

COMANDO DA AERONÁUTICA
CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE
ACIDENTES AERONÁUTICOS



RELATÓRIO FINAL
A-149/CENIPA/2013

OCORRÊNCIA:	ACIDENTE
AERONAVE:	PR-IVE
MODELO:	EC120B
DATA:	21AGO2013



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 Appendix 2 do Anexo 13 "Protection of Accident and Incident Investigation Records" da Convenção de Chicago de 1944, recepcionada pelo ordenamento jurídico brasileiro por meio do Decreto nº 21.713, de 27 de agosto de 1946.

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

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

SINOPSE

O presente Relatório Final refere-se ao acidente com a aeronave PR-IVE, modelo EC 120 B, ocorrido em 21AGO2013, classificado “[SCF-PP] Falha ou mau funcionamento do motor|Falha do motor em voo”.

Durante a realização de um voo de experiência, a aeronave apresentou perda da pressão de óleo do motor, quando voava a 1.200ft sobre o terreno.

No procedimento para pouso em autorrotação, a cauda do helicóptero colidiu contra uma mureta de concreto.

A aeronave teve danos substanciais.

Os dois ocupantes da aeronave saíram ilesos.

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



ÍNDICE

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS	5
1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.....	6
1.1. Histórico do voo.....	6
1.2. Lesões às pessoas.....	6
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.....	7
1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.....	7
1.5.5. Validade da inspeção de saúde.....	8
1.6. Informações acerca da aeronave.....	8
1.7. Informações meteorológicas.....	8
1.8. Auxílios à navegação.....	8
1.9. Comunicações.....	8
1.10. Informações acerca do aeródromo.....	8
1.11. Gravadores de voo.....	8
1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.....	8
1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.....	8
1.13.1. Aspectos médicos.....	8
1.13.2. Informações ergonômicas.....	8
1.13.3. Aspectos Psicológicos.....	8
1.14. Informações acerca de fogo.....	8
1.15. Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.....	8
1.16. Exames, testes e pesquisas.....	9
1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.....	15
1.18. Informações operacionais.....	15
1.19. Informações adicionais.....	16
1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.....	18
2. ANÁLISE.....	18
3. CONCLUSÕES.....	20
3.1. Fatos.....	20
3.2. Fatores contribuintes.....	21
4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA	21
5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.....	22
ANEXO A	23

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS

ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
BEA	<i>Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile</i>
CA	Certificado de Aeronavegabilidade
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CMA	Certificado Médico Aeronáutico
ENG P	<i>Engine Pressure</i> - Pressão do Óleo
FAP	Ficha de Avaliação de Piloto
FLI	<i>Flight Limit Indication</i> – Indicação de Limite de Voo
IAE	Instituto de Aeronáutica e Espaço
M01	<i>Reduction Gearbox Module</i> – Módulo de Caixa de Redução
M02	<i>Gas Generator and Power Turbine Module</i> – Módulo do Gerador de Gases e da Turbina de Potência
MMA	Licença de Mecânico de Manutenção Aeronáutica
MPR	Manual de Procedimentos
NG	<i>Engine Gas Generator Speed</i> – Velocidade do Gerador de Gases do Motor
NR	<i>Number of Rotations</i> - Velocidade de Rotação do Rotor Principal
PCH	Licença de Piloto Comercial - Helicóptero
PN	<i>Part Number</i> – Número de Parte ou Peça
PPH	Licença de Piloto Privado - Helicóptero
RBHA	Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica
SBMT	Designativo de localidade - Aeródromo Campo de Marte, São Paulo, SP
SERIPA IV	Quarto Serviço Regional de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SIPAER	Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SN	<i>Serial Number</i> - Número de Série
TMA	<i>Terminal Control Area</i> - Área de Controle Terminal
TPP	Categoria de registro de aeronave de Serviço Aéreo Privado
TQ	Torque
TWR-MT	Torre de Controle do Aeródromo Campo de Marte, São Paulo, SP
UTC	<i>Universal Time Coordinated</i> - Tempo Universal Coordenado
VEMD	<i>Vehicle Engine Monitoring Display</i> - Sistema de Monitoramento de Parâmetros do Motor

1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.

Aeronave	Modelo: EC 120 B Matrícula: PR-IVE Fabricante: Eurocopter France	Operador: INDUSTR. BRAS. DE ART. REFRAT. IBAR LTDA.
Ocorrência	Data/hora: 21AGO2013 - 13:40 (UTC) Local: Marginal Tietê Lat. 23°31'04"S Long. 046°39'19"W Município - UF: São Paulo - SP	Tipo(s): "[SCF-PP] Falha ou mau funcionamento do motor". Subtipo(s): Falha do motor em voo.

1.1. Histórico do voo.

A aeronave decolou do Aeródromo Campo de Marte, SP (SBMT), às 13h28min (UTC), a fim de realizar um voo de experiência local, com um piloto e um mecânico a bordo.

Após oito minutos de voo, quando no regresso para pouso, próximo à posição Memorial, a 1.200ft sobre o terreno, a luz de baixa pressão de óleo do motor (ENG P) acendeu.

Após declarar emergência, o piloto realizou um procedimento de autorrotação para pouso na lateral direita da Marginal Tietê.

Durante o *flare*, a aeronave colidiu contra uma mureta de concreto provocando a ruptura do cone de cauda.

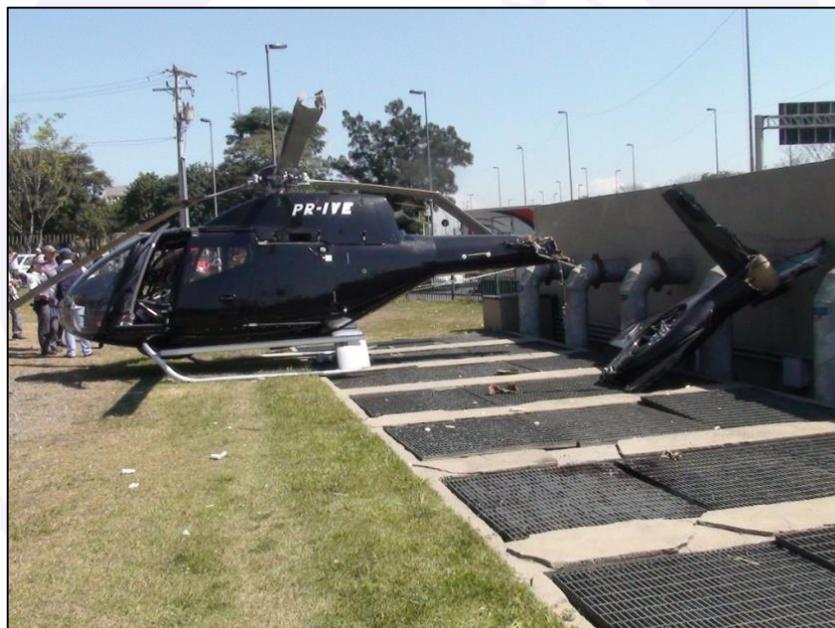


Figura 1 - Vista da aeronave após a colisão contra uma mureta de concreto.

A aeronave teve danos substanciais.

Os dois ocupantes saíram ilesos.

1.2. Lesões às pessoas.

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

1.3. Danos à aeronave.

A aeronave teve danos substanciais nas pás do rotor principal, além do seccionamento do cone de cauda (Figura 2).



Figura 2 - Vista do *fenestron* e do rotor principal seccionados.

1.4. Outros danos.

Mureta de concreto danificada, fiação telefônica partida e moxa no teto de um veículo por desprendimento de peça, após o impacto da aeronave contra o muro (Figura 3).



Figura 3 - Danos à mureta de concreto e ao automóvel.

1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.

1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.

Discriminação	Horas Voadas	
	Piloto	
Totais	4.000:00	
Totais, nos últimos 30 dias	20:00	
Totais, nas últimas 24 horas	00:15	
Neste tipo de aeronave	1.700:00	
Neste tipo, nos últimos 30 dias	20:00	
Neste tipo, nas últimas 24 horas	00:15	

Obs.: os dados relativos às horas voadas foram fornecidos pelo piloto.

1.5.2. Formação.

O piloto realizou o curso de Piloto Privado - Helicóptero (PPH) na *Master Escola de Aviação*, SP, em 1998.

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

O piloto possuía a licença de Piloto Comercial - Helicóptero (PCH) e estava com a habilitação EC20 (a qual incluía o modelo EC120B) válida.

O mecânico a bordo da aeronave possuía a licença de Mecânico de Manutenção Aeronáutica (MMA) e estava com as habilitações em célula e grupo motopropulsor válidas.

1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.

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

1.5.5. Validade da inspeção de saúde.

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

1.6. Informações acerca da aeronave.

A aeronave, de número de série 1476, foi fabricada pela *Eurocopter France*, em 2007, e estava registrada na categoria de Serviços Aéreos Privados (TPP).

O Certificado de Aeronavegabilidade (CA) estava válido.

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

A última inspeção/*check* de célula, do tipo “15FH/7D”, “25FH”, “100FH/12M” e “1M”, foi realizada em 30ABR2013, na oficina da HELIBRAS, em São Paulo-SP, estando a aeronave com 1.305 horas e 36 minutos totais e 7 horas e 42 minutos voados após a inspeção.

O motor do helicóptero, do tipo turbo eixo, modelo *Arrius 2F*, número de série (SN) 34541, foi instalado na aeronave desde novo.

1.7. Informações meteorológicas.

As condições eram favoráveis ao voo visual.

1.8. Auxílios à navegação.

Nada a relatar.

1.9. Comunicações.

De acordo com as transcrições dos áudios de comunicação entre o PR-IVE e os órgãos de controle, verificou-se que a tripulação manteve contato rádio com a Torre de Controle do Campo de Marte (TWR-MT) para reportar a ocorrência da queda de pressão do óleo e para declarar a condição de emergência.

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.

Durante o procedimento de autorrotação para pouso, a aeronave colidiu contra uma mureta de concreto provocando o colapso do cone de cauda.

1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.

1.13.1. Aspectos médicos.

Não pesquisados.

1.13.2. Informações ergonômicas.

Nada a relatar.

1.13.3. Aspectos Psicológicos.

Não pesquisados.

1.14. Informações acerca de fogo.

Não houve fogo.

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

Nada a relatar.

1.16. Exames, testes e pesquisas.

Inicialmente, o motor *Arrius 2 F*, SN 34541, que equipava o helicóptero PR-IVE, foi inspecionado na empresa HELIBRAS, em Itajubá, MG, com o objetivo de identificar a razão pela qual houve a queda da pressão do óleo do motor.

Participaram dessa análise representantes do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), do Quarto Serviço Regional de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos (SERIPA IV), da HELIBRAS e da TURBOMECA.

No exame inicial realizado, ficou constatado que o motor estava externamente sem marcas de impacto ou danos decorrentes do pouso forçado. Ao se tentar girá-lo manualmente, foi observado que a *reduction gear train* do *Reduction Gearbox Module* (M01), estava emperrada.

Os trabalhos foram iniciados pela inspeção do sistema de lubrificação do motor, onde foi observada uma grande quantidade de limalha retida nos *plugs* magnéticos e no interior do cárter (Figuras 4 e 5).



Figura 4 - *Plug* magnético do M01 com limalha.



Figura 5 - Presença de limalha no interior do cárter.

O filtro principal de óleo e seu alojamento se apresentavam limpos e sem contaminantes. Os indicadores de pré-obstrução dos filtros de óleo do motor encontravam-se em sua posição normal.

Foi também verificado que a bomba de óleo lubrificante estava montada corretamente. Não foi identificado nada de anormal, tanto no teste funcional de bancada quanto na desmontagem. Não foi identificada presença de limalha ou carbonização no óleo coletado.

Assim sendo, não foi encontrada, na unidade de lubrificação, qualquer discrepância que pudesse explicar o acendimento da luz de baixa pressão de óleo do motor.

Na sequência, foi realizada a desmontagem do Gerador de Gás (*Gas Generator*) e Turbina de Potência (*Power Turbine*) - *Module 02* (M02).

O teste de fluxo no injetor de óleo do rolamento dianteiro do M02 não apresentou anormalidade.

A coloração e as marcas encontradas nas pistas do rolamento dianteiro do M02 indicavam que os rolamentos sofreram altas temperaturas (Figura 6).



Figura 6 - Pistas do rolamento dianteiro do M02 com coloração diferenciada na região de contato da pista.

Suas esferas estavam ovalizadas e com coloração escura (Figura 7).

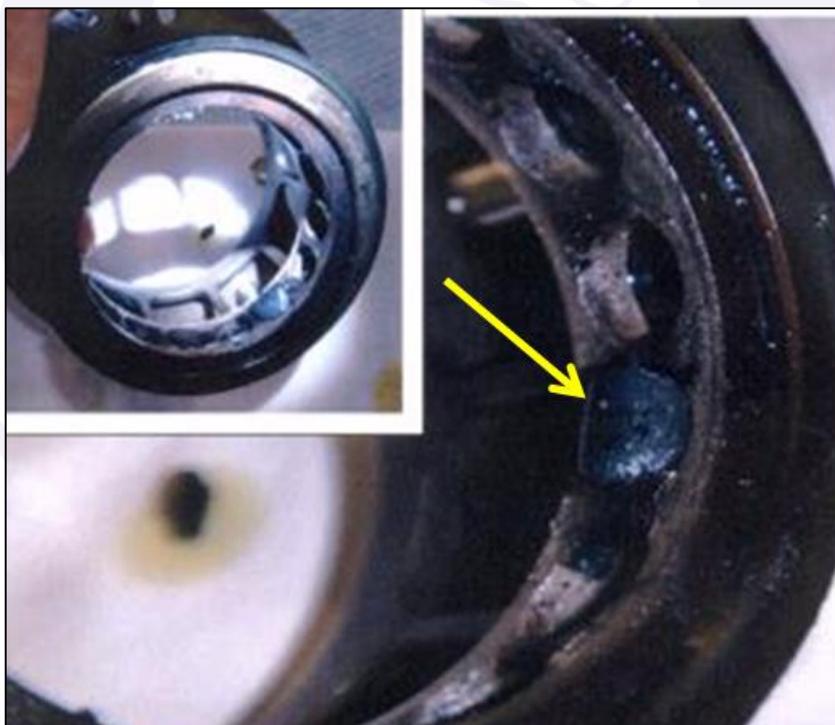


Figura 7 - Detalhe da esfera deformada presa ao espaçador do rolamento dianteiro do gerador de gás. No destaque, uma vista geral do alojamento do rolamento.

O rolamento traseiro do gerador de gás apresentava marcas de roçamento e carbonização. Seus roletes não estavam deformados (Figura 8).



Figura 8 - Vista geral do rolamento traseiro do gerador de gás.

O rolamento traseiro da turbina de potência também apresentava carbonização, com coloração escura e marcas de atrito no seu espaçador (Figura 9).



Figura 9 - Vista geral do rolamento traseiro da turbina de potência do motor.

As aletas do impelidor centrífugo continham marcas de roçamento intenso com a cobertura do compressor centrífugo (Figura 10).

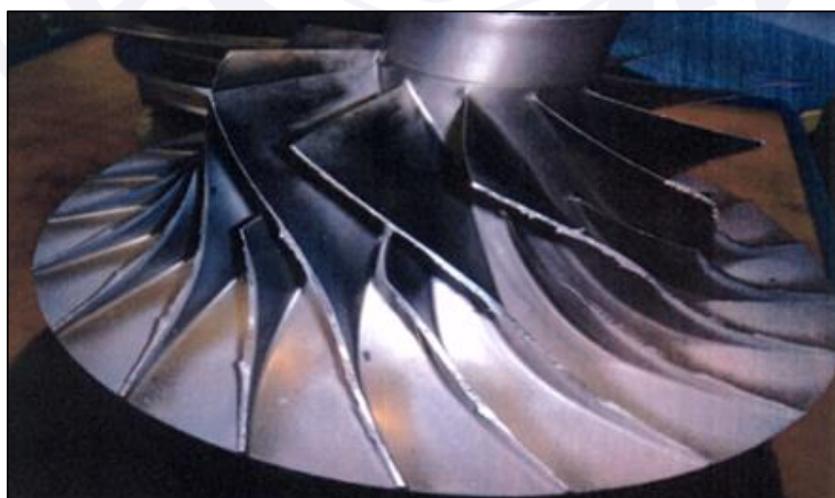


Figura 10 - Vista geral do impelidor com marcas de roçamento nas suas aletas.

A imagem da cobertura do compressor centrífugo evidenciou a sobretemperatura ocorrida devido ao roçamento das aletas com ela (Figura 11).



Figura 11 - Vista externa da carcaça do compressor.

As palhetas da turbina geradora de gases apresentavam marcas de roçamento leve nas extremidades, bem como pequenas fraturas nos seus bordos de fuga (Figura 12).



Figura 12 - Vista da extremidade das palhetas com marcas de roçamento.

Dados obtidos por intermédio do *Vehicle Engine Monitoring Display* (VEMD) demonstraram que o primeiro evento registrado, a partir de 27 minutos e 45 segundos, indicou que o torque (TQ) do motor caiu para 9,5%.

Na sequência, aos 27 minutos e 50 segundos, ocorreu o acendimento da *Flight Limit Indication* (FLI LOSS), quando o TQ atingiu 0,3%.

Finalmente, aos 28 minutos e 13 segundos, foi também observado que a temperatura T4 atingiu 1.034°C, o TQ caiu para 0.0% e a *Engine Gas Generator Speed* (NG) atingiu 55%, o que representa um valor abaixo da velocidade de marcha lenta no solo. (Figura 13).

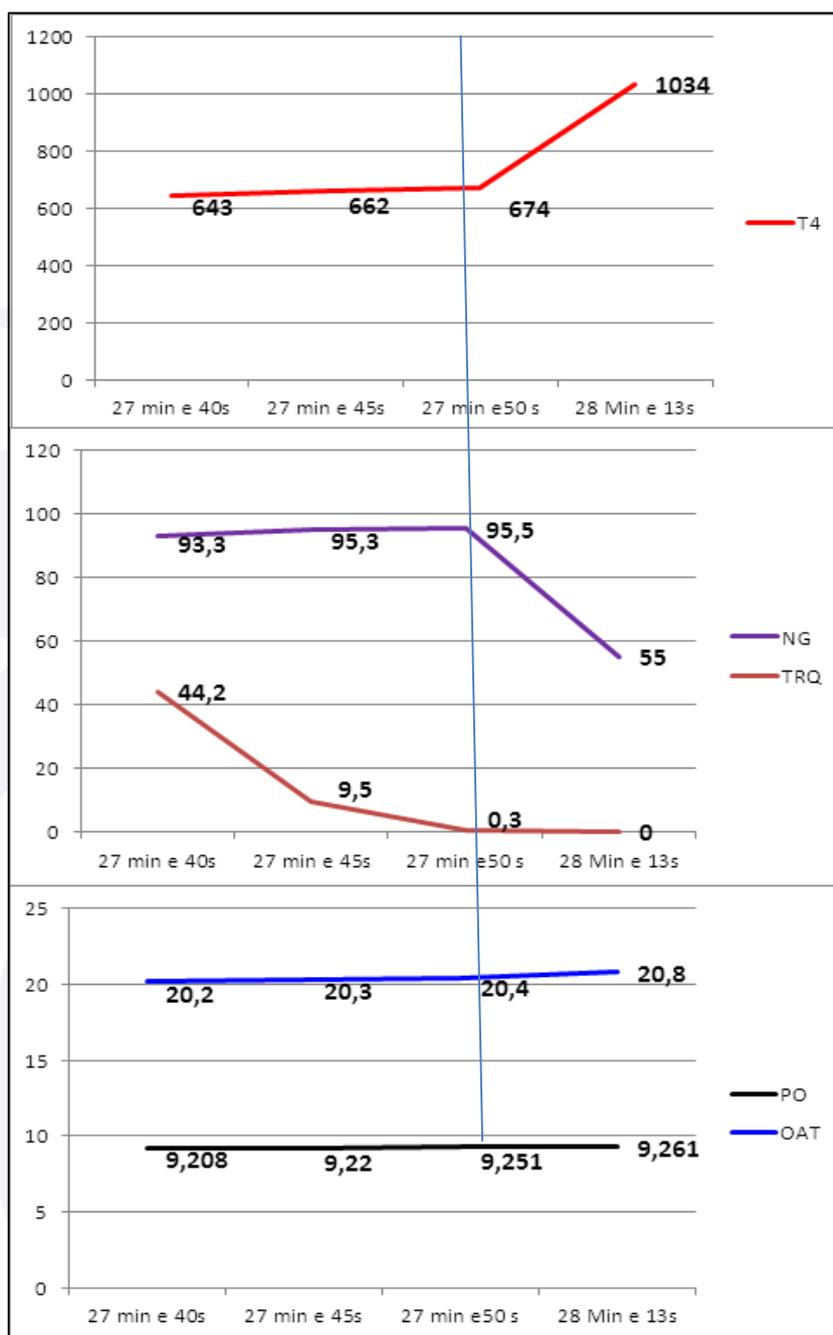


Figura 13 - Gráfico de dados do VEMD.

Após a análise conduzida pelo IAE, foi acordado que o motor seria enviado para a França, a fim de ser examinado pela SAFRAN Turbomeca.

Nesse sentido, o Relatório de Investigação Inicial da TURBOMECA, apesar de não identificar a causa raiz para a perda da pressão de óleo do motor, evidenciou que:

- *The condition of the Gas Generator thrust bearing demonstrated a rupture of the oil film.*
- *The output gear rear bearing showed damage caused by significant contamination linked to the damage to the Gas Generator thrust bearing.*
- *The observations made on the Gas Generator rear bearing and the Power Turbine thrust bearing revealed that they operated in a high-temperature environment.*

Os sinais de deterioração encontrados nos rolamentos do Gas Generator revelaram que houve ruptura da película do óleo lubrificante.

Os rolamentos do Gerador de Gás (*Generator Gas*) e da Turbina de Potência (*Power Turbine*) apresentavam danos, que tiveram como origem a falta de lubrificação ou operação em altas temperaturas (Figura 14).

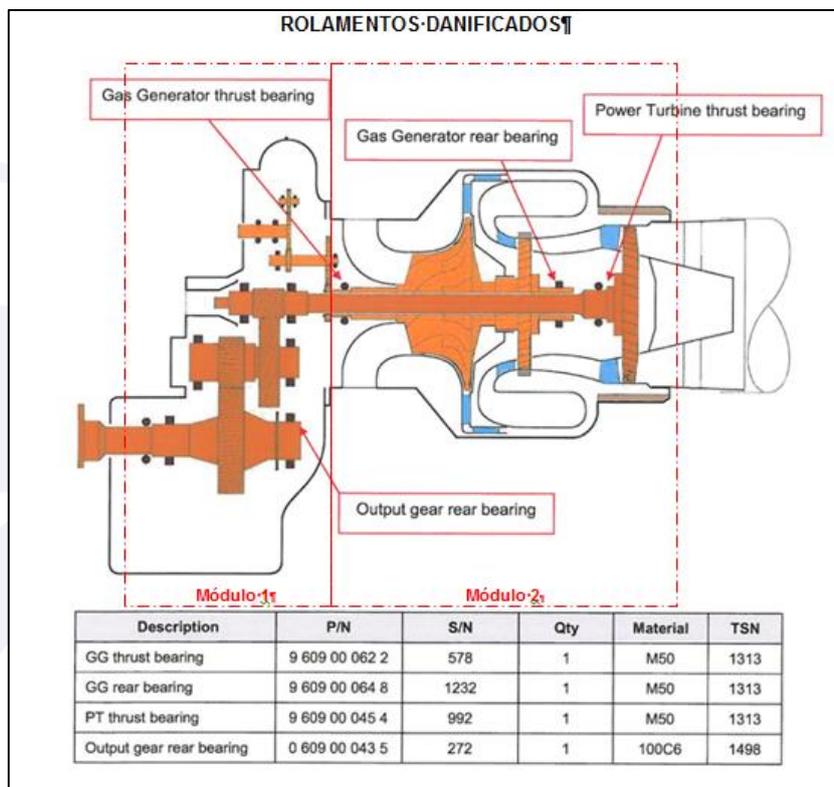


Figura 14 - Rolamentos danificados.

Nesse sentido, ficou decidido que as investigações seriam aprofundadas. Para tanto, a SAFRAN HE montou uma força tarefa para rever e analisar os possíveis fatores contribuintes para a queda da pressão do óleo, que resultou no corte do motor em voo.

Tendo como base os dados colhidos no VEMD, foi elaborado um cenário, contendo a provável cadeia de eventos que resultou no pouso em autorrotação (Figura 15):

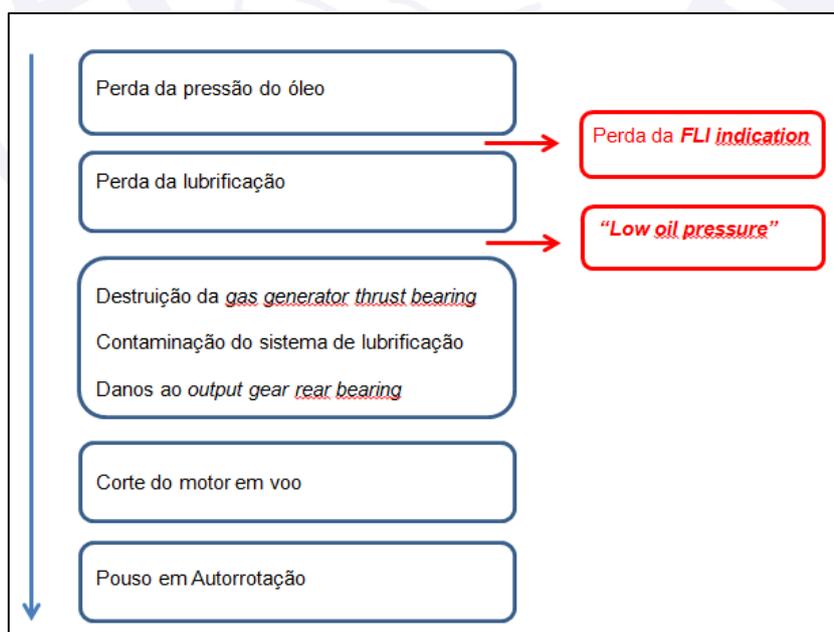


Figura 15 - Cenário contendo a provável cadeia de eventos.
(Fonte: SAFRAN HE *Investagion Review*)

Dentre os possíveis fatores analisados, foram considerados os seguintes aspectos:

- Falha da *check valve*:
 - durante os testes, os parâmetros de pressão na *check valve* se mantiveram dentro dos limites estabelecidos;
 - a pressão da válvula de alívio obedeceu aos parâmetros estabelecidos no manual de manutenção; e
 - simulações de possível bloqueio total do sistema de lubrificação (*zero pump flow*) ou de vibração anormal não se revelaram suficientes para ocasionar a queda da pressão do óleo.
- Obstrução do sistema de lubrificação:
 - não foi observado qualquer incremento na temperatura do óleo, que indicasse falha na válvula termostática; e
 - não foram encontradas evidências de possível contaminação ou qualquer não conformidade no sistema de lubrificação.
- Falta de óleo:
 - a quantidade de óleo encontrada após o acidente estava ligeiramente acima da mínima permitida, sendo estimada em 3,1 litros.

1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.

Nada a relatar.

1.18. Informações operacionais.

Após a realização de serviços de manutenção e incorporação do *Service Bulletin* 319 72 4078, *Incorporation of modification* TF78, o motor foi instalado na aeronave.

A aeronave decolou do Aeródromo Campo de Marte, após a realização dos serviços de solo, com o piloto e um mecânico, para a realização de um voo de experiência.

Próximo à posição Memorial, mantendo 1.200ft, após solicitar à TWR-MT instruções para o regresso, o piloto, além de ouvir o alarme sonoro e luminoso, constatou, no painel de instrumentos, a indicação da queda de pressão do óleo do motor, *Engine Pressure* (ENG P).

Com a pressão de óleo do motor indicando 0,1bar, o piloto reportou o problema à TWR-MT e solicitou autorização para pouso na pista 12 de SBMT.

Após a permissão, ficou constatado que a velocidade de rotação do rotor principal (NR) caiu para, aproximadamente, 320 RPM. Ato contínuo, o piloto abaixou o comando do coletivo, sustando o alarme de baixa rotação. Nesse momento, foi também percebido que o som de funcionamento do motor cessou.

Devido ao intenso trânsito de veículos na via e à presença de rede de eletrificação, o piloto decidiu deslocar-se à direita, na busca de um local mais adequado para realizar um pouso de emergência com segurança (Figura 16).



Figura 16 - Croqui da trajetória e do local do acidente.

No momento final da manobra de autorrotação, após realizar o *flare*, houve a colisão do *fenestron* contra a mureta de uma estação de bombeamento de água da cidade de São Paulo, o que provocou a ruptura do cone de cauda.

Após a aeronave atingir o solo, foram comandados o freio rotor e o corte do fornecimento de combustível.

Após o pouso forçado, a aeronave foi removida para a oficina da HELIBRAS, em Itajubá, MG.

Segundo a Ficha de Avaliação de Piloto (FAP 03), referente ao voo de cheque realizado no dia 07DEZ2012, ele realizou, dentre outras, manobras de autorrotação na reta, 90° e 180°, com rendimento satisfatório.

A aeronave estava dentro dos limites de peso e do centro de gravidade (CG) especificados pelo fabricante.

1.19. Informações adicionais.

O *Mandatory Service Bulletin 319 79 4075, Incorporation of modification TF75 - Lubrication unit. Check valve with seal-free piston* já estava implantado e incorporado ao motor *Arrius 2 F*, SN 34541, desde a sua fabricação.

Essa modificação consistia na substituição da válvula unidirecional (*check valve*) do sistema de lubrificação do motor por uma válvula com pistão livre de selo de vedação (Figura 17).

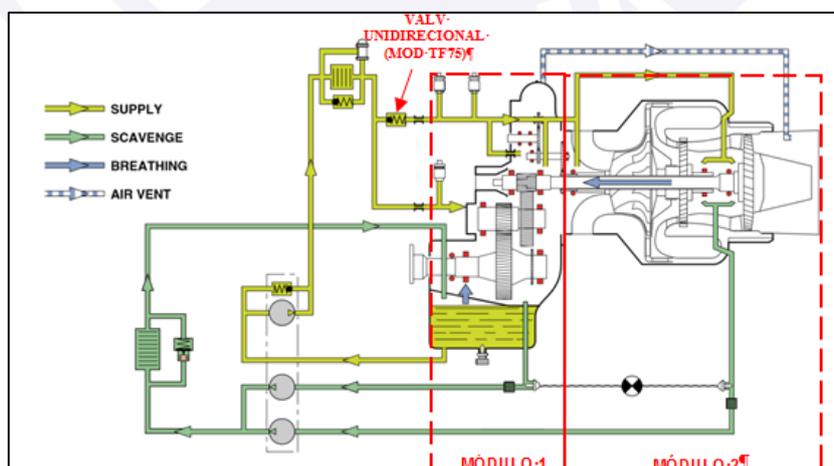


Figura 17 - Diagrama do sistema de lubrificação do motor ARRIUS 2F.

A mudança visava eliminar a possibilidade de bloqueio da válvula unidirecional por falha do selo de vedação. Esta falha poderia resultar, por falta de lubrificação, danos aos rolamentos, levando a uma falha de motor.

Em 24MAIO2013, o PR-IVE registrou um evento relacionado ao acendimento da luz de limalha (*chip detector light*). O motor estava com 1.313,3 horas de funcionamento.

Após a análise da limalha, o motor foi removido por uma oficina da HELIBRAS, sendo encaminhado à oficina da TURBOMECA, para a realização dos seguintes serviços:

- inspeção da colagem do ejetor de combustível na unidade de lubrificação - P/N 0319150020;
- substituição da bomba de óleo - P/N 0319155050; e
- substituição do *Module M01 (Reduction Gearbox)* - P/N 70EM018000.

A origem das partículas metálicas, na ocorrência do dia 24MAIO2013, encontradas no M01 e na bomba de óleo poderia ser proveniente de uma lubrificação inadequada nos componentes do motor, conforme descrito em relatório emitido pela TURBOMECA.

Consta, ainda, no referido relatório que, durante a inspeção no M01, foi identificada uma degradação do anel de amortecimento (*dumper*) do pinhão de saída deste módulo, causa raiz do evento reportado.

Dessa forma, tendo o objetivo de evitar a geração de partículas metálicas devido ao desgaste do anel de amortecimento da engrenagem de saída do M01, foi também cumprido o *Service Bulletin 319 72 4078, Incorporation of modification TF78 - Module M01 (Reduction Gearbox) Output gear without damping ring*.

Após a conclusão desses serviços e da instalação do motor, a aeronave realizou os testes no solo. Com a conformidade no solo verificada o PR-IVE decolou para um voo de experiência, durante o qual houve o acendimento da luz de baixa pressão de óleo (ENG P), culminando com o pouso de emergência.

Ressalta-se que a aeronave permaneceu no solo de 24MAIO2013, quando da retirada do motor para manutenção, até sua reinstalação e a realização do voo em 21AGO2013.

Na Parte II da Caderneta do Motor da aeronave não constavam os registros relacionados aos serviços realizados, bem como a sua aprovação para o retorno ao serviço.

Na Parte IV da Caderneta de Motor da aeronave não foi identificado o registro dos serviços relacionados à remoção e instalação dos componentes do motor da aeronave. Tais serviços foram escriturados inadequadamente na Parte II (registros primários de manutenção).

Na Parte IV da Caderneta de Célula da aeronave não constavam os registros relacionados à instalação do motor na aeronave.

De acordo com a SAFRAN Turbomeca, em maio de 2010, ocorreu com outra aeronave que portava o motor *ARRIUS*, um evento semelhante em que, após a partida do motor, quando o piloto acelerava o manete para a *flight position*, havia um repentino superaquecimento do motor (932°C), ao mesmo tempo em que o TQ e a pressão do óleo caíam. Após o corte do motor, ficou constatada a deterioração dos *Gas Generator Thrust Bearing*, devido à falta de lubrificação.

Em agosto de 2010, segundo a mesma empresa, há um registro de outra ocorrência em que uma aeronave equipada com o motor *ARRIUS*, após o acendimento da luz ENG P, houve a parada do motor em voo ocasionada pela deterioração dos rolamentos dianteiros da turbina de gás. Neste caso, uma possível falha na bomba de óleo pode ter contribuído para perda de pressão do óleo e a conseqüente falta de lubrificação no motor.

Como ação recomendada, a SAFRAN Turbomeca emitiu, em 2011, a *Service Letter* N°. 2818/11/ARRIUS2F, a qual reforçava a necessidade de executar, imediatamente, o procedimento de autorrotação, com o respectivo corte do motor:

The purpose of this Service Letter is to remind you that, following illumination of the "ENG P" warning light, the EUROCOPTER EC120 B Flight Manual requires immediate initiation of the autorotation procedure as soon as the engine oil pressure level is confirmed as low or nil. This autorotation procedure necessitates engine shut-down. This requirement is related to the velocity and extent of the engine damage once lubrication is interrupted.

De acordo com os registros da ANAC, à época da conclusão da presente investigação, havia 36 aeronaves EC120B – Colibri equipadas com o motor ARRIUS 2F em operação no Brasil.

1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.

Não houve.

2. ANÁLISE.

Tratava-se de um voo de experiência local, após a realização de um serviço de manutenção e instalação do motor modelo *Arrius 2F*, SN 34541.

Em 24MAIO2013, o PR-IVE havia registrado um evento relacionado ao acendimento da luz de limalha (*chip detector light*). Após a análise da limalha, o motor foi removido por uma oficina da HELIBRAS, sendo encaminhado à oficina da TURBOMECA.

Por ocasião dessa manutenção, além de outros serviços, foi incorporada a modificação TF78 - *Module M01 (Reduction Gearbox) - Output gear without damping ring*, que tinha o objetivo de evitar a geração de partículas metálicas devido ao desgaste do anel de amortecimento do pinhão de saída do M01.

Depois da execução dos serviços de manutenção e da realização dos testes em solo, no dia 21AGO2013, a aeronave decolou do Aeródromo Campo de Marte (SBMT), com o piloto e um mecânico, para a realização de um voo de experiência.

No regresso, próximo à posição Memorial, mantendo 1.200ft, o piloto solicitou à TWR-MT instruções para o pouso. Nessa circunstância, o painel de instrumentos indicou a queda de pressão do óleo do motor, ao mesmo tempo em que foi ativado o alarme sonoro e luminoso da falha em questão.

Com a pressão de óleo do motor indicando 0,1bar, o piloto solicitou autorização para pouso na pista 12 de SBMT e informou à TWR-MT que estava com baixa indicação de *Engine Oil Pressure* (ENG P).

Após receber a autorização, o piloto percebeu queda da NR. De acordo com os dados coletados junto ao VEMD, no instante em que a NR caiu para 325 RPM, ficou registrado que a T4 atingiu 1.034°C, ao mesmo tempo em que o TQ caiu para 0.0% e a NG para 55%, valor abaixo do previsto para a marcha lenta no solo. Esses parâmetros indicaram ser este o momento no qual houve o travamento da engrenagem de N2.

A sobretemperatura experimentada pelo motor (T4=1.034°C) sugere que a recomendação de executar, imediatamente, o procedimento de autorrotação, com corte do motor, em caso de acendimento da luz ENG P, não foi prontamente atendida.

A execução desse procedimento, contido na *Service Letter* N°. 2818/11/ARRIUS2F, tinha o objetivo de minimizar a velocidade e extensão dos danos causados ao motor decorrentes da falta de lubrificação.

O fato de a manobra de autorrotação não ter se iniciado imediatamente após o acendimento da luz "ENG P" pode ser atribuída à preocupação do piloto em conduzir a

aeronave para um local seguro, tendo em vista que o helicóptero sobrevoava área de intenso movimento de veículos.

Ato contínuo à perda de NR, o piloto abaixou o comando do coletivo, sustando o alarme de baixa rotação. Nesta condição, o tripulante também deixou de escutar o som de funcionamento do motor, o que confirma o apagamento registrado no VEMD.

Devido ao intenso trânsito de veículos na via e a presença de rede de eletrificação, o piloto decidiu deslocar-se à direita, na busca de um local mais adequado para realizar o pouso de emergência com segurança.

No trecho final da manobra de autorrotação, após realizar o *flare*, houve a colisão do *fenestron* contra uma mureta de uma estação de bombeamento de água da cidade de São Paulo, o que provocou a ruptura do cone de cauda.

Após a ocorrência, o motor foi analisado, ficando constatado, inicialmente, que o motor estava externamente sem marcas de impacto ou danos decorrentes do pouso forçado.

Ao se tentar girá-lo manualmente, foi observado que a *reduction gear train* do *Reduction Gearbox Module* (M01), estava emperrada. Foi também verificada uma grande quantidade de limalha retida nos *plugs* magnéticos e no interior do *front air intake casing*.

Não foram identificados problemas na bomba de óleo ou de contaminação do óleo lubrificante. No entanto, ficou constatado que o M02 havia sido submetido a temperatura elevada ($T_4=1.034^{\circ}\text{C}$), o que revelou possível falha de lubrificação. A falha da lubrificação pôde ser confirmada pela perda da pressão do óleo atestada pelo acendimento da luz ENG P.

A análise dos dados contidos no VEMD revelou que a queda do torque (TQ) ocorreu, provavelmente, em consequência da perda de pressão do sistema de lubrificação do motor. A queda de pressão do óleo esteve também associada a outros eventos semelhantes ocorridos com aeronaves que portavam o modelo *Arrius 2F*.

Nesse sentido, a SAFRAN Turbomeca emitiu a *Service Letter* N° 2818/11/ARRIUS2F, de 2011, que tratava de procedimento a ser adotado em caso do acendimento da luz de baixa pressão do óleo.

Da mesma forma, foram publicados o *Mandatory Service Bulletin* 319 79 4075, *Incorporation of modification* TF75, que tratava da substituição da válvula unidirecional (*check valve*) do sistema de lubrificação do motor por uma válvula com pistão livre de selo de vedação e o *Service Bulletin* 319 72 4078, *Incorporation of modification* TF78, que visava remediar a geração de partículas metálicas devido ao desgaste do anel de amortecimento da engrenagem de saída do M01.

O *Mandatory Service Bulletin* 319 79 4075, *Incorporation of modification* TF75 já havia sido incorporado ao motor instalado no helicóptero, enquanto o *Service Bulletin* 319 72 4078, *Incorporation of modification* TF78 foi implantado por ocasião dos trabalhos de manutenção decorrentes do acendimento da luz de limalha (*chip detector light*).

Após a realização desses serviços de manutenção, a aeronave decolou para um voo de experiência, durante o qual houve o acendimento da luz de baixa pressão de óleo (ENG P).

Assim, não é possível descartar que os serviços de manutenção executados na aeronave tenham contribuído para a falha do motor em voo.

A investigação dos componentes do motor levada a termo pela SAFRAN Turbomeca revelou que o *rear bearing* do Gerador de Gás (*Generator Gas*) e o *thrust bearing* da Turbina de Potência (*Power Turbine*), apresentaram degradação, que teve como origem a falta de lubrificação e operação com temperatura elevada (1.034°C).

Os sinais de deterioração encontrados nos rolamentos do *Gas Generator* revelaram que houve ruptura da película do óleo lubrificante.

Após serem selecionadas e analisadas todas as possíveis falhas que poderiam ter contribuído, a SAFRAN Turbomeca inferiu que:

- uma possível falha da *check valve* e/ou das válvulas de alívio foram descartadas como fatores contribuintes;

- não foram encontradas evidências de possível contaminação ou qualquer não conformidade no sistema de lubrificação; e

- a quantidade de óleo encontrada após o acidente estava ligeiramente acima da mínima permitida. Assim, uma possível retenção de óleo na unidade de refrigeração (*cooling unit*) não seria capaz de ocasionar a perda da pressão do sistema.

O relatório de investigação da SAFRAN HE concluiu que, após serem investigados todos os fatores considerados como possíveis contribuintes, não foi possível identificar a causa raiz do problema que ocasionou a perda da pressão de óleo e a consequente falha do motor em voo, que provocou o pouso de emergência.

Embora a origem do problema que ocasionou a perda da pressão de óleo não tenha sido identificada, todas as evidências encontradas sugerem que ocorreu uma falta de lubrificação, que levou à deterioração dos rolamentos do gerador de gás frontal, causando o travamento da parte móvel do gerador de gás e consequentemente uma sobretemperatura do motor, assim como, o travamento do *reduction gear train* do *Reduction Gear Module* (Module 01) levando à parada do motor em voo e na sequência o pouso em emergência.

3. CONCLUSÕES.

3.1. Fatos.

- a) o piloto estava com o Certificado Médico Aeronáutico (CMA) válido;
- b) o piloto estava com a habilitação de aeronave tipo EC20 válida;
- c) o piloto estava qualificado e possuía experiência no tipo de voo;
- d) a aeronave estava com o Certificado de Aeronavegabilidade (CA) válido;
- e) a aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento;
- f) as escriturações das cadernetas de célula e motor estavam desatualizadas;
- g) foram realizados serviços de manutenção que incluíram as substituições do *Reduction Gearbox* (M01) e da bomba de óleo;
- h) foi cumprido o *Service Bulletin 319 72 4078, Incorporation of modification TF78 - Module M01 (Reduction Gearbox). Output gear without damping ring*;
- i) durante o voo de experiência, houve o acendimento da luz de baixa pressão do óleo do motor (ENG P);
- j) houve o apagamento do motor em voo;
- k) foi executado um pouso de emergência em procedimento de autorrotação;
- l) durante o *flare*, a aeronave colidiu contra uma mureta de concreto provocando o colapso do cone de cauda;
- m) os exames do motor revelaram que a *reduction gear train* da *Reduction Gearbox Module* (M01) estava emperrada;
- n) os exames do motor revelaram que houve ruptura da película do óleo lubrificante;

- o) o motor *Arrius 2 F*, SN 34541, sofreu uma sobretemperatura (1.034°C);
- p) os rolamentos do Gerador de Gás (*Generator Gas*) e da Turbina de Potência (*Power Turbine*) apresentaram degradação decorrentes da perda de lubrificação;
- q) não foram observadas falhas no funcionamento da *check valve* e/ou das válvulas de alívio;
- r) a quantidade de óleo encontrada após o acidente estava ligeiramente acima da mínima prevista;
- s) não foram encontradas evidências de possível contaminação ou qualquer não conformidade no sistema de lubrificação;
- t) não foi possível identificar a causa raiz da perda da pressão de óleo;
- u) a aeronave teve danos substanciais; e
- v) os ocupantes saíram ilesos.

3.2. Fatores contribuintes.

- **Manutenção da aeronave - indeterminado.**

Não foi possível descartar que os serviços de manutenção realizados na aeronave tenham contribuído para o evento.

- **Outro - indeterminado.**

É possível que um fator não identificado pela investigação tenha contribuído para a falha do motor em voo.

4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA

Proposta de uma autoridade de investigação de acidentes com base em informações derivadas de uma investigação, feita com a intenção de prevenir ocorrências aeronáuticas e que em nenhum caso tem como objetivo criar uma presunção de culpa ou responsabilidade. Além das recomendações de segurança decorrentes de investigações de ocorrências aeronáuticas, recomendações de segurança podem resultar de diversas fontes, incluindo atividades de prevenção.

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

Recomendações emitidas no ato da publicação deste relatório.

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

A-149/CENIPA/2013 - 01

Emitida em: 28/06/2019

Atuar junto às organizações de manutenção certificadas, a fim de que qualquer evento sério de falha, mau funcionamento ou defeito relacionado ao motor *Arrius 2 F* que equipa a aeronave EC120B - Colibri seja relatado a essa Agência em até 96 horas após a sua descoberta, por meio de relatórios de dificuldades em serviço.

A-149/CENIPA/2013 - 02

Emitida em: 28/06/2019

Realizar uma Auditoria na organização de manutenção Safran Helicopter Engines do Brasil, a fim de verificar a conformidade de seus procedimentos, em especial no tocante à manutenção dos motores *Arrius 2F*.

A-149/CENIPA/2013 - 03**Emitida em: 28/06/2019**

Realizar uma auditoria na organização de manutenção da HELIBRAS, em São Paulo-SP, a fim de verificar a conformidade de seus procedimentos, em especial no tocante ao modelo EC120B.

A-149/CENIPA/2013 - 04**Emitida em: 28/06/2019**

Divulgar os ensinamentos colhidos na presente investigação, a fim de elevar a consciência situacional de pilotos e operadores das aeronaves EC120B - Colibri, sobretudo no que diz respeito à possibilidade de falha do motor em voo decorrente da perda de pressão de óleo do sistema de lubrificação.

A-149/CENIPA/2013 - 05**Emitida em: 28/06/2019**

Divulgar os ensinamentos colhidos na presente investigação, a fim de alertar operadores e mantenedores da aeronave EC120B - Colibri sobre a importância do cumprimento da *Service Letter* N° 2818/11/ARRIUS2F, como ferramenta de prevenção de ocorrências aeronáuticas.

5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.

Foi realizada, pela SAFRAN Turbomeca uma visita à SAFRAN HE Brasil, com vistas a verificar a conformidade da manutenção.

Foi emitido o *Service Bulletin* SB-319-79-4834, em 21OUT2014, que trata da inspeção do *Oil - Oil Pump Drive Link/Lubricating Device - Inspection*.

Em, 28 de junho de 2019.

ANEXO A**Comentários recebidos do BEA**

A seguir, são listados todos os comentários encaminhados pelo Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile – BEA no relatório do acidente com a aeronave PR-IVE, que não foram aceitos.

Comentário	Capítulo	Pag.	Texto a ser corrigido (primeira ... última palavra)	Texto proposto pelo BEA / Argumentação	Comentários do CENIPA
1.	1.16	9	TURBOMECA or SAFRAN Turbomeca	Propomos substituir, em todo o relatório, os nomes TURBOMECA ou SAFRAN Turbomeca por Safran Helicopter Engines (antiga Turbomeca).	O CENIPA utiliza os nomes das companhias como eram à época do acidente ou da emissão do laudo técnico.
2.	1.19	16	A origem das partículas metálicas, na ocorrência do dia 24MAIO2013, encontradas no M01 e na bomba de óleo poderia ser proveniente de uma lubrificação inadequada nos componentes do motor, conforme descrito em relatório emitido pela Turbomeca.	Esta sentença está redundante com a anterior. Propomos que seja removida.	O CENIPA entende que esta informação é complementar e não redundante.
3.	2	20	falha	Propomos que seja alterado para corte do motor em voo.	De acordo com o MCA 3-6/2017 – Manual de Investigação do Comando da Aeronáutica, publicado em 2017, que é baseado na taxonomia utilizada pelo ECCAIRS (ICAO), ocorreu a falha do motor em voo.

Comentário	Capítulo	Pag.	Texto a ser corrigido (primeira ... última palavra)	Texto proposto pelo BEA / Argumentação	Comentários do CENIPA
4.	2	20	além de provocar a queda na pressão do óleo, contribuiu para a elevação de temperatura no motor, provocando o travamento da <i>reduction gear train</i> do <i>Reduction Gearbox Module</i> (M01) e a conseqüente parada do motor em voo, que provocou o pouso de emergência.	Propomos que seja alterado para: levou à deterioração dos rolamentos do gerador de gás frontal, causando o travamento da parte móvel do gerador de gás e conseqüentemente uma sobretemperatura do motor, assim como, o travamento do <i>reduction gear train</i> do <i>Reduction Gear Module</i> (Module 01) e finalmente, ao corte do motor em voo, que causou o pouso em emergência.	O texto foi alterado para: levou à deterioração dos rolamentos do gerador de gás frontal, causando o travamento da parte móvel do gerador de gás e conseqüentemente uma sobretemperatura do motor, assim como, o travamento do <i>reduction gear train</i> do <i>Reduction Gear Module</i> (Module 01) levando à parada do motor em voo e na seqüência o pouso em emergência.
5.	3.1	20	apagamento	Propomos que seja alterado para corte.	De acordo com o MCA 3-6/2017 – Manual de Investigação do Comando da Aeronáutica, publicado em 2017, que é baseado na taxonomia utilizada pelo ECCAIRS (ICAO), ocorreu a falha do motor em voo.
6.	3.1/5	21/22	SAFRAN Turbomeca do Brasil	Propomos substituir, por Safran Helicopter Engines (antiga Turbomeca) do Brasil.	O CENIPA utiliza os nomes das companhias como eram à época do acidente ou da emissão do laudo técnico.