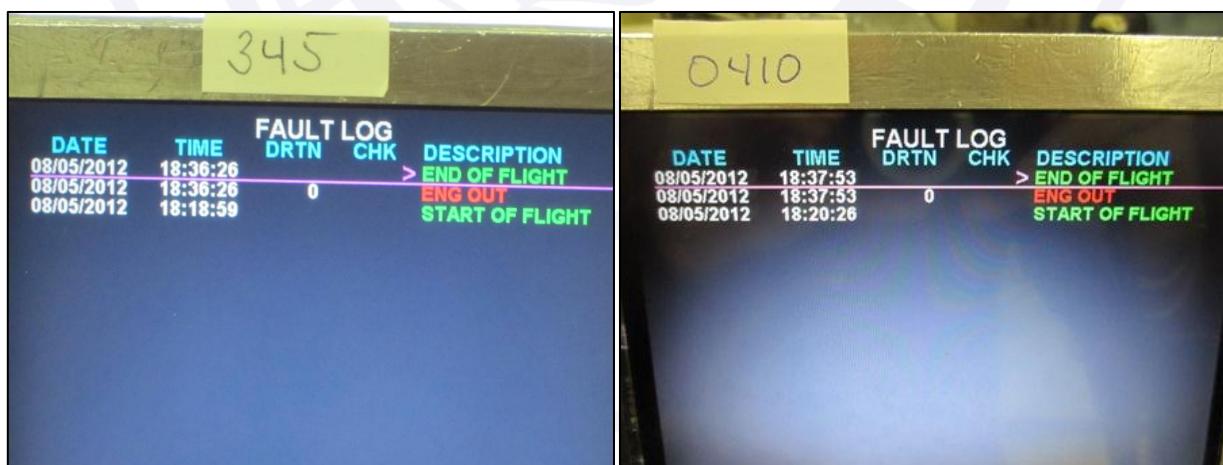
Após análise inicial, em função dos danos sofridos pelos componentes, optou-se por remover os chips de memória não volátil (NVM) das duas unidades eletrônicas e reinstalá-los na bancada de testes da empresa (Figuras 62, 63, 64, 65, 66 e 67).





Figuras 62, 63, 64, 65, 66 e 67 – Sequência de fotos mostrando a retirada da memória não volátil das EDUs instaladas no PP-CGO e sua posterior instalação na placa de testes da *Astronautics Corporation*.

Apesar de apresentarem um diferencial de 87 segundos no campo “TIME” (hora) - o que provavelmente ocorreu devido a diferentes ajustes inseridos pelos tripulantes -, verificou-se que ambas as EDUs gravaram a *warning* “ENG OUT” cerca de 0.1 segundo antes do encerramento do voo (Figuras 68 e 69 e Tabela 6).



Figuras 68 e 69 – Mensagens *Faults Log* referentes ao voo que resultou no acidente armazenadas nas EDUs do PP-CGO.

EDU SN 345				EDU SN 410			
Data	Hora	Dur. (ms)*	Descrição	Data	Hora	Dur. (ms)*	Descrição

08/05/2012	18:19:59.03	0	START OF FLIGHT	08/05/2012	18:20:26.03	0	START OF FLIGHT
08/05/2012	18:26:26.06	200	ENG OUT	08/05/2012	18:37:53.08	100	ENG OUT
08/05/2012	18:36:26.08	0	END OF FLIGHT	08/05/2012	18:37:53.09	0	END OF FLIGHT

Tabela 6 - *Fault Log* nas EDUs do PP-CGO. (Fonte: RELTEC 003/SERIPA VI/2012).

* Duração do evento em milissegundos.

Já com relação aos *Exceedence Logs*, os resultados mostraram-se diferentes. Conforme pode ser observado nas Figuras 70 e 71 e Tabela 7, a EDU SN 345 não registrou qualquer informação; entretanto, a EDU SN 410 apresentou a extrapolação do limite máximo de pressão de óleo (*XMSN OIL PRESS HI*) por 769 segundos (às 18h20min36seg) e 263 segundos (às 18h33min28seg) e do limite mínimo de pressão de combustível (*FUEL PRESS LOW*) cerca de 0.8 segundos antes do encerramento do voo (*END OF FLIGHT*).



Figuras 70 e 71 – Mensagens *Exceedence Log* do voo que resultou no acidente armazenadas nas EDUs do PP-CGO.

EDU SN 345					EDU SN 410				
Data	Hora	Dur (ms)*	Desc.	Máx/Mín	Data	Hora	Dur (ms)*	Desc.	Máx/Mín
					08/05/2012	18:20:26.03	0	START OF FLIGHT	
DADOS NÃO ARMAZENADOS					08/05/2012	18:20:36.01	769000	XMSN OIL PRESS HI	58.674
					08/05/2012	18:33:28.06	262866	XMSN OIL PRESS HI	52.898
					08/05/2012	18:37:53.01	732	FUEL PRESS LO	0.073
					08/05/2012	18:37:53.09	0	END OF FLIGHT	

Tabela 7 - *Exceedences Log* armazenadas nas EDUs do PP-CGO.

* Duração do evento em milissegundos.

Vale ressaltar que, uma vez que a indicação de pressão de combustível é medida no sistema de alimentação do motor, não se pode afirmar que o fluxo de combustível para o motor tenha sido comprometido antes do corte.

Com o objetivo de avaliar a funcionalidade do chip retirado da EDU SN 345, foram inseridos nesse componente mensagens de *Fault* e *Exceedence Log* a partir da bancada em que se realizou a degravação dos dados. A verificação indicou que o chip em questão estava armazenando apenas mensagens de *Fault Log*. Desse modo, somente os dados

de *Exceedence Log* armazenados do chip retirado da EDU SN 410 foram considerados na investigação (Tabela 7, à direita).

Por meio de uma revisão dos dados anteriores ao dia do acidente, verificou-se o acendimento da luz “*LOW FUEL*” nos dias 02MAIO2012 e 03MAIO2012, indicando um adequado registro dessa mensagem nas unidades de visualização de dados (EDUs) instaladas no PP-CGO.

As indicações de outras mensagens registradas no dia do acidente e nos sete dias anteriores são comentadas com mais detalhes no item “1.18 Informações operacionais”.

Relativos à caixa de redução do motor

Pelo fato de não haver disponibilidade de ferramental no Brasil, a caixa de redução do motor (*Reduction Gearbox - RGB*), PN 3310000.19, SN RGB-PU0172, foi enviada para análise na sede da empresa *Pratt & Whitney*, fabricante do motor, em Montreal, Canadá, onde foi desmontada na presença de um engenheiro do DCTA e de investigadores do SERIPA VI, da *Agusta Westland* e da *Pratt & Whitney*.

As figuras a seguir ilustram essa etapa da investigação e mostram as condições gerais dos componentes internos da RGB instalada na aeronave.

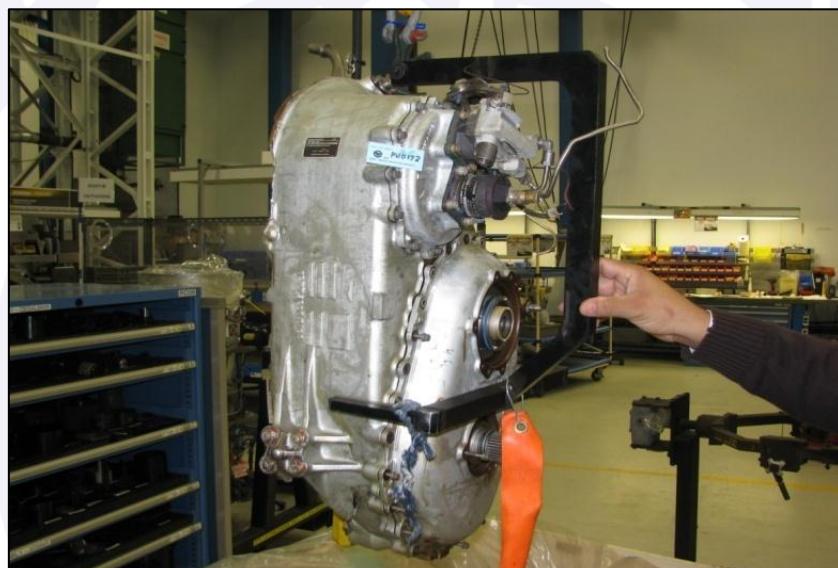


Figura 72 - Vista geral da caixa de redução no laboratório de análises da PW Canadá.



Figura 73 - Fratura decorrente do impacto sofrido pela RGB no acidente.



Figura 74 - Engrenagem de acoplamento da caixa de redução.



Figura 75 - Roletes do rolamento 10



Figura 76 - Marcas de alinhamento feita após a aplicação do torque na porca.



Figura 77 - Vista geral do rolamento da roda livre.

Ao final, o Relatório RI APA 03/2013, assinado por engenheiros da Divisão de Propulsão Aeronáutica do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), concluiu que não foram encontradas na caixa de redução evidências de mau funcionamento ou anormalidades que pudessem comprometer a operacionalidade do motor.

1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.

Conforme descrito no item 1.13.3 Aspectos Psicológicos.

1.18. Informações operacionais.

No dia 08MAIO2012, o PP-CGO decolou do Aeroporto Internacional Santa Genoveva (SBGO), em Goiânia-GO, às 06h47min local, com destino à Fazenda Nossa Senhora Aparecida, situada no município de Doverlândia-GO, tendo a bordo dois pilotos e seis passageiros.

O voo tinha por objetivo conduzir três delegados e dois peritos da Polícia Civil do Estado de Goiás e um preso de justiça para realizar a segunda reconstituição de um crime de grande repercussão nacional ocorrido no dia 28ABR2012.

Após o término das atividades, no voo de retorno para Goiânia-GO, a aeronave colidiu contra o solo nas proximidades da cidade de Piranhas-GO, local onde havia sido estabelecido um ponto de reabastecimento.

Em função da abrangência das informações obtidas pelos investigadores no transcorrer da investigação, buscou-se descrever, em ordem cronológica, todos os fatores envolvidos na operação do AW119 MKII pela Polícia Civil do Estado de Goiás, desde o treinamento dos pilotos até o detalhamento técnico do voo que resultou no acidente, passando, entre outros aspectos, pelo planejamento da missão.

O Treinamento dos tripulantes

O item 91.959 - Habilitação, Treinamento e Proficiência do Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica (RBHA) 91, vigente à época do acidente e aplicável ao tipo de operação do aparelho, trazia as seguintes observações:

91.959 HABILITAÇÃO, TREINAMENTO E PROFICIÊNCIA

(b) Os Órgãos podem formar seus próprios tripulantes desde que possuam cursos homologados pelo DAC. Podem, ainda, formar tripulação para outros Órgãos, dentro dos cursos homologados que possuírem, mas não podem dar cursos

diretamente para o público, em concorrência com escolas de aviação pertencentes à iniciativa privada ou a órgãos da administração pública indireta.

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

(e) No que diz respeito à verificação de proficiência das tripulações:

(1) cabe ao DAC os exames relativos aos padrões de proficiência estabelecidos pelo RBHA 61;

(2) cabe à organização os exames relativos à verificação dos padrões de eficiência estabelecidos segundo o parágrafo (d) desta seção.

(Port. 139/DGAC, 29/01/03; DOU 29, 10/02/03) (Por t. 899/DGAC, 01/09/05; DOU 172, 06/09/05)

Especificamente quanto ao treinamento dos pilotos e mecânicos, o edital alusivo ao processo de aquisição das aeronaves estabelecia as seguintes exigências de maior relevância:

15.1.1.2.5. DO TREINAMENTO

15.1.1.2.5.1. A adjudicatária deverá fornecer o treinamento de adaptação prática de voo e emergência prática de, no mínimo, 5 (cinco) horas de voo por piloto, para no mínimo 4 (quatro) pilotos, por aeronave e curso de célula e motor da aeronave para 2 (dois) mecânicos por aeronave.

15.1.1.2.5.2. O treinamento deverá ter a duração definida pelo programa do fabricante, desde que se inclua, no mínimo, o “*Ground School*”, do modelo ofertado e 5 (cinco) horas de voo.

15.1.1.2.5.3. O treinamento dos mecânicos será de acordo com o padrão da fábrica, para célula e motor do equipamento.

Onze pilotos, sendo três da Polícia Civil, foram selecionados pela SSP/GO para realizar o treinamento no AW119 MKII Koala, que foi conduzido em duas etapas:

- O *Pilot Transition Ground Course*, com carga horária de 60 horas, foi realizado na *Agusta Aerospace Corporation*, Filadélfia, EUA, entre os dias 17 e 28 de janeiro de 2011. Nessa fase, os pilotos receberam instruções teóricas sobre características gerais e sistemas que compõem o AW119 MKII, procedimentos normais e de emergência, limites e gráficos de desempenho. Os pilotos da Polícia Civil envolvidos no acidente obtiveram aproveitamento superior aos 90% na prova realizada ao final dessa fase do treinamento.
- O *Pilot's Transition Flight Maneuver Evaluation*, com duração média de 12 horas, foi realizado no Brasil, na cidade de Goiânia-GO, nos meses de junho e julho de 2011, com instrutores da *Agusta Aerospace Corporation*. Nessa etapa do treinamento, foi realizada uma revisão dos manuais e sistemas da aeronave, procedimentos de emergência, gráficos de desempenho, inspeção pré-voo e familiarização com a cabine de comando, além de cinco voos, nos quais foram executados os seguintes procedimentos, exercícios e manobras:

PRE-FLIGHT (Pré-voo)

- *Flight Manual Review* (Revisão do manual de voo)
- *Pre-Flight Inspection* (Inspeção pré-voo)
- *Cockpit Familiarization/Start Procedures* (Familiarização com a cabine/Procedimentos de partida)
- *Power Assurance/Systems Check* (Cheque dos sistemas)

TAKEOFFS (Decolagens)

- Normal
- *Maximum Perfomance* (Desempenho máximo)

IN FLIGHT (Em Voo)

- *Steep Turns* (Curvas acentuadas)
- *#1 Hyd Fail @ 90 kt/Cruise speed*/40 kt* (Simulação de falha no sistema hidráulico em duas velocidades distintas: 90 e 40 nós)
- *Both SAS Fail@ 90 k Cruise speed*/40 kt* (Simulação de perda do sistema SAS em duas velocidades distintas: 90 e 40 nós)
- *Un-commanded SAS inputs/API indic.*
- *Rapid Decelerations* (Desacelerações rápidas)
- *Auto entry/Rotor mgmt/111 & 80 kias* (Simulação de entradas em procedimento de emergência com velocidades diferentes)

APPROACHES/LANDINGS (Aproximações/Pousos)

- Normal
- *Steep*
- *Running* (Corrido)

MALFUNCTIONS/EMERGENCIES (Emergências)

- *Approch/Landing - # Hyd. Failure* (Aproximação e pouso com falha no sistema hidráulico)
- *Appr/Land-Sim EEC Fail/MEC opns* (Aproximação e pouso com falha de EEC)
- *Approach/Landing-Manual Cont. of Eng* (Aproximação e pouso com controle manual no manete)
- *Autorotations* (Autorrotações)
- *Hover* (Pairado)
- *Hovering Forward* (Pairado à frente)
- *Straight In* (Em linha reta)
- *90°/180 °* (Com curvas de 90 e 180 graus)
- *HOGE (Outside HV)*
- *Appr/Landing-Tail Rotor Suck Right* (Aproximação e pouso simulando a perda dos pedais)
- *Appr/Landing-Dual SAS Failure* (Aproximação e pouso sem o sistema SAS)
- *Slope Landings* (Pouso em terrenos inclinados)
- *Night Familiarization* (Familiarização com o voo noturno)

Uma síntese das atividades realizadas nessa fase do treinamento pelos dois pilotos envolvidos na ocorrência pode ser vista na tabela a seguir:

Piloto	Copiloto
--------	----------

Dia	Atividade	Dia	Atividade
6/6	<i>Review Flight Manual, Aircraft Systems and Emergência Procedures. Perform Pre-Flight Inspection, and Cockpit Familiarization – 4.0 hours</i>	6/6	<i>Review Flight Manual, Aircraft Systems and Emergência Procedures. Perform Pre-Flight Inspection, and Cockpit Familiarization – 4.0 hours</i>
6/6	<i>Flight Transition – 1.1 hours</i>	11/6	<i>Flight Transition – 1.0 hours</i>
7/6	<i>Flight Transition – 1.4 hours</i>	13/6	<i>Flight Transition – 1.8 hours</i>
8/6	<i>Flight Transition – 1.5 hours</i>	14/6	<i>Flight Transition – 1.8 hours</i>
9/6	<i>Flight Transition – 1.9 hours</i>	16/6	<i>Flight Transition – 2.6 hours</i>
10/6	<i>Flight Transition – 1.4 hours</i>	18/6	<i>Flight Transition – 1.0 hours</i>
	TOTAL TRAINING BLOCK TIME – 11.3 HOURS		TOTAL TRAINING BLOCK TIME – 12.2 HOURS

Tabela 8 - Síntese das atividades realizadas no *Pilot's Transition Flight Maneuver Evaluation* pelos pilotos envolvidos no acidente. (Fonte: Agusta Westland)

Nessa segunda fase do treinamento, foram voadas 11,3 horas pelo Piloto e 12,2 horas pelo Copiloto que, na época, contavam com 550 e 170 horas totais em asas rotativas, conforme lançamentos nas fichas de voo. Todos os voos ocorreram no mês de junho de 2011, entre os dias 06JUN2011 e 18JUN2011, com decolagens e pousos no Aeródromo Nacional de Aviação (SWNV). Nas fichas de avaliação dos pilotos, verificou-se que os graus estavam divididos em "S" (*Satisfactory*) e "U" (*Unsatisfactory*), tendo os dois pilotos obtido graus satisfatórios em todos os 24 itens.

Cinco dias após o término do treinamento, em 23JUN2011, Piloto e Copiloto foram checados pela ANAC no modelo da aeronave, conforme determina a legislação aeronáutica brasileira, sendo atestada a capacidade técnica dos tripulantes e expedida a respectiva habilitação de tipo.

A Operação do AW119 MKII Koala na Unidade Aérea

A operação do PP-CGO na Unidade Aérea da Polícia Civil se deu por aproximadamente 17 meses, tendo sido voadas 309 horas e 40 minutos. Apesar de não haver um controle efetivo, as horas voadas nesse período puderam ser agrupadas em quatro tipos de missão:

Tipo de missão	Horas voadas
Operacional de Segurança Pública	171:00
Treinamento	32:40
Transporte de Passageiros	66:00
Plataforma de Observação (período de 18DEZ2010 a 29SET2011)	40:00
TOTAL	309:40

Tabela 9 - Quadro-resumo dos voos realizados pelo PP-CGO. (Fonte: Grupamento Aéreo da Polícia Civil do Estado de Goiás.)

De acordo com as entrevistas realizadas pelos investigadores, a unidade possuía apenas oito tripulantes, dos quais apenas dois eram pilotos. Desse modo, somente o

Piloto e o Copiloto envolvidos no acidente voaram a aeronave acidentada desde sua entrega à Polícia Civil.

Conforme descrito em “1.16 Exames, testes e pesquisas”, na degravação dos dados das EDUs foram resgatadas informações gravadas desde 02NOV2010.

Analizando-se as indicações de *Fault* e *Exceedence Log* dos sete dias anteriores ao acidente, é possível verificar que a aeronave realizou cinco voos no dia 01MAIO2012, tendo sido registradas mensagens de *FUEL PRESS LO*, *XMSN OIL PRESS HI*, *XMSN OIL PRESS LO*, *EDU FAIL-PRI* e *XMSN OIL PRESS* (Tabelas 10 e 11).

Em razão da publicação “*Pilots Guide write in Change to PLG08909*”, emitida pela Astronautics em 03AGO2009, orientar os operadores para que considerem - para efeito de registro de mensagens *XMSN OIL PRESS HI* - somente pressões do rotor principal acima de 55,5 PSI, as mensagens abaixo desse valor foram omitidas (ver mais detalhes no item “1.19 Informações adicionais”).

Date	Time	Duration	Name	Value
1-May-2012	09:35:36.06	0	START OF FLIGHT	0
1-May-2012	09:38:23.05	1567	FUEL PRESS LO	0,111
1-May-2012	09:35:43.03	632335	XMSN OIL PRESS HI	66,138
1-May-2012	10:34:14.08	1800	XMSN OIL PRESS LO	26,417
1-May-2012	10:34:16.06	0	END OF FLIGHT	0
1-May-2012	13:17:43.05	0	START OF FLIGHT	0
1-May-2012	13:17:51.04	501465	XMSN OIL PRESS HI	60,368
1-May-2012	14:07:41.05	2435	XMSN OIL PRESS LO	25,887
1-May-2012	14:07:44.00	0	END OF FLIGHT	0
1-May-2012	14:31:05.01	0	START OF FLIGHT	0
1-May-2012	14:31:24.10	186865	XMSN OIL PRESS HI	55,623
1-May-2012	14:39:33.04	0	END OF FLIGHT	0
1-May-2012	15:30:21.03	0	START OF FLIGHT	0
1-May-2012	15:30:34.07	294367	XMSN OIL PRESS HI	57,198
1-May-2012	16:23:11.02	0	END OF FLIGHT	0
1-May-2012	16:49:33.02	0	START OF FLIGHT	0
1-May-2012	16:49:44.05	234632	XMSN OIL PRESS HI	55,839
1-May-2012	17:40:00.03	1833	XMSN OIL PRESS LO	27,944
1-May-2012	17:40:02.01	0	END OF FLIGHT	0

Nota: As mensagens de *Exceedance Log* são relacionadas ao período de extrapolação do limite e não aos valores máximo/mínimo reportados.

Tabela 10 - Mensagens *Exceedance Log* registradas na EDU S/N 410 no dia 01MAIO2012. (Fonte: RELTEC 003/SERIPA VI/2012).

Date	Time	Duration	Name	Category
1-May-2012	09:35:36.06	0	START OF FLIGHT	Undefined
1-May-2012	09:46:17.04	2135	EDU FAIL-PRI	Caution
1-May-2012	10:34:16.06	0	END OF FLIGHT	Undefined
1-May-2012	14:31:05.01	0	START OF FLIGHT	Undefined
1-May-2012	14:31:05.01	600	XMS OIL PRESS	Warning
1-May-2012	14:39:33.04	0	END OF FLIGHT	Undefined
1-May-2012	16:49:33.02	0	START OF FLIGHT	Undefined
1-May-2012	16:49:33.02	333	XMS OIL PRESS	Warning
1-May-2012	17:40:02.01	0	END OF FLIGHT	Undefined
1-May-2012	17:43:21.08	0	START OF FLIGHT	Undefined
1-May-2012	17:43:22.09	900	XMS OIL PRESS	Warning
1-May-2012	17:52:15.10	0	END OF FLIGHT	Undefined

Tabela 11 - Mensagens *Fault Log* registradas na EDU S/N 410 no dia 01MAIO2012 (Fonte: RELTEC 003/SERIPA VI/2012).

No dia 02MAIO2012, além das mensagens registradas do dia 01MAIO2012, verificou-se indicações de *ENG OIL PRESS LO*, *DC GEN* e *FUEL LOW* (Tabelas 12 e 13).

Date	Time	Duration	Name	Value
2-May-2012	10:18:34.01	0	START OF FLIGHT	0
2-May-2012	10:18:34.01	200	ENG OIL PRESS LO	60,273
2-May-2012	10:18:34.01	200	XMSN OIL PRESS LO	0,612
2-May-2012	10:18:34.04	0	END OF FLIGHT	0
2-May-2012	10:19:04.07	0	START OF FLIGHT	0
2-May-2012	10:21:32.04	2965	FUEL PRESS LO	0
2-May-2012	10:19:09.10	709700	XMSN OIL PRESS HI	66,503
2-May-2012	11:41:21.01	1832	XMSN OIL PRESS LO	26,129
2-May-2012	11:41:22.10	0	END OF FLIGHT	0
2-May-2012	16:29:17.08	0	START OF FLIGHT	0
2-May-2012	16:29:26.03	619265	XMSN OIL PRESS HI	60,573
2-May-2012	16:45:20.03	0	END OF FLIGHT	0
2-May-2012	19:21:28.04	0	START OF FLIGHT	0
2-May-2012	19:21:39.03	354735	XMSN OIL PRESS HI	57,077
2-May-2012	19:58:29.01	2232	XMSN OIL PRESS LO	26,084
2-May-2012	19:58:31.03	0	END OF FLIGHT	0
2-May-2012	20:29:47.03	0	START OF FLIGHT	0
2-May-2012	20:29:57.04	184265	XMSN OIL PRESS HI	55,986
2-May-2012	21:23:15.04	1700	XMSN OIL PRESS LO	25,722
2-May-2012	21:23:17.01	0	END OF FLIGHT	0
2-May-2012	21:26:45.08	0	START OF FLIGHT	0
2-May-2012	21:34:29.03	2532	XMSN OIL PRESS LO	28,138
2-May-2012	21:34:31.09	0	END OF FLIGHT	0

Nota: As mensagens de *Exceedance Log* são relacionadas ao período de extrapolação do limite e não aos valores máximo/mínimo reportados.

Tabela 12 - Mensagens *Exceedance Log* registradas na EDU S/N 410 no dia 02MAIO2012. Fonte: RELTEC 003/SERIPA VI/2012.

Date	Time	Duration	Name	Category
2-May-2012	10:18:34.01	0	START OF FLIGHT	Undefined
2-May-2012	10:18:34.01	235	DC GEN	Caution
2-May-2012	10:18:34.04	0	END OF FLIGHT	Undefined
2-May-2012	19:21:28.04	0	START OF FLIGHT	Undefined
2-May-2012	19:57:39.05	300	FUEL LOW	Caution
2-May-2012	19:57:40.05	365	FUEL LOW	Caution
2-May-2012	19:57:41.04	565	FUEL LOW	Caution
2-May-2012	19:57:42.04	565	FUEL LOW	Caution
2-May-2012	19:57:43.03	700	FUEL LOW	Caution
2-May-2012	19:57:44.03	35500	FUEL LOW	Caution
2-May-2012	19:58:31.03	0	END OF FLIGHT	Undefined
2-May-2012	20:29:47.03	0	START OF FLIGHT	Undefined
2-May-2012	20:29:47.03	467	XMS OIL PRESS	Warning
2-May-2012	21:23:17.01	0	END OF FLIGHT	Undefined
2-May-2012	21:26:45.08	0	START OF FLIGHT	Undefined
2-May-2012	21:26:48.04	2100	XMS OIL PRESS	Warning
2-May-2012	21:34:31.09	0	END OF FLIGHT	Undefined

Tabela 13 - Mensagens *Fault Log* registradas na EDU S/N 410 no dia 02MAIO2012. (Fonte: RELTEC 003/SERIPA VI/2012).

No dia 03MAIO2012, além das mensagens registradas nos dias 01MAIO2012 e 02MAIO2012, foram identificadas indicações de *NR TRANSIENT*, *EEC-CAUTION DSC*, *ROTOR HIGH* e *EEC DEGRADED* (Tabelas 14 e 15).

Com relação à indicação de “*FUEL LOW*” nos dias 02MAIO2012 e 03MAIO2012, tripulantes da Unidade confirmaram, nas entrevistas conduzidas pelos investigadores, que nessas ocasiões a aeronave havia pousado com baixo nível de combustível, ou seja, com quantidade inferior a 45 kg (ver item “1.19 Informações Adicionais, tópico “Mensagem FUEL LOW nas EDUs”).

Conforme pode ser observado nas Tabelas 14 e 15, no dia 02MAIO2012, a indicação de “*END OF FLIGHT*” ocorreu 50 segundos após a indicação de “*FUEL LOW*”. Já no dia 03MAIO2012, tal fato se deu 10 minutos e 50 segundos após.

Quanto a esse aspecto, é importante ressaltar que o *Rotorcraft Flight Manual* incluía a seguinte ação corretiva após o acendimento da luz “*FUEL LOW*”: “Verifique a quantidade de combustível no tanque 1. Pouse assim que praticável (10 minutos de combustível remanescente).”

Date	Time	Duration	Name	Value
3-May-2012	10:40:19.08	0	START OF FLIGHT	0
3-May-2012	10:43:12.01	1865	FUEL PRESS LO	0,111
3-May-2012	10:40:28.05	755735	XMSN OIL PRESS HI	63,323
3-May-2012	10:53:18.02	0	END OF FLIGHT	0
3-May-2012	12:58:55.10	0	START OF FLIGHT	0
3-May-2012	12:59:06.02	379400	XMSN OIL PRESS HI	59,116
3-May-2012	13:05:29.01	665	XMSN OIL PRESS HI	52,351
3-May-2012	13:05:40.04	0	END OF FLIGHT	0
3-May-2012	13:08:16.04	0	START OF FLIGHT	0
3-May-2012	14:34:18.08	0	END OF FLIGHT	0
3-May-2012	14:35:59.07	0	START OF FLIGHT	0
3-May-2012	14:35:59.07	200	ENG OIL PRESS LO	0,178
3-May-2012	14:35:59.07	200	XMSN OIL PRESS LO	1,079
3-May-2012	14:35:59.07	200	FUEL PRESS LO	0,22
3-May-2012	14:35:59.07	200	NR TRANSIENT	125,898
3-May-2012	14:35:59.09	0	END OF FLIGHT	0
3-May-2012	16:21:52.05	0	START OF FLIGHT	0
3-May-2012	16:22:06.09	284600	XMSN OIL PRESS HI	56,884
3-May-2012	16:33:33.08	0	END OF FLIGHT	0
3-May-2012	17:34:50.09	0	START OF FLIGHT	0
3-May-2012	17:34:50.09	200	ENG OIL PRESS LO	42,888
3-May-2012	17:34:50.09	200	XMSN OIL PRESS LO	0,116
3-May-2012	17:34:51.01	0	END OF FLIGHT	0
3-May-2012	17:35:18.02	0	START OF FLIGHT	0
3-May-2012	17:35:27.00	178733	XMSN OIL PRESS HI	56,859
3-May-2012	17:46:17.02	0	END OF FLIGHT	0
3-May-2012	19:23:11.05	0	START OF FLIGHT	0
3-May-2012	19:23:20.08	233933	XMSN OIL PRESS HI	56,617
3-May-2012	20:03:50.05	2635	XMSN OIL PRESS LO	25,722
3-May-2012	20:03:53.02	0	END OF FLIGHT	0
3-May-2012	20:21:03.09	0	START OF FLIGHT	0
3-May-2012	20:21:15.04	70633	XMSN OIL PRESS HI	54,682
3-May-2012	21:17:58.09	0	END OF FLIGHT	0

Nota: As mensagens de *Exceedance Log* são relacionadas ao período de extrapolação do limite e não aos valores máximo/mínimo reportados.

Tabela 14 - Mensagens *Exceedance Log* registradas na EDU S/N 410 no dia 03MAIO2012. (Fonte: RELTEC 003/SERIPA VI/2012).

Date	Time	Duration	Name	Category
3-May-2012	12:58:55.10	0	START OF FLIGHT	Undefined
3-May-2012	12:58:55.10	403733	EEC-CAUTION DSC	Caution
3-May-2012	13:05:40.04	0	END OF FLIGHT	Undefined
3-May-2012	13:08:16.04	0	START OF FLIGHT	Undefined
3-May-2012	13:08:16.04	600	XMS OIL PRESS	Warning
3-May-2012	13:08:16.04	5154165	EEC-CAUTION DSC	Caution
3-May-2012	14:34:18.08	0	END OF FLIGHT	Undefined
3-May-2012	14:35:59.07	0	START OF FLIGHT	Undefined
3-May-2012	14:35:59.07	232	ROTOR HIGH	Warning
3-May-2012	14:35:59.07	232	ENG OIL PRESS	Warning
3-May-2012	14:35:59.07	232	DC GEN	Caution
3-May-2012	14:35:59.07	232	EEC DEGRADED	Caution
3-May-2012	14:35:59.07	232	EEC-CAUTION DSC	Caution
3-May-2012	14:35:59.09	0	END OF FLIGHT	Undefined
3-May-2012	16:21:52.05	0	START OF FLIGHT	Undefined
3-May-2012	16:21:52.05	700235	EEC-CAUTION DSC	Caution
3-May-2012	16:33:33.08	0	END OF FLIGHT	Undefined
3-May-2012	17:34:50.09	0	START OF FLIGHT	Undefined
3-May-2012	17:34:50.09	233	DC GEN	Caution
3-May-2012	17:34:51.01	0	END OF FLIGHT	Undefined
3-May-2012	17:35:18.02	0	START OF FLIGHT	Undefined
3-May-2012	17:35:18.02	165	XMS OIL PRESS	Warning
3-May-2012	17:46:17.02	0	END OF FLIGHT	Undefined
3-May-2012	19:23:11.05	0	START OF FLIGHT	Undefined
3-May-2012	19:53:02.09	649233	FUEL LOW	Caution
3-May-2012	20:03:53.02	0	END OF FLIGHT	Undefined
3-May-2012	20:21:03.09	0	START OF FLIGHT	Undefined
3-May-2012	20:21:03.09	767	XMS OIL PRESS	Warning
3-May-2012	21:17:58.09	0	END OF FLIGHT	Undefined

Tabela 15 - Mensagens *Fault Log* registradas na EDU S/N 410 no dia 03MAIO2012.
(Fonte: RELTEC 003/SERIPA VI/2012).

No dia 04MAIO2012, foi realizado apenas um voo de 15 minutos, no qual não ficaram registradas indicações diferentes das descritas anteriormente, conforme pode ser observado nas Tabelas 16 e 17.

Date	Time	Duration	Name	Value
4-May-2012	13:14:34.05	0	START OF FLIGHT	0
4-May-2012	13:17:13.03	1035	FUEL PRESS LO	0
4-May-2012	13:14:42.04	642800	XMSN OIL PRESS HI	63,594
4-May-2012	13:27:48.08	2365	NR TRANSIENT	111,084
4-May-2012	13:26:56.10	60265	XMSN OIL PRESS HI	57,052
4-May-2012	13:29:02.06	0	END OF FLIGHT	0

Nota: As mensagens de *Exceedance Log* são relacionadas ao período de extração do limite e não aos valores máximo/mínimo reportados.

Tabela 16 - Mensagens *Exceedance Log* registradas na EDU S/N 410 no dia 04MAIO2012. (Fonte: RELTEC 003/SERIPA VI/2012).

Date	Time	Duration	Name	Category
------	------	----------	------	----------

4-May-2012	13:14:34.05	0	<i>START OF FLIGHT</i>	<i>Undefined</i>
4-May-2012	13:27:47.08	4500	<i>ROTOR HIGH</i>	<i>Warning</i>
4-May-2012	13:29:02.06	0	<i>END OF FLIGHT</i>	<i>Undefined</i>

Tabela 17 - Mensagens *Fault Log* registradas na EDU S/N 410 no dia 04MAIO2012.
(Fonte: RELTEC 003/SERIPA VI/2012).

Nos dias 05MAIO2012 e 06MAIO2012 não houve registro nas EDU. As entrevistas conduzidas durante a investigação confirmaram que não foram realizados voos nesses dias.

No dia 07MAIO2012, conforme descrito em “1.6 Informações sobre a aeronave”, o PP-CGO realizou serviços de manutenção na empresa Fênix Manutenção e Recuperação de Aeronaves Ltda. Os dados de *Exceedance* e *Fault Log* registrados nesse dia (Tabelas 18 e 19) corroboraram os relatos dos mecânicos da empresa mantenedora quanto às intervenções executadas na aeronave, a saber:

- Os registros ocorridos entre 13h38min e 13h41min, 13h41min e 13h44min e 20h40min e 20h44min indicaram partidas completas;
- As mensagens registradas entre 14h29min e 14h46min ocorreram durante o voo de experiência, que durou aproximadamente 17 minutos;
- As mensagens com início em 19h50min, 19h58min e 20h29min - que tiveram duração menor do que um minuto - representaram quatro partidas sem ignição efetuadas durante o abastecimento de óleo do sistema de transmissão do rotor principal.

Adicionalmente, verificou-se que o voo de translado de SWNV para SBGO foi realizado entre as 20h46min e 20h57min.

Date	Time	Duration	Name	Value
7-May-2012	13:38:31.01	0	START OF FLIGHT	0
7-May-2012	13:38:39.10	140735	XMSN OIL PRESS HI	63,472
7-May-2012	13:41:10.03	0	END OF FLIGHT	0
7-May-2012	13:41:57.04	0	START OF FLIGHT	0
7-May-2012	13:42:03.08	126900	XMSN OIL PRESS HI	60,694
7-May-2012	13:44:21.03	0	END OF FLIGHT	0
7-May-2012	14:29:51.00	0	START OF FLIGHT	0
7-May-2012	14:32:55.05	800	FUEL PRESS LO	0
7-May-2012	14:30:01.05	185767	XMSN OIL PRESS HI	61,076
7-May-2012	14:33:10.05	522100	XMSN OIL PRESS HI	57,174
7-May-2012	14:46:53.05	0	END OF FLIGHT	0
7-May-2012	19:50:44.00	0	START OF FLIGHT	0
7-May-2012	19:50:44.00	200	ENG OIL PRESS LO	39,728
7-May-2012	19:50:44.00	200	XMSN OIL PRESS LO	0,726
7-May-2012	19:50:44.00	200	FUEL PRESS LO	0
7-May-2012	19:50:44.03	0	END OF FLIGHT	0
7-May-2012	19:50:45.08	0	START OF FLIGHT	0
7-May-2012	19:50:45.08	200	ENG OIL PRESS LO	30,531
7-May-2012	19:50:45.08	200	XMSN OIL PRESS LO	0,726
7-May-2012	19:50:45.08	200	FUEL PRESS LO	0,258
7-May-2012	19:50:46.00	0	END OF FLIGHT	0
7-May-2012	19:58:10.05	0	START OF FLIGHT	0
7-May-2012	19:58:10.05	200	ENG OIL PRESS LO	39,245
7-May-2012	19:58:10.05	200	XMSN OIL PRESS LO	0,604
7-May-2012	19:58:10.05	200	FUEL PRESS LO	0
7-May-2012	19:58:10.07	0	END OF FLIGHT	0
7-May-2012	20:29:22.03	0	START OF FLIGHT	0
7-May-2012	20:29:22.03	200	ENG OIL PRESS LO	0,184
7-May-2012	20:29:22.03	200	XMSN OIL PRESS LO	0,968
7-May-2012	20:29:22.03	200	FUEL PRESS LO	0
7-May-2012	20:29:22.03	200	NR TRANSIENT	188,419
7-May-2012	20:29:22.05	0	END OF FLIGHT	0
7-May-2012	20:40:50.01	0	START OF FLIGHT	0
7-May-2012	20:40:59.03	203133	XMSN OIL PRESS HI	60,834
7-May-2012	20:44:33.01	0	END OF FLIGHT	0
7-May-2012	20:46:43.08	0	START OF FLIGHT	0
7-May-2012	20:46:51.08	548565	XMSN OIL PRESS HI	58,895
7-May-2012	20:57:10.02	0	END OF FLIGHT	0

Nota: As mensagens de Exceedance Log são relacionadas ao período de extrapolação do limite e não aos valores máximo/mínimo reportados.

Tabela 18 - Mensagens Exceedance Log registradas na EDU S/N 410 no dia 07MAIO2012. (Fonte: RELTEC 003/SERIPA VI/2012).

Date	Time	Duration	Name	Category
7-May-2012	19:50:44.00	0	START OF FLIGHT	Undefined
7-May-2012	19:50:44.00	232	ENG OIL PRESS	Warning
7-May-2012	19:50:44.00	232	DC GEN	Caution
7-May-2012	19:50:44.03	0	END OF FLIGHT	Undefined
7-May-2012	19:50:45.08	0	START OF FLIGHT	Undefined
7-May-2012	19:50:45.08	233	ENG OUT	Warning
7-May-2012	19:50:45.08	233	ENG OIL PRESS	Warning
7-May-2012	19:50:45.08	233	DC GEN	Caution
7-May-2012	19:50:46.00	0	END OF FLIGHT	Undefined
7-May-2012	19:58:10.05	0	START OF FLIGHT	Undefined
7-May-2012	19:58:10.05	232	ENG OIL PRESS	Warning
7-May-2012	19:58:10.05	232	DC GEN	Caution
7-May-2012	19:58:10.07	0	END OF FLIGHT	Undefined
7-May-2012	20:29:22.03	0	START OF FLIGHT	Undefined
7-May-2012	20:29:22.03	232	ROTOR HIGH	Warning
7-May-2012	20:29:22.03	232	ENG OIL PRESS	Warning
7-May-2012	20:29:22.03	232	DC GEN	Caution
7-May-2012	20:29:22.05	0	END OF FLIGHT	Undefined

Tabela 19 - Mensagens *Fault Log* registradas na EDU S/N 410 no dia 07MAIO2012.
(Fonte: RELTEC 003/SERIPA VI/2012).

O voo de 08MAIO2012

No plano de voo apresentado pelo Copiloto na sala AIS do Aeroporto Internacional Santa Genoveva, às 06h01min local do dia 08MAIO2012, foram lançadas as seguintes informações de maior relevância:

- Decolagem: SBGO (Aeroporto Internacional Santa Genoveva, Goiânia-GO)
- Hora: 09h45min (UTC)
- Rota: N0120 VFR DCT (velocidade de 120 nós, sob regras de voo visual, direto para o destino)
- Altura: 500 PÉS AGL (500 pés acima do solo)
- Destino: ZZZZ (Doverlândia-GO)
- Tempo de voo: 01:30h
- Autonomia: 03:00h
- POB: 08 (8 pessoas a bordo = 2 pilotos + 6 passageiros)

Apesar de ser um procedimento estabelecido na Unidade Aérea, no voo que resultou no acidente, não havia tripulante operacional na parte traseira da aeronave. Segundo informações dos integrantes da Unidade, tal fato decorreu da necessidade de que fossem transportados seis passageiros para a reconstituição do crime na Fazenda Nossa Senhora Aparecida (cinco policiais e um preso de justiça).

Não foi localizada pelos investigadores a “CHART E” (ver item “1.19 Informações adicionais”) ou qualquer outro formulário específico que pudesse demonstrar os cálculos de peso e balanceamento para a decolagem de SBGO no dia do acidente.

Segundo informações de tripulantes operacionais da Unidade, a “CHART E” não era utilizada em todos os voos, sendo os cálculos de peso e balanceamento quase sempre

realizados por meio de anotações em folhas de papel que ficavam presas a uma prancheta na cabine.

Considerando-se o peso vazio do helicóptero igual a 1.810kg, o peso de cada ocupante da aeronave igual a 80kg, o peso da bagagem igual a 10kg e o peso do combustível embarcado igual a 476kg (capacidade máxima de abastecimento, conforme descrito em “1.16 Exames Testes e Pesquisas, tópico Relativos ao combustível”), tem-se que o PP-CGO decolou com aproximadamente 2.946,2kg; 96,2kg a mais do que o peso máximo de decolagem (PMD) previsto pelo fabricante (Tabela 20).

ITEM	Peso (kg)
Peso vazio	1.810
Pilotos (2)	160
Óleo do motor	10,2
Passageiros à frente (3)	240
Passageiros atrás (3)	240
Bagagem	10
Combustível (JET A-1)	476
TOTAL	2.946,2
Peso Máximo de Decolagem (PMD)	(-) 2.850
Excesso	96,2

Tabela 20 - Peso da primeira decolagem do PP-CGO no dia do acidente.

Segundo os relatos obtidos nas entrevistas realizadas pelos investigadores e com base nos dados degravados das EDUs (Tabela 21 e 22), o PP-CGO realizou quatro etapas no dia do acidente (Tabela 21):

Data	Horário (UTC)	Início/Fim do Voo	Etapas de Voo
8-May-2012	09:37:30.01	START OF FLIGHT	1ª ETAPA
8-May-2012	11:03:59.08	END OF FLIGHT	
8-May-2012	14:27:25.04	START OF FLIGHT	2ª ETAPA
8-May-2012	14:40:40.06	END OF FLIGHT	
8-May-2012	15:36:37.07	START OF FLIGHT	3ª ETAPA
8-May-2012	15:48:07.02	END OF FLIGHT	
8-May-2012	18:20:26.03	START OF FLIGHT	4ª ETAPA
8-May-2012	18:37:53.09	END OF FLIGHT	

Tabela 21 - Dados obtidos a partir da EDU S/N 410. (Fonte: RELTEC 003/SERIPA VI/2012).

Etapa	De	Para	Distância (km)	Duração do Voo
1 ^a	SBGO	Fazenda Nossa Senhora Aparecida	359	01:26:29
2 ^a	Fazenda Nossa Senhora Aparecida	Doverlândia	35	00:13:15
3 ^a	Doverlândia	Fazenda Nossa Senhora Aparecida	35	00:11:30
4 ^a	Fazenda Nossa Senhora Aparecida	Local do acidente	63,9	00:17:27
TOTAL			492,9	02:08

Tabela 22 - Etapas voadas no dia do acidente

A primeira e a quarta etapa tiveram por objetivo transportar os envolvidos na reconstituição no trecho Goiânia - Fazenda Nossa Senhora Aparecida - Goiânia. A segunda e a terceira etapas foram deslocamentos curtos, de aproximadamente 35 km, realizados entre a Fazenda Nossa Senhora Aparecida e a cidade de Doverlândia-GO que tiveram por intuito buscar almoço para as equipes que estavam trabalhando na fazenda.

As Tabelas 23, 24, 25 e 26 trazem as mensagens de *Exceedance Log* registradas nas quatro etapas de voo descritas acima. Nessas tabelas, não foram consideradas as informações de *XMSN OIL PRESS HI* abaixo de 55,5 PSI em virtude das considerações descritas anteriormente (mais detalhes em “1.19 Informações adicionais”).

Date	Time	Duration (ms)	Name	Value	Category
8-May-2012	09:37:30.01	0	START OF FLIGHT	0	Undefined
8-May-2012	09:37:36.04	917132	XMSN OIL PRESS HI	67,721	Max
8-May-2012	09:40:29.01	1567	FUEL PRESS LO	0,111	Min
8-May-2012	11:03:58.04	1366	XMSN OIL PRESS LO	26,781	Min
8-May-2012	11:03:59.08	0	END OF FLIGHT	0	Undefined

Tabela 23 - Dados gerais da 1^a etapa de voo. (Fonte: RELTEC 003/SERIPA VI/2012).

Date	Time	Duration (ms)	Name	Value	Category
8-May-2012	14:27:25.04	0	START OF FLIGHT	0	Undefined
8-May-2012	14:27:45.04	670200	XMSN OIL PRESS HI	61,18	Max
8-May-2012	14:40:40.06	0	END OF FLIGHT	0	Undefined

Tabela 24 - Dados gerais da 2^a etapa de voo. (Fonte: RELTEC 003/SERIPA VI/2012).

Date	Time	Duration (ms)	Name	Value	Category
8-May-2012	15:36:37.07	0	START OF FLIGHT	0	Undefined
8-May-2012	15:36:49.01	580200	XMSN OIL PRESS HI	58,531	Max
8-May-2012	15:48:07.02	0	END OF FLIGHT	0	Undefined

Tabela 25 - Dados gerais da 3^a etapa de voo. (Fonte: RELTEC 003/SERIPA VI/2012).

Date	Time	Duration (ms)	Name	Value	Category
8-May-2012	18:20:26.03	0	START OF FLIGHT	0	Undefined
8-May-2012	18:20:36.01	769000	XMSN OIL PRESS HI	58,674	Max
8-May-2012	18:37:53.01	732	FUEL PRESS LO	0,073	Min
8-May-2012	18:37:53.09	0	END OF FLIGHT	0	Undefined

Tabela 26 - Dados gerais da 4^a etapa de voo. (Fonte: RELTEC 003/SERIPA VI/2012).

Com base nos dados acima, verificou-se que a aeronave registrou mensagens de *XMSN OIL PRESS HI* em todos os voos realizados no dia do acidente. Em cada uma das mensagens foram registrados os seguintes valores:

	Etapa 1	Etapa 2	Etapa 3	Etapa 4
Pressão do óleo	67,721	61,18	58,531	58,674
Duração da etapa	01:26	00:13	00:12	00:17
Duração da mensagem (min)	00:15	00:11	00:10	00:13

Tabela 27 - Valores máximos de pressão do óleo da transmissão nas etapas de voo realizadas no dia do acidente. (Fonte: RELTEC 003/SERIPA VI/2012).

Ainda com base nas informações fornecidas pelas Tabelas 23, 24, 25 e 26, verificou-se que as mensagens de *XMSN OIL PRESS HI* de cada uma das quatro etapas foram registradas alguns segundos após o “*START FLIGHT*” e tiveram duração maior que 10 minutos, conforme Tabela 28:

Etapa	Registro	Diferença de tempo entre o início do voo e a indicação de XMSN OIL PRESS HI	Duração aproximada da etapa de voo	Duração aproximada do evento
1	<i>START OF FLIGHT</i>	00:00:06	01:26:00	--
	XMSN OIL PRESS HI			00:15:00
2	<i>START OF FLIGHT</i>	00:00:20	00:13:00	--
	XMSN OIL PRESS HI			00:11:00
3	<i>START OF FLIGHT</i>	00:00:12	00:12:00	--
	XMSN OIL PRESS HI			00:10:00
4	<i>START OF FLIGHT</i>	00:00:10	00:17:00	--
	XMSN OIL PRESS HI			00:13:00

Tabela 28 - Diferença de tempo entre o início do voo e a indicação de *XMSN OIL PRESS HI* e duração aproximada do evento. (Fonte: RELTEC 003/SERIPA VI/2012).

Na Tabela 26 - Dados gerais da 4^a etapa de voo, é possível identificar ainda que, momentos antes do encerramento da gravação (*END OF FLIGHT*), houve o registro de baixa pressão de combustível (*FUEL PRESS LO*).

Além das informações descritas acima, na EDU S/N 410 (mensagens de *Fault Log*), os seguintes dados foram registrados na última etapa de voo:

Date	Time	Duration	Name	Category
8-May-2012	18:20:26.03	0	START OF FLIGHT	Undefined
8-May-2012	18:37:53.08	100	ENG OUT	Warning
8-May-2012	18:37:53.09	0	END OF FLIGHT	Undefined

Tabela 29 - Dados de *Fault Log* da EDU S/N 410 da 4a etapa de voo. (Fonte: RELTEC 003/SERIPA VI/2012).

A partir dessa tabela, é possível verificar o momento exato em que o motor parou de funcionar (a 0.01 segundo do término do voo – “*END OF FLIGHT*”), ocasião em que houve a indicação de “*ENG OUT*” (18:37:53.08).

Considerando-se que a aeronave decolou de SBGO completamente abastecida, conforme descrito em “1.16 Exames Testes e Pesquisas, tópico Relativos ao combustível”, e que voou a uma velocidade de 120kt, mantendo uma altura de 500 pés AGL sobre um terreno cuja elevação média era de 1.500 pés, é possível afirmar que ainda havia aproximadamente 102kg de JET A-1 em seus tanques no momento do acidente (ver Figura 78 e Tabela 30).

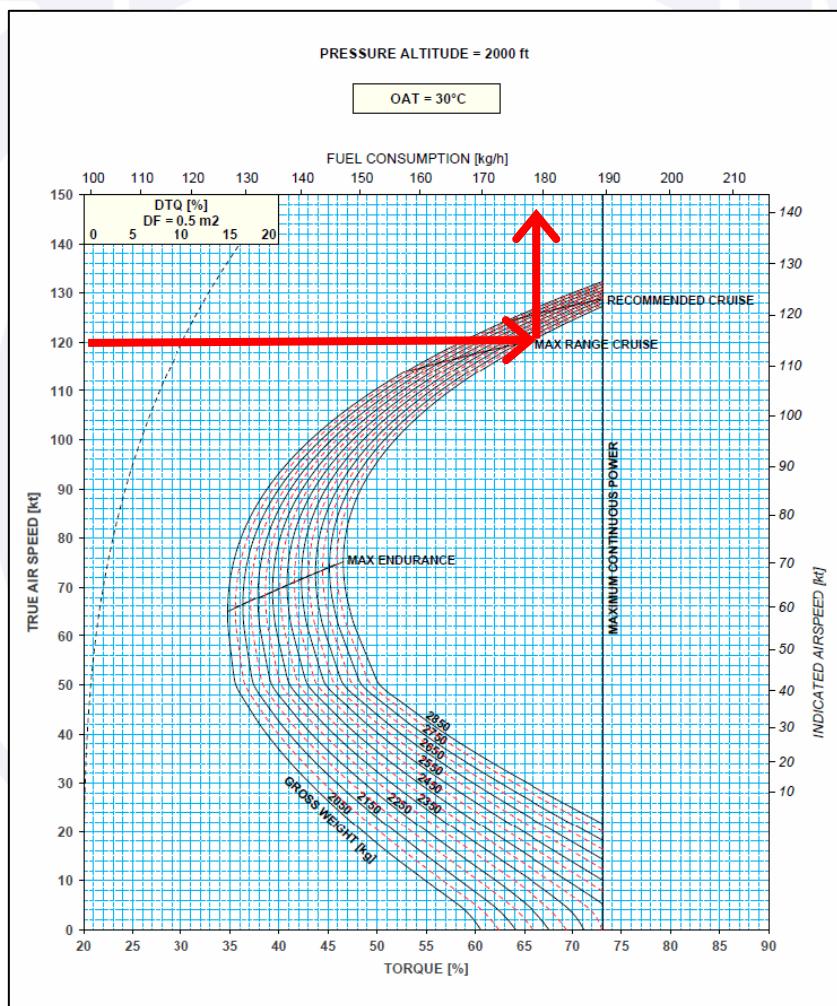


Figura 78 – Gráfico de consumo do AW119 MKII. As setas indicam o consumo de 178 kg/h para uma velocidade de 120 nós, temperatura do ar de 30 °C e altitude de 2.000 pés.

Quantidade de combustível em SBGO	476 kg
Combustível consumido nas quatro etapas de voo (2h 08min) considerando-se um consumo médio de 178 kg/h (ver Figura 78)	374 kg
Combustível remanescente	102 kg

Tabela 30 - Combustível remanescente após as quatro etapas realizadas no dia do acidente.

No momento em que ocorreu a falha do motor, descontados os 374kg relativos ao consumo médio de 2h 08min de voo, estima-se que o peso da aeronave encontrava-se em torno dos 2.842kg, dentro, portanto, dos limites estabelecidos pelo fabricante (Figura 79). O balanceamento da aeronave, considerada a distribuição de seus ocupantes, também estava dentro dos limites operacionais previstos.

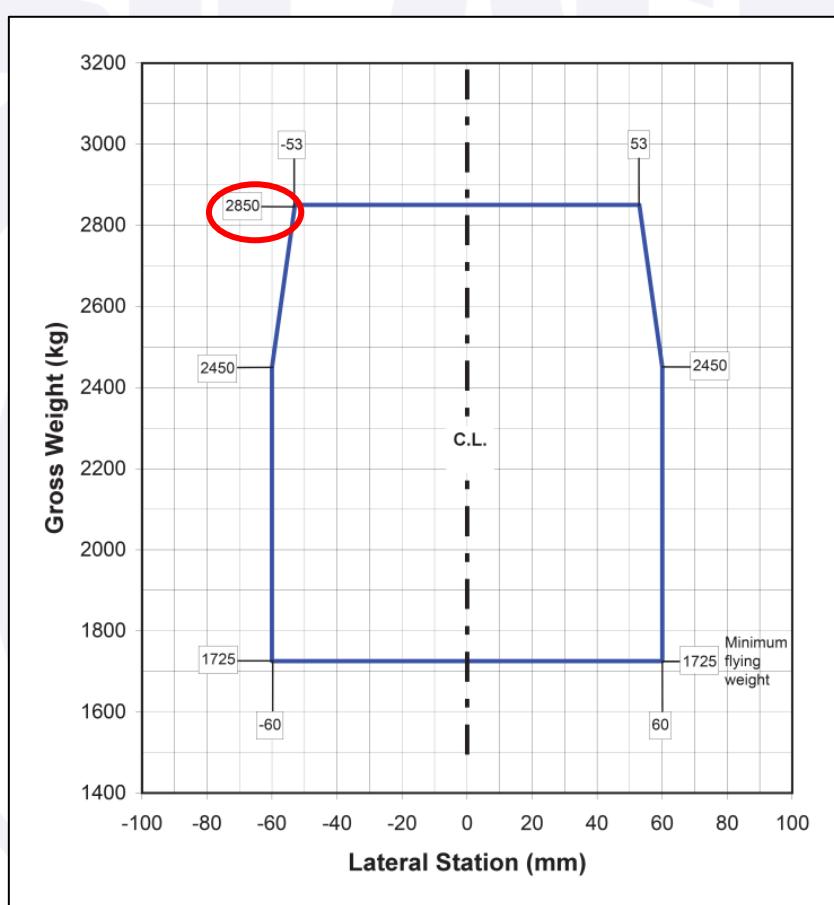


Figura 79 – Gráfico de peso do AW119 MKII. Em destaque, o peso máximo de decolagem estabelecido pelo fabricante da aeronave.

A Unidade Aérea da Polícia Civil havia estabelecido um ponto de abastecimento no município de Piranhas-GO, a aproximadamente três minutos do local da queda do helicóptero. O combustível a ser utilizado estava armazenado em um contêiner de 250 galões que fora abastecido no caminhão-tanque abastecedor da Polícia Militar.

Segundo os relatos obtidos pela investigação, não havia posição fixa dentro da aeronave para o transporte do preso de justiça. Nas fotos tiradas no transcorrer da primeira reconstituição, é possível verificar que ele estava sendo transportado na posição 3 – de costas para a cabine dos pilotos (Figuras 80 e 81).



Figuras 80 e 81 – Posição na qual o preso de justiça foi transportado na 1^a reconstituição.

De acordo com os relatos de policiais que participaram da segunda reconstituição, a possível posição dos ocupantes da aeronave no momento do acidente pode ser vista abaixo:

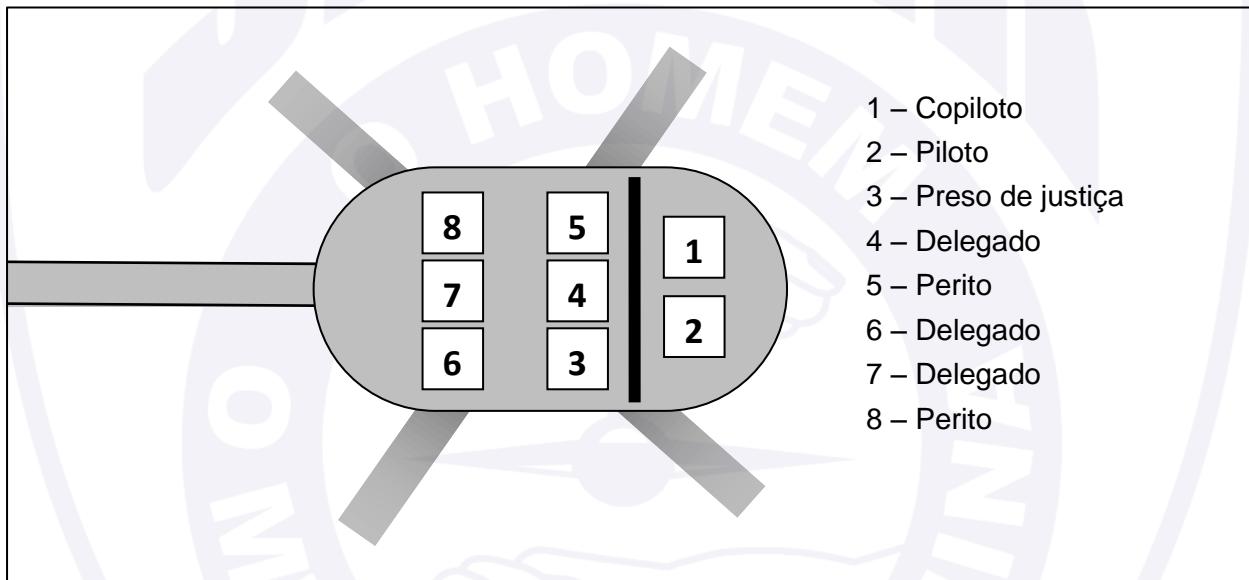


Figura 82 – Possível posição dos ocupantes do PP-CGO no momento do acidente.

Durante a Ação Inicial, verificou-se que um dos corpos retirados dos destroços da aeronave encontrava-se com as duas mãos algemadas. Em adição, conforme apontaram os laudos de necropsia confeccionados pelo IML de Goiânia-GO, por ocasião do exame cadavérico, os punhos do preso de justiça possuíam sulcos compatíveis em extensão e largura com os produzidos por algemas.

O diário de bordo, que poderia fornecer informações mais precisas sobre as horas voadas pelo helicóptero nos 17 meses de operação na Polícia Civil, não foi localizado. É possível que esse documento tenha queimado em meio aos destroços da aeronave. Alguns documentos encontrados no local do acidente foram identificados como peças do inquérito policial que estava em andamento (Figuras 83 e 84).



Figuras 83 e 84 – Documentos encontrados em meio aos destroços do PP-CGO.

1.19. Informações adicionais.

A empresa Fênix Manutenção e Recuperação de Aeronaves Ltda. funcionava segundo o Certificado de Homologação de Empresa (CHE) nº 0902-61 emitido pela Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC) em 12AGO2010. Por ocasião do acidente, constava em seu Adendo, entre outras aeronaves, os helicópteros A119 Koala e AW119 MKII fabricados pela *Agusta Westland*.

Em 08MAR2012, a empresa participou de processo de licitação do Governo do Estado de Goiás na modalidade Pregão Presencial, do tipo Menor Preço, objetivando a contratação de empresa para fornecimento de peças/componentes e realização de inspeções periódicas e calendáricas, de acordo com o programa de manutenção estabelecido pelo fabricante dos helicópteros modelo AW119 MKII Koala recém-adquiridos pela Secretaria de Segurança Pública, tendo sido declarada vencedora ao final do certame.

Resumidamente, de acordo com o Anexo II ao Edital 115/2011, a empresa vencedora deveria cumprir, dentre outras, as seguintes exigências:

Possuir oficina homologada pela Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC) [...];

Possuir em seu quadro permanente de empregados pessoal tecnicamente qualificado segundo as normas regulamentadoras da ANAC [...].

Nos dias 2, 3 e 4 de abril de 2012, em Auditoria Técnica Anual realizada na empresa, foram constatadas pela Agência Reguladora as seguintes não conformidades de maior relevância, que resultaram na suspensão de suas atividades a partir do dia 02MAIO2012:

RBHA 145.23 (a)	<p>A implementação do Plano de Ação Corretiva não foi eficaz quanto à seguinte não conformidade: "As ferramentas que requerem aferição encontram-se vencidas, conforme o Mapa de Controle de Calibração apresentado."</p> <p>Quatro ferramentas estavam vencidas de acordo com o Mapa de Controle de Calibração. Dessas, uma foi encontrada instalada na aeronave de marcas PT-HZA (ferramenta de balanceamento dinâmico MICRO VIB 1300 2009, com calibração vencida desde 13/10/2011).</p>
RBHA 145.35 (d) IAC 145-1001 Item 4.2.7.2 (u)	<p>Não foi verificado um controle de estoque efetivo, contrariando o item 6.1 do MPI. Peças em bom estado estavam estocadas no mesmo local de peças usadas e materiais vencidos. Parte dos itens não possuía certificado de conformidade, impossibilitando sua rastreabilidade.</p>
RBHA 145.11 (a-9) IAC 145-1001 Item 4.2.7.4	<p>Não foi apresentada comprovação de treinamento inicial e periódico nos RBAC, IAC e no próprio MPI, conforme previsto no item 12.1.1 do MPI.</p>
RBHA 145.46 (c)	<p>De acordo com o item 8.5.3 do MPI, deve ser realizada consulta semanal de todas as diretrizes, brasileiras e estrangeiras, pertinentes aos produtos do adendo da Empresa. Conforme mostra o formulário "Controle de Consultas para Atualização de Publicações", a última consulta foi realizada no mês de fevereiro, contrariando o estabelecido no MPI.</p>
RBHA 145.57 (a)	<p>De acordo com o item 8.5.2 do MPI, deve ser realizada uma conferência de atualização das publicações técnicas na primeira semana de cada mês. Conforme mostra o formulário "Controle de Consultas para Atualização de Publicações", a última consulta foi realizada no mês de fevereiro, contrariando o estabelecido no MPI.</p>
RBHA 145.35 (d)	<p>Foi verificado que a empresa possuía diversos produtos controlados de uso aeronáutico (parafusos, arruelas, etc.) sem documento de rastreabilidade, sem controle do lote ou com quebra de lote.</p>
RBHA 145.35 (d)	<p>Foi constatada no suprimento da empresa a estocagem de produtos inflamáveis (molykote, óleos e epoxy) e itens sem rastreabilidade (parafusos, arruelas, braçadeiras e conectores). A empresa não tinha controle de entrada e saída dos materiais do suprimento.</p>
RBHA 145.35 (e)	<p>Foi encontrada uma transmissão de aeronave Esquilo no interior da Ferramentaria e um conjunto antivibratório do rotor principal no Depósito, sem identificação e sobre pneus. Na Seção de Solda foi encontrado um mastro do rotor principal com o cárter superior da caixa de transmissão de aeronave Robinson colocado sobre um pneu. No Setor de Chapa foi encontrado um cárter superior da caixa de transmissão principal de aeronave Esquilo sem identificação e jogado no chão.</p>
RBHA 145.37 (c)	<p>Na Seção de Montagem/Desmontagem foi encontrado um motor sem a proteção requerida.</p>
RBHA 145.47 (a)	<p>Não foram apresentadas as ferramentas especiais do fabricante Bell, modelo 412 (PN BH120-1032-M2, LM8202-747-401-1, SWE13875-70, T101429, T101656-145, T102118-101, T103263-101, 204-040-001-17PAT-5S, 412-240-028-101).</p> <p>Não foi apresentada a ferramenta "Extractor Case Shaft", do fabricante Eurocopter France, modelo EC130B4 (P/N 350A93-3700-01).</p>
RBHA 145.47	<p>De acordo com a Ficha de Controle de Calibração de Ferramentas de Precisão,</p>

(b) (3)	quatro ferramentas estavam com a calibração vencida. A ferramenta MICRO VIB 1300 2009, com calibração vencida em 13/10/2011, foi encontrada instalada próxima ao rotor de cauda da aeronave PT-HZA sendo utilizada para balanceamento dinâmico. Foi encontrado na Ferramentaria o torquímetro K-D TOOLS 2953 com calibração vencida em 02/03/2010, de acordo com a etiqueta colada na ferramenta. Essa ferramenta não constava na Ficha de Controle de Calibração de Ferramentas de Precisão. Quatro paquímetros e dois micrômetros foram encontrados no setor de torno. Nenhum desses itens estava relacionado na Ficha de Controle de Calibração de Ferramentas de Precisão. Somente um paquímetro (Tag: PAQ-001) apresentava etiqueta de calibração (vencida em 08/10/2011). O mecânico que trabalhava no setor de torno informou que utilizava essas ferramentas sempre que uma tarefa de manutenção exigia verificação dimensional.
RBHA 145.47	A empresa optou por fabricar diversas ferramentas especiais; porém, não apresentou o Relatório de Equivalência com o Fabricante assinado pelo RT, não demonstrou como se deu a confecção das mesmas (desenhos técnicos e materiais utilizados) nem apresentou documentos comprovando a posse de todas as ferramentas especiais.
RBHA 145.45 (c) 1 (i) (ii)	Foram encontrados no Estoque materiais para uso aeronáutico sem certificado de conformidade e diversas partes de aeronaves sem ficha de identificação.
RBHA 43.9 e 43.11 IAC 3149 Item 3.5	Foram verificadas fichas de inspeção sem a identificação do mecânico executante (código ANAC, licença e nome).
RBHA 145.65 (b)	A empresa não apresentou o relatório trimestral dos mecânicos referentes aos meses de JUL/AGO/SET de 2011 e OUT/NOV/DEZ de 2011.
RBHA 145.65 (a)	A empresa não apresentou o relatório de movimento da oficina dos meses de DEZ/2011 e FEV/2012. O último relatório de movimento mensal foi confeccionado em novembro de 2011.
RBHA 145.47 (b)	As ferramentas especiais contidas na ferramentaria não estavam identificadas com o PN do fabricante. A empresa não tinha controle de saída/entrada de ferramentas.
RBHA 145.11 (a) 5	A empresa não apresentou listagem assinada, relacionando as ferramentas, equipamentos, testes, bancadas e documentos técnicos aprovados necessários ao desempenho seguro de suas atividades.
RBHA 145.39 (e)	O mecânico executante com familiarização no modelo BO 105, do fabricante Eurocopter German, tem CHT apenas GMP.
RBHA 43.9 (a)	Não foi apresentada a ficha de inspeção referente à OS 158/2011 (aeronave PT-HZA) - IAM, 300 horas, substituição CTP, CTT, substituição de motor 1 e 2, aferição de altímetro e transponder (modo C).

Tabela 31 - Excerto das não conformidades identificadas pela ANAC na empresa Fênix Manutenção e Recuperação de Aeronaves Ltda. Fonte: Agência Nacional de Aviação Civil.

Em 22JUL2012, depois de 80 dias sem realizar atividades de manutenção, a empresa Fênix Manutenção e Recuperação de Aeronaves Ltda. teve a suspensão revogada pela Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC) após a realização de auditoria especial nas dependências da oficina, na qual ficou comprovada a conformidade com todos os requisitos exigidos pela legislação em vigor.

Relativas às Electronic Display Units (EDUs)

A Astronautics Corporation emitiu, em 20AGO2010, a seguinte *Service Information Letter* para EDU P/N 109-0900-66.

The Green Arc exceedance threshold for XMSN OIL PRESS (leading to XMSN OIL PRESS HI message) is not correct. The right threshold is 55.5 PSI but exceedance events are logged when XMSN OIL PRESS rises above 50.5 PSI. However the XMSN OIL PRESS data is correctly presented to the pilot.

De acordo com o texto supracitado, as indicações de extrapolação de pressão do óleo da transmissão que atingissem valores entre 50.5 e 55.5 PSI estavam sendo indevidamente armazenadas nas EDUs. Entretanto, tais dados eram corretamente apresentados para a tripulação.

Relativas à regulamentação

Os itens 145.11 - Requerimento e Emissão de Certificado, 145.23 – Inspeções e 145.39 - Requisitos para Pessoal. Geral, do Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica (RBHA) 145, vigente à época do acidente e aplicável ao tipo de operação do aparelho, traziam as seguintes observações:

145.11 - REQUERIMENTO E EMISSÃO DE CERTIFICADO

(4) Relação nominal do pessoal técnico habilitado, incluindo número da licença ou do cadastramento no DAC, cópia das respectivas carteiras de habilitação e habilitações técnicas de cada um.

(5) Listagem, assinada, relacionando as ferramentas, equipamentos, testes, bancadas e documentos técnicos aprovados necessários ao desempenho seguro de suas obrigações e responsabilidades e pertencentes ao seu ativo fixo;

145.39 - REQUISITOS PARA PESSOAL. GERAL

O RBHA 145.39 define a qualificação e o quantitativo do corpo técnico para executar, supervisionar e inspecionar o trabalho para o qual a oficina pretende se homologar.

Os itens 91.403 – Geral, 91.409 – Inspeções do Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica (RBHA) 91, vigente à época do acidente e aplicável ao tipo de operação do aparelho, traziam as seguintes observações:

91.403 GERAL

(c) Nenhuma pessoa pode operar uma aeronave que possua um manual de manutenção do fabricante ou Instruções para Aeronavegabilidade Continuada possuindo uma seção de Limitações de Aeronavegabilidade, a menos que os tempos para substituição de componentes, os intervalos de inspeção e os procedimentos específicos contidos naquela seção sejam cumpridos. Alternativamente, podem ser usados os intervalos de inspeção e os procedimentos estabelecidos nas especificações operativas emitidas segundo os RBHA 121 e 135, ou estabelecidos em um programa de inspeções aprovado segundo o parágrafo 91.409(e) deste regulamento.

91.409 INSPEÇÕES

(e) Grandes aviões, aviões multimotores com motores a turbina e helicópteros com motor a turbina. Nenhuma pessoa pode operar um grande avião ou um avião multimotor com motores a turbina, ou um helicóptero com motores a turbina a menos que a aeronave, incluindo célula, motores, hélices, equipamentos, equipamentos de sobrevivência e de emergência tenham sido inspecionados de acordo com um programa de inspeção selecionado conforme o parágrafo (f) desta seção e que o tempo de substituição de todas as peças com tempo de vida limitado discriminado nas especificações da aeronave, especificação técnica do certificado de homologação de tipo e em outros documentos aprovados tenha sido cumprido. Entretanto, o proprietário ou operador de um helicóptero com motor a turbina pode optar pelo uso das provisões de inspeção de 91.409(a), (b), (c) ou (d) em lugar da opção de inspeção contida em 91.409(f).

(f) Seleção de programas conforme o parágrafo (e) desta seção. O proprietário ou operador de cada aeronave descrita no parágrafo (e) desta seção deve selecionar, identificar nos registros de manutenção da aeronave e usar um dos seguintes programas para a inspeção dessa aeronave:

(3) um programa atualizado de inspeções recomendado pelo fabricante.

O item 43.15 – Regras Adicionais para Execução de Inspeções, do Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica (RBHA) 43, vigente à época do acidente e aplicável ao tipo de operação do aparelho, trazia as seguintes observações:

INSPEÇÃO

43.15 Regras adicionais para execução de inspeções

(a) Geral. Cada pessoa que estiver executando uma inspeção requerida pelo RBHA 91, ou RBAC que venha a substituí-lo, ou RBAC 135 deve:

(1) executar a inspeção de maneira a determinar se o artigo sob inspeção atende a todos os requisitos de aeronavegabilidade aplicáveis; e

(2) se a inspeção for requerida pelo RBAC 135 ou pelo parágrafo 91.409(e) do RBHA 91, ou dispositivo correspondente do RBAC que venha a substituí-lo, executá-la de acordo com as instruções e procedimentos relacionados no programa de inspeções para a aeronave envolvida.

(b) Aeronaves de asas rotativas. Cada pessoa que estiver realizando uma inspeção de aeronave de asas rotativas requerida pelo RBHA 91, ou RBAC que venha a substituí-lo, deve inspecionar os seguintes sistemas de acordo com o manual de manutenção, ou com as instruções para aeronavegabilidade continuada emitidas pelo fabricante da aeronave:

(1) eixos de transmissão ou sistema similar;

(2) caixa de transmissão do rotor principal quanto a defeitos evidentes;

(3) rotor principal e seção central (ou área equivalente); e

(4) rotor auxiliar de helicópteros.

Precedentes conhecidos

No tocante aos precedentes de ocorrências aeronáuticas com aeronaves A119 e AW119 MKII Koala, foram obtidos dados no *Aviation Safety Network Database* da *Flight Safety Foundation* (FSF), *Aircraft Accident and Incident Database* do *National Transportation Safety Board* (NTSB), na *Agenzia Nazionale per la Sicurezza del Volo* (ANSV) e no Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos (CENIPA), cujos extratos são apresentados na Tabela 32.

Data e Local	Resumo do Histórico
09/11/2001 EUA (N119RX)	A aeronave estava se aproximando para pouso no heliponto do Mackay-Dee Hospital, quando, ao ser baixado o coletivo, a RPM caiu para 96%, sendo ativado o alarme de "LOW ROTOR WARNING". Como o helicóptero não tinha altura suficiente para realizar uma autorrotação, o piloto baixou o coletivo imediatamente e assumiu atitude picada. A RPM caiu para 90% e estabilizou. Aproximadamente a 20 pés de altura, o piloto puxou o coletivo para realizar o "flare". Nesse momento, a RPM caiu bruscamente e o helicóptero impactou o solo com a cauda baixa. O piloto e um ocupante sofreram ferimentos leves. A aeronave, que tinha apenas 40 horas de voo, sofreu danos graves. Problemas no <i>Rotary Variable Differential Transformer</i> (RVDT) – que resultaram em informações errôneas para a Unidade de Controle de Combustível (FCU) - foram identificadas como um dos fatores contribuintes para a perda de potência.
14/10/2002 Áustria (OE-XSB)	O helicóptero estava realizando um treinamento de resgate, com elemento SAR preso a um cabo externo, quando a RPM caiu para 70% a 80% por cerca de 20 segundos. Em seguida, houve um aumento de rotação que não pôde ser controlado. O piloto liberou o tripulante preso ao cabo sobre um lago, a cerca de 15 pés de altura, com velocidade entre 70 e 80 kt. Após, cortou o motor e pousou em autorrotação. A aeronave não sofreu danos, todavia, o tripulante SAR faleceu na queda.
30/08/2004 Brasil (PR-HVR)	O helicóptero decolou do Heliporto Málaga, em Osasco-SP, com o piloto e cinco passageiros a bordo, para um voo de demonstração do equipamento para integrantes do Governo do Estado da Bahia. Após a decolagem, a aeronave apresentou perda de rotação, tendo o piloto decidido realizar pouso forçado no pátio de uma fábrica, localizada a cerca de 300 metros do local de partida. Depois de tocar o solo, devido ao declive do terreno, a aeronave iniciou um deslocamento lateral de 15 metros, colidindo com uma grade. O helicóptero sofreu avarias graves. O piloto sofreu ferimentos leves e os demais ocupantes permaneceram ilesos.
30/06/2005 EUA (N403CF)	O helicóptero - operado pela Tri-State Care Flight - estava realizando a aproximação para pouso em um heliponto localizado a 8 NM da cidade de Mancos, Colorado, quando, a cerca 220 pés de altura, ocorreu uma falha de motor. Em vista da violência do impacto contra o solo, o helicóptero ficou completamente destruído. O piloto, o paramédico e a enfermeira faleceram no local do acidente. O <i>National Transportation Safety Board</i> (NTSB) - agência governamental responsável pela investigação de acidentes aeronáuticos ocorridos em território norte-americano - estabeleceu que a causa provável desse acidente foi uma perda de potência no motor ocasionada por fatores que não puderam ser determinados associada à inabilidade dos pilotos em entrar em uma regime de autorrotação adequado antes do impacto com o solo.
11/6/2007 EUA (C-GNSR)	A aeronave prosseguia para pouso no topo da montanha Ptarmigan, no Estado de Colorado, a 11.900 pés de altura, quando, repentinamente, o aviso sonoro de "LOW ROTOR RPM" soou na cabine. O piloto baixou imediatamente o coletivo e, após uma descida de cerca de 50 pés, iniciou o "flare" para amortecer o pouso. O A119 tocou o solo bruscamente, acarretando a quebra dos esquis. Um dos passageiros sofreu fratura de compressão da coluna lombar. O motor da aeronave foi testado na sede da Pratt & Whitney pelo <i>Transportation Safety Board</i> (TSB), órgão canadense congênere do CENIPA, por solicitação do NTSB. Os testes revelaram pequenas variações de NF (<i>power turbine speed</i>) e NG (<i>compressor turbine or gas generator speed</i>) nos modos MEC (<i>mechanical mode</i>) e EEC (<i>engine electronic control</i>). Apesar dessas discrepâncias, durante o giro no banco de provas, o comportamento do motor e seu poder de resposta permaneceram dentro dos limites aceitáveis. Posteriormente, a Unidade de Controle de Combustível (FCU) foi testada nas dependências de sua fabricante (a Honeywell), em Montreal, pelo <i>Transportation Safety Board</i> (em nome do NTSB). Os exames realizados indicaram desgastes no regulador de pressão, que, por sua vez, acarretou instabilidade de NF e NG. Segundo a Honeywell, essa anormalidade não seria capaz de impedir que o motor alcançasse potência total.

Tabela 32 - Reportes de ocorrências com aeronaves modelos A119 e AW119 MKII relacionadas a problemas de falha de motor Fontes: Agenzia Nazionale per la Sicurezza

del Volo, Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos, Flight Safety Foundation e National Transportation Safety Board.

Especificamente com relação ao acidente com o PR-HVR, ocorrido em 30AGO2004, o Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos (CENIPA) emitiu, em 05MAIO2006, o Relatório Final 018/CENIPA/2006, no qual foram divulgados os resultados obtidos pelo SIPAER quanto às circunstâncias que contribuíram para aquela ocorrência.

Segundo o relatório, entre os dias 26 a 29 de outubro de 2004, o motor foi submetido à análise nas instalações da *Pratt & Whittney* Canadá, não apresentando, nos exames preliminares e visuais, quaisquer sinais de quebra ou fratura, com exceção de alguns frenos irregulares que, apesar de estarem contrários ao que se previa nos manuais de manutenção, não contribuíram para o acidente.

Já nas pesquisas realizadas no banco de testes do fabricante, o motor reproduziu integralmente a deficiência relatada pelo piloto durante o voo que resultou no acidente.

Testes subsequentes revelaram o mau funcionamento da unidade governadora eletrônica (EGU) e da unidade de controle de combustível (FCU). Desse modo, a *Pratt & Whittney* Canadá emitiu o Reporte 04-096 R1, datado de 29 de março de 2005, indicando que a instabilidade observada foi, provavelmente, resultado da combinação de alto ganho de EGU, histerese no governador de NG e desgaste do regulador de pressão de ar da FCU.

De acordo com as pesquisas realizadas pelos investigadores desse acidente, 11 (onze) boletins de serviço relacionados ao sistema de controle de combustível, anteriores ao acidente, foram emitidos pela PW.

Após o acidente com o PR-HRV, o fabricante do motor expediu mais três *Service Bulletins* a respeito, sendo que o primeiro – diretamente ligado ao acidente – foi revisado por duas vezes.

O Relatório Final 018/CENIPA/2006 descreveu, em seu item “2 ANÁLISE”, que falhas do sistema de controle do motor já eram do conhecimento do fabricante há algum tempo. Segundo o documento, o próprio helicóptero acidentado já apresentara sintomas de mau funcionamento nesse sistema, bem como o outro helicóptero do mesmo modelo operando no Brasil (o PP-MSF).

Do total de 31 (trinta e um) *Service Bulletins* expedidos pela *Pratt & Whittney* a respeito desse motor, 14 (quatorze) foram emitidos para corrigir o funcionamento do sistema de controle, sendo 11 (onze) deles emitidos antes do acidente. Esses boletins incluíram, inclusive, a substituição completa dos principais componentes do sistema.

O helicóptero acidentado, submetido à manutenção do fabricante no Brasil, cumpriu todos os *Service Bulletins* expedidos a respeito. Tendo, inclusive, o originalmente instalado EGU, P/N 3049709 S/N 044, substituído por outro de mesmo PN e SN 032, em 16JUL2003.

Desse modo, o Relatório Final 018/CENIPA/2006 concluiu que o mau funcionamento do motor não ocorreu em função de procedimentos inadequados de manutenção ou de operação da aeronave, mas de um problema crônico de fabricação do motor, que o seu fabricante, a *Pratt & Whittney* Canadá, vinha buscando solucionar desde antes do acidente, haja vista os inúmeros boletins de serviço emitidos.

Ao final, o relatório emitiu Recomendação de Segurança de Voo para que a Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC) reavaliasse a certificação para operação no Brasil do motor *Pratt & Whittney* Canadá PT-6B-37A assim como das aeronaves Agusta A119 equipadas com ele.

O Ofício nº 918/2006/GGCP, emitido pela Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC) em 27DEZ2006, encaminhou ao Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes

Aeronáuticos o documento intitulado “Relatório sobre as ações de certificação tomadas em decorrência das recomendações contidas no Relatório Final 018/CENIPA/2006”, no qual foram apresentadas as medidas tomadas pela Agência no âmbito da certificação de produto aeronáutico, a saber:

OBJETIVO

Tendo em vista o relatório final de investigação emitido pelo CENIPA para a aeronave PR-HVR, acidentada em 30 de agosto de 2004, o qual solicita à página 16 que o CTA/IFI (ANAC) revise a certificação no Brasil das aeronaves AGUSTA A119 equipadas com motores *Pratt & Whitney PT-6B-37A*, conduzimos discussões e solicitação de esclarecimentos ao fabricante da aeronave *Agusta SpA*, cuja sede se localiza em Cascina Costa, na Itália. As solicitações foram feitas com conhecimento da autoridade local, a *Ente Nazionale per l'Aviazione Civile* (ENAC), e foram atendidas conforme descrito no item **3. ANÁLISE DE ENGENHARIA**.

RESUMO

De forma resumida, listamos, neste relatório, as melhorias implementadas pelos fabricantes. As referidas modificações foram introduzidas para prevenir a ocorrência de incidentes e acidentes aeronáuticos devido à perda parcial de potência causada pelo funcionamento incorreto do controle eletrônico de combustível nos motores que equipam as aeronaves A119 Koala.

As últimas melhorias consistem em modificações disponibilizadas pelos três últimos boletins de serviço emitidos pelo fabricante do motor e por boletim técnico mandatório emitido pelo fabricante da aeronave.

ANÁLISE DE ENGENHARIA

Os quatro boletins citados no parágrafo anterior estabeleceram as seguintes melhorias:

SB39036 – Introduz um novo *software* e um novo EEC (*Eletronic Engine Control*) para melhorar a estabilidade do governador do rotor;

SB39038 – Previne a contaminação causada por migração de óleo da Accessory Gearbox e vapor de óleo proveniente da FCU, ambos para a EGU;

SB39039 – Melhora os selos dos dutos pneumáticos da bomba de combustível, que também poderiam contaminar a FCU com vapor de óleo;

Boletim de Serviço da Agusta – 119-10 - Modifica a instalação dos drenos da caixa de redução a partir da aplicação de um kit P/N 109-0823-78-101 em conjunto com a substituição da bomba do motor (PW SB 39039).

INFORMAÇÕES ADICIONAIS

Segundo os fabricantes aqui citados, maiores cuidados foram introduzidos na linha de produção dos motores (esse aspecto não podemos quantificar).

Conforme anexo, todos os operadores desse modelo de aeronave e de motor em operação no Brasil já implementaram as modificações aqui listadas.

Após a implementação das modificações citadas nos motores PT-6B-37A, o número de horas voadas sem incidentes ou acidentes até a data de 04 de outubro de 2006, foi:

Total acumulado de 25.458 horas, tendo a aeronave mais voada acumulado 996 horas. Tal situação demonstra que no ano de 2006 não houve ocorrências associadas a falhas pertinentes ao objeto deste relatório.

Não houve emissão de *Airworthiness Directives* (Diretrizes de Aeronavegabilidade), quer pela autoridade europeia EASA, quer pela canadense TCCA. Foi conduzido um acompanhamento pelas autoridades responsáveis pela implementação das modificações e um esforço conjunto por ambos os fabricantes.

CONCLUSÃO

Tendo em vista as medidas tomadas pelos fabricantes objetivando garantir a aeronavegabilidade continuada e a evidência da não recorrência de novos eventos semelhantes ao reportado, concluímos que a aeronavegabilidade do modelo Agusta A119 está restabelecida. Dessa forma, continuaremos a acompanhar sua vida em serviço por meio dos informes dos operadores e do fabricante. Caso venha a ser necessário, interviremos com ações cabíveis dentro do âmbito da certificação.

Mecanismo básico do regime de autorrotação

Uma das vantagens mais significativas dos helicópteros em comparação a outros tipos de aeronaves é a sua capacidade de realizar pousos seguros mesmo após uma completa perda de potência. O regime de operação que permite essa capacidade é conhecido como autorrotação.

Uma importante restrição a ser observada no regime de autorrotação é o chamado Diagrama de Altura x Velocidade – também conhecido como Curva do Homem Morto - que, obrigatoriamente, deve constar no manual de operações de qualquer helicóptero e tem por finalidade mostrar ao piloto regiões em que há restrição para o voo, tanto de altura quanto de velocidade à frente, limitando o envelope operacional do equipamento.

Uma vez que a perda de potência ocorra no interior dos limites restritivos desse diagrama, estabelece-se uma situação em que o regime de autorrotação torna-se inviável - em função do reduzido tempo para a aeronave responder ao comando do piloto antes da chegada ao solo. Um modelo típico do Diagrama de Altura x Velocidade está demonstrado na Figura 85.

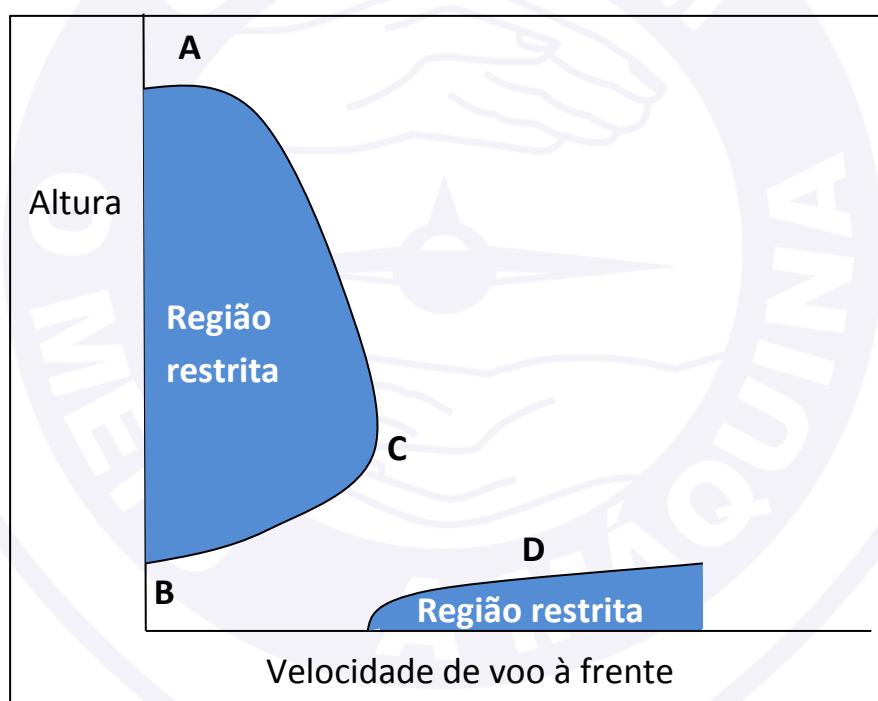


Figura 85 - Diagrama de Altura x Velocidade.

O Diagrama de Altura x Velocidade, como pode ser observado na Figura, caracteriza-se por quatro pontos fundamentais:

O ponto A representa a altura mínima em relação ao solo na qual, caso haja perda de potência durante o voo pairado, o piloto tem tempo suficiente para comandar o regime autorrotacional e realizar um pouso com segurança.

Já o ponto B representa a altura máxima em relação ao solo, em que, havendo perda de potência durante o voo pairado, o piloto utiliza a sustentação residual fornecida pelo rotor principal, de modo a amortecer o impacto da aeronave com o solo, minimizando os danos para a tripulação e a aeronave. Ressalta-se que, nesse caso, o trem de

pouso/esqui é suficientemente resistente para absorver a energia de impacto da queda sem causar maiores danos para a tripulação e a aeronave.

O ponto C significa a combinação entre velocidade mínima de voo à frente e altura, que permite ao piloto realizar um pouso seguro no regime de autorrotação, caso haja perda de potência.

A região delimitada pelo ponto D fornece uma área de operação restrita que combina velocidades elevadas e alturas muito baixas em relação ao solo - o que impossibilita a estabilização do regime de autorrotação - uma vez que o tempo é curto demais para qualquer medida corretiva; desse modo, a aeronave, ao chocar-se com o solo, transforma sua elevada energia cinética em energia de impacto, com os consequentes danos pessoais e materiais.

De acordo com o *Rotorcraft Flight Manual* (RFM), Seção 4 - Performance, Página 4-21, o AW119 MKII possuía o seguinte Diagrama de Altura x Velocidade:

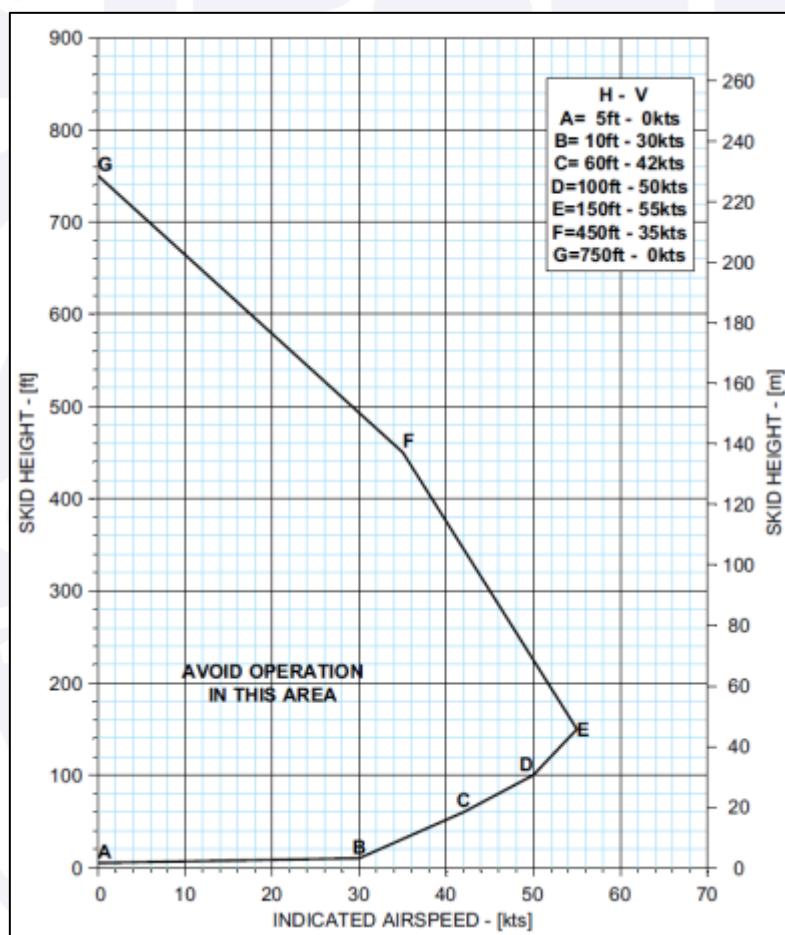


Figura 86 - Diagrama de Altura x Velocidade do AW119 MKII.

Em casos de perda de potência do motor, a razão de queda de um sistema rotacional é diretamente proporcional ao torque aplicado e inversamente proporcional ao momento de inércia.

A rápida atuação nos comandos constitui, portanto, componente crítico para uma autorrotação bem sucedida (ver Figura 87). Por isso, todo helicóptero possui avisos sonoros, e luminosos de parada do motor e todo piloto é condicionado a baixar o coletivo imediatamente após ouvir esses alarmes.

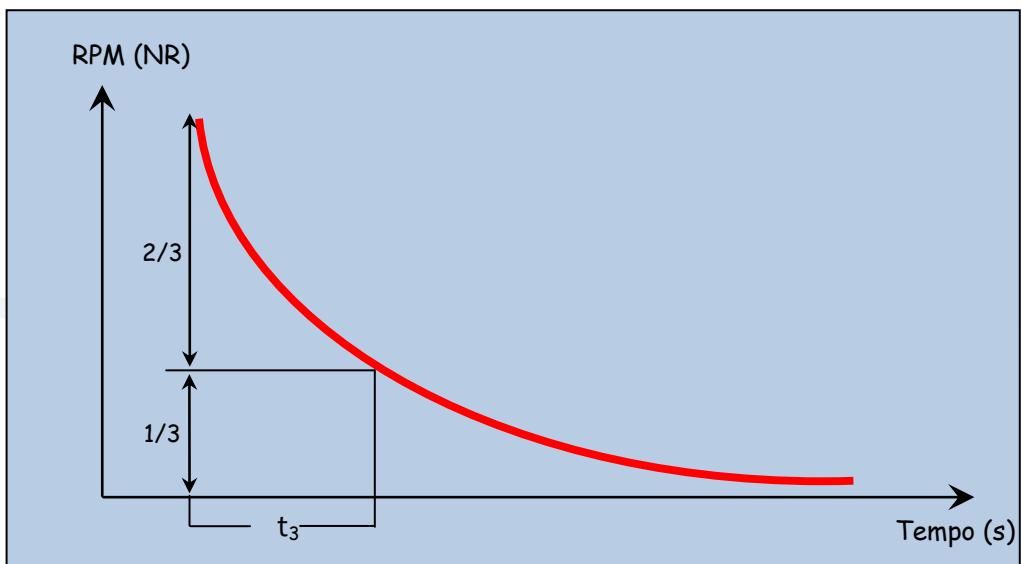


Figura 87 – Queda de RPM em função do tempo de resposta do piloto. Fonte: IPEV (2010).

No caso de perda de rotação, além de perder o controle direcional para corrigir a tendência de giro da fuselagem, perde-se também a força centrífuga que mantém as pás do rotor formando um disco. Tem-se então o chamado "Efeito Cone", situação em que as pás dobram para cima e, em situações mais críticas, terminam por quebrar no ponto de fixação no eixo do motor.

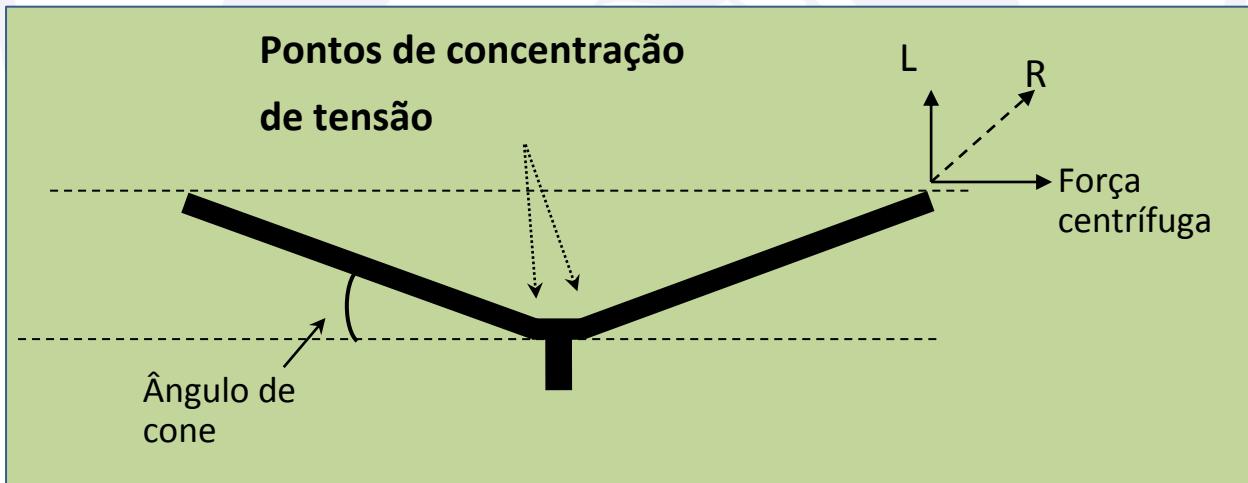


Figura 88 – Efeito cone. Fonte: NIKOLSKY e SECKEL (1949).

O “Efeito Cone” apresenta as seguintes características:

- Tende a ser maior em atitudes cabradas e em condições de elevado peso e carga G;
- Tende a diminuir com o aumento da velocidade de rotação das pás e o consequente aumento da força centrífuga;
- Tende a aumentar quando o helicóptero é operado em rotações abaixo da mínima especificada pelo fabricante;
- Resulta em sobrecarga das pás, diminuição da amplitude (área) do disco do rotor e perda de sustentação.

O acidente ocorrido com o Robinson R22 de marcas PT-YZZ, em 25SET2009, que pousou em autorrotação no estacionamento de um supermercado, em São Paulo-SP, ilustra bem essa situação.

Em um voo de instrução, no regresso para o Aeródromo de Campo de Marte (SBMT), ocorreu o apagamento do motor. O instrutor, que no momento inseria a frequência da Torre de Controle (TWR-MT), foi alertado pelo acendimento da luz de baixa RPM e assumiu os comandos. Entretanto, sem a tração do motor e com o ângulo das pás fora do mínimo, a aeronave perdeu rotação rapidamente. A ação combinada da perda de força centrífuga de sustentação e do peso do helicóptero sobre o disco do rotor principal acarretou o enflechamento das pás para cima.

Apesar de não ter havido ruptura, as duas pás do rotor principal apresentaram deformações e enrugamentos compatíveis com o “Efeito Cone”, conforme pode ser observado nas figuras abaixo.



Figuras 89, 90 e 91 - Situação das pás do rotor principal do PT-YZZ após o acidente. Em destaque, detalhes do enflechamento das pás para cima.

O *Rotorcraft Flight Manual* (RFM) do AW119 MKII Koala, em sua Seção 3 – *Emergency and Malfunction Procedures*, página 3-12, recomendava os seguintes procedimentos para falhas do motor em voo de cruzeiro:

ENGINE FAILURES	
FAILURE OF ENGINE	
INDICATIONS	
Helicopter	Left yaw.
Audio signal:	Present
EDU 1	<p><i>ROTOR LOW warning message displayed and “ROTOR LOW” aural warning activated.</i></p> <p><i>ENG OUT warning message displayed and “ENGINE OUT” aural warning activated when N1 below 51% and decreasing</i></p>
Gas generator (N1)	Rapidly decreasing.
NR	Rapidly decreasing
ITT	Rapidly decreasing
Torque	Rapidly decreasing
PROCEDURE - CRUISE	
Pedals	Control yaw rate.
Collective	Lower immediately to stop the NR decay. Then maintain the NR between 90 and 110%.
Cyclic	Adjust to obtain desired autorotative airspeed
<p>Note</p> <p>Airspeed for minimum rate of descent is 80 KIAS. Airspeed for maximum glide distance is 110 KIAS.</p>	
Engine throttle	OFF
If altitude permits, attempt to restart the engine (see " Engine restart in flight " procedure).	
 <p>CAUTION</p>	
When the cause of engine failure is suspected to be of a mechanical nature, do not attempt a restart.	
<i>If the engine cannot be restarted:</i>	
FUEL VALVE switch	CLOSED
FUEL PUMP 1 and 2 switches	OFF
Xfer PUMP switch	OFF
GEN switch	OFF
Perform an autorotative landing (refer to "Autorotative landing" procedure).	
AUTOROTATIVE LANDING	
Cyclic	At approximately 150 ft AGL, initiate a flare and hold the flare to reduce the forward speed.
Collective	Apply at the end of the flare, before touchdown, to reduce the rate of descent.
Cyclic	Forward to obtain a level attitude (landing skid parallel to the ground).
Collective	Continue application to cushion the touchdown.
Pedals	Maintain direction.
<p>Note</p> <p>In case of ground contact on the aft portion of the landing skid, avoid counteracting the pitch down with cyclic.</p>	

Itens a serem cumpridos na Inspeção de 50 horas do AW119 MKII

O *Maintenance Planning Manual* (MPM) do AW119 MKII Koala contempla 77 itens a serem cumpridos na Inspeção de 50 horas. Segundo as entrevistas conduzidas pelos investigadores, somente os serviços descritos na Tabela 3 do item “1.6 Informações acerca da aeronave” foram executados. No entanto, não houve o registro dessas intervenções.

Armazenamento e abastecimento de combustível segundo as NBRs 15216 e 13310

A NBR 15216, que versava sobre “Armazenamento de Líquidos Inflamáveis e Combustíveis – Controle da Qualidade no Armazenamento, Transporte e Abastecimento de Combustíveis de Aviação”, estabelecia os seguintes procedimentos:

Requisitos de equipamentos de transporte

Não devem ser utilizados na construção de tanques, tubulações ou qualquer componente que entre em contato com combustíveis de aviação, material plástico, aço galvanizado, cobre, zinco, cádmio, ou suas ligas. No revestimento interno não deve ser utilizada tinta à base de silicato de zinco. Tubulações que não podem ser revestidas internamente em função do seu diâmetro devem ser de aço inoxidável ou alumínio.

Para transporte

Caminhão-tanque (CTA)

O tanque de carga deve ser de aço inoxidável, alumínio ou aço-carbono revestido internamente com epóxi. Deve possuir dispositivo que permita a realização de inspeções e ponto baixo com dreno. Seu uso deve ser dedicado, isto é, utilizado para transportar um único produto, salvo exceção constante dos itens 6.5 e 6.5.1.

O transporte rodoviário de combustível de aviação deve atender aos requisitos da Regulamentação do Transporte de Produtos Perigosos e ao estabelecido no RTQ-7i, com certificado de inspeção para o transporte de produtos perigoso do INMETRO (CIPP) para os grupos (2D) QAV e (2E) GAV-100 LL, conforme Lista de Grupos de Produtos Perigosos do INMETRO.

Durante o transporte entre instalações, os tanques devem ser lacrados com lacre especial colorido com numeração contendo no mínimo três dígitos.

Tambor

Os tambores utilizados para acondicionar combustíveis de aviação devem ser de aço inoxidável ou aço-carbono, revestidos internamente com epóxi, bitola 18 BG, com as seguintes características:

Capacidade de 200 litros;

Preferencialmente novos ou totalmente recondicionados, isentos de qualquer defeito na superfície externa e no revestimento interno;

Duas aberturas de recebimento de produto que proporcione uma completa estanqueidade quando fechadas (livre de amassados, tinta e rosca danificadas);

Bujões limpos com rosca utilizável e superfície selante livre de tinta e abrasões;

Juntas do bujões novos, sem deformação, no tamanho certo para cada tipo de bujão, em Buna N;

Identificados de acordo com a última versão da API/IP STD 1542, para cada tipo de produto de aviação acondicionado;

Serem homologados para o modal de transporte, de acordo com o Regulamento de Aviação da Conformidade do INMETRO.

Quando recondicionados, os tambores devem ser submetidos a um processo de lavagem no qual não podem ser utilizados produtos de limpeza cáusticos ou ácidos.

Contêiner

O Contêiner deve ser feito de alumínio, aço inoxidável ou aço-carbono, revestido internamente com epóxi, com conexões seletivas. Deve ser construído de modo que seja possível a drenagem efetiva da água eventualmente acumulada no combustível. Seu uso deve ser dedicado, isto é, utilizado para transportar um único produto. É vedada a utilização de contêiner de plástico.



Figura 92 – Tambores de aço inoxidável e aço carbono em conformidade com a NBR 15216.

A NBR 13310, que versava sobre “Caminhão-tanque Abastecedor (CTA) de Combustíveis de Aviação”, trazia as seguintes orientações:

6 Procedimentos para o controle de qualidade

Nos sistemas de distribuição e armazenagem dos combustíveis de aviação é necessário coletar amostras, realizar ensaios para verificar a conformidade do produto com as respectivas especificações e, por meio da análise de consistência, detectar possíveis contaminações ou degradação de combustível de aviação durante o transporte do produto.

Em todas as etapas dos procedimentos de controle da qualidade em que for previsto o ensaio da aparência devem ser observados o aspecto, a cor e a presença de água no combustível. O combustível deve estar claro, límpido e visualmente isento de água não dissolvida e material sólido. A avaliação dever ser realizada em amostra de 1 litro, em recipiente de vidro transparente, sem qualquer tipo de imperfeição e com tampa, de modo a possibilitar a agitação por turbilhonamento da amostra.

Mensagem “FUEL LOW” nas EDUs

Segundo o *Rotorcraft Flight Manual* (RFM) do AW119 MKII, Seção 4 – *Performance Data*, Página 4-5, a mensagem “*FUEL LOW*” aparece quando a quantidade de combustível atinge valores abaixo de, aproximadamente, 45kg. Em caso de falha do sensor responsável pela indicação, a mensagem de “*FLOW FAIL*” aparecerá na EDU#1.

CHART E

De acordo com o *Rotorcraft Flight Manual* (RFM), Seção 6 - *Weight and Balance*, Página 6-17, a “CHART E” (Figura 93) era de preenchimento obrigatório antes de cada voo.

CHART E - WEIGHT & BALANCE COMPUTATION FORM							
MODEL	S/N	REGISTRATION MARKS		DATE	PLACE	COMPUTED BY	
Ref.	ITEM		WEIGHT	STA	LONG.MOMENT	BL	LAT.MOMENT
			(Kg)	(mm)	(Kg mm)	(mm)	(Kg mm)
1	HELICOPTER BASIC (Ref. To Chart C)						
2	PILOT						
3	COPILOT						
4	PASSENGER						
5	PASSENGER						
6	PASSENGER						
7	PASSENGER						
8	PASSENGER						
9	PASSENGER						
10	LOOSE EQUIPMENT LOAD						
11	CABIN LOAD						
12	BAGGAGE COMPARTMENT LOAD						
13							
14							
15							
16							
17							
18							
19							
20							
21	DRY WEIGHT						
22	FUEL (at Take-off)						
23	GROSS WEIGHT (at Take-off)						
24	FUEL (at Landing)						
25	GROSS WEIGHT (at Landing)						
26	BALLAST (if required)						
LIMITATIONS			REMARKS				
Refer to Section 1							

Figura 93 – CHART E. Fonte: RFM AW119 MKII.

Limites da pressão de óleo da transmissão

O *Rotorcraft Flight Manual* (RFM) do AW119 MKII, na Seção 1 - *Limits*, Página 1-17, apresentava os seguintes limites para a pressão de óleo do rotor principal:

MAIN TRANSMISSION LUBRICATION SYSTEM LIMITATIONS

OIL PRESSURE

Minimum	30 psi
Continuous operation.....	30 to 55 psi
Cautionary.....	55 to 70 psi
Maximum	70 psi

Programa de manutenção do AW119 MKII Koala

O *Maintenance Planning Manual* (MPM) do AW119 MKII Koala estabelecia os seguintes critérios de tolerância para o Programa de Manutenção da aeronave:

05-03-3. PERMISSIBLE INSPECTION INTERVAL TOLERANCES

In order to facilitate the inspection planning in accordance with the helicopter inspection schedule, the following tolerances are permissible.

SCHEDULED MAINTENANCE CHECKS

NOTE: Tolerances are not cumulative and they do not change the date at which the next inspection was scheduled.

In case of inspection anticipation it is possible to recover the gap using the tolerances of subsequent inspections.

i.e. 50 hours scheduled inspection

1. The 50 hours inspection must be performed mandatorily within 60 hours (50 hours + 10 hours tolerance).

2. It is mandatory to perform at least scheduled inspections (50 hours) in 210 hours (200 hours + 10 hours tolerance)

If the first scheduled inspection (50 hours) is performed at 30 hours (i.e. following corrective actions), the next three scheduled inspections (50 hours) must be performed as follows:

1º 30 hours (first inspection) +

2º within 60 hours (50 hours + 10 hours tolerance) +

3º within 60 hours (50 hours + 10 hours tolerance) +

4º within 60 hours (50 hours + 10 hours tolerance) +

TOTAL 210 hours (200 hours + 10 hours tolerance)

The same criteria is applied to inspections 200, 400 and 800 hours, where there will be 4 times the 200 hours inspections in 830 flight hours (800 flight hours + 30 flight hours tolerance), 4 times the 400 hours inspections in 1630 flight hours (1600 flight hours special inspection + 30 flight hours of tolerance) and 4 times to 800 hours inspections in 3260 hours (3200 flight hours + 60 flight hours of tolerance).

Extended inspection program (Sect. 05-20)

INSPECTION

05-20-1 — Basic 50 Flight hours/60 days : + 10 Flight hours/10 days.

05-20-2 — 200 Flight hours : + 10 Flight hours

05-20-3 — 400 Flight hours : + 30 Flight hours

05-20-4 — 800 Flight hours : + 30 Flight hours

05-20-5 — 3200 Flight hours : +/- 60 Flight hours (see note 1)

05-20-6 — 12 months : +/- 2 months (see note 1)

Histórico de panes de motor em aeronaves AW119 MKII que operam no Brasil

Pesquisas realizadas nos *logbooks* e nas cadernetas de motor das aeronaves PR-CBG e PR-PMG, operadas respectivamente pelo Corpo de Bombeiros Militar e Polícia Militar do Estado de Goiás, indicaram que não foram necessárias manutenções corretivas em seus motores *Pratt & Whittney PT-6B-37A*.

Já com relação ao helicóptero de marcas PR-PMM, operado pela Polícia Militar do Estado de Santa Catarina, verificou-se que em 14OUT2012, durante voo de translado pelo Estado da Bahia, a aeronave apresentou pane intermitente de FCU que obrigou os pilotos a realizarem um pouso de precaução no Aeroporto de Salvador-BA. Posteriormente, por orientação da *Pratt & Whittney Canadá*, houve a substituição da FCU P/N 3122758-13, S/N C6822, pela FCU de mesmo P/N, S/N C68014.

1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.

Não houve.

2. ANÁLISE.

A análise dos fatores intervenientes para o acidente está dividida em duas partes. A primeira, intitulada Dinâmica do Acidente, busca reconstruir os instantes finais do voo que resultou na queda do helicóptero. Apesar da ausência de gravadores de voo e de sobreviventes, procurou-se estabelecer, com base nas pesquisas realizadas, a hipótese mais plausível para descrever a dinâmica do acidente e as forças aerodinâmicas envolvidas no evento.

A segunda parte, intitulada Considerações sobre os Resultados Obtidos, analisa detalhadamente os diversos aspectos relacionados aos fatores humanos, operacional e material que concorreram para o acidente, tomando-se como base os exames, testes e pesquisas realizados pelos investigadores. Traz ainda um exame das deficiências sistêmicas identificadas ao longo da investigação e suas possíveis contribuições para a ocorrência.

Dinâmica do acidente

Nas Figuras 94 e 95, Fases de 1 a 5, é apresentada a hipótese mais plausível para explicar a dinâmica do acidente. A sequência de eventos proposta baseou-se nas entrevistas realizadas pelos investigadores, nos resultados obtidos nos exames conduzidos pela investigação e em pesquisas bibliográficas relacionadas à aerodinâmica de asas rotativas.



Figura 94 – Dinâmica do acidente (Fases 1, 2 e 3).

1) Voo de cruzeiro: a aeronave decolou da Fazenda Nossa Senhora Aparecida às 18h20min (UTC), com oito pessoas a bordo, com destino ao ponto de reabastecimento montado no município de Piranhas-GO. Com 17 minutos de voo, após ultrapassar uma elevação de 2.150 pés localizada no Setor Sul da sede da Fazenda Rancho Alegre, o motor da aeronave apagou em voo. De acordo com as informações obtidas a partir do depoimento de testemunhas, o helicóptero mantinha aproximadamente 1.000 pés acima do solo.

2) Efeito cone: a perda de tração no motor associada ao elevado torque aplicado, ao peso próximo ao máximo operacional e ao baixo momento de inércia proporcionado pelas pás de compósito do AW119 MKII Koala acarretaram uma rápida queda de RPM do rotor principal. Como consequência, a ação combinada da perda de força centrífuga de sustentação e do peso do helicóptero sobre o disco do rotor principal ocasionou o enflechamento das pás para cima (Efeito Cone).

3) Ruptura da pá: em um terceiro momento, o enflechamento das pás intensificou-se continuamente até ocorrer a falha estática¹ da pá do rotor principal com marcação em azul.



Figura 95 – Dinâmica do acidente (Fases 4 e 5).

4) Giro no eixo longitudinal: a tendência de giro da fuselagem após a rápida queda de rotação associada ao momento proporcionado pela perda de uma das pás do rotor principal fez com que a aeronave iniciasse um giro no eixo longitudinal, no sentido anti-horário.

5) Colisão com o solo: não houve como determinar quantos giros foram realizados pela aeronave em torno do eixo longitudinal, entretanto, em função das condições encontradas na Ação Inicial, é provável que o PP-CGO tenha colidido com o solo próximo à posição de dorso.

Apesar de não ter sido possível identificar o ângulo e a velocidade com que o helicóptero impactou o solo (ver item “1.16 Exames Testes e Pesquisas, tópico Relativos ao Velocímetro”), as condições encontradas no local do acidente indicaram que a colisão se deu com elevado ângulo e grande velocidade.

Considerações sobre os resultados obtidos

A investigação deste acidente aeronáutico identificou que, no dia da ocorrência, as condições meteorológicas eram favoráveis ao voo visual, inexistindo nebulosidade ou ventos fortes que pudesse ter prejudicado o julgamento dos pilotos ou dificultado a manutenção do controle da aeronave durante o voo.

Após análise das três últimas atas relativas às Juntas Especiais de Saúde (JES) realizadas pelos pilotos no Hospital de Força Aérea de Brasília (HFAB), não foram encontrados indícios de alterações de ordem médica relevantes para o acidente. De acordo com as entrevistas realizadas, no período que antecedeu a jornada de trabalho, os tripulantes tiveram um período adequado de descanso, em ambiente favorável ao repouso. A jornada de trabalho no dia da ocorrência permaneceu dentro dos limites previstos na regulamentação aeronáutica.

¹ Fratura caracterizada pela deformação permanente ou ruptura definitiva de uma peça, como resultado de tensões excessivas em determinado ponto.

No momento em que ocorreu a falha do motor, descontados os 374 kg relativos ao consumo médio de 2h 08min de voo, estima-se que o peso da aeronave encontrava-se em torno dos 2.842 kg, dentro, portanto, dos limites preconizados pelo fabricante. O balanceamento da aeronave, considerada a distribuição de seus ocupantes, também estava dentro dos limites operacionais previstos.

De acordo com os relatos das testemunhas, a aeronave estava voando com deslocamento à frente e altura superior a 300 metros (cerca de 1.000 pés). Dessa forma, com base no Diagrama Altura x Velocidade do AW119 MKII (ver item “1.19 Informações Adicionais, tópico Mecanismo básico do regime de autorrotação”) é possível inferir que, no momento da falha do motor, o PP-CGO estava fora da “Curva do Homem Morto”.

Considerando-se que a aeronave decolou de SBGO completamente abastecida e que voou a uma velocidade aproximada de 120 kt, mantendo a altura de 500 pés AGL sobre um terreno cuja elevação média era de 1.500 pés, é possível afirmar que ainda havia cerca de 102 kg de JET A-1 nos tanques no momento do acidente. Ademais, na etapa de voo que resultou no acidente, a EDU não registrou a mensagem “FUEL LOW” e sete dos oito corpos apresentaram elevado grau de carbonização. Tais indícios confirmaram que o apagamento do motor em voo não se deu por falta de combustível nos tanques da aeronave.

Segundo o Relatório de Ensaio nº 39/13, emitido pela Agência Nacional do Petróleo, Gás Natural e Biocombustíveis (ANP), amostras retiradas do contêiner utilizado pela Polícia Civil em operações fora de sede apresentaram total conformidade com as especificações previstas para querosene de aviação. Adicionalmente, verificou-se que, nas três semanas anteriores ao acidente, a Unidade Aérea não utilizou tal reservatório, tendo os últimos três abastecimentos da aeronave sido realizados na Air BP Brasil Ltda., localizada no Aeroporto Internacional Santa Genoveva (SBGO), conforme descrito em “1.16 Exames Testes e Pesquisas, tópico Relativos ao combustível”.

Em função dos procedimentos e documentos apresentados pela Air Bp Brasil Ltda. aos investigadores SIPAER no dia posterior ao acidente, verificou-se a total conformidade dessa empresa com as normas e regulamentos estabelecidos pela Autoridade Reguladora. Adicionalmente, os investigadores realizaram contato com proprietários e operadores das aeronaves que utilizaram o mesmo CTA que abasteceu o helicóptero da Polícia Civil no dia 07MAIO2012, sendo constatado que não houve problemas com o JET A-1 consumido. Desse modo, é possível afirmar que o combustível usado no dia da ocorrência não contribuiu para o apagamento do motor.

Nos testes realizados nas pás do rotor principal e do rotor de cauda não foram identificados indícios de falhas estruturais ocasionadas por fadiga.

Com relação à quebra da pá com marcação em azul, conforme explicado em “1.19, tópico Mecanismo básico do regime de autorrotação”, é plausível supor-se que, logo após a perda de potência, o tempo de reação dos pilotos não foi suficientemente rápido para evitar uma queda excessiva de RPM do rotor principal, o que fez com que as pás dobrassesem para cima devido ao “Efeito Cone” - sendo atingido o limite estrutural da pá com marcação em azul, que veio a quebrar em voo e repousar a 150 metros do ponto em que a aeronave colidiu contra o solo.

Além disso, no momento da falha do motor em voo, a aeronave operava com peso próximo ao máximo estrutural (aproximadamente 8 kg abaixo), condição que intensificou o “Efeito Cone”.

Verificou-se que a Unidade Aérea não havia estabelecido formalmente um programa de treinamento e manutenção operacional para seus tripulantes, conforme prevê o RBHA 91, Requisito 91.959 - Habilitação, Treinamento e Proficiência. Também não foram localizadas pelos investigadores as fichas de avaliação dos voos realizados após o Pilot’s

Transition Flight Maneuver Evaluation, ocorrido em junho e julho de 2011 (ver “1.18 Informações Operacionais”).

A ausência de registros impossibilitou a análise da adequabilidade e da efetividade do treinamento realizado pelos pilotos, principalmente no que se refere aos procedimentos de autorrotação. Desse modo, não foi possível avaliar se a quantidade de repetições desse exercício foi suficiente para garantir o desempenho adequado da tripulação frente à emergência real.

A existência dos programas de capacitação e treinamento continuado permite aos pilotos a manutenção dos conhecimentos, habilidades e atitudes necessárias ao desempenho eficaz em voo, bem como o aperfeiçoamento da sua capacidade de julgamento, decisão e estabilidade emocional, fundamentais para uma reação rápida e adequada perante uma condição adversa.

Em uma situação real de emergência, a falta do treinamento regular pode expor os tripulantes à apresentação de níveis de desempenho insuficientes, principalmente em virtude do alto índice de estresse e ansiedade que são provocados – sensações suficientemente capazes de propor uma evocação falha da memória pelo piloto, um retardamento nas suas respostas cognitivas e motoras ou mesmo o erro humano.

No acidente com o PP-CGO, a abrangência do treinamento de autorrotação, somado à operação do AW119 MKII Koala próxima ao seu peso máximo estrutural (condição de voo não habitual para os pilotos), podem ter influenciado o processo decisório dos pilotos, levando-os à emissão de respostas cognitivas e motoras inadequadas para iniciar o procedimento de autorrotação.

Durante o processo de coleta de dados, foram encontradas discrepâncias relativas à manutenção da aeronave, especificamente no que se refere à execução do programa de manutenção fora do prazo estabelecido pelo fabricante.

Conforme descrito em “1.19 – Informações adicionais”, subitem “1.19, tópico Programa de manutenção do AW119 MKII Koala”, o Manual de Manutenção do AW119 MKII previa que as inspeções de “50 horas” poderiam ser estendidas por até 10 horas.. A última inspeção, tipo IAM, foi realizada em 15MAR2012 e a aeronave voou 70h 40min até o acidente, ou seja, ultrapassou 10h40min o limite estabelecido no programa de manutenção do fabricante.

Apesar de a aeronave ter dado entrada na empresa Fênix Manutenção e Recuperação de Aeronaves Ltda. para realizar “Inspeção de 50 horas” no dia 04MAIO2012, constatou-se que tal manutenção programada não foi executada.

Com base nos relatos, entende-se que houve uma retirada precipitada da aeronave da empresa mantenedora, resultado de uma provável carga motivacional elevada do Piloto e dos policiais envolvidos na reconstituição do crime para que tal etapa da investigação criminal fosse concluída antes do início de uma greve institucional da Polícia Civil.

Infere-se, assim, que tal contexto contribuiu para um julgamento inadequado dos pilotos sobre as condições de aeronavegabilidade do helicóptero, levando-os a assumir o risco de operar a máquina sem que a mesma tivesse realizado a manutenção prevista.

Desse modo, antes da decolagem de SBGO, a aeronave já havia ultrapassado em 10h 40 min o limite máximo de extensão da “Inspeção de 50 horas”, estabelecido pelo fabricante (ver item “1.6 – Informações acerca da aeronave”). Consequentemente, de acordo com o que previa o RBHA 91, Requisitos 91.405 e 91.409 (e) (f) (3), a aeronave não se encontrava aeronavegável no dia do acidente, ou seja, não poderia estar voando.

O fato de a aeronave ter ultrapassado o limite da extensão estabelecido pelo fabricante não assegura que a origem da falha do motor tenha nexo causal com a

inobservância do programa de manutenção. Por outro lado, não é possível descartar totalmente essa correlação, haja vista que os exames, testes e pesquisas não foram conclusivos quanto à origem da pane.

Tais fatos deram destaque, portanto, a uma sequência de decisões e atos inseguros, críticos à Segurança de Voo, assumidos pelos pilotos e reforçados pela Corporação – a qual intencionava concluir uma missão dentro de um prazo inflexível – que corroborou a existência de uma cultura profissional e organizacional frágil, capaz de viabilizar a predominância de uma missão em detrimento às condições de segurança para realizá-la.

Os serviços de manutenção supostamente realizados nos dia 05MAIO2012 e 07MAIO2012 eram de baixa complexidade e já haviam sido executados em outras ocasiões pelos mecânicos da empresa Fênix Manutenção e Recuperação de Aeronaves Ltda. Entretanto, conforme estabelecia o RBHA 145, Requisitos 145.11 e 145.23, não poderiam ter sido realizados em virtude da suspensão da empresa.

Durante o processo de licitação para a execução dos serviços de manutenção nos helicópteros pertencentes à Secretaria de Segurança Pública do Estado de Goiás, a empresa Fênix Manutenção e Recuperação de Aeronaves Ltda. possuía em seu adendo as aeronaves A119 e AW119 MKII fabricadas pela *Agusta Westland* e cumpria todos os requisitos exigidos pela Autoridade Reguladora (ANAC).

Em auditoria realizada pela Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC) entre os dias 02ABR2012 e 04ABR2012, foram verificadas não conformidades que resultaram na suspensão dessa empresa mantenedora. Apesar de tais discrepâncias serem relevantes para a Segurança de Voo, não foi possível verificar, nas pesquisas realizadas, sua contribuição para o acidente.

As informações coletadas pelos investigadores confirmaram que o preso de justiça encontrava-se algemado no momento do acidente. Independentemente da posição ocupada por ele, verificou-se a impossibilidade de sua interferência nos comandos de voo da aeronave devido à separação existente entre as cabines dos pilotos e dos passageiros, conforme descrito no item “1.6 Informações acerca da aeronave”.

A investigação do sistema de combustível e de seus principais componentes - bomba de alta pressão, FCU e governador eletrônico - ficou comprometida devido aos graves danos causados pela colisão da aeronave com o solo e pelo intenso fogo pós-impacto. Em função disso, foi possível analisar com maior profundidade apenas a caixa de redução e a seção quente do motor da aeronave.

Nos trabalhos de desmontagem desses componentes, realizados na sede da empresa *Pratt & Whittney*, no Canadá, e no Departamento de Ciência e Tecnologia da Aeronáutica (DCTA), em São José dos Campos-SP, não foram identificados problemas mecânicos, danos nos rolamentos, falta de lubrificação, fraturas ou outras discrepâncias que pudessem causar mau funcionamento ou parada total do motor.

No tocante aos precedentes de ocorrências aeronáuticas com aeronaves do mesmo modelo, foram identificados em todo o mundo 11 acidentes, sendo cinco relacionados a falhas de motor (todas relativas ao A119).

Especificamente no que se refere ao acidente com o N403CF, o NTSB, organização norte-americana congênere do CENIPA responsável pela investigação dessa ocorrência, concluiu que a aeronave acidentou-se em função de uma falha de motor, cujas causas não foram identificadas, e da inabilidade dos pilotos em manter adequadamente um regime de autorrotação.

No acidente com o PR-HVR, ocorrido em 30AGO2004, o CENIPA concluiu que a falha do motor da aeronave ocorreu devido ao mau funcionamento do componente

Governor – NF Speed, Electronic (EGU), responsável por transmitir informações para débito de combustível na FCU (Fuel Control Unit).

Conforme descrito anteriormente, não foi possível, na presente investigação, analisar tais componentes do sistema de controle de combustível devido ao seu elevado grau de destruição, conforme descrito em “1.16 Exames, testes e pesquisas”, “Relativos ao motor” (Figuras 46 e 47).

O histórico de manutenções corretivas realizadas nas aeronaves modelo AW119 MKII de marcas PR-CBG, PR-PMG e PR-PMM, que iniciaram suas operações no Brasil em 18DEZ2010 e 07FEV2011, não indicou a recorrência de problemas nos motores *Pratt & Whittney PT-6B-37A*.

O histórico de mensagens obtidas a partir da degravação das *Eletronic Display Units* (EDUs) e o exame detalhado dos documentos relativos às manutenções realizadas não indicaram a recorrência de problemas com a aeronave nos seus 17 meses de operação pela Polícia Civil de Goiás. Do mesmo modo, as indicações fornecidas pelas EDUs no dia do acidente e nos sete dias anteriores não forneceram pistas quanto aos fatores que concorreram para o apagamento do motor em voo (ver item “1.18 Informações Operacionais”).

No âmbito organizacional, a Unidade Aérea carecia de estruturas de ordem básica, compondo um quadro de condições latentes graves relacionadas ao desempenho da atividade aérea e à manutenção de seus processos de Segurança de Voo.

A inexistência de um hangar e de uma sala de trabalho próprios, alocados física e estrategicamente nas dependências da Polícia Civil, não favorecia a condução de um trabalho administrativo e operacional unificados. Isso dificultou a estruturação de processos organizacionais mais definidos, cujo controle (tanto sobre as atividades associadas à operação do helicóptero quanto sobre o desempenho de seu pessoal) pudesse ser mais efetivo.

Tal fato tornava-se ainda mais delicado quando considerada a carência de recursos humanos. A dificuldade que a Unidade Aérea possuía dentro da Polícia Civil para recrutar profissionais que pudessem se dedicar integralmente às funções desse setor gerava uma sobrecarga de trabalho no seu efetivo, principalmente sobre o elo de manutenção da Unidade.

Essa sobrecarga de trabalho indicava uma estruturação inadequada dos recursos humanos disponíveis, que vinha contribuindo para a existência latente e continuada de controles falhos da Unidade Aérea sobre informações essenciais acerca da aeronave (controles de manutenção, registros de panes e mapas de controle), tão importantes à manutenção da cultura de Segurança de Voo.

A sobrecarga de trabalho era evidenciada também sobre a escala de voo, em virtude da existência de somente dois pilotos no apoio a todas as missões aéreas da Unidade. Tal fato configurava fator de risco às operações da Organização, uma vez que as responsabilidades inerentes às funções administrativas, as quais os pilotos acumulavam com o voo, representavam elementos potenciais de fadiga, que poderiam prejudicar seu desempenho cognitivo e psicomotor em voo.

Por isso, a rotina dos pilotos dificultava o acompanhamento mais criterioso da carga e das condições de trabalho de seu pessoal, dos processos administrativos, bem como dos controles de manutenção e de aeronavegabilidade da aeronave. Esses fatos expunham a Organização a uma condição estrutural carente, que favorecia uma cultura organizacional bastante vulnerável em relação à Segurança de Voo.

Constatou-se, assim, a existência de condições latentes na Unidade Aérea que, associadas às dificuldades de recursos estruturais e humanos, prejudicavam a manutenção de adequada cultura de segurança operacional.

A carência dessa cultura foi observada tanto por meio de atos inseguros na rotina de trabalho, quanto pelas ações dos pilotos, por meio de processos decisórios que expuseram a aeronave a condições inseguras.

Nesse contexto, destacam-se, por exemplo, o controle desorganizado dos processos de manutenção da aeronave; o retardo na entrega da aeronave à empresa de manutenção para sua “Inspeção de 50 horas”; o julgamento e a decisão inadequada do Piloto em retirar a aeronave da manutenção, quando ela ainda não se apresentava aeronavegável; e a prática do transporte de combustível para abastecimento fora de sede por meio de contêineres de plástico que comprometiam requisitos e procedimentos definidos nas ABNTs NBR 15216 e 13310.

Além disso, citam-se também a atitude complacente do piloto para com o pouso da aeronave já com indicação de “*FUEL LOW*” por 2 vezes, dias antes ao acidente; a decolagem da aeronave com excesso de peso no dia do acidente; a utilização informal de um pedaço de papel para cálculos de peso e balanceamento da aeronave, quando esses deveriam ser registrados formalmente por meio da “*CHART E*”; e mesmo a complacência dos tripulantes ao realizar voo sem tripulante operacional a bordo, uma vez que a presença do mesmo já configurava regra de segurança estabelecida na Unidade Aérea.

Apesar de estas condições não terem correlação direta com a falha do motor, elas refletem a informalidade da cultura organizacional da Unidade Aérea, representando fatores latentes que reduziram as margens de segurança da operação.

3. CONCLUSÃO.

3.1. Fatos.

- a) os pilotos estavam com seus CMA e CHT válidos;
- b) os pilotos eram qualificados e possuíam experiência para realizar o voo;
- c) as condições meteorológicas eram favoráveis ao voo visual;
- d) a aeronave não estava aeronavegável no momento do acidente, por haver ultrapassado em 10h40min o programa de manutenção estabelecido pelo fabricante;
- e) a aeronave decolou de SBGO completamente abastecida, ou seja, com 476 kg de JET A1;
- f) a aeronave decolou de SBGO com aproximadamente 96,2 kg a mais que o Peso Máximo de Decolagem (PMD) previsto pelo fabricante;
- g) nas pesquisas realizadas, não foram encontrados indícios de problemas com o combustível utilizado;
- h) no momento do acidente, a aeronave estava com aproximadamente 102 kg de combustível;
- i) no voo em que houve a falha do motor, as EDUs não registraram a mensagem de baixo nível de combustível (“*FUEL LOW*”);
- j) no momento em que ocorreu a falha de motor, o peso e o CG da aeronave encontravam-se dentro dos limites estabelecidos pelo fabricante;
- k) todos os Boletins de Serviço (BS) e Diretrizes de Aeronavegabilidade (DA) aplicáveis ao projeto AW119 MKII foram executados na aeronave;

- l) o Relatório RI APA 03/2013 concluiu que, no momento da colisão com o solo, o motor da aeronave estava inoperante devido a um apagamento em voo;
- m) o Relatório 23/AMR/2012 concluiu que a pá do rotor principal com marcação em azul apresentou quebra estrutural por sobrecarga com força atuante no sentido vertical para cima;
- n) os ocupantes da aeronave sofreram lesões fatais;
- o) a aeronave ficou destruída no acidente.

3.2. Fatores contribuintes.

- Aplicação dos comandos – indeterminado.

A partir dos exames realizados nas pás do rotor principal, verificou-se a possibilidade de que os pilotos não tenham atuado com o tempo de resposta adequado para evitar uma queda excessiva de RPM do rotor principal logo após a falha do motor, o que fez com que as pás dobrassesem para cima e uma delas - a com marcação em azul – atingisse seu limite estrutural.

- Atitude – indeterminado.

A atitude complacente dos pilotos em consentir a retirada da aeronave em situação não aeronavegável pode ter favorecido a sua submissão a uma condição de risco em voo.

- Cultura organizacional – indeterminado.

A retirada precipitada da aeronave da empresa mantenedora, somado às outras variáveis organizacionais citadas neste relatório, corroborou a existência de uma frágil cultura de Segurança de Voo na Unidade Aérea que, neste caso, pode ter submetido a aeronave a uma condição adversa em voo, visto que ela não se apresentava aeronavegável no dia do acidente.

- Fabricação ou Projeto – indeterminado.

Em função dos resultados obtidos nos exames, testes e pesquisas conduzidos pelos investigadores, verificou-se que houve o apagamento do motor em voo. Entretanto, devido aos danos severos sofridos pela bomba de combustível de alta pressão, a unidade de controle de combustível (FCU) e o governador eletrônico, não foi possível determinar se houve falha em qualquer componente do grupo motopropulsor.

- Formação, Capacitação e Treinamento – indeterminado.

A inexistência de um programa mínimo de treinamento e manutenção operacional na Unidade Aérea, que especificasse a carga horária para o exercício de autorrotação, pode ter contribuído para a emissão de respostas cognitivas e motoras inadequadas dos pilotos.

- Julgamento de Pilotagem – indeterminado.

Não foi possível descartar a hipótese de que a decisão por operar a aeronave sem cumprir o programa de manutenção previsto tenha tido correlação com a falha do motor.

- Manutenção da aeronave – indeterminado.

A aeronave estava em operação mesmo já tendo ultrapassado em 10h40min o programa de manutenção estabelecido pelo fabricante. Ademais, como os serviços realizados pela Fênix Manutenção e Recuperação de Aeronaves Ltda. não foram registrados e as pesquisas realizadas no grupo motopropulsor não foram conclusivas quanto à origem da pane, não se pode descartar que uma manutenção inadequada tenha contribuído para a falha do motor.

- Motivação – indeterminado.

A retirada precipitada da aeronave da empresa mantenedora, em antecipação à greve da Polícia Civil, demonstrou possível carga motivacional dessa Instituição para o voo com fins à conclusão da investigação criminal.

- Organização do trabalho – indeterminado.

O acúmulo de funções administrativas e operacionais dos pilotos e do elo de manutenção, a inflexibilidade da escala de voo por falta de pessoal e a ausência de estruturação podem ter dificultado o controle mais detalhado por parte da Unidade Aérea sobre importantes informações que poderiam sinalizar algum tipo de risco à operação da aeronave.

- Processo decisório – indeterminado.

A ausência de um programa de treinamento regular na Unidade Aérea pode ter favorecido um retardo no julgamento e na resposta do piloto frente à emergência, levando-o a utilizar-se de uma quantidade de tempo maior que a necessária para iniciar o procedimento de autorrotação.

Além disso, a retirada da aeronave da empresa mantenedora, sem que fosse executada a inspeção prevista, aludiu um julgamento inadequado do piloto, reforçado pela Corporação, quando avaliou ser possível realizar o apoio aéreo à missão com o helicóptero em condição não aeronavegável.

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 Secretaria de Segurança Pública de Goiás (SSP/GO), recomenda-se:

A-061/CENIPA/2013 – 01

Emitida em: 04/03/2016

Prover recursos humanos, financeiros e materiais exclusivamente dedicados à estruturação de uma unidade aérea dentro do sistema organizacional da Polícia Civil, compondo-a, minimamente, com as seções de Manutenção, Apoio de Solo, Operações, Instrução e Segurança de Voo.

A-061/CENIPA/2013 – 02

Emitida em: 04/03/2016

Implementar um programa de treinamento nas unidades aéreas de segurança pública, contemplando a formação inicial e o treinamento regular, de forma a manter a proficiência dos tripulantes.

5. AÇÃO CORRETIVA OU PREVENTIVA JÁ ADOTADA.

Foram realizadas Vistorias de Segurança de Voo (VSV) no Grupamento de Radiopatrulhamento Aéreo da Polícia Militar e na Companhia de Operações Aéreas e Segurança Aeroportuária do Estado de Goiás pelo SERIPA VI, em fevereiro de 2013. A Unidade Aérea da Polícia Civil (GT-3) não foi contemplada com essa atividade uma vez que não possuía meios aéreos alocados.

Foi ministrado um curso de Gerenciamento de Recursos de Cabine (CRM) para as unidades aéreas da SSP/GO, em abril de 2013.

A *Agusta Westland* ofereceu gratuitamente cursos e treinamentos de voo, que incluíram a manobra de autorrotação, para operadores do AW119 MKII no Brasil. Três pilotos - um de cada unidade aérea da Secretaria de Segurança Pública do Estado de Goiás - participaram das atividades.

Em, 4 de março de 2016.

ANEXO A - Comentários da ANSV não incorporados ao relatório

A seguir, são listados todos os comentários encaminhados pela *Agenzia Nazionale per la Sicurezza del Volo* (ANSV), oriundos da *Agusta Westland*, que não foram incorporados ao texto deste Relatório Final.

a) COMENTÁRIO 1

Com relação ao seguinte trecho do item “1.19 - “Precedentes conhecidos”:

“O Relatório Final 018/CENIPA/2006 descreveu, em seu item “2 ANÁLISE”, que falhas do sistema de controle do motor já eram do conhecimento do fabricante há algum tempo. Segundo o documento, o próprio helicóptero accidentado já apresentara sintomas de mau funcionamento nesse sistema, bem como o outro helicóptero do mesmo modelo operando no Brasil (o PP-MSF).”

Argumentação da Agusta Westland

O trecho é considerado capcioso e deve ser retirado ou reformulado, considerando o seguinte:

Embora se reconheça que anomalias anteriores – referentes a problemas no sistema de controle de combustível do motor – tenham sido relatadas (N119RX e OE-XSB), as causas específicas identificadas mostraram-se diferentes e ações corretivas imediatas foram tomadas logo após o surgimento do problema, inclusive no acidente envolvendo o PR-HVR.

Quanto a esse aspecto, ressalta-se que a recomendação emitida pelo CENIPA e dirigida à ANAC (Relatório 018/CENIPA/2006) recebeu a seguinte resposta conclusiva:

Tendo em vista as medidas tomadas pelos fabricantes objetivando garantir a aeronavegabilidade continuada e a evidência da não recorrência de novos eventos semelhantes ao reportado, concluímos que a aeronavegabilidade do modelo Agusta A119 está restabelecida. Dessa forma, continuaremos a acompanhar sua vida em serviço por meio dos informes dos operadores e do fabricante.

Comentário do CENIPA

A argumentação não foi aceita, uma vez que o trecho em questão consta integralmente do relatório emitido em 2005 por este Centro e representa as conclusões obtidas pelos investigadores daquele acidente à época, apontadas com clareza no corpo do documento.

Dentre outras constatações, o Relatório 018/CENIPA/2006 identificou que foram emitidos 31 (trinta e um) boletins de serviço (BS) pela *Pratt & Whitney* a respeito do motor PT-6B-37A, sendo 14 (quatorze) para corrigir o funcionamento do sistema de controle de combustível. Apesar da PW ter emitido 11 (onze) desses BS antes do acidente com PR-HVR, tais medidas corretivas não foram suficientes para evitar a ocorrência em questão.

b) COMENTÁRIO 2

Com relação ao seguinte trecho do item “2 Análise - Dinâmica do acidente”:

“2) Efeito cone: a perda de tração no motor associada ao elevado torque aplicado, ao peso próximo ao máximo operacional e ao baixo momento de inércia proporcionado pelas pás de compósito do AW119 MKII Koala acarretaram uma rápida queda de RPM do rotor principal. Como consequência, a ação combinada da perda de força centrífuga de sustentação e do peso do helicóptero sobre o disco do rotor principal ocasionou o enflechamento das pás para cima (Efeito Cone).”

Argumentação da Agusta Westland

A consideração sobre o momento de inércia parece indicar um comportamento negativo do AW119 MKII, quando, na verdade, é uma característica típica de projeto dos helicópteros mais modernos. A frase poderia ser reformulada como segue: "... e com o baixo momento de inércia, típico do projeto dos modernos helicópteros, causou uma rápida queda da RPM do rotor principal."

Comentário do CENIPA

A argumentação não foi aceita, tendo em vista que o item "2 Análise, tópico Dinâmica do acidente" tem por objetivo reconstruir os instantes finais do voo que resultou na queda do helicóptero PP-CGO, sendo necessário fazer referência específica às características das pás de compósito do Koala. De qualquer modo, o CENIPA reconhece e concorda com a assertiva da *Agusta Westland* de que tal característica não diz respeito apenas ao AW119 MKII, mas a diversos modelos de helicópteros mais modernos.

c) COMENTÁRIO 3

Com relação ao item "3 Fatos".

Argumentação da Agusta Westland

Em conformidade com as considerações feitas no item "1.19, tópico Mecanismo básico do regime de autorrotação" e as informações sobre a altitude de voo relatadas no item "2 Análise, tópico Dinâmica do acidente", um ponto adicional deve ser incluído na lista de fatos após a letra "m". Tal ponto deve fazer referência à incapacidade do piloto em realizar um pouso de emergência em autorrotação.

Comentário do CENIPA

A argumentação não foi aceita, tendo em vista tal inferência referir-se tão somente a uma hipótese levantada no item "2 Análise, tópico Dinâmica do acidente", não podendo, portanto, ser considerada um fato.