

**COMANDO DA AERONÁUTICA**  
**CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE**  
**ACIDENTES AERONÁUTICOS**



**RELATÓRIO FINAL**  
**A-073/CENIPA/2018**

<b>OCORRÊNCIA:</b>	<b>ACIDENTE</b>
<b>AERONAVE:</b>	<b>PT-YZJ</b>
<b>MODELO:</b>	<b>BELL-407</b>
<b>DATA:</b>	<b>17ABR2018</b>



## 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 PT-YZJ, modelo BELL-407, ocorrido em 17ABR2018, classificado como “[SCF-PP] Falha ou mau funcionamento do motor | Falha do motor em voo”.

Durante um voo de traslado, a tripulação ouviu um estrondo proveniente do motor. Ao prosseguir para um pouso de precaução a, aproximadamente, 200 ft de altura, o motor falhou (*flameout*), sendo realizado uma autorrotação seguida de um pouso.

A aeronave teve danos substanciais.

Os dois tripulantes e os dois passageiros saíram ilesos.

Houve a designação de Representante Acreditado do *National Transportation Safety Board* (NTSB) - Estados Unidos, Estado de projeto do motor e do *Transportation Safety Board* (TSB) - Canadá, Estado de projeto da aeronave.



## ÍNDICE

<b>GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS .....</b>	<b>5</b>
<b>1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.....</b>	<b>6</b>
1.1. Histórico do voo.....	6
1.2. Lesões às pessoas.....	6
1.3. Danos à aeronave. ....	6
1.4. Outros danos.....	6
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.....	7
1.6. Informações acerca da aeronave.....	7
1.7. Informações meteorológicas.....	11
1.8. Auxílios à navegação.....	11
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.....	13
1.13.1. Aspectos médicos.....	13
1.13.2. Informações ergonômicas.....	13
1.13.3. Aspectos Psicológicos.....	13
1.14. Informações acerca de fogo.....	13
1.15. Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.....	13
1.16. Exames, testes e pesquisas.....	13
1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.....	21
1.18. Informações operacionais.....	23
1.19. Informações adicionais.....	24
1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.....	25
<b>2. ANÁLISE.....</b>	<b>25</b>
<b>3. CONCLUSÕES.....</b>	<b>29</b>
3.1. Fatos.....	29
3.2. Fatores contribuintes.....	29
<b>4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA .....</b>	<b>30</b>
<b>5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.....</b>	<b>30</b>

**GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS**

AD	<i>Airworthiness Directive</i> - Diretriz de Aeronavegabilidade
ADF	Categoria de Registro de Aeronave de Administração Direta Federal
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
APP-LO	Controle de Aproximação de Londrina
CA	Certificado de Aeronavegabilidade
CEB	<i>Commercial Engine Bulletin</i> - Boletim Comercial de Motor
CEL	Habilitação de Mecânico Aeronáutico - Célula
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CIV	Caderneta Individual de Voo
CMA	Certificado Médico Aeronáutico
DOA	Divisão de Operações Aéreas
GMP	Habilitação de Mecânico Aeronáutico - Grupo Motopropulsor
GSO	Gestor de Segurança Operacional
HMNT	Habilitação de Classe Helicóptero Monomotor a Turbina
IAS	<i>Industry Aviation Services</i>
METAR	<i>Meteorological Aerodrome Report</i> - Reporte Meteorológico de Aeródromo
MGSO	Manual de Gerenciamento da Segurança Operacional
NTSB	<i>National Transportation Safety Board</i>
PCH	Licença de Piloto Comercial - Helicóptero
P/N	<i>Part Number</i> - Número de Peça
PPH	Licença de Piloto Privado - Helicóptero
PRF	Polícia Rodoviária Federal
P-PSAC	Pequeno Provedor de Serviço da Aviação Civil
RPM	Rotações Por Minuto
SBCG	Designativo de localidade - Aeródromo de Campo Grande, MS
SBFL	Designativo de localidade - Aeródromo Hercílio Luz, Florianópolis, SC
SBMG	Designativo de localidade - Aeródromo Silvio Name Junior, Maringá, PR
SERIPA V	Quinto Serviço Regional de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SIGWX	<i>Significant Weather</i> - Tempo Significativo
SIPAER	Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
TSB	<i>Transportation Safety Board</i>
UTC	<i>Universal Time Coordinated</i> - Tempo Universal Coordenado

## 1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.

<b>Aeronave</b>	<b>Modelo:</b> BELL-407 <b>Matrícula:</b> PT-YZJ <b>Fabricante:</b> <i>Bell Helicopter</i>	<b>Operador:</b> Departamento de Polícia Rodoviária Federal
<b>Ocorrência</b>	<b>Data/hora:</b> 17ABR2018 - 14:30 (UTC) <b>Local:</b> Fazenda Mãe de Deus <b>Lat.</b> 23°12'11"S <b>Long.</b> 052°15'45"W <b>Município - UF:</b> Nova Esperança - PR	<b>Tipo(s):</b> [SCF-PP] Falha ou mau funcionamento do motor <b>Subtipo(s):</b> Falha do motor em voo

### 1.1. Histórico do voo.

A aeronave decolou do Aeródromo de Campo Grande (SBCG), MS, com destino ao Aeródromo Hercílio Luz (SBFL), Florianópolis, SC, por volta das 10h20min (UTC), a fim de realizar um voo de traslado, com dois pilotos e dois passageiros a bordo.

Quando a 15 NM do Aeródromo Silvio Name Junior (SBMG), Maringá, PR, onde haveria um pouso intermediário, a tripulação ouviu um estrondo proveniente do motor e o comandante iniciou um pouso de precaução.

A, aproximadamente, 200 ft de altura, antes do pouso em campo não preparado, o motor falhou (*flameout*), sendo realizada a autorrotação e pouso.

A aeronave teve danos substanciais.

Os dois tripulantes e os dois passageiros saíram ilesos.

### 1.2. Lesões às pessoas.

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

### 1.3. Danos à aeronave.

A aeronave teve danos substanciais no motor, no eixo de transmissão do rotor de cauda, na carenagem do cone de cauda e nos *finlets*, além de danos leves nas pás do rotor principal.



Figura 1 - Vista geral da aeronave após a ocorrência.

### 1.4. Outros danos.

Não houve.



## 1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.

### 1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.

Horas Voadas		
Discriminação	PIC	SIC
Totais	1.600:00	900:00
Totais, nos últimos 30 dias	25:40	30:20
Totais, nas últimas 24 horas	02:20	02:20
Neste tipo de aeronave	500:00	70:00
Neste tipo, nos últimos 30 dias	25:40	30:20
Neste tipo, nas últimas 24 horas	02:20	02:20

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

### 1.5.2. Formação.

O Piloto em Comando (PIC) realizou o curso de Piloto Privado - Helicóptero (PPH) na Edra Aeronáutica, Ipeúna, SP, em 2006; e o curso de Piloto Comercial - Helicóptero (PCH) na Divisão de Operações Aéreas da Polícia Rodoviária Federal, no ano de 2012.

O Segundo em Comando (SIC) realizou o curso de Piloto Privado - Helicóptero (PPH) na Edra Aeronáutica, Ipeúna, SP, em 2009; e o curso de Piloto Comercial - Helicóptero (PCH) na Rangel Helicópteros Escola de Aviação Civil, São Paulo, SP, no ano de 2011.

O mecânico, que estava a bordo como passageiro, trabalhava para a organização de manutenção aeronáutica que prestava serviço para a PRF, por meio de contrato. Ele obteve a licença de Mecânico de Manutenção Aeronáutica (MMA) em julho de 1978, realizou o curso do motor Allison, modelo 250, em 1980 e o curso do helicóptero Bell 407 em 1996. Foi designado inspetor em 2015 e participou do último treinamento recorrente da sua empresa contratante em 2016.

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

O PIC e o SIC possuíam a licença de Piloto Comercial - Helicóptero (PCH) e estavam com a habilitação de Helicóptero Monomotor a Turbina (HMNT) válida.

O mecânico possuía a licença de mecânico de manutenção aeronáutica e as habilitações de Célula (CEL) e Grupo Motopropulsor (GMP) válidas.

### 1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.

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

O mecânico tinha 42 anos de experiência profissional e possuía qualificação e experiência na realização de serviços de manutenção na aeronave Bell 407.

### 1.5.5. Validade da inspeção de saúde.

Os pilotos estavam com os Certificados Médicos Aeronáuticos (CMA) válidos.

## 1.6. Informações acerca da aeronave.

A aeronave Bell 407 (PT-YZJ), de número de série 53342, foi fabricada pela *Bell Helicopter* em 1999, e estava inscrita na Categoria de Registro de Administração Direta Federal (ADF).

O Certificado de Aeronavegabilidade (CA) estava válido.

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

A última inspeção da aeronave, do tipo “150 horas”, foi realizada em 03NOV2017 pela Organização de Manutenção (OM) HELISUL, em Brasília, DF, estando com 124 horas e 40 minutos voados após a inspeção.

A maior inspeção prevista no programa de manutenção da aeronave, do tipo “300 horas”, foi realizada em 22AGO2017 pela OM HELISUL, em Brasília, DF, estando com 180 horas e 10 minutos voados após a revisão.

A aeronave estava equipada com um motor *Rolls-Royce Model 250-C47B*, S/N CAE 847372 que foi instalado em 06JUL2015, estando com o total de 4.898 horas e 25 minutos. Na data do acidente, a aeronave e o motor estavam com 5.443 horas e 55 minutos totais.

As intervenções de manutenção (reparo, inspeção e revisão) desse modelo de motor podiam ser realizadas de forma modular, ou seja, poderia ocorrer a retirada de apenas uma parte do motor (*gearbox*, compressor ou turbina) para a realização de serviço preventivo ou corretivo.

Em 22JUN2015, o compressor e a caixa de engrenagens foram instalados no motor S/N CAE 847372, após o compressor ter passado por revisão e a caixa de engrenagens ter sido reparada devido a um vazamento.

Na época, havia dois *Commercial Engine Bulletin* (CEB - boletim comercial de motor) não mandatários emitidos pela *Rolls-Royce*: o CEB 72-5058 que recomendava a substituição do rolamento nº 2 e o CEB 72-6081 que recomendava a troca do injetor de óleo (*piccolo tube*).

Durante a revisão do compressor, foi cumprido apenas o CEB 72-5058 (substituição do rolamento nº 2). Segundo os registros de manutenção do PT-YZJ, o compressor e a caixa de engrenagens não foram removidos após a instalação no motor em julho de 2015.

#### Aplicação dos CEB 72-5058 e 72-6081 no motor *Rolls-Royce Model 250-C47B*

Segundo o fabricante do motor, a troca do rolamento nº 2, conforme o CEB 72-5058, aprimoraria seu momento de carga. Sua modificação foi motivada por ocorrências de danos a esse rolamento em manobras (Figura 2).

#### **B. Reason**

To provide an improved No. 2 Bearing with increased moment load capability due to a limited number of occurrences that resulted in damage due to maneuvers.

Figura 2 - Descrição do *Commercial Engine Bulletin* (CEB) 72-5058.

O CEB 72-6081 previa a substituição do *piccolo tube* (P/N 23063357) por um modelo modificado (P/N M250-10767), buscando decréscimo de temperatura e melhoria na performance do rolamento nº 2 (Figura 3).

#### **B. Reason**

The purpose of this CEB is to production and service release a new oil delivery tube to the M250-C28, C30, C40B, and C47 Series engine models.

For the M250-C28, C30 (except C30G and C30G/2 models), and C47 engines, incorporating the P/N M250-10767 Power Accessory Gearbox Oil Tube or the alternate P/N M250-10715 Power Accessory Gearbox Oil Tube will improve the oil delivery to the #2 thrust bearing. This change will decrease the bearing temperature and improve the bearing performance.

Figura 3 - Descrição do *Commercial Engine Bulletin* (CEB) 72-6081.

A *Rolls-Royce Corporation* forneceu uma análise das alterações realizadas para a melhoria do *piccolo tube*, modelo modificado (P/N M250-10767), citado no CEB 72-6081 (Figura 4).



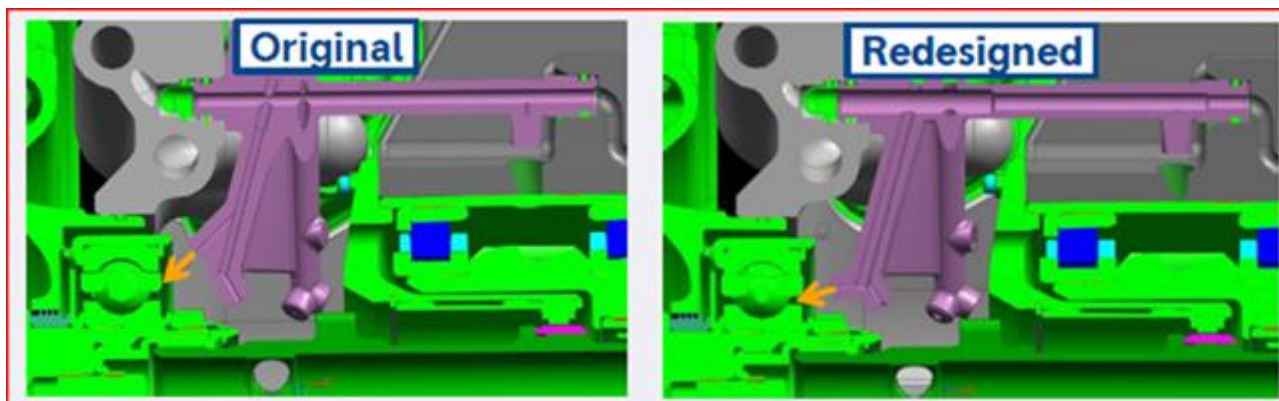


Figura 4 - Diferença entre o *piccolo tube* original e sua versão nova (*redesigned*).

A análise mostra que o ângulo de incidência do jato de óleo foi reduzido, o orifício de injeção de óleo foi movido para mais próximo do rolamento e o fluxo de óleo através do orifício ficou inalterado. Testes realizados teriam comprovado melhorias significativas na passagem de óleo para o rolamento e uma redução em sua temperatura de operação.

#### Intervenções de manutenção requeridas em caso de acendimento da luz *engine chip*.

O manual de manutenção da *Rolls-Royce* citava que o sistema de lubrificação do motor, modelo M250-C47B, contava com dois sensores (*magnetic plugs*) responsáveis pelo monitoramento da presença de limalha no motor que equipava a aeronave PT-YZJ. O acúmulo de partículas metálicas em um dos sensores levava ao acendimento de uma luz de alarme (*engine chip*) no painel de instrumentos da aeronave.

Com o objetivo de monitorar a presença de partículas magnéticas no motor, esses *magnetic plugs* deveriam ser examinados conforme periodicidade definida em manual ou quando a luz *engine chip* acendesse no painel de instrumentos da aeronave. O material contaminante acumulado nos sensores poderia ser definido como pasta ou partículas.

A pasta seria uma mistura de óleo e carbono, resultado de um desgaste normal do motor e motivava a realização de limpeza dos sensores a cada 150 horas de operação. Esse intervalo deveria ser reduzido para até 25 horas quando fosse encontrada uma quantidade excessiva desse material contaminante nos *magnetic plugs*.

Durante essa limpeza, os *magnetic plugs* também deveriam ser inspecionados quanto à presença de material metálico em forma de lascas, flocos ou pedaços. A existência dessas partículas magnéticas indicava uma provável falha nos rolamentos, engrenagens e/ou um desgaste anormal do motor.

Diante da presença desse tipo de material contaminante nos sensores, fazia-se necessária uma análise quantitativa e qualitativa, não sendo aceitável material com diâmetro superior a 1/32 da polegada ou mais que quatro lascas por evento.

Sendo confirmada a presença desse tipo de material, o motor deveria ser removido e enviado a uma organização de manutenção autorizada para avaliação e reparo.

Se houvesse a presença de material com diâmetro inferior a 1/32 da polegada ou menos de quatro lascas por evento nos *magnetic plugs*, deveriam ser cumpridos os procedimentos de manutenção descritos no manual de manutenção do motor M250-47B *Operation and Maintenance 72-00-00, pages 339 Sep 1/15, 349 Sep 1/17 e 341 Sep 1/17*, conforme transcrito abaixo:

E. *Magnetic Plugs (Ref. Figure 201, 72-60-00)*

[...]

(3) *Do the following maintenance steps as a result of a magnetic plug warning light indication.*

- (a) Clean the magnetic drain plugs. Do a 30-minute ground run at the highest power setting possible without lift-off (without exceeding Max Continuous rating) with the rotor turning. Monitor engine operation limits and magnetic plug warning lights. If operation is correct, remove, examine, clean, and reinstall both magnetic drain plug detectors. Return the engine to service.

NOTE: If there is another magnetic plug warning light after the engine has been returned to service, it must be considered another occurrence. (Refer to 8.E.(3)(d), this section, for limits on number of occurrences.)

- (b) If chips or flakes less than 1/32 in. (0.79 mm) diameter or fewer than four slivers are found during the 30-minute run, do the next step.

- (c) If there is a magnetic plug warning light during the first 30-minute ground run, the following steps must be taken before the second 30-minute ground run.

1 Drain the oil.

2 Clean the engine oil filter.

3 Replace the Scavenge Oil Filter.

4 Flush the aircraft oil system to remove any unwanted material.

5 Clean the engine magnetic drain plug detectors.

6 Service the engine oil system with fresh, clean oil.

7 Do a second 30-minute ground run at the highest power setting possible without lift-off (without exceeding Max Continuous rating) with the rotor turning. Monitor the engine operation limits and magnetic plug warning lights. If operation is correct, remove, examine, clean, and reinstall both magnetic drain plug detectors. Return the engine to service.

8 If there is a magnetic plug warning light during the second 30-minute ground run, remove the engine from service and send to a Rolls-Royce approved repair facility. Clean the aircraft engine oil system (Ref. para 8.E.(3)(c), this section).

NOTE: If a magnetic plug warning light comes on within the next eight hours of operation after the second 30-minute ground run, and the cause is found to be magnetic particles and debris (chips, flakes or slivers), remove the engine and send to a Rolls-Royce approved repair facility. Tag the engine and note the cause.

- (d) If there is a maximum of four occurrences of a magnetic plug warning light within a 50-hour time period of engine operation, you must remove the engine for shipment to a Rolls-Royce approved repair facility.

De acordo com essas diretrizes do manual, após o primeiro acendimento da luz *engine chip*, deveria ser realizada uma limpeza dos *magnetic plugs*, seguida de um giro de manutenção de 30 minutos para monitoramento dos limites de operação do motor e monitoramento dos *magnetic plugs*.

Se o giro transcorresse normalmente, os *magnetic plugs* deveriam ser examinados, limpos, reinstalados e a aeronave poderia retornar à operação.

Caso houvesse o acendimento da luz *engine chip* e/ou fosse verificada a presença de limalha inferior a 1/32 da polegada, ou menos que quatro lascas durante o giro de 30 minutos, o manual previa que se drenasse o óleo, limpasse o filtro do motor, trocasse o filtro da *scavenge pump*, limpasse o sistema de óleo da aeronave e reabastecesse o sistema de lubrificação do motor, para, então, realizar um novo giro de 30 minutos de monitoramento.

Após esse segundo giro de 30 minutos, se a operação transcorresse normalmente, o motor seria liberado para o retorno à operação.

Caso negativo, se houvesse o acendimento da luz *engine chip*, o motor deveria ser removido para intervenções de manutenção por um representante do fabricante.

Se a aeronave fosse liberada para o retorno ao voo, o motor também deveria ser removido caso a luz *engine chip* fosse acionada nas oito horas subsequentes ao segundo giro de 30 minutos, causada por limalha (lascas, flocos ou pedaços); ou se essa condição se repetisse quatro vezes em um intervalo de 50 horas de operação do motor.

### 1.7. Informações meteorológicas.

Os *Meteorological Aerodrome Report* (METAR) do Aeródromo de SBMG, distante 20 NM do local do acidente, traziam as seguintes informações:

METAR SBMG 171300Z 09015KT 9999 FEW045 23/15 Q1022=

METAR SBMG 171400Z 07017KT 9999 FEW045 25/15 Q1022=

METAR SBMG 171500Z 07016KT 9999 FEW045 25/15 Q1021=

Verificou-se que as condições eram favoráveis ao voo visual com visibilidade acima de 10 km e com poucas nuvens. O vento tinha intensidade entre 15 e 17 kt.

A carta de tempo significativo (SIGWX) gerada às 09h49min (UTC), com validade até às 00h00min (UTC) do dia 18ABR2018, ilustrava a ausência de formações meteorológicas na região do acidente (Figura 5).

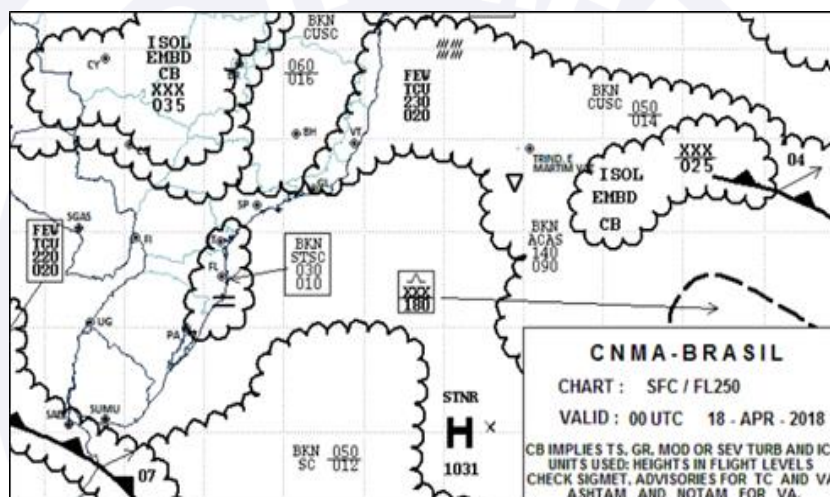


Figura 5 - Carta SIGWX gerada às 09h49min (UTC) do dia 17ABR2018.

### 1.8. Auxílios à navegação.

Nada a relatar.

### 1.9. Comunicações.

A tripulação informou, por meio de contato rádio com o Controle de Aproximação de Londrina (APP-LO), que realizaria um pouso de emergência em um campo não preparado.

### 1.10. Informações acerca do aeródromo.

A ocorrência se deu fora de aeródromo.

### 1.11. Gravadores de voo.

Não requeridos e não instalados.

### 1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.

O pouso em autorrotação aconteceu em terreno macio (arado) que possuía um ligeiro aclive na posição de 45° à esquerda do sentido de deslocamento da aeronave.



Houve a colisão do rotor principal contra o *boom* de cauda, com seccionamento dos dois *finlets* e a ruptura de parte do eixo de transmissão do rotor de cauda (Figuras 6 e 7).



Figura 6 - Detalhe do ângulo de corte do *finlet* esquerdo provocado pelo rotor principal.



Figura 7 - Detalhe do ponto de impacto das pás do rotor principal contra o *boom* de cauda.

Não havia sinais de contato do rotor de cauda nem do *tail skid* no solo. Houve um leve afundamento da parte traseira do esqui direito no solo, porém não houve deformação dos esquis (Figura 8).



Figura 8 - Visão geral da posição de parada da aeronave.

### 1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.

#### 1.13.1. Aspectos médicos.

Nada a relatar.

#### 1.13.2. Informações ergonômicas.

Nada a relatar.

#### 1.13.3. Aspectos Psicológicos.

Não houve evidência de que questões de ordem psicológica ou de incapacitação tenham afetado o desempenho dos tripulantes.

### 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.

O motor foi desmontado e analisado na *Industry Aviation Services* (IAS), em Belo Horizonte, MG, e, durante a sua desmontagem, ao verificar a seção do compressor, constatou-se que o rolamento nº 2 (P/N M250-10354B) estava danificado e que o *piccolo tube* instalado era de P/N 23063357.

O rolamento nº 2 estava na sua posição correta.

No entanto, uma seção que cobria a área de, aproximadamente, duas esferas estava ausente.

O anel de retenção do rolamento também estava ausente, sendo, grande parte dele, localizado posteriormente, dentro da caixa de engrenagens (Figuras 9, 10 e 11).



Figura 9 - Rolamento nº 2 em sua posição correta, porém danificado.





Figura 10 - Rolamento nº 2 após ser retirado da aeronave.



Figura 11 - Anel de retenção do rolamento nº 2 encontrado dentro da caixa de engrenagens.

Todas as esferas estavam presentes e retidas dentro da área do rolamento, no entanto, exibiam evidências de derrapagem. A remoção do rolamento nº 2 revelou marcas nas duas metades internas, na área de rolagem das esferas (Figura 12).



Figura 12 - Marcas de raspagem na pista de rolagem interna do rolamento nº 2.

A desmontagem do compressor revelou que suas partes rotativa e estacionária entraram em contato, resultando nos danos ilustrados nas Figuras 13 e 14.



Figura 13 - Vista do estágio axial de compressor.



Figura 14 - Danos na área do compressor.

Na abertura da caixa de engrenagens, todas as engrenagens e rolamentos internos foram visualmente examinados e encontravam-se com aparência normal.

Verificou-se o não cumprimento do CEB N° 72-6081 (substituição do *piccolo tube* P/N 23063357 pelo P/N M250-10767). No entanto, o *piccolo tube* instalado (P/N 23063357) estava em sua correta posição e visualmente normal (Figura 15).



Figura 15 - *Piccolo tube* em sua posição correta.

Não foram encontradas discrepâncias ou presença de partículas metálicas na bomba de óleo, sendo considerada visualmente normal e com ausência de metal visível.

Ao retirar os *magnetic plugs* da aeronave (*Lower Magnetic plug* e *Upper Magnetic plug*), encontrou-se uma quantidade considerável de partículas de metal (Figuras 16 e 17).



Figura 16 - *Lower Magnetic Plug*.



Figura 17 - *Upper Magnetic Plug*.

Não foram encontrados danos ou sinais de queima anormal na seção de combustão.

Dentro da seção das turbinas, na parte frontal da seção traseira do acoplamento da turbina ao compressor, foi observado um acúmulo de carbono de, aproximadamente, 2 ½ polegadas.

Não foram encontrados outros danos no sistema de lubrificação do motor além dos já mencionados no rolamento nº 2 e nos *magnetic plugs*. Os outros rolamentos, as linhas, os injetores de óleo e os demais componentes do sistema apresentavam liberdade de movimento e ausência de obstrução.

O rolamento nº 2 e o *piccolo tube* instalados no motor da aeronave foram enviados ao laboratório da *Rolls-Royce*, em *Indianapolis*, Estados Unidos, para exames laboratoriais mais aprofundados (Figuras 18, 19 e 20).





Figura 18 - Vista geral do rolamento nº 2 e dos danos em seu trilho.



Figura 19 - Vista da condição geral dos anéis internos do rolamento nº 2.

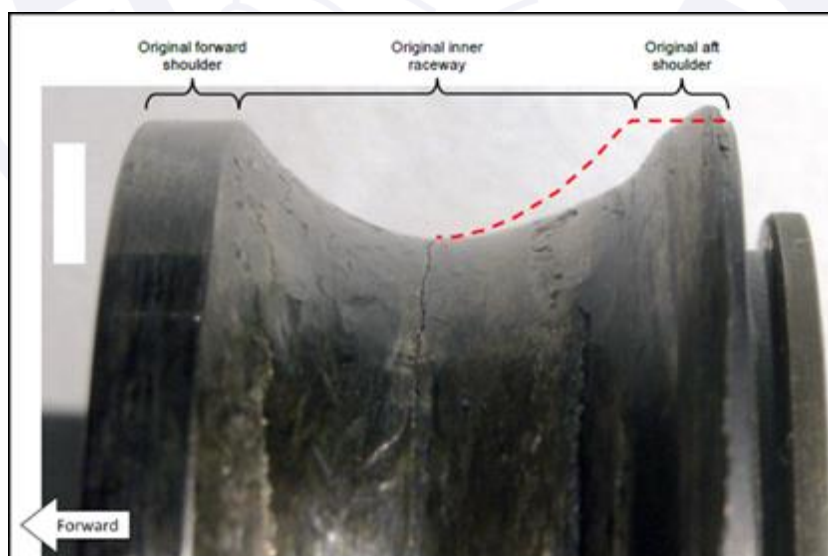


Figura 20 - Vista detalhada da pista interna do rolamento, mostrando a distorção do perfil. A linha tracejada vermelha aproxima-se do perfil original da pista de rolagem das esferas.

Todas as esferas do rolamento nº 2 exibiram partes achatadas, decorrentes do contato com a lateral do anel interno (Figura 21).



Figura 21 - Vista dos danos causados às esferas do rolamento nº 2.

Os trilhos dianteiro e traseiro do rolamento nº 2 foram fraturados e a inspeção visual detalhada revelou indicações macroscópicas consistentes com a progressão da fadiga (Figuras 22 e 23).



Figura 22 - Vista dos trilhos internos do rolamento nº 2.



Figura 23 - Vista detalhada dos trilhos fraturados do rolamento nº 2 mostrando indicações macroscópicas consistentes com a progressão de fadiga (seta vermelha).



Na visualização de secções metalográficas dos anéis externo e interno e de uma esfera do rolamento nº 2, pôde-se observar a extensão da distorção do perfil da pista de rolagem e o desgaste térmico dos componentes. O desgaste térmico é indicado pelas áreas mais claras mostrados na Figura 24.

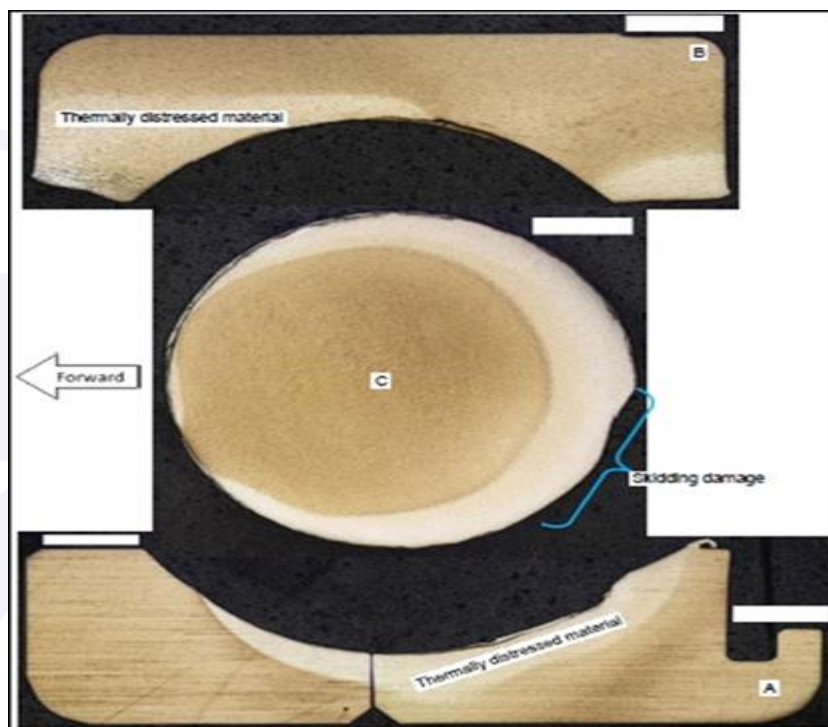


Figura 24 - Desgaste térmico do material.

O exame visual da passagem principal de óleo e do duto de direcionamento de óleo para o rolamento nº 2 não revelou qualquer bloqueio (Figura 25).

A continuidade normal do fluxo interno entre a porta de entrada de óleo e o jato de direcionamento para o rolamento nº 2 foi confirmada por meio de teste de fluxo de líquido no *piccolo tube*.

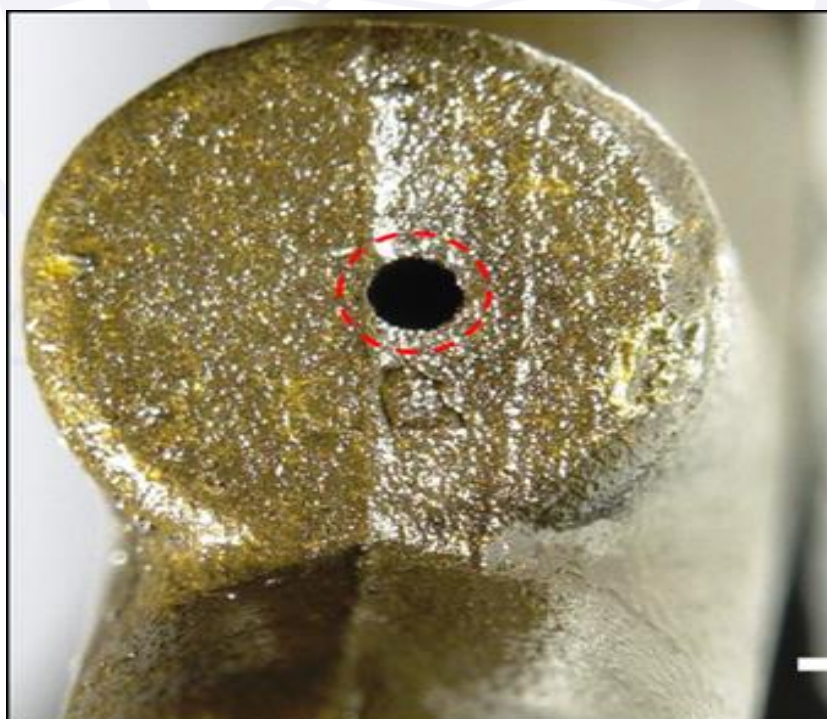


Figura 25 - Orifício de saída do *piccolo tube*.

Além disso, o *piccolo tube* foi submetido à inspeção radiográfica por tomografia computadorizada. As radiografias resultantes não revelaram qualquer bloqueio interno ou descontinuidade das passagens internas no tubo de distribuição de óleo (Figuras 26 e 27).



Figura 26 - Radiografia do *piccolo tube*.

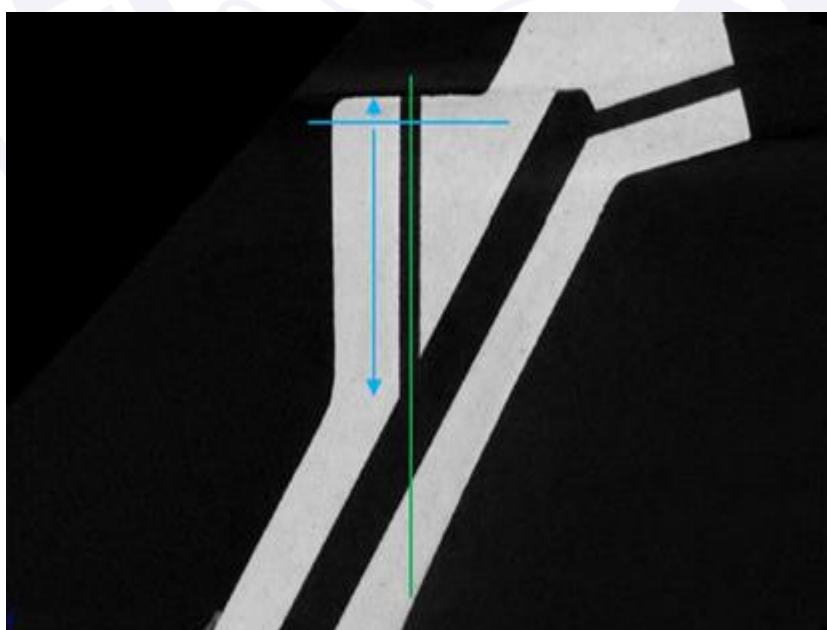


Figura 27 - Radiografia do *piccolo tube*.

Da análise do relatório emitido pela *Rolls-Royce*, pôde-se evidenciar que:

- todos os componentes do rolamento nº 2 exibiram sinais de estresse térmico. Havia um padrão de desgaste térmico no anel interno, no anel externo e nas esferas;
- os danos do motor foram condizentes com uma falha do rolamento nº 2, devido ao resfriamento insuficiente e ao direcionamento do fluxo de óleo lubrificante. Todos os outros danos foram considerados secundários;
- a continuidade das passagens internas do *piccolo tube* foi confirmada, pois não houve interrupção de fluxo de líquido através do tubo, durante o ensaio em laboratório;
- o *piccolo tube* foi submetido à inspeção radiográfica por tomografia computadorizada, tendo as radiografias revelado que não havia quaisquer bloqueios internos ou descontinuidades nas passagens;
- a microestrutura e a química do conjunto do rolamento nº 2 eram consistentes com os requisitos de desenho de engenharia;
- a falha do rolamento nº 2 resultou em uma perda de suporte axial do disco do compressor, permitindo o movimento axial direto do disco do compressor a partir de sua posição normal. Com isso, o disco do compressor entrou em contato com a cobertura do compressor, resultando em uma queda repentina na rotação N1 e na subsequente redução da potência do motor; e
- os dados da *Engine Control Unit* (ECU) indicaram que os controles do motor responderam adequadamente à redução de N1 (RPM), aumentando o fluxo de combustível. Os dados subsequentes eram consistentes com a resposta esperada do mecanismo após a falha.

Diante da análise das conclusões apontadas em relatórios técnicos, concluiu-se que a falha do motor da aeronave foi decorrente de uma lubrificação deficiente do rolamento nº 2 e o seu consequente superaquecimento e ruptura. Todos os demais danos foram secundários a esta falha.

#### **1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.**

Os serviços de manutenção de toda a frota de helicópteros da Polícia Rodoviária Federal eram terceirizados por meio de contrato estabelecido com uma organização de manutenção aeronáutica homologada pela Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC).

O contrato de manutenção previa o apoio de uma equipe de manutenção em cada uma das bases de operação aérea e um apoio de manutenção, em até 48 horas, quando o helicóptero estivesse fora de sede.

Durante entrevista com o mecânico que estava a bordo da aeronave e com outros dois profissionais da empresa de manutenção, foi reportado que, sempre que ocorria algum tipo de limalha, o procedimento padrão da empresa era realizar a troca do óleo do motor.

Além disso, foi reportado que a empresa de manutenção só realizava o controle dos CEB que envolviam vida limite de componente ou alguma *Airworthiness Directive* (AD - Diretriz de Aeronavegabilidade), e que aqueles CEB que visavam somente atualizações não eram observados com maior atenção pela empresa.

Dentro da estrutura da PRF, havia uma Divisão de Operações Aéreas (DOA), situada em Brasília, DF, e sete bases de operações aéreas distribuídas pelo país. Todas as aeronaves pertenciam ao material carga da DOA, a qual gerenciava todos os contratos de manutenção.



Os tripulantes das bases de operação eram subordinados administrativamente às Superintendências Regionais da PRF e operacionalmente à DOA. Devido a isso, os tripulantes, por vezes, tinham acúmulo de tarefas administrativas e isso refletia nas atividades aéreas.

A atividade aérea dentro da PRF não possuía um planejamento macro e um controle centralizado. Cada base de operação executava suas missões operacionais de forma independente.

Além disso, as operações aéreas não tinham suas tarefas bem definidas e com uma adequada divisão de tarefas entre DOA e Superintendências. Segundo relato de pilotos, havia conflito de ordens e, por vezes, as chefias das bases operacionais não sabiam se deveriam se reportar à DOA ou à Superintendência, como nos casos de provisão de novos equipamentos de voo.

O Manual de Gerenciamento da Segurança Operacional (MGSO), revisão de setembro de 2017, previa que:

Todas as organizações envolvidas com a aviação, em especial os P-PSAC, como é o caso da Divisão de Operações Aéreas da Polícia Rodoviária Federal, devem ter em sua estrutura organizacional, obrigatoriamente, um Gestor de Segurança Operacional (GSO) atuando na Prevenção de Acidentes Aeronáuticos e assessorando diretamente o Executivo Responsável (Diretor (a) da PRF) bem como o (a) Chefe da DOA e os responsáveis pelas Bases Desconcentradas DOA. O (A) Diretor (a) da PRF, o (a) Chefe da DOA e o Gestor de Segurança Operacional (GSO DOA) têm claramente estabelecidas as linhas de responsabilidades por suas atividades específicas.

Ao analisar o organograma da Diretoria de Operações da PRF, observou-se que o GSO estava subordinado a duas coordenações abaixo da Diretoria de Operações, o que contrariava o previsto no MGSO (Figura 28).

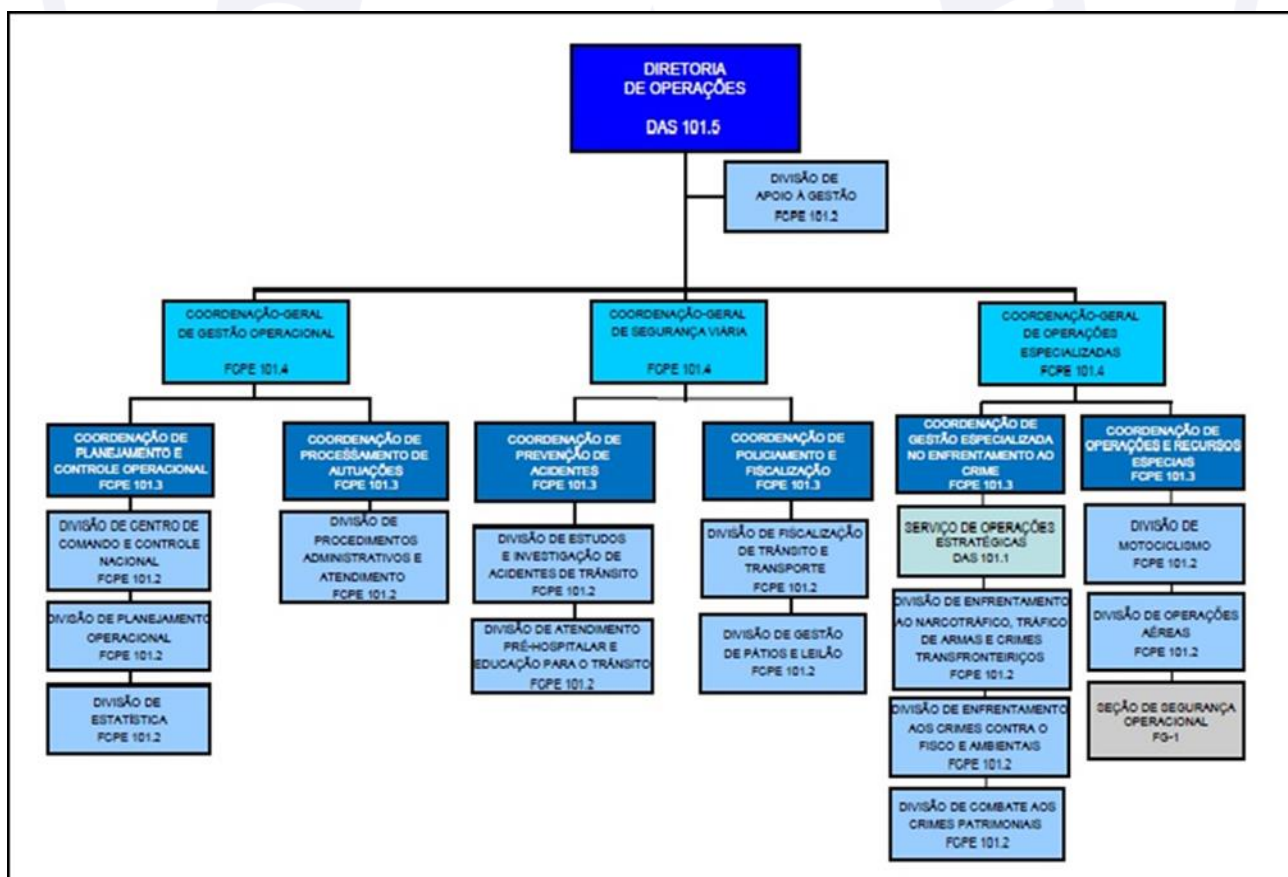


Figura 28 - Organograma da Diretoria de Operações da PRF - distanciamento do GSO.

Constatou-se que não havia uma assessoria efetiva do GSO. Além de não possuir uma dedicação exclusiva ao cargo, não existia uma estrutura adequada de apoio, com pessoal suficiente, com qualificação adequada e atualizada. O fluxo de informações das questões relativas à Segurança de Voo não era efetivo, o que prejudicava a importância que deveria ser dada aos assuntos relativos à segurança pela Diretoria de Operações e pela Diretoria Geral da PRF.

Na época do acidente, o Anexo A da Resolução nº 106 da ANAC, de 30JUN2009, que aprovou o Sistema de Gerenciamento de Segurança Operacional para os Pequenos Provedores de Serviços da Aviação Civil (P-PSAC), não trazia a previsão de uma pessoa responsável pelo controle da manutenção das aeronaves no quadro de pessoal técnico e administrativo, com qualificação e atribuições específicas para a manutenção do desempenho da segurança operacional da referida Unidade.

### **1.18. Informações operacionais.**

A decolagem em SBCG foi realizada com peso de 5.495,8 lbs, portanto, 495,8 lbs acima do peso máximo de decolagem, que era de 5.250 lbs.

Contudo, no momento do acidente, a aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento estipulados pelo fabricante.

A aeronave acidentada tinha a base operacional da PRF de Florianópolis, SC, como sede. Estava deslocada em Dourados e Campo Grande, MS, para cumprir uma missão operacional.

Durante os voos realizados em Dourados, MS, houve o acendimento da luz de detecção de limalha no motor em 09ABR2018.

A tripulação do PT-YZJ registrou o acendimento da luz *engine chip* no diário de bordo e solicitou o apoio da empresa de manutenção aeronáutica com a qual a Polícia Rodoviária Federal mantinha contrato, a fim de reestabelecer a aeronavegabilidade da aeronave.

Na verificação dos *magnetic plugs*, foi encontrada pasta com minúsculas partículas de limalha em forma de pó.

De acordo com os registros de manutenção, o helicóptero foi liberado para operação a partir do dia 10ABR2018, após substituição do óleo e a troca e limpeza dos filtros do sistema de lubrificação do motor.

Depois da realização de alguns voos (10ABR2018 - voo de experiência de 25 minutos / 12ABR2018 - três voos operacionais, totalizando 2 horas e 10 minutos / 13ABR2018 - três voos operacionais, totalizando 2 horas e 25 minutos) que consumiram um total de 5 horas, o mecânico encontrou material contaminante ao inspecionar os *magnetic plugs* do motor da aeronave, relatando a presença de “pouquíssimas partículas em forma de pó”.

Diante dessa contaminação, o mecânico realizou nova troca de óleo e inspeção dos elementos filtrantes do sistema de lubrificação no dia 13ABR2018, confirmados no registro da caderneta de célula da aeronave.

Após essa troca de óleo, a aeronave realizou três voos operacionais no dia 15ABR2018, totalizando 2 horas e 18 minutos, não sendo relatada qualquer anormalidade.

No dia 17ABR2018, a aeronave decolou do Aeródromo de Campo Grande (SBCG), a fim de iniciar voo de deslocamento para a localidade de Florianópolis, SC. O mecânico da Organização de Manutenção, com a qual a PRF tinha contrato de manutenção, acompanhou o traslado da aeronave, visto que, durante a rota até Florianópolis, haveria alguns pousos intermediários em locais desprovidos de apoio de manutenção.



Decorrida uma hora e vinte minutos de voo, foi realizado um pouso de precaução na área rural do município de Batayporã, MS, devido ao acendimento da luz *engine chip* no painel da aeronave.

Após o pouso, o mecânico que acompanhava o voo de traslado inspecionou os *magnetic plugs*. Ele constatou a presença de material contaminante em forma de borra e informou aos pilotos que se tratava de uma “carbonização”.

Os *magnetic plugs* foram vistoriados e limpos, e a tripulação decidiu prosseguir no voo. Os pilotos julgaram seguro prosseguir no voo até o local mais próximo, com a possibilidade de maiores recursos de manutenção e de uma avaliação mais criteriosa.

No entanto, após, aproximadamente, 40 minutos de voo da nova decolagem, foi percebido um forte barulho, seguido de perda de potência e de pressão de óleo do motor, queda na rotação do rotor principal e uma guinada da aeronave para a direita, além do acendimento da luz *engine chip*.

Foi realizada a autorrotação para pouso em área não preparada. Parte dos esquis da aeronave afundaram no terreno arenoso e o rotor principal chocou-se contra os *finlets* e o *boom* de cauda.

Segundo os relatos dos tripulantes, ocorreu a parada total do motor antes do toque no solo. Após o pouso forçado, foi aplicado o freio rotor e os equipamentos foram desligados.

Deve-se considerar que, ao atingir valores muito baixos de RPM do rotor principal, a força centrífuga nas pás também diminui, podendo causar o batimento excessivo. Essa condição, associada a comandos e/ou pousos bruscos, pode levar à colisão da pá do rotor contra o *boom* de cauda.

A Seção 3 (*Emergency/Malfunction Procedures*) do manual de voo BHT-407-FM-1 no seu tópico 3-3-A-2 *Engine Failure - In-Flight* trazia os seguintes procedimentos no item 7:

*7. Apply collective as flare effect decreases to further reduce forward speed and cushion landing. Upon ground contact, collective shall be reduced smoothly while maintaining cyclic in neutral or centered position.*

O Manual orientava para que o coletivo fosse aplicado na medida em que o efeito *flare* diminuísse e que após a aeronave estar em contato com o solo, a aplicação de coletivo deveria ser reduzida, suavemente, enquanto se mantinha o cíclico em uma posição neutra ou centralizada.

### **1.19. Informações adicionais.**

Em 11 de dezembro de 2015, a *Bell Helicopter* emitiu uma Carta Informativa nº IL 407-15-110 e a endereçou a todos os proprietários e operadores de helicóptero modelo 407.

Nesse documento, a *Bell Helicopter* informou que a *Rolls-Royce* havia realizado algumas atualizações no motor 250-C47B, por meio dos seguintes boletins:

- CEB 72-6067, de 11ABR2011 - troca do rolamento nº 2;
- CEB 72-6071, de 14DEZ2012 - troca do *Torquimeter Thrust (Ball) Bearing* (P/N novo M250-10398);
- CEB 72-6075, de 04MAR2013 - inspeção dos *magnetic plugs* para verificar a presença de limalha proveniente do rolamento nº 2, bem como a substituição de alguns rolamentos nº 2, P/N M250-10354, especificados nesse boletim; e
- CEB 6081, de 20JAN2015 - substituição do *piccolo tube (Oil Delivery Tube)*.

Na referida carta, a *Bell Helicopter* expressava ser altamente recomendada a implementação dos referidos CEB nos motores instalados nos helicópteros de modelo 407.

Em 17DEZ2015, o Instituto Nicaraguense de Aeronáutica emitiu uma *Airworthiness Directive* (AD) INAC-AD-E-2015/001, tornando mandatário o cumprimento dos CEB mencionados na carta informativa IL 407-15-110 da *Bell Helicopters*.

Finalmente, as pesquisas dos investigadores não identificaram a emissão de AD nem no país de origem do motor, nem no Brasil.

### **1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.**

Não houve.

## **2. ANÁLISE.**

Tratava-se de um voo de traslado de SBCG, com destino a SBFL, com dois pilotos e dois passageiros a bordo.

Decorrida uma hora e vinte minutos de voo, foi realizado um pouso de precaução na área rural do município de Batayporã, MS, devido ao acendimento da luz *engine chip* no painel da aeronave. Após o pouso, o mecânico que acompanhava o voo de traslado inspecionou os *magnetic plugs*. Ele constatou a presença de material contaminante em forma de borra e informou aos pilotos que se tratava de uma “carbonização”.

Os *magnetic plugs* foram vistoriados e limpos, e a tripulação decidiu prosseguir no voo. Os pilotos julgaram seguro voar até o local mais próximo, com a possibilidade de realizarem uma avaliação mais criteriosa e de encontrarem melhores condições para a realização dos serviços de manutenção.

Passados 40 minutos de voo desde a nova decolagem, foi percebido um forte barulho, seguido de perda de potência e de pressão de óleo do motor, queda na rotação do rotor principal e uma guinada da aeronave para a direita, além do acendimento da luz *engine chip*. Em seguida, foi realizada a autorrotação para pouso em área não preparada.

O pouso aconteceu em terreno macio (arado) que possuía um ligeiro acive na posição de 45° à esquerda do sentido de deslocamento da aeronave. Houve a colisão do rotor principal contra o *boom* de cauda, com seccionamento dos dois *finlets* e a ruptura de parte do eixo de transmissão do rotor de cauda.

Após a realização de pesquisas no motor, concluiu-se que houve uma lubrificação deficiente do rolamento nº 2, que resultou no seu superaquecimento e ruptura, acarretando a perda do suporte axial do disco do compressor, permitindo o seu movimento axial direto a partir de sua posição normal.

Com relação às condições de aeronavegabilidade da aeronave, foram considerados dois aspectos: o primeiro, diz respeito à modificação de projeto realizada pelo fabricante do motor, com o objetivo de reduzir a probabilidade de falha do rolamento nº 2; e o segundo, diz respeito às intervenções de manutenção em face de frequentes acendimentos da luz *engine chip* da aeronave.

Quanto à modificação de projeto, verificou-se que existiam dois *Commercial Engine Bulletin* (CEB) emitidos pelo fabricante do motor.

O CEB 72-5058 que recomendava a substituição do rolamento nº 2, buscando aprimorar seu momento de carga; e o CEB 72-6081 que previa a substituição do injetor de óleo (*piccolo tube*), buscando o decréscimo de temperatura e melhoria na performance do rolamento nº 2.

Os boletins mencionados não eram de cumprimento obrigatório, porém a *Bell Helicopter* emitiu uma Carta Informativa nº IL 407-15-110 e a endereçou a todos os proprietários e operadores de helicóptero modelo 407, recomendando o seu cumprimento.

A não obrigatoriedade do cumprimento desses CEB justificava-se pelo fato de que, a despeito da possibilidade de ter o Tempo Limite de Vida do rolamento nº 2 reduzido, a correta aplicação dos procedimentos e das intervenções de manutenção, já previstas anteriormente, eram consideradas suficientes para evitarem uma falha catastrófica.

Conforme verificado durante a investigação, a empresa de manutenção adotava a prática de não implementar boletins que visassem atualizações de sistemas, de modo que somente o CEB 72-5058, que recomendava a substituição do rolamento nº 2, foi cumprido na aeronave PT-YZJ.

Apesar de o cumprimento do CEB 72-6081 (troca do *piccolo tube*) não ser obrigatório, ele poderia ter se configurado como uma barreira para o acidente, visto representar melhorias significativas (redução em sua temperatura de operação segundo os testes realizados pela *Rolls-Royce*) quanto à entrega de óleo para o rolamento nº 2.

No que diz respeito às intervenções de manutenção, em face de frequentes acendimentos da luz *engine chip*, verificou-se que a primeira ocorrência de acendimento se deu em 09ABR2018, durante os voos realizados fora de sede, na cidade de Dourados, MS.

Naquelas condições, de acordo com os procedimentos de manutenção descritos no manual de manutenção do motor M250-47B *Operation and Maintenance*, fazia-se necessária uma análise quantitativa e qualitativa das partículas, não sendo aceitável material com diâmetro superior a 1/32 da polegada ou mais que quatro lascas por evento.

Se houvesse a presença de material com diâmetro inferior a 1/32 da polegada ou menos de quatro lascas por evento, nesse primeiro evento de acendimento da luz *engine chip*, deveria ser realizada uma limpeza dos *magnetic plugs*, seguida de um giro de manutenção de 30 minutos para monitoramento dos limites de operação do motor.

Se o giro transcorresse normalmente e não fosse identificada nova contaminação dos *plugs*, a aeronave poderia retornar à operação.

Sendo identificada nova contaminação, o manual previa que se drenasse o óleo, limpasse o filtro do motor, trocasse o filtro da *scavenge pump*, limpasse o sistema de óleo da aeronave e reabastecesse o sistema de lubrificação do motor para, então, realizar um segundo giro de 30 minutos de monitoramento.

Após esse segundo giro de 30 minutos, se a operação transcorresse normalmente, o motor seria liberado para retornar à operação; caso negativo, se houvesse o acendimento da luz *engine chip*, o motor deveria ser removido para intervenções de manutenção por um representante do fabricante.

De acordo com os registros de manutenção do PT-YZJ, teria sido encontrada pasta com “minúsculas” partículas de limalha em forma de pó nos *magnetic plugs*. A investigação não foi capaz de precisar a dimensão dessas partículas e não identificou reportes da presença de lascas.

Após a substituição do óleo, a troca e limpeza dos filtros do sistema de lubrificação do motor, foi realizado um giro de 25 minutos e o helicóptero foi liberado para operação a partir do dia 10ABR2018.

Observou-se, assim, que o primeiro procedimento realizado foi a substituição do óleo e dos filtros do sistema de lubrificação do motor, deixando-se de realizar o primeiro giro de manutenção previsto em manual, antes da troca de óleo. Somente o giro após a troca de óleo foi realizado e, então, a aeronave foi liberada para o voo.

Depois de retornar à operação, a aeronave voou 5 horas e, no dia 13ABR2018, o mecânico encontrou material contaminante ao inspecionar os *magnetic plugs*, relatando a presença de “pouquíssimas partículas em forma de pó”.



O manual de manutenção previa que, após ser liberada para retorno ao voo, houvesse um novo acionamento da luz *engine chip* nas oito horas subsequentes ao segundo giro de 30 minutos, causada por limalha (lascas, flocos ou pedaços), ou se essa condição se repetisse quatro vezes em um intervalo de 50 horas de operação, o motor deveria ser removido para intervenções de manutenção por um representante do fabricante.

Apesar de não ter ocorrido um novo acionamento da luz *engine chip* naquela ocasião, foi realizada nova troca de óleo e inspeção dos elementos filtrantes do sistema de lubrificação no dia 13ABR2018, confirmados no registro da caderneta de célula da aeronave. Novamente, deixou-se de cumprir etapas do procedimento previsto no manual de manutenção e não foi realizado o giro de manutenção nem antes nem após a troca do óleo.

Deve-se considerar que as substituições do óleo, fora da sequência e das etapas previstas para correção e acompanhamento das condições de operação, invalidaram o controle das horas e da frequência de acionamento da luz *engine chip*, impedindo que fosse feito o correto diagnóstico das condições de aeronavegabilidade do motor.

Adicionalmente, a falta de uma avaliação mais acurada das dimensões da limalha encontrada nos *magnetics plugs* pode ter mascarado uma deterioração mais crítica das condições do rolamento nº 2 e que requeressem uma intervenção de manutenção, antes de liberar o motor para o retorno à operação. Após essa segunda troca de óleo, a aeronave voou 2 horas e 18 minutos no dia 15ABR2018, não sendo relatada qualquer anormalidade.

No dia 17ABR2018, foi realizado o voo de traslado de SBCG para SBFL com pouso intermediário previsto para SBMG. Decorrida uma hora e vinte minutos de voo, houve o acendimento da luz *engine chip* e a tripulação realizou um pouso de precaução em área rural. Tratava-se, então, de um novo acendimento da luz *engine chip*, após uma troca de óleo e do segundo giro de manutenção previsto em manual.

Naquele momento, por terem se passado menos de oito horas voadas depois da troca de óleo, o motor da aeronave deveria ter sido enviado à *Rolls-Royce* para reparo. Portanto, a aeronavegabilidade da aeronave deveria ter sido restringida naquela ocasião.

Os *magnetic plugs* foram inspecionados e constatou-se a presença de material contaminante em forma de borra, sendo identificada como uma “carbonização”. Após a limpeza dos *plugs*, a aeronave foi liberada para operação e traslado até SBMG.

Depois de 40 minutos de voo, houve a falha catastrófica do rolamento nº 2, acarretando a perda de potência do motor, que obrigou a tripulação a executar o pouso em autorrotação.

No que diz respeito à cultura organizacional da empresa de manutenção, foi reportado que as intervenções em motores com indicação de limalha, realizadas pela empresa, tinham por padrão a troca do óleo do motor, sem uma análise pormenorizada.

Esse procedimento “padrão” da empresa foi seguido pelo mecânico, em 10 ABR2018, ao liberar o PT-YZJ para o voo, sem consultar os manuais de manutenção, apresentando-se como uma condição latente. Constatou-se, assim, que os procedimentos descritos no item 8.E.(3).a do manual M250-47B - *Operation and Maintenance* da *Rolls-Royce* não foram seguidos.

Além disso, o manual previa que se a luz de detecção de limalha acendesse nas oito horas de operação após o segundo giro de manutenção, em decorrência de partículas magnéticas, o motor deveria ser enviado para a *Rolls-Royce* para avaliação e reparo.

Considerando que o segundo acendimento da luz *engine chip* ocorreu com menos de oito horas após a segunda troca de óleo, a aeronave deveria ter saído de operação e o motor enviado para a *Rolls-Royce*.



Concluiu-se, então, que a cultura de execução do procedimento rotineiro do pessoal da empresa de manutenção prestadora de serviço à PRF, ao invés da aderência aos procedimentos descritos no manual de manutenção, contribuiu para a ocorrência do acidente.

Naquilo que concerne ao gerenciamento dos recursos de cabine dos tripulantes, verificou-se que pode ter ocorrido uma percepção e análise deficientes sobre os riscos envolvidos nos frequentes acendimentos da luz *engine chip*, além de um consenso em prosseguir com o voo, reforçado pelo fato de estar em uma região sem apoio.

Os tripulantes não cogitaram permanecer em solo e buscar uma alternativa, demonstrando não terem consciência de que o prosseguimento do voo, naquelas condições, representava riscos inaceitáveis à operação.

Com relação ao desempenho técnico da tripulação, verificou-se que os danos na aeronave resultaram do pouso em autorrotação, quando houve a colisão do rotor principal contra o *boom* de cauda, o seccionamento dos dois *finlets* e a ruptura de parte do eixo de transmissão do rotor de cauda.

O manual da aeronave orientava para que o coletivo fosse aplicado na medida em que o efeito *flare* diminuísse e que, após a aeronave estar em contato com o solo, a aplicação de coletivo deveria ser reduzida, suavemente, enquanto se mantinha o cíclico em uma posição neutra ou centralizada.

Deve-se considerar que, ao atingir valores muito baixos de RPM do rotor principal, a força centrífuga nas pás também diminui, podendo causar o batimento excessivo. Essa condição, associada a comandos e/ou pousos bruscos, pode levar à colisão da pá do rotor contra o *boom* de cauda.

Não houve evidências de deformação dos esquis, no entanto, o terreno macio pode ter mascarado uma condição de pouso com elevada razão de afundamento, além do fato de o aclave do terreno ter aumentado o grau de dificuldade na execução do *flare* e na aplicação dos comandos.

Naquilo que concerne ao ambiente organizacional da Polícia Rodoviária Federal (PRF), observou-se que não havia um planejamento macro com um controle adequado das atividades aéreas e tarefas bem definidas, onde cada base de operação executava suas missões operacionais de forma independente.

Havia um conflito gerencial, devido ao fato de os tripulantes serem subordinados administrativamente às Superintendências Regionais da PRF e operacionalmente à Divisão de Operações Aéreas (DOA). Esse fato denotou que havia sobrecarga de funções administrativas aos tripulantes e trazia prejuízos a uma maior dedicação às atividades aéreas (estudo de procedimentos operacionais, conhecimento dos sistemas da aeronave, gerenciamento de recursos de cabine e outros).

Segundo relatos de tripulantes, o fluxo de informações relativo às atividades aéreas e à Segurança de Voo não era efetivo.

Ao analisar o organograma da Diretoria de Operações da PRF, observou-se que o Gestor de Segurança Operacional (GSO) estava subordinado a duas coordenações abaixo da Diretoria de Operações, contrariando o previsto no Manual de Gerenciamento da Segurança Operacional (MGSO), que delegava ao GSO um assessoramento direto ao Executivo Responsável (Diretor da PRF), bem como ao Chefe da DOA e aos responsáveis pelas Bases Desconcentradas DOA.

Diante da análise do ambiente organizacional, concluiu-se que havia um inadequado planejamento e supervisão gerencial, tanto no aspecto macro, quanto dentro da DOA, impactando diretamente na Segurança de Voo e na cultura organizacional dos tripulantes.

### 3. CONCLUSÕES.

#### 3.1. Fatos.

- a) os pilotos estavam com os Certificados Médicos Aeronáuticos (CMA) válidos;
- b) os pilotos estavam com as Habilitações de Helicóptero Monomotor a Turbina (HMNT) válidas;
- c) o mecânico possuía a Licença de Mecânico de Manutenção Aeronáutica e as habilitações de Célula (CEL) e Grupo Motopropulsor (GMP) válidas;
- d) os pilotos estavam qualificados e possuíam experiência no tipo de voo;
- e) o mecânico possuía qualificação e experiência na realização de serviços de manutenção na aeronave Bell 407;
- f) a aeronave estava com o Certificado de Aeronavegabilidade (CA) válido;
- g) no momento da ocorrência, a aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento;
- h) as escriturações das cadernetas de célula e motor estavam atualizadas;
- i) as condições meteorológicas eram propícias à realização do voo;
- j) existiam dois *Commercial Engine Bulletin* (CEB) emitidos pelo fabricante do motor: CEB 72-5058 que recomendavam a substituição do rolamento nº 2; e CEB 72-6081 que previa a substituição do injetor de óleo (*piccolo tube*);
- k) a empresa de manutenção adotava a prática de não implementar boletins que visassem atualizações de sistemas, de modo que somente o CEB 72-5058 que recomendava a substituição do rolamento nº 2 foi cumprido na aeronave PT-YZJ;
- l) os procedimentos descritos no item 8.E.(3).a do manual M250-47B - *Operation and Maintenance* da *Rolls-Royce* não foram seguidos;
- m) com menos de oito horas voadas, após uma troca de óleo, houve um novo acendimento da luz *engine chip*, porém, a aeronave foi liberada para o voo, em desacordo com os procedimentos previstos pelo fabricante do motor;
- n) houve uma lubrificação deficiente do rolamento nº 2, seguida de superaquecimento e ruptura;
- o) houve a falha do motor em voo;
- p) a tripulação executou um pouso em autorrotação;
- q) houve a colisão do rotor principal contra o *boom* de cauda, o seccionamento dos dois *finlets* e a ruptura de parte do eixo de transmissão do rotor de cauda;
- r) a aeronave teve danos substanciais; e
- s) os dois pilotos e os dois passageiros saíram ilesos.

#### 3.2. Fatores contribuintes.

- **Cultura organizacional - contribuiu.**

A cultura de execução do procedimento rotineiro (informal) da empresa de manutenção, ao invés da aderência aos procedimentos descritos no manual de manutenção, contribuiu para que o tratamento da condição de acendimento da luz *engine chip* não fosse realizado da forma adequada.

- **Manutenção da aeronave - contribuiu.**

As substituições de óleo do motor, em desacordo com os procedimentos previstos no manual de manutenção, contribuíram para que a condição de acendimento da luz *engine chip* não fosse tratada da forma adequada.

- **Processo decisório - indeterminado.**

Após a realização do pouso na zona rural do município de Batayporã, MS, a tripulação decidiu prosseguir no voo, apesar do acendimento da luz *engine chip* e da contaminação do detector de limalha, desconsiderando os eventos anteriores de similar natureza.

Tais decisões podem ter denotado uma análise deficiente por parte da tripulação da aeronave dos riscos envolvidos, e uma conseqüente tomada de decisão inadequada.

- **Supervisão gerencial - indeterminado.**

Havia um inadequado planejamento e supervisão gerencial, tanto no aspecto macro, quanto dentro da Divisão de Operações Aéreas (DOA), impactando diretamente na Segurança de Voo e na cultura organizacional dos tripulantes.

#### 4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA

*Recomendação de uma autoridade de investigação de acidentes com base em informações derivadas de uma investigação, feita com a intenção de prevenir ocorrências aeronáuticas e que em nenhum caso tem como objetivo criar uma presunção de culpa ou responsabilidade.*

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

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

**A-073/CENIPA/2018 - 01**

**Emitida em: 05/12/2022**

Avaliar a viabilidade de emissão de Boletim Especial de Aeronavegabilidade, a fim de alertar organizações de manutenção e operadores de helicópteros modelo BELL-407 sobre a observância dos corretos procedimentos de manutenção referidos nesta investigação.

**A-073/CENIPA/2018 - 02**

**Emitida em: 05/12/2022**

Atuar junto à Helisul Táxi Aéreo Ltda., no intuito de que aquela empresa adote práticas de manutenção que sigam, estritamente, os procedimentos estabelecidos em ordens técnicas e manuais de manutenção dos fabricantes de produtos aeronáuticos.

**A-073/CENIPA/2018 - 03**

**Emitida em: 05/12/2022**

Divulgar os ensinamentos colhidos nesta investigação à Polícia Rodoviária Federal, a fim de que aquele operador priorize a implementação de uma cultura de segurança operacional no âmbito daquela organização, conforme preconiza o RBAC nº 90.

#### 5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.

Em 11ABR2019, a Resolução nº 512 da ANAC aprovou o Regulamento Brasileiro da Aviação Civil (RBAC) nº 90, intitulado: “Requisitos para Operações Especiais de Aviação Pública”, no qual foram estabelecidos os seguintes requisitos gerais de pessoal de administração das Unidades Aéreas Públicas (UAP):

(a) A UAP deverá dispor de pessoal técnico e administrativo qualificado e com atribuições específicas para a manutenção do desempenho da segurança operacional da referida Unidade.

(b) A UAP deverá dispor de, no mínimo, o seguinte pessoal de administração:

(1) gestor da UAP, segundo a seção 90.35 deste Regulamento;

(2) GSO, segundo a seção 90.37 deste Regulamento;

(3) chefe de operações, segundo a seção 90.39 deste Regulamento; e

(4) responsável pelo controle da manutenção das aeronaves da UAP, conforme definido por ela ou em regramento específico.

Em, 5 de dezembro de 2022.

