

COMANDO DA AERONÁUTICA
CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE
ACIDENTES AERONÁUTICOS



RELATÓRIO FINAL
A-002/CENIPA/2019

OCORRÊNCIA:	ACIDENTE
AERONAVE:	PR-RMZ
MODELO:	R44 II
DATA:	01JAN2019



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

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

Este Relatório Final foi disponibilizado à Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC) e ao Departamento de Controle do Espaço Aéreo (DECEA) para que as análises técnico-científicas desta investigação sejam utilizadas como fonte de dados e informações, objetivando a identificação de perigos e avaliação de riscos, conforme disposto no Programa Brasileiro para a Segurança Operacional da Aviação Civil (PSO-BR).

Este relatório não recorre a quaisquer procedimentos de prova para apuração de responsabilidade no âmbito administrativo, civil ou criminal; estando em conformidade com o Appendix 2 do Anexo 13 "Protection of Accident and Incident Investigation Records" da Convenção de Chicago de 1944, recepcionada pelo ordenamento jurídico brasileiro por meio do Decreto nº 21.713, de 27 de agosto de 1946.

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

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

SINOPSE

O presente Relatório Final refere-se ao acidente com a aeronave PR-RMZ, modelo R44 II, ocorrido em 01JAN2019, classificado como “[SCF-PP] Falha ou mau funcionamento do motor”.

Cerca de 55 segundos após a decolagem, durante a subida para um voo panorâmico, a buzina de baixa rotação do rotor principal da aeronave soou, sendo realizada uma tentativa de autorrotação em uma área urbana localizada a 1,5 NM do aeródromo.

Próximo ao solo, a aeronave atingiu os fios de um poste da rede elétrica e alguns galhos de árvores. No decorrer da colisão contra o solo, seus destroços atingiram alguns veículos estacionados no local.

Após o toque no solo, o helicóptero percorreu cerca de 35 m, parando 180° defasado de seu eixo de autorrotação.

A aeronave teve danos substanciais.

O piloto e um passageiro sofreram lesões leves, um passageiro sofreu lesões graves e um transeunte sofreu lesões fatais.

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

ÍNDICE

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS	5
1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.....	7
1.1. Histórico do voo.....	7
1.2. Lesões às pessoas.....	7
1.3. Danos à aeronave.	8
1.4. Outros danos.....	8
1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.....	8
1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.....	8
1.5.2. Formação.....	8
1.5.3. Categorias das licenças e validade dos certificados e habilitações.....	8
1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.....	8
1.5.5. Validade da inspeção de saúde.....	9
1.6. Informações acerca da aeronave.....	9
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.....	14
1.13.3. Aspectos Psicológicos.....	14
1.14. Informações acerca de fogo.....	14
1.15. Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.....	14
1.16. Exames, testes e pesquisas.....	14
1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.....	18
1.18. Informações operacionais.....	19
1.19. Informações adicionais.....	25
1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.....	27
2. ANÁLISE.....	27
3. CONCLUSÕES.....	31
3.1. Fatos.....	31
3.2. Fatores contribuintes.....	32
4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA	33
5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.....	33

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS

AGL	<i>Above Ground Level</i> - acima do nível do solo
AWB	<i>Airworthiness Bulletin</i> - boletim de aeronavegabilidade
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
ANP	Agência Nacional de Petróleo, Gás Natural e Biocombustíveis
ATSB	<i>Australian Transport Safety Bureau</i>
AvGas	<i>Aviation Gasoline</i> - Gasolina de Aviação
CA	Certificado de Aeronavegabilidade
CASA	<i>Civil Aviation Safety Authority</i>
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CIV	Caderneta Individual de Voo
CMA	Certificado Médico Aeronáutico
COA	Certificado de Operador Aéreo
DCTA	Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
EO	Especificações Operativas
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i>
HMNC	Habilitação de Classe Helicóptero Monomotor Convencional
HMNT	Habilitação de Classe Helicóptero Monomotor a Turbina
IAE	Instituto de Aeronáutica e Espaço
IAM	Inspeção Anual de Manutenção
IAS	<i>Indicated Air Speed</i> - velocidade indicada
InHg	<i>Inches of Mercury</i> - polegadas de mercúrio
NM	<i>Nautical Miles</i> - milhas náuticas
NTSB	<i>National Transportation Safety Board</i>
OM	Organização de Manutenção
PCH	Licença de Piloto Comercial - Helicóptero
PIC	<i>Pilot in Command</i> - piloto em comando
PN	<i>Part Number</i> - número de peça
POH	<i>Pilot Operating Handbook</i> - manual de operação do piloto
PPH	Licença de Piloto Privado - Helicóptero
RAB	Registro Aeronáutico Brasileiro
RBAC	Regulamento Brasileiro da Aviação Civil
RBHA	Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica
RHC	<i>Robinson Helicopter Company</i>
RPM	Rotações Por Minuto
SACI	Sistema Integrado de Informações da Aviação Civil

SAE	Categoria de Registro de Aeronave de Serviço Aéreo Especializado Público
SB	<i>Service Bulletin</i> - boletim de serviço
SDUB	Designativo de localidade - Aeródromo Estadual Gastão Madeira, Ubatuba, SP
SIPAER	Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SN	<i>Serial Number</i> - número de série
TC	<i>Type Certificate</i> - certificado de tipo
TPP	Categoria de Registro de Aeronave para Serviços Aéreos Privados
TPX	Categoria de Registro de Aeronave de Transporte Aéreo Público Não Regular
UTC	<i>Universal Time Coordinated</i> - tempo universal coordenado



1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.

Aeronave	Modelo: R44 II Matrícula: PR-RMZ Fabricante: <i>Robinson Helicopter</i>	Operador: Helicon Táxi Aéreo Ltda.
Ocorrência	Data/hora: 01JAN2019 - 13:55 (UTC) Local: Área urbana de Ubatuba Lat. 23°27'29"S Long. 045°03'47"W Município - UF: Ubatuba - SP	Tipo(s): [SCF-PP] Falha ou mau funcionamento do motor

1.1. Histórico do voo.

A aeronave decolou do Aeródromo Estadual Gastão Madeira (SDUB), Ubatuba, SP, por volta das 13h55min (UTC), a fim de realizar um voo panorâmico sobre a cidade, com um piloto e dois passageiros a bordo.

Cerca de 55 segundos após a decolagem, ainda em subida, o alarme sonoro de baixa rotação do rotor principal soou e o piloto efetuou uma tentativa de autorrotação para pouso de emergência na área urbana de Ubatuba.

Durante o seguimento final da aproximação, o helicóptero colidiu contra os fios de um poste de transmissão de energia elétrica e árvores situadas na rua. Os destroços da aeronave também atingiram veículos estacionados no local, após a colisão contra o solo.



Figura 1 - Vista do PR-RMZ no local do acidente.

A aeronave teve danos substanciais.

O piloto e um passageiro sofreram lesões leves, o segundo passageiro sofreu lesões graves e um pedestre sofreu lesões fatais.

1.2. Lesões às pessoas.

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

1.3. Danos à aeronave.

A aeronave teve danos substanciais em toda a sua estrutura, incluindo os rotores.

1.4. Outros danos.

Após o choque da aeronave contra os fios do poste de energia elétrica e as árvores, peças da aeronave se desprenderam e atingiram um total de dez carros e a janela de um apartamento localizado na rua do acidente.

1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.

1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.

Horas Voadas	
Discriminação	PIC
Totais	352:31
Totais, nos últimos 30 dias	05:22
Totais, nas últimas 24 horas	00:58
Neste tipo de aeronave	270:00
Neste tipo, nos últimos 30 dias	05:22
Neste tipo, nas últimas 24 horas	00:58

Obs.: os dados relativos às horas voadas foram obtidos por meio dos registros contidos no Sistema Integrado de Informações da Aviação Civil (SACI) e na Caderneta Individual de Voo (CIV) do Piloto em Comando (PIC). O último lançamento registrado na CIV Digital datava de 04DEZ2018.

Os dados constantes no SACI revelaram que o PIC possuía um total de 347 horas e 09 minutos de voo. Aliado a isso, por meio dos registros da operação em Ubatuba, foi possível aferir que o PIC havia realizado mais 5 horas e 22 minutos na aeronave acidentada.

1.5.2. Formação.

O PIC realizou o curso de Piloto Privado - Helicóptero (PPH) na EDAPA Escola de Aviação, Campinas, SP, em 2015, finalizando sua formação prática na Voo Solo Helicópteros Escola de Pilotagem em Ribeirão Preto, SP.

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

O PIC possuía a licença de Piloto Comercial - Helicóptero (PCH) e estava com as habilitações de Helicóptero Monomotor Convencional (HMNC) e Helicóptero Monomotor a Turbina (HMNT) válidas.

1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.

O PIC iniciou sua trajetória como piloto profissional, realizando voos duplo comando em empresas para adquirir experiência. Cerca de dois anos antes deste acidente, ele já realizava voos *freelancer* na "Helicopteross", empresa para a qual ele operava no dia da ocorrência. O proprietário dessa empresa era, também, proprietário da aeronave acidentada. Porém, essa empresa não possuía um Certificado de Operador Aéreo (COA) emitido pela Agência Reguladora.

O piloto não fazia parte do corpo de funcionários da empresa Helicon Táxi Aéreo, que era operadora da aeronave, segundo os registros constantes no Registro Aeronáutico Brasileiro (RAB).

Durante entrevista, ele relatou que realizava voos panorâmicos na região desde 27DEZ2018, onde eram efetuados, em média, 15 operações por dia, voando cerca de 5 minutos em cada voo.

Além disso, ele informou que era comum os pilotos da empresa “Helicopteross” realizarem voos de treinamento. Segundo o PIC, ele havia concluído treinamentos de emergência poucos dias antes do acidente.

O PIC estava habilitado e possuía experiência, porém não estava qualificado para operar segundo os requisitos do Regulamento Brasileiro da Aviação Civil (RBAC) nº 135 - “Operações de Transporte Aéreo Público com Aviões com Configuração Máxima Certificada de Assentos para Passageiros de até 19 Assentos e Capacidade Máxima de Carga Paga de até 3.400 kg (7.500 Lb), ou Helicóptero”, por não pertencer ao quadro de funcionários da empresa Helicon e não ter realizado os treinamentos previstos para operar no Transporte Aéreo Público Não Regular - Táxi-Aéreo.

1.5.5. Validade da inspeção de saúde.

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

1.6. Informações acerca da aeronave.

A aeronave, de Número de Série (SN - número de série) 13.028, foi fabricada pela *Robinson Helicopter*, em 2010, e estava inscrita na Múltipla Categoria de Registro de Transporte Aéreo Público Não Regular - Táxi-Aéreo (TPX) e Serviço Aéreo Especializado Público (SAE) - AA/C/F/P/R (M04).

O Certificado de Aeronavegabilidade (CA) estava válido.

A última inspeção da aeronave, do tipo “Inspeção Anual de Manutenção (IAM)”, foi realizada em 25OUT2018 pela Organização de Manutenção (OM) HELIHELP - Manutenção de Helicópteros (COM N° 1209-41 ANAC), em Ribeirão Preto, SP, estando com 50 horas e 55 minutos voados após a inspeção.

Segundo a caderneta do motor, a última inspeção do tipo “50 horas”, do *Lycoming IO-540-AE1A5*, SN L-340035-48E, foi realizada em 17NOV2018, por mecânico credenciado pela Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC), em Ribeirão Preto, SP, estando com 9 horas e 42 minutos voados após a inspeção.

Tanto o PR-RMZ como o motor possuíam 673 horas e 23 minutos totais na data do acidente.

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

Ainda de acordo com a caderneta do motor, a última inspeção nos magnetos, para cumprimento do *Service Bulletin* (SB - boletim de serviço) TCM 643B, foi realizada durante uma inspeção do tipo “100 horas”, em 23ABR2018, pela OM Airtech Soluções Aeronáuticas Ltda. (COM N° 1604-31 ANAC), no Rio de Janeiro, RJ, quando o motor possuía 583 horas e 48 minutos totais.

Em 11JUL2017, o magneto *Continental* do tipo S6LSC-204T, *Part Number* (PN - número de peça) 10-600646-201, SN E091A073, foi submetido a uma revisão geral pela OM Estrela Dourada Manutenção Aeronáutica (COM nº 1601-42 ANAC), tendo sido aprovado para retornar ao serviço. Na oportunidade, o item possuía um total de 476 horas e 10 minutos.

O sistema de ignição era equipado com dois magnetos na parte traseira do motor, um do lado direito e outro do lado esquerdo, ambos fabricados pela *Continental Aerospace Technologies* e, respectivamente, dos tipos S6LSC-204T e S6LSC-200.

Internamente, o magneto direito possuía dois componentes denominados platinados (*contact points*). Um deles era responsável pela geração da centelha nas velas e o outro pelo fornecimento de sinal de RPM do motor ao tacômetro do painel de instrumentos e ao governador do motor.

O governador do motor, que recebia o sinal do magneto direito, tinha a função de manter a rotação do motor próximo a 100%. Ele aplicava as correções no manete de potência (*throttle*) por meio de uma embreagem de fricção que, caso necessário, poderia ser anulada pela ação do piloto. O governador permanecia ativo entre 80% e 113% de RPM do motor e poderia ser ligado ou desligado por meio de uma chave seletora na extremidade do coletivo do assento direito.

A função do governador era a de auxiliar no controle de RPM em condições normais. No caso de manobras de voo agressivas, ele poderia não ser capaz de prevenir condições de sobrevelocidade ou subvelocidade.

O manete de potência do motor estava correlacionado ao comando do coletivo por intermédio de *links* mecânicos. Com o governador ligado, quando o comando do passo coletivo era aumentado, o *throttle* era aberto e quando o coletivo fosse baixado, o *throttle* era fechado. O sistema buscava manter a RPM do rotor entre 101% e 102%.

Além desses equipamentos, a aeronave dispunha, em seu painel de instrumentos, do indicador de pressão de admissão (*manifold pressure*) (Figura 2).



Figura 2 - Indicador de pressão de admissão do motor do PR-RMZ, após o acidente.

O *manifold pressure* tinha a função de informar a pressão de admissão da mistura ar/combustível, sendo controlado por meio do manete de potência. À medida que o piloto acelerava o manete de potência, mais combustível e ar eram fornecidos ao motor, aumentando, assim, a pressão de admissão medida pelo instrumento.

Com o motor desligado, o *manifold pressure* deveria indicar a pressão atmosférica local. Esse instrumento era geralmente graduado em Polegadas de Mercúrio (inHg).

Em potência máxima contínua, a 30°C e no nível do mar, a pressão de admissão máxima deveria ser de, aproximadamente, 24.4 inHg.

O *Pilot Operating Handbook* (POH - manual de operação do piloto) do *Robinson Model R44 II* informava que uma perda de potência poderia estar relacionada tanto à falha do motor como à do sistema de transmissão e teria, como indicação, o acionamento da buzina de baixa RPM quando a rotação ficasse igual ou abaixo de 97%. Uma falha do motor poderia também ser indicada por uma mudança na atitude do helicóptero, por meio de uma guinada do nariz à esquerda, luz de baixa pressão do óleo acesa ou decréscimo de RPM do motor.

Ainda segundo o fabricante, caso ocorresse uma perda de potência, a rotação do rotor principal não deveria cair abaixo de 80%, pois sua recuperação se tornaria impraticável.

O abaixamento do coletivo deveria ser realizado de forma imediata pelo piloto, a fim de permitir que a redução do passo coletivo do rotor principal reduzisse o arrasto aerodinâmico sobre as pás, para que o rotor se mantivesse entre 97% e 108% de RPM, sem perda de rotação.

1.7. Informações meteorológicas.

O aeródromo de SDUB não dispunha de serviços de informação meteorológica, porém conforme observado nas filmagens realizadas pelas câmeras dos passageiros, o céu estava com camada de nuvens acima das elevações mais próximas, ou seja, no mínimo acima de 1.000 ft de altura, e a visibilidade era maior que 10 km. A temperatura na região era de, aproximadamente, 30°C (Figura 3).



Figura 3 - Vista panorâmica de Ubatuba momentos antes do acidente. Fonte: imagem extraída do vídeo gravado pelo passageiro do PR-RMZ.

Assim sendo, as condições eram favoráveis ao voo visual.

1.8. Auxílios à navegação.

Nada a relatar.

1.9. Comunicações.

Nada a relatar.

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 a descida em autorrotação, a aeronave atingiu os fios de um poste da rede elétrica e galhos de árvores. Próximo ao solo, o helicóptero girou 180° do eixo de aproximação, tombou à esquerda e deslocou-se à frente, parando a 35 m de distância do ponto do primeiro impacto no solo, conforme marcas no asfalto.

Ao deslizar pela rua, ele se chocou contra um segundo poste, objetos e veículos que estavam estacionados, partindo-se em três partes: esquis e rotor de cauda; cabine e rotor principal; e cone de cauda (Figura 4).



Figura 4 - Vista da trajetória do PR-RMZ no solo.

Foi possível observar que os esquis da aeronave atingiram o poste da rede pública com sua parte traseira (Figura 5).



Figura 5 - Esquí da aeronave após colisão contra um poste da rede pública.

Pela disposição linear dos destroços, marcas do impacto e ponto de parada da aeronave, foi possível concluir que o pouso em emergência ocorreu com elevada velocidade de deslocamento à frente.

Com base nas imagens gravadas pelo passageiro e pelo fato de as pás do rotor principal não terem sido fraturadas e estarem curvadas para cima, inferiu-se uma baixa RPM do rotor principal no momento do impacto (Figura 6).



Figura 6 - As setas em vermelho indicam as pás do rotor principal curvadas para cima. Uma das pás girou 180° no eixo longitudinal e ficou defasada da outra.

Também, foi encontrado um fio da rede elétrica pública e um disco isolador de vidro, juntamente com os estabilizadores vertical e horizontal do helicóptero, a uma distância de, aproximadamente, 40 m da cabine da aeronave (Figura 7 A e B).



Figura 7 - Fio de rede elétrica (A) / Estabilizadores vertical e horizontal da aeronave e isolador (B).

1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.

1.13.1. Aspectos médicos.

Nas 24 horas anteriores ao acidente, o PIC havia realizado, aproximadamente, 15 decolagens para voos panorâmicos locais, perfazendo um total de 8 horas de trabalho, com 2 horas de intervalo para descanso.

Não houve evidência de que ponderações de ordem fisiológica ou de incapacitação tenham afetado o desempenho do tripulante.

1.13.2. Informações ergonômicas.

Nada a relatar.

1.13.3. Aspectos Psicológicos.

O PIC estava habilitado desde 2015. Ele realizava voos *freelancer* para a empresa “Helicopteross” há dois anos, aproximadamente. Segundo seu relato, o relacionamento com os colegas de trabalho, incluindo os patrões, era saudável e não havia queixas em relação ao apoio deles para a realização do seu trabalho.

O piloto se considerava muito tranquilo e calmo na operação. Ele relatou que estava em um bom momento de sua vida, emocionalmente estável, e sem qualquer questão que pudesse ter interferido em seu desempenho durante a ocorrência.

Ele estava operando na cidade de Ubatuba havia 5 dias e relatou que, no dia do acidente, realizou uma inspeção de pré-voos no hangar, tendo em seguida retirado a aeronave para lavá-la e abastecê-la.

Após o abastecimento, os passageiros do voo embarcaram com o helicóptero já acionado. Segundo relatado, após a decolagem, “a 300 pés”, houve a perda de RPM e a “buzina de baixa rotação começou a soar”, o que o fez reagir de forma “automática” para realização do procedimento de autorrotação. Mencionou que não se recordava se havia atuado no manete de potência durante a descida.

Por fim, acrescentou ter realizado um “recheque” 30 dias antes da ocorrência, no mesmo modelo de aeronave, tendo realizado também, na ocasião, uma hora de treinamento de autorrotação antes do exame de proficiência técnica para a revalidação do seu certificado de habilitação.

1.14. Informações acerca de fogo.

Não houve fogo.

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

O piloto e os passageiros foram socorridos, sendo encaminhados para a Santa Casa de Ubatuba. Posteriormente, um dos passageiros foi conduzido para um hospital, situado na cidade de Taubaté, SP, em razão de ferimentos no olho direito.

Um transeunte, que estava na via pública onde o helicóptero fez o pouso forçado, veio a óbito, por ter sido atingido pelo helicóptero ou por seus destroços.

1.16. Exames, testes e pesquisas.

Óleo Lubrificante do Motor e Gasolina de Aviação (AvGas)

Foram coletadas na aeronave três amostras de Óleo Lubrificante do Motor e uma amostra de AvGas, que foram encaminhadas para Subdivisão de Propulsão Aeronáutica do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), unidade subordinada ao Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA).

Para o Óleo Lubrificante do Motor, foram realizados os ensaios físico-químicos de viscosidade cinemática a 100°C (mm²/s), viscosidade cinemática a 40°C (mm²/s) e ponto de fulgor *Cleveland* (°C), com objetivo de verificar a conformidade com os valores especificados pela Norma J-1899 da *Society of Automotive Engineers*.

No caso da AvGas, foram realizados os ensaios físico-químicos de aspecto; corrosividade ao cobre (100°C/2 horas); massa específica a 20°C e destilação do combustível, a fim de verificar conformidade com os valores especificados por Resolução da Agência Nacional de Petróleo, Gás Natural e Biocombustíveis (ANP).

Os resultados obtidos com os ensaios demonstraram que os materiais de todas as amostras se encontravam de acordo com suas especificações técnicas e não apresentavam indícios de contaminação.

Grupo Motopropulsor

O motor *Lycoming IO-540-AE1A5*, SN L-34035-48E, que equipava o PR-RMZ, também foi analisado pelo IAE, sendo inspecionado na OM GO AIR, em São Paulo, SP, e depois testado nas dependências da OM Estrela Dourada, sediada em Itápolis, SP.

Na inspeção externa, foi observado que o motor não sofreu avarias severas decorrentes da queda da aeronave.

Antes da sua instalação no banco de provas, o motor teve o cárter seco substituído em decorrência de uma perfuração. Na sequência, os cilindros foram testados quanto à sua compressão. Para realizar tal verificação, foi necessária a remoção das velas inferiores dos cilindros, sendo constatado que elas apresentavam aspecto e coloração normais de funcionamento.

No sistema de lubrificação, foi observado que, ao girar manualmente o motor, havia pressão de óleo na mangueira que levava informação para o painel do banco de provas.

O motor foi acionado e, no primeiro acionamento, apresentou falha. As velas foram removidas, sendo efetuada nova limpeza, pois ficaram impregnadas de óleo lubrificante. Na segunda tentativa, o motor entrou em funcionamento. Após o aquecimento, a sua rotação foi elevada para 1.800 RPM para teste dos magnetos.

Foi identificado que o cabo da vela superior do cilindro 3 estava parcialmente seccionado por consequência da queda da aeronave. Ele foi retrabalhado e o motor foi acionado novamente, apresentando operação normal.

Assim, o resultado do teste funcional, realizado em bancada, revelou que o motor apresentou funcionamento normal com desenvolvimento de potência a 2.800 RPM, sem que fosse percebida qualquer discrepância ou anormalidade.

Após esse teste, os magnetos foram removidos e testados em bancada. Ambos apresentaram funcionamento normal. Porém, observou-se a presença de resíduo de óleo lubrificante não previsto pelo fabricante no interior do magneto direito, conforme evidenciado nas Figuras 8, 9 e 10.



Figura 8 - Resíduo de óleo lubrificante nos platinados do magneto direito.



Figura 9 - Resíduo de óleo lubrificante na base do platinado.



Figura 10 - Presença de óleo lubrificante no rotor e na carcaça do magneto direito.

Magneto - SN E091A073

O componente foi examinado na sede da *Robinson Helicopter Company* (RHC), em *Torrance, Califórnia*.

Ao se analisar o platinado no microscópio, marcas multidirecionais foram encontradas no contato do platinado do magneto direito.



Figura 11 - Marcas multidirecionais encontradas no contato do platinado do magneto direito. Fonte: *Robinson Helicopter Company*.

Nesse componente, o comum seria encontrar apenas marcas unidirecionais. As marcas multidirecionais sugerem a possibilidade de que tenha ocorrido a utilização de algum material (como uma lixa) para limpeza dos contatos do platinado.

Além das marcas, foi observado também que existia uma pequena área lisa e brilhante, que ocupava aproximadamente 20% da superfície de contato. Havia cavidades e uma saliência estreita próximo à borda.

Encontrou-se, ainda, uma pequena área escura entre a área lisa e o centro do platinado que aparentava ser alguma substância. Uma substância pastosa granulada escura no lado interno da peça também foi encontrada (Figura 12).



Figura 12 - Magneto SN E091A073. Fonte: *Robinson Helicopter Company*.

Segundo uma nota constante no item 6-2.2 - *Contact Assemblies* do manual do fabricante dos magnetos, *Continental Aerospace Technologies - S20/S200 Series High Tension Magneto - Service Support Manual* (Figura 13), não era permitido polir, lapidar ou desempenar os platinados com lixa de esmeril. A referida nota informava ainda que se o item “parecer danificado ou inutilizável, todo o conjunto de platinados deve ser substituído” (Tradução nossa).

NOTE: Do not attempt to burnish, stone or dress contact points. Do not clean contact points with emery cloth. If the contact assembly points appear to be unserviceable, replace the entire contact assembly.

Figura 13 - Nota extraída sobre o procedimento de manutenção dos platinados no manual do fabricante dos magnetos. Fonte: *Service Support Manual*.

Além disso, o item 4 (Figura 14), do mesmo procedimento, informava que a superfície desejada no platinado (*contact points*), área na qual o contato elétrico era feito, deveria ser “cinza opaca/fosca e de textura jateada (quase áspera)” (Tradução nossa).

4. Examine contact points for wear or burning. Discard and replace contact assemblies (Figure 1) (39) with points that are deeply pitted or burned. Figure 6-2 shows how a typical contact point will look when the surfaces are separated for inspection. Desired contact surfaces have a dull gray, sandblasted (almost rough) or frosted appearance, over the area where electrical contact is made, indicating the points are wearing evenly and mating properly. Replace burned, pitted, peaked or otherwise damaged contact assemblies.

Figura 14 - Procedimento de manutenção dos platinados. Fonte: *Service Support Manual*.

Essa condição indicava que os pontos estariam se desgastando uniformemente e se encaixando adequadamente. O item 4 esclarecia, ainda, que o conjunto de platinados deveria ser substituído caso estivesse “queimado, corroído, pontiagudo ou quando outro componente do conjunto estivesse danificado” (Tradução nossa).

Uma figura do Manual ilustrava como deveria estar a condição do platinado após ter sido retirado para inspeção (Figura 15).

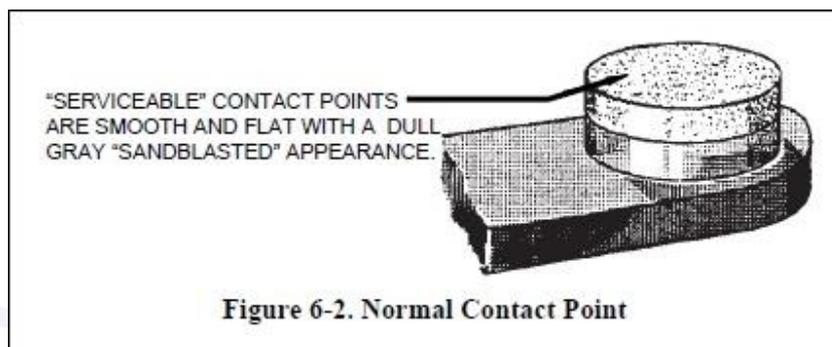


Figura 15 - Imagem extraída do manual dos magnetos mostrando visualmente como deveria ser a aparência dos platinados após serem removidos para inspeção.

A Figura 15 mostra que os platinados em bom estado deveriam ter sua superfície lisa e plana, com uma coloração cinza fosca e aparência de jateado.

Os componentes foram testados em laboratório por um período de três minutos, nos quais apresentaram resultados satisfatórios.

Na sequência, o fabricante da aeronave simulou o sinal gerado pelo platinado com uma gota de óleo lubrificante nos pontos de contato da superfície. Foi verificado que o sinal degradou por vários segundos e retornou ao normal. Na degradação do sinal, foi percebida a queda da tensão e a perda de leitura da frequência no osciloscópio.

Tachometer - SN 6402 Rev I

O componente foi examinado pela RHC, não tendo sido observados danos ou qualquer inconsistência.

Governor Controller - SN 3138 Rev E

O item foi examinado pela RHC visualmente quanto a qualquer dano externo e/ou lacunas no selante, sem que tenha sido encontrada anomalia. O controlador foi submetido a um teste funcional, não tendo sido observada qualquer discrepância.

Isso posto, a análise levada a termo pela Subdivisão de Propulsão Aeronáutica do IAE, com base nos exames realizados tanto no IAE como na RHC concluiu que a falha apresentada durante o voo pode estar relacionada com a degradação do sinal recebido pelo controlador do governador.

Foi identificado, em laboratório, que o platinado que gerava o sinal elétrico para o controlador do governador apresentava riscos multidirecionais nas almofadas. Essa condição não era permitida porque poderia acarretar a degradação do sinal gerado para o controlador do governador.

Nos testes realizados pelo fabricante, adicionando-se uma gota de óleo no platinado, verificou-se que o sinal ficou degradado por segundos e depois voltou ao normal. Caso a degradação ocorresse durante o voo, pelo menos o alarme sonoro seria emitido, podendo induzir o piloto a tomar uma decisão não recomendável para aquela fase do voo.

1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.

Em 27SET2018, de acordo com a Certidão de Inteiro Teor constante no Registro Aeronáutico Brasileiro (RAB), foi inscrito o arrendamento operacional sobre a aeronave de marcas de nacionalidade e de matrícula PR-RMZ, conforme instrumento particular de arrendamento de aeronave, datado de 17SET2018, firmado entre o proprietário (arrendador) e a empresa Helicon Táxi Aéreo Ltda. (arrendatária). Nos termos do referido instrumento, o prazo de arrendamento da aeronave era de um ano, contados do registro desse documento.

Na mesma data, foi solicitada, pela arrendatária, a mudança da categoria de registro de aeronave de Serviços Aéreos Privados (TPP) para TPX, sendo que a aeronave foi incluída nas Especificações Operativas da empresa Helicon.

Ainda conforme a referida Certidão, em 02ABR2020, ocorreu o distrato do arrendamento operacional entre as partes, de acordo com um termo de rescisão de contrato firmado em 03SET2019.

Uma vez que, à época do acidente, segundo o Registro Aeronáutico Brasileiro (RAB), a aeronave era operada pela empresa arrendatária por força do contrato de arrendamento operacional, a Comissão de Investigação solicitou à Helicon o histórico operacional do piloto, a análise e/ou mapeamento referente à gestão de risco à segurança operacional e a autorização para realização de voo panorâmico.

A empresa informou que, embora detivesse autorização para uso do equipamento constante de suas Especificações Operativas (EO), era o proprietário da aeronave quem detinha o controle operacional sobre o voo que resultou no acidente, sendo que o PIC não possuía vínculo empregatício com a Helicon Táxi Aéreo.

Conforme entrevistas conduzidas com o PIC e os passageiros, o helicóptero realizava voo panorâmico remunerado sobre a cidade de Ubatuba, SP. Os passageiros efetuaram um pagamento financeiro à empresa denominada "Helicopteross", de propriedade do arrendador da aeronave na época do acidente.

O PIC, na data do acidente, estava contratado pelo proprietário da aeronave para realizar voos panorâmicos na região, tendo iniciado tais serviços em 27DEZ2018.

Ainda em termos regulatórios, convém mencionar que, à época do acidente, a atividade de voo panorâmico era regida pelo RBAC 135, não sendo possível realizar esse tipo de operação em aeronaves registradas na categoria TPP.

Voos panorâmicos também poderiam ser realizados com base no Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica (RBHA) nº 141 - "Escolas de Aviação Civil", sob certas limitações operacionais.

Somente em junho de 2020 foi publicado, pela Agência Reguladora, o RBAC nº136 - "Certificação e Requisitos Operacionais: Voos Panorâmicos", específico para esse tipo de atividade.

Para operar em consonância com o RBAC 135, além do Certificado de Operador Aéreo (COA) e da autorização para prestação de serviços de transporte aéreo público remunerado de passageiros ou carga, o contratado deveria possuir um programa de treinamento aprovado pela ANAC, o qual deveria assegurar o treinamento adequado ao desempenho das atribuições de cada tripulante.

A empresa do proprietário da aeronave, à época, não possuía um COA aprovado, não dispo de autorização para prestação de serviços de transporte aéreo público remunerado de passageiros ou carga, além de não possuir um programa de treinamento aprovado pela ANAC.

1.18. Informações operacionais.

A aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento especificados pelo fabricante.

Os procedimentos de acionamento e decolagem foram normais, sem indicação de qualquer intercorrência.

Por meio da gravação de vídeo do passageiro que ocupava o assento dianteiro esquerdo, foi possível observar o voo desde a decolagem até a colisão contra as árvores e o solo.

A partir do local onde foi realizada a decolagem até o primeiro obstáculo à frente (cerca patrimonial do aeródromo), na reta de decolagem, a aeronave dispunha de, aproximadamente, 85 m de área gramada para sua aceleração.

Após sair do solo, o PIC efetuou um giro de cauda à direita de 130°, acelerando até 40 kt para, com aproximadamente 20 ft de altura, iniciar uma curva à direita, em subida, permitindo uma redução momentânea da velocidade até 30 kt.

Em seguida, acelerou para cerca de 85 kt e ajustou a razão de subida para 500 ft/min. Da partida até esse momento, os parâmetros de RPM do motor e rotor estavam estabilizados na faixa normal de operação (Figura 16).



Figura 16 - Painel do PR-RMZ, sem discrepâncias, durante a subida após a decolagem.

Cerca de 55 segundos após sair do solo, com aproximadamente 350 ft de altura, ainda em subida, o ruído do rotor da aeronave diminuiu rápida e continuamente, até o disparo dos alarmes sonoro (*HORN*) e visual (*ROTOR LIGHT*) de baixa rotação do rotor principal.

Poucos segundos depois de a buzina tocar, foi registrada uma imagem do painel do PR-RMZ que indicava queda de rotação tanto do motor quanto do rotor. A condição da “bolinha” indicando derrapagem para a direita é um indício de redução da potência do motor. (Figura 17).



Figura 17 - Imagem captada pela câmera do passageiro, instantes após o alarme de baixa rotação do rotor ter sido ativado.

Baseado nas imagens obtidas, o tempo decorrido entre momento do alarme sonoro até a primeira colisão durou, aproximadamente, 13 segundos.

Ao se comparar as indicações do tacômetro do PR-RMZ, quando em voo, Figura 18A, e a do laboratório da RHC, em Torrance, Figura 18B, pode-se constatar que, durante a falha apresentada, as indicações do rotor e do motor caíram, em um primeiro instante, para, aproximadamente, 80%.

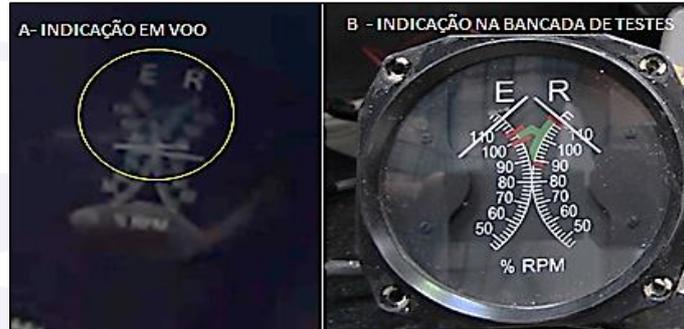


Figura 18 (A e B) - Comparação entre as indicações do tacômetro do PR-RMZ.

Ao ouvir o alarme sonoro, o piloto baixou o coletivo e aplicou o cíclico à frente de forma a baixar o nariz da aeronave, vindo a aumentar sua Velocidade Indicada (IAS) para 97 kt.

Durante a descida, a indicação da RPM do rotor principal se estabilizou em 80%, a RPM do motor variou bruscamente entre 80% e o batente máximo superior do tacômetro 116%, conforme pode ser observado na Figura 19.

A luz de baixa RPM do rotor principal se manteve acesa durante a maior parte da descida, vindo a apagar e acender novamente no segmento final do voo.

A sequência de imagens apresentadas na Figura 19, obtidas a partir da câmera do passageiro, registrou, sequencialmente, as oscilações tanto da RPM do rotor quanto a do motor, a condição da luz de RPM e da indicação do *manifold pressure* nos momentos anteriores ao acidente.



Figura 19 - Variação da RPM do motor, enquanto a do rotor se mantém constante em 80%, e luz de baixa RPM “ciclando”.

As imagens da Figura 19 foram captadas no intervalo de tempo registrado no quadrante superior de cada *frame*, demonstrando as elevadas oscilações da indicação de RPM do motor nesse curto espaço de tempo. O tempo decorrido do momento do alarme sonoro até a primeira colisão foi de 13 segundos.

A *Section 7, Systems Description*, do POH *Robinson Model R44 II* alertava que o acendimento da luz (*CAUTION LIGHT*) e a ativação da buzina de baixa RPM (*LOW RPM HORN*) indicavam que a rotação do rotor estava igual ou menor que 97%.

A *Section 3, Emergency Procedures*, do POH estabelecia as ações recomendadas para o caso de acendimento da luz e ativação da buzina de baixa RPM do rotor (Figura 20).

LOW RPM HORN & CAUTION LIGHT

A horn and an illuminated caution light indicate that rotor RPM may be below safe limits. To restore RPM, immediately roll throttle on, lower collective and, in forward flight, apply aft cyclic. The horn and caution light are disabled when collective is full down.

Figura 20 - Procedimento de emergência *LOW RPM HORN & CAUTION LIGHT*.

Em tradução livre para a condição em questão, o procedimento de emergência no caso de acionamento do alarme de RPM do rotor principal abaixo de 97% RPM (*LOW RPM HORN & CAUTION LIGHT*), limite de segurança, orientava que o piloto deveria restaurar a RPM do rotor abrindo o manete de potência (*throttle on*), baixando o coletivo imediatamente, em caso de voo à frente, e aplicar cíclico para trás. Com o coletivo abaixado, tanto o alarme da luz quanto o da buzina seriam desativados.

A *Section 2, Limitations*, do POH estabelecia os seguintes limites para a indicação do *Tachometer* (Tacômetro) do rotor:

Lower red line - 90%

Green arc - 90 to 108%

Upper red line - 108%

Com relação ao motor, os limites eram os seguintes:

Lower red line - 101%

Green arc - 101 to 102%

Upper red line - 102%

No caso de Falha do Tacômetro, a *Section 3, Emergency Procedures* do POH orientava que o piloto deveria utilizar, como referência, o tacômetro remanescente para monitorar a RPM. Se a falha ocorresse em ambos os tacômetros ou se o piloto não conseguisse identificar o tacômetro em pane, ele deveria permitir que o governador controlasse a RPM e realizar um pouso assim que praticável (Figura 21).

TACHOMETER FAILURE

If rotor or engine tach malfunctions in flight, use remaining tach to monitor RPM. If it is not clear which tach is malfunctioning or if both tachs malfunction, allow governor to control RPM and land as soon as practical.

NOTE

Each tach, the governor, and the low RPM horn are on separate power circuits. A special circuit allows the battery to supply power to the tachs with the battery and alternator switches both off.

Figura 21 - Procedimento de emergência *TACHOMETER FAILURE*.

A *Section 4, Normal Procedures*, do POH informava que o governador permanecia inativo com rotações no motor abaixo de 80%, independentemente da posição do respectivo *switch*:

NOTE

Governor is inactive below 80% engine RPM regardless of governor switch position.

Com relação à Falha do Governador, a *Section 3, Emergency Procedures*, do POH descrevia que o *switch* do governador deveria ser desligado, para que o voo fosse completado por meio do controle manual do manete de potência (Figura 22).

GOVERNOR FAILURE

If engine RPM governor malfunctions, grip throttle firmly to override the governor, then switch governor off. Complete flight using manual throttle control.

Figura 22 - Procedimento de emergência *GOVERNOR FAILURE*.

Conforme observado na Figura 16, a luz do alarme do governador estava apagada, o que indicou que ele estava ligado, durante o voo em tela. Assim, consoante com a *Section 7, Systems Description, Warning And Caution Lights*, a luz do alarme do governador (*governor-off light*) só acenderia no caso de o respectivo interruptor estar desligado (*switched off*).

De acordo com a *Section 3, Emergency Procedures*, do POH para o procedimento de Falha do Motor entre 8 ft e 500 ft *Above Ground Level* (AGL - acima do nível do solo), o piloto deveria cumprir os procedimentos listados na Figura 23, a seguir:

POWER FAILURE BETWEEN 8 FEET AND 500 FEET AGL

1. Lower collective immediately to maintain rotor RPM.
2. Adjust collective to keep RPM between 97 and 108% or apply full down collective if light weight prevents attaining above 97%.
3. Maintain airspeed until ground is approached, then begin cyclic flare to reduce rate of descent and forward speed.
4. At about 8 feet AGL, apply forward cyclic to level ship and raise collective just before touchdown to cushion landing. Touch down in level attitude and nose straight ahead.

Figura 23 - Procedimento de Falha do Motor entre 8 ft e 500 ft AGL.

De maneira geral, em tradução livre, o procedimento descrevia que o coletivo deveria ser baixado imediatamente e ajustado para que a RPM se sustentasse entre 97% e 108%, mantendo a velocidade até a execução do *flare*, momento no qual a razão de descida e a velocidade seriam reduzidas. Com, aproximadamente, 8 ft AGL, o comando do cíclico seria levado à frente, concomitantemente com a aplicação do coletivo, para que o pouso fosse realizado em atitude nivelada e de forma amortecida.

Conforme a *Section 4, Normal Procedures* do POH, a IAS recomendada para o procedimento de autorrotação seria entre 60 e 70 kt.

Além dos fatos citados anteriormente, com base nas imagens, ficou evidenciado que a pressão de admissão (*manifold pressure*) caiu excessivamente durante a tentativa do procedimento de autorrotação, permanecendo entre 8 e 9 inHg, valor correspondente a uma operação em marcha lenta (*IDLE*) do motor (Figura 24).



Figura 24 - Indicação da pressão de admissão do motor do PR-RMZ.

A posição da “bolinha” para a direita indica uma guinada do helicóptero à esquerda, correspondente a uma redução de potência.

Na descrição da pane, não foi citada qualquer ação do piloto no manete de potência (*throttle*),

Segundo informações fornecidas pelo fabricante, caso ocorresse uma degradação de sinal do magneto direito em voo, a perda de potência não seria tão relevante de forma a reduzir significativamente a RPM do motor ou a pressão de admissão, como a que ocorreu no evento do PR-RMZ.

Com exceção do acendimento da luz de baixa rotação do rotor, não foram observadas nas imagens queda da pressão de óleo do motor ou acendimento da luz de baixa pressão do óleo do motor e do alternador, o que seria esperado para o caso de falha do motor em voo (Figura 25).

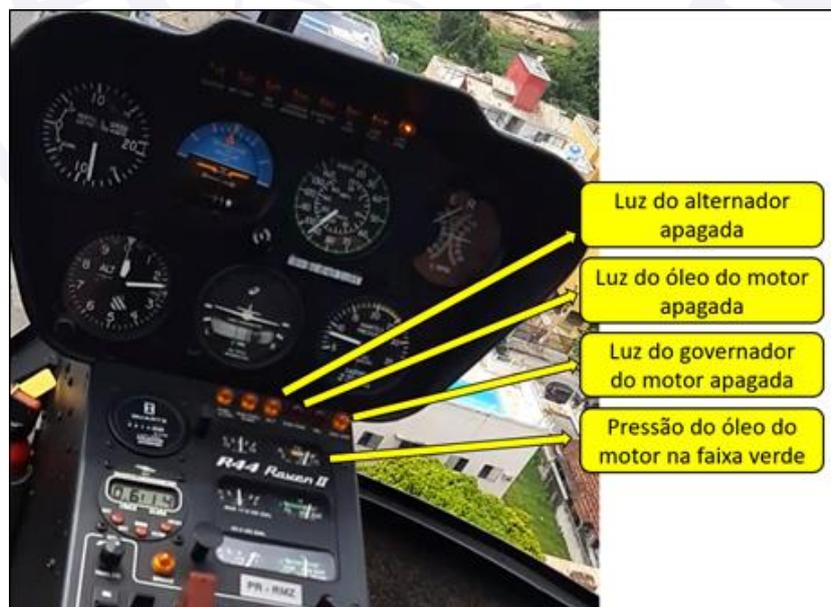


Figura 25 - Registro da cabine capturado do vídeo durante a emergência.

Da mesma forma, a pressão de admissão do motor, como apresentado na Figura 25 indicou que ele estava desenvolvendo potência em marcha lenta.

Caso o motor estivesse desligado, a pressão de admissão seria correspondente à pressão atmosférica local, ou seja, cerca entre 27 e 30 inHg, como pode ser constatado na Figura 26, a qual captou a imagem do painel de um R 44I durante uma falha do motor em voo.



Figura 26 - Registro de uma falha de motor em voo, com outro helicóptero R 44.

Outros aspectos observados na Figura 26 atestam uma condição de apagamento do motor em voo, como o acendimento das luzes de baixa pressão de óleo, baixa tensão do alternador e a indicação de 0% do tacômetro do motor.

Uma falha instantânea não é comum, ocorrendo no caso de interrupção completa da ignição ou falta de combustível.

Na maioria dos casos, as falhas do motor se apresentam de maneira gradual, precedidas de certos indícios, tais como: queda de pressão de admissão, queda de RPM, queda de pressão de óleo, aumento excessivo da temperatura da cabeça do cilindro, trepidação, vazamento de óleo, variação anormal da RPM e presença de fogo ou fumaça.

1.19. Informações adicionais.

- *Safety Notice 10 - Fatal Accidents Caused By Low RPM Rotor Stall*

Em outubro de 1982, a RHC emitiu a *Safety Notice - 10 Fatal Accidents Caused By Low RPM Rotor Stall*, disponível no [link: https://robinsonheli.com/robinson-safety-notices/](https://robinsonheli.com/robinson-safety-notices/).

Em tradução livre, o documento descrevia que a causa primária para a fatalidade ocorrida nos acidentes com helicópteros leves seria a falha em manter a RPM do rotor. Para evitar isso, todo piloto deveria ter seus reflexos condicionados para que, instantaneamente, adicionasse potência ao motor e abaixasse o coletivo para manter a RPM do rotor em qualquer condição de emergência.

Mesmo descendo em direção a terrenos acidentados, árvores, fios ou água, o piloto deveria permanecer com o coletivo abaixado para manter a RPM até pouco antes do impacto. Nessa condição, o helicóptero poderia sofrer danos substanciais, mas as chances de sobrevivência seriam elevadas.

A potência disponível do motor era diretamente proporcional à RPM. Se a RPM cair 10%, haveria 10% menos de potência. Caso o piloto não apenas falhasse em abaixar o

coletivo, mas, em vez disso, puxasse o coletivo para evitar o afundamento do helicóptero, o rotor iria “estolar” quase imediatamente, agravando a situação vivenciada.

Assim, o documento concluiu que não importava a causa da queda de RPM do rotor. O piloto deveria abaixar o coletivo para recuperar a rotação antes de investigar o problema real. Essa ação deveria ser um reflexo condicionado. No voo à frente, o ato de trazer o cíclico para trás também poderia ajudar a recuperar a RPM do rotor.

- *Australian Transport Safety Bureau (ATSB)*

A ATSB publicou alerta sobre um evento ocorrido em 15JUN2018, no qual houve uma falha no governador de RPM do motor de R44, disponível no *link*: <https://www.atsb.gov.au/publications/occurrence-briefs/2018/aviation/ab-2018-082>.

Em tradução livre, de acordo com o registro do ATSB, durante o voo, a uma altitude de 1.000 pés, a rotação do rotor começou a diminuir e a buzina de baixa rotação do rotor soou. Na ocasião, o piloto aplicou a técnica de recuperação de baixa rotação do rotor, que consistia no abaixamento do coletivo para aumentar a aceleração. A aeronave desceu para 800 pés, antes de ascender de volta para 1.000 pés.

Segundo a descrição do fato, como o piloto não tinha certeza da causa da queda da RPM, ele optou por controlar manualmente as RPM do motor, sobrepujando o governador. Todavia, o governador não foi desligado, conforme instruída a *Section 3, Emergency Procedures*, do POH, *Governor Failure*.

No curso normal da operação, antes da falha, o piloto já havia identificado duas possíveis áreas de pouso forçado e, durante a solução da falha vivenciada, o piloto dirigiu o helicóptero para uma área livre de obstáculos. O piloto também alertou os órgãos de tráfego aéreo e outras aeronaves nas proximidades acerca do problema, declarando urgência. Nessa condição, o piloto decidiu corretamente em não entrar em autorrotação, realizado o pouso por meio do controle manual da RPM.

Os magnetos da aeronave foram submetidos a uma inspeção de 500 horas imediatamente antes do voo. A análise da engenharia após o voo incidente identificou um problema com os magnetos, relacionado com a leitura da rotação, o que fez com que o governador recebesse a informação de uma RPM mais alta do que a efetivamente existente, o fez com que o governador atuasse reduzindo a RPM do motor e, por consequência, a do sistema do rotor.

Nesse caso, o ATSB decidiu apresentar uma resumida descrição do ocorrido, sem abrir uma investigação formal, com a finalidade de permitir que a indústria tomasse conhecimento dos possíveis problemas de segurança e tomasse as ações de segurança necessárias.

Sobre isso, em 04FEV2022, durante a execução desta investigação (PR-RMZ), tendo em vista a uma pequena quantidade de reportes encaminhados tanto ao ATSB quanto à *Civil Aviation Safety Authority (CASA)* da Austrália, relatando que o governador deixou de controlar a RPM do motor em condições normais, a autoridade de investigação australiana, recomendou a todos os pilotos, operadores e mantenedores dos helicópteros *Robinson R22* e *R44*, adquiridos após 15JAN2020, a monitorar as operações intermitentes ou anormais do governador de RPM do motor que podem levar a condições de sobrevelocidade ou subvelocidade do motor.

Dessa forma, o ATSB, além de incentivar todos os pilotos, operadores e mantenedores de *R22* e *R44* a continuarem a relatar tais casos por meio dos canais competentes, recomenda que todos se familiarizarem com o *Airworthiness Bulletin (AWB) 67-006 Issue 5, Robinson R22/R44 Governor Control Anomalies*, de 28JUL2022.

- *AWB 67-006 - Issue 5 - Robinson R22/R44 Governor Control Anomalies*

Esse AWB, de caráter não mandatário, foi emitido tendo em vista aos vários reportes informando que o governador deixou de controlar a RPM do motor sob condições normais, levando a uma condição de sobrevelocidade ou subvelocidade do motor e, conseqüentemente, do rotor, demandando ao piloto sobrepujar a operação do governador por meio do controle manual da rotação pelo manete, para que o voo fosse concluído nessa condição.

Na operação normal, o governador de RPM detecta a rotação do motor e faz os ajustes necessários para manutenção de uma rotação constante do motor e, conseqüentemente, a do rotor durante o voo, prevenindo tanto a sobrevelocidade quanto a perda de rotação.

De acordo o AWB, os pilotos são incentivados a ter cuidado para não sobrepujar involuntariamente o governador e a monitorar a operação do componente durante o voo.

O fabricante de helicópteros, Robinson Helicopter Company, está atualmente investigando as circunstâncias das avarias para identificar fatores causais e soluções.

A edição 5, em questão, expandia as ações recomendadas, incluindo a remoção do sensor C143 da rotação do motor para limpeza, a fim de garantir a integridade do sinal.

Nessa ocasião, a *Robinson Helicopter Company*, como titular do Certificado de Tipo (TC) estava investigando esses relatos para identificar os fatores contribuintes e as respectivas soluções a serem adotadas. Por sua vez, a Administração Federal de Aviação (FAA), como emissora do TC da Robinson Helicópteros, foi notificada e também estava participando da investigação.

- *Robinson Flight Training Guide - Straight-In Autorotation With Power Recovery.*

A partir do voo nivelado, com 70-75 kt / 500-700 pés AGL, e contra o vento, abaixe o coletivo totalmente, suavemente, mas com firmeza e sem reduzir o manete. Coordene o movimento coletivo com pedal direito e ajuste o cíclico para manter uma atitude que garanta a velocidade de 70 kt. Os indicadores da RPM do motor e do rotor geralmente se dividirão estabelecendo uma descida autorrotativa. Se o os indicadores não se dividirem, reduza um pouco o manete. Faça um cheque cruzado entre a atitude, a compensação, a rotação do rotor e velocidade. Com dois ocupantes a bordo espera-se um ligeiro aumento na RPM exigindo uma pequena atuação no coletivo.

1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.

Não houve.

2. ANÁLISE.

Tratava-se de um voo panorâmico remunerado, sobre a cidade de Ubatuba, SP, com um piloto e dois passageiros a bordo.

Na ocasião, havia um contrato de arrendamento operacional sobre a aeronave de marcas de nacionalidade e de matrícula PR-RMZ, firmado entre o proprietário (arrendador) e a empresa Helicon Táxi Aéreo Ltda. (arrendatária).

Contudo, segundo as Especificações Operativas (EO), ainda que a empresa Helicon detivesse a autorização para uso do equipamento, de acordo com as informações coletadas, era o proprietário da aeronave quem detinha o controle operacional sobre o voo do acidente em tela.

Entretanto, independentemente da situação verificada, e conforme Certidão de Inteiro Teor da aeronave, o PR-RMZ constava, na data do acidente, como de operação da empresa Helicon Táxi Aéreo. Da mesma forma, a Helicon Táxi Aéreo Ltda. figurava como operadora junto ao RAB, no período de 27SET2018 a 02ABR2020, cabendo a ela a

responsabilidade pela operação desse helicóptero. Assim, a aeronave deveria ser operada segundo os requisitos do RBAC n° 135, quando realizando serviço de Transporte Aéreo Público Não Regular.

Conforme foi verificado, o PIC estava contratado pelo proprietário da aeronave para realizar voos panorâmicos na região, tendo iniciado tais serviços em 27DEZ2018. Nessa condição, a operação deveria ter sido realizada segundo os requisitos do RBAC n° 135 e o PIC deveria ter realizado os treinamentos requeridos no referido regulamento.

De acordo com o verificado durante a investigação, os procedimentos de acionamento e decolagem foram normais, sem indicação de qualquer intercorrência.

Cerca de 55 segundos após sair do solo a, aproximadamente, 350 ft AGL, ainda em subida, o ruído do rotor da aeronave diminuiu rápida e continuamente, até o disparo dos alarmes sonoro (*HORN*) e visual (*ROTOR LIGHT*) de baixa rotação do rotor principal. O acionamento desses alarmes indicava que a RPM do rotor estaria operando abaixo dos limites de segurança, que era de 97%.

A gravação realizada pelo passageiro que ocupava o assento dianteiro da esquerda, revelou que, inicialmente, as indicações do rotor e do motor caíram para, aproximadamente, 80%. Essas indicações levaram o PIC a inferir que ele estaria vivenciando perda de potência em voo.

Sobre isso, segundo o fabricante, caso ocorresse uma perda de potência, a rotação do rotor principal não deveria cair abaixo de 80%, pois sua recuperação se tornaria impraticável.

O POH do *Robinson Model R44 II* informava que uma perda de potência poderia ser decorrente de uma falha do motor ou do sistema de transmissão e teria, como uma das evidências, o acionamento da buzina de baixa RPM, quando a rotação ficasse igual ou abaixo de 97%.

Assim, no caso de uma possível perda de potência, com o fito de permitir que a redução do passo coletivo do rotor principal reduzisse o arrasto aerodinâmico sobre as pás e o rotor se mantivesse entre 97% e 108% de RPM, de forma que não houvesse perda de rotação, o abaixamento do coletivo deveria ser realizado de forma imediata.

Nesse sentido, foi possível constatar que o PIC baixou o coletivo e iniciou o procedimento de autorrotação para pouso de emergência em uma rua na cidade de Ubatuba, SP.

No entanto, constatou-se que a IAS aumentou para 97 kt e que a indicação da RPM do rotor principal se estabilizou em 80%. Ademais, verificou-se que a luz de baixa RPM do rotor principal se manteve acesa durante a maior parte da descida, vindo a apagar e acender novamente apenas no segmento final do voo.

Ainda com relação a uma falha instantânea do motor em voo, esta poderia também ser corroborada por uma mudança da atitude da aeronave, por meio de uma guinada do nariz à esquerda, acendimento da luz de baixa pressão do óleo ou decréscimo de RPM do motor.

No evento em questão, os indícios presentes que indicaram uma possível perda de potência estiveram relacionados com o decréscimo da rotação do motor e a queda da indicação no *manifold pressure*. A posição da “bolinha” para a direita, como a observada momentos após soar o alarme da rotação do rotor, indicou uma guinada do helicóptero à esquerda, correspondente a uma redução de potência.

Isso posto, não se pode descartar a possibilidade de o piloto ter atuado no manete, no sentido de reduzir a potência, manualmente, por ocasião do abaixamento do coletivo. Por isso, nesta ocorrência, não foram observados outros sinais de falha do motor, tais

como: queda da pressão de óleo do motor, acendimento das luzes de baixa pressão do óleo do motor, de baixa voltagem do alternador e a indicação de 0% do tacômetro do motor.

As imagens captadas em voo, em um curto intervalo de tempo, após o acionamento dos alarmes, revelaram grandes oscilações da RPM do motor, entre 80% e o batente máximo superior do tacômetro (116%). O POH estabelecia que, em condições normais, a rotação do motor deveria estar situada entre 101% e 102%, e que o governador permaneceria inativo com rotações no motor abaixo de 80%.

Desafortunadamente, observou-se que o PIC vivenciou uma condição de emergência, na qual foram apresentadas algumas informações que indicavam uma provável falha de motor em voo, cujo procedimento previsto, para a altura de 350 ft AGL, seria baixar o coletivo imediatamente e ajustá-lo para que a RPM do rotor se sustentasse entre 97% e 108%, mantendo a velocidade até a execução do *flare*, momento no qual a razão de descida e a velocidade seriam reduzidas, para o amortecimento do impacto contra o solo.

Segundo o relato do PIC, as indicações de queda da rotação do motor e do rotor levaram-no a adotar os procedimentos previstos para uma falha do motor em voo.

Pela disposição linear dos destroços, marcas do impacto e ponto de parada da aeronave, foi possível concluir que o pouso em emergência ocorreu com elevada velocidade de deslocamento à frente.

Com base nas imagens gravadas pelo passageiro e pelo fato de as pás do rotor principal não terem sido fraturadas e estarem curvadas para cima, inferiu-se uma baixa RPM do rotor principal quando do momento do impacto.

Durante a investigação, o motor *Lycoming IO-540-AE1A5*, SN L-34035-48E, que equipava o PR-RMZ, foi analisado pela Subdivisão de Propulsão Aeronáutica do IAE. O resultado do teste realizado em bancada revelou que o motor apresentou funcionamento normal com desenvolvimento de potência a 2.800 RPM, sem que fosse percebida qualquer discrepância ou anormalidade.

Na sequência, os magnetos foram removidos e testados em bancada. Ambos apresentaram funcionamento normal. Porém, observou-se a presença de resíduo de óleo lubrificante no interior do magneto direito.

Na análise dos magnetos, constatou-se que no interior do magneto direito havia óleo lubrificante em seu platinado (*contact points*), item responsável por transmitir o sinal elétrico para o controlador do governador e tacômetro do painel.

À vista disso, o componente foi encaminhado para a sede da RHC, em *Torrance*, Califórnia, onde detectou-se marcas multidirecionais no contato do platinado do magneto direito. Nesse componente, o comum seria encontrar apenas marcas unidirecionais. As marcas multidirecionais sugerem a possibilidade de que tenha ocorrido a utilização de algum material (como uma lixa) para limpeza dos contatos do platinado, revelando, assim, uma prática inadequada de manutenção.

Porém, não foi possível estabelecer em que data ou local onde, supostamente, o item teria sido submetido a esse possível lixamento, visto que a aeronave voou, sem problemas registrados, cerca de 90 horas após a última inspeção dos magnetos e 197 horas desde sua última revisão geral.

Os magnetos foram testados em laboratório por um período de três minutos, nos quais apresentaram resultados satisfatórios.

Na sequência, foi simulado o sinal gerado pelo platinado com uma gota de óleo lubrificante nos pontos de contato da superfície, sendo constatado que o sinal degradou por vários segundos e retornou ao normal. Na degradação do sinal, foi percebida a queda da tensão e a perda de leitura da frequência no osciloscópio.

Sendo assim, com base nos exames realizados, a análise levada a termo pela Subdivisão de Propulsão Aeronáutica do IAE concluiu que a falha apresentada durante o voo pode estar relacionada com a degradação do sinal recebido pelo controlador do governador.

Isto significa que uma degradação do sinal gerado para o controlador do governador comprometeria a indicação de RPM do motor e a própria atuação do governador, visto que ambos eram alimentados pela mesma fonte.

Isso resultaria na atuação inadvertida do governador, no sentido de aumentar ou reduzir a potência, o que também teria impacto na rotação do rotor principal. Como sua faixa de atuação variou entre 80% e 116%, o governador do motor pode ter operado para estabilizar a RPM com base em informações erráticas provenientes do controlador do governador.

É importante esclarecer que a função do governador era auxiliar no controle de RPM em condições normais, e que ele poderia não ser capaz de prevenir condições de sobrevelocidade ou subvelocidade.

Por conseguinte, é possível que, com a brusca variação da indicação de RPM do motor, o governador, ao receber uma falsa indicação, tenha agido de forma a tentar corrigir a possível anormalidade, provocando, conseqüentemente, uma redução na RPM do rotor principal para menos de 97%. Esse valor abaixo de 97% provocou o acionamento da buzina (*HORN*) e acendimento da luz de *LOW RPM*.

Como o helicóptero ainda estava em ascensão, voando com regime de potência compatível com a fase de subida, a queda da RPM do rotor foi rápida e substancial, chegando até 80%, como constatado visualmente no tacômetro do rotor.

Esses sinais, por sua vez, induziram o PIC a executar o procedimento de "Falha do Motor entre 8 ft e 500 ft AGL", conforme descrito anteriormente.

Contudo, e tendo em vista que não houve falha de motor, propriamente dita, tampouco dos tacômetros, o procedimento recomendado, a ser adotado, para a falha em questão seria, inicialmente, aquele previsto na *Section 3, Emergency Procedures*, do POH para o caso de *LOW RPM HORN & CAUTION LIGHT*.

Para a condição em questão, o piloto deveria restaurar a RPM do rotor abrindo o manete de potência (*throttle on*), baixando o coletivo imediatamente, e reduzindo a velocidade para a ideal em relação ao procedimento de autorrotação. Com o coletivo abaixado, tanto o alarme da luz quanto o da buzina seriam desativados.

Sobre isso, a *Safety Notice 10 - Fatal Accidents Caused By Low RPM Rotor Stall*, também afirmava que, independentemente do motivo da queda da RPM do rotor, o piloto deveria abaixar o coletivo para recuperar a rotação antes de investigar o problema. Isso deveria se constituir em um reflexo condicionado. Além disso, o documento relatava que, em voo à frente, trazer o cíclico para trás também poderia ajudar a recuperar a RPM do rotor.

Pelas imagens, foi possível constatar que o piloto baixou o coletivo e aplicou o cíclico à frente de forma a baixar o nariz da aeronave, vindo a aumentar sua velocidade indicada (IAS) para 97 kt, contrariando as ações recomendadas para a pane em tela.

Entretanto, devido à baixa altura na qual a aeronave se encontrava no momento da pane, cerca de 350 ft AGL, o PIC dispôs de poucos segundos para identificar, analisar e realizar uma adequada ação corretiva frente à situação apresentada. Conforme imagens, o tempo decorrido entre momento do alarme sonoro até a primeira colisão durou 13 segundos.

Após o acionamento do alarme sonoro, foi observado que o piloto aplicou o cíclico à frente, ganhando cerca de 10 kt de velocidade. Esse aumento de velocidade aumentou sua razão de descida, condição que comprometeu a recuperação da rotação do rotor e contribuiu para a redução do intervalo de tempo até a colisão contra os obstáculos no solo.

Conforme a *Section 4, Normal Procedures*, do POH, a IAS recomendada para o procedimento de autorrotação seria entre 60 e 70 kt, para efetuar um planeio com menor razão de descida. Caso o PIC tivesse empregado essa velocidade, ele teria mais tempo para gerenciar a emergência.

Próximo à copa das árvores, foi possível observar um aumento na arfagem do helicóptero, porém não suficiente para prover uma efetiva redução de velocidade para a realização do *flare*.

Tendo em vista o emprego da velocidade de 97 kt na autorrotação e a não efetividade do *flare*, o impacto contra os obstáculos se deu em alta velocidade.

Outra situação observada nas imagens, foi a queda da pressão de admissão para 8 InHg, valor correspondente a uma operação em marcha lenta do motor, bem como instrumentos do motor sem variação e não acendimento da luz de baixa pressão do óleo do motor.

Nesse sentido, inferiu-se a possibilidade de que, ao baixar o coletivo, o PIC possa ter fechado o manete de potência, ainda que de maneira não intencional e não consciente, levando o motor para marcha lenta. Contudo, não foi possível confirmar essa hipótese, uma vez que, durante a entrevista, ele relatou que não recordava se havia atuado nesse manete.

3. CONCLUSÕES.

3.1. Fatos.

- a) o piloto estava com o Certificado Médico Aeronáutico (CMA) válido;
- b) o piloto estava com a habilitação de Helicóptero Monomotor Convencional (HMNC) válida;
- c) o PIC possuía experiência, porém não estava qualificado para operar aeronaves segundo os requisitos do RBAC nº135;
- d) a aeronave estava com o Certificado de Aeronavegabilidade (CA) válido;
- e) a aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento;
- f) as escriturações das cadernetas de célula e motor estavam atualizadas;
- g) as condições meteorológicas eram propícias à realização do voo;
- h) cerca de 55 segundos depois de o helicóptero sair do solo, a 350 ft de altura, aproximadamente, ainda em subida, houve o acionamento do alarme sonoro (*HORN*) e visual (*ROTOR LIGHT*) de baixa rotação do rotor principal;
- i) o PIC realizou o procedimento de autorrotação;
- j) houve queda de rotação tanto do motor quanto do rotor para, aproximadamente, 80%;
- k) ficou evidenciado que a pressão de admissão caiu excessivamente durante esse procedimento, permanecendo entre 8 e 9 inHg;
- l) próximo ao solo, o helicóptero colidiu contra fios de um poste da rede elétrica, árvores e, em seguida, veículos estacionados;
- m) o pouso em emergência ocorreu com elevada velocidade de deslocamento à frente;

- n) durante o teste em bancada, o motor apresentou funcionamento normal com desenvolvimento de potência a 2.800 RPM, sem que fosse percebida qualquer discrepância ou anormalidade;
- o) observou-se a presença de resíduo de óleo lubrificante no interior do magneto direito;
- p) por meio de análise microscópica, constataram-se marcas multidirecionais no contato do platinado do magneto direito;
- q) durante testes realizados em laboratório no magneto direito, verificou-se que a presença de óleo nos platinados provocou interferências no sinal transmitido;
- r) a última inspeção nos magnetos, para cumprimento do *Service Bulletin* (SB - boletim de serviço) TCM 643B, foi realizada durante uma inspeção do tipo “100 horas”, em 23ABR2018;
- s) o fabricante da aeronave simulou o sinal gerado pelo platinado com uma gota de óleo lubrificante nos pontos de contato da superfície. Foi verificado que o sinal degradou por vários segundos e retornou ao normal;
- t) na degradação do sinal, foi percebida a queda da tensão e a perda de leitura da frequência no osciloscópio;
- u) a aeronave teve danos substanciais; e
- v) o piloto e um passageiro sofreram lesões leves, um passageiro sofreu lesões graves e um transeunte sofreu lesões fatais.

3.2. Fatores contribuintes.

- **Aplicação dos comandos - contribuiu.**

Não houve a aplicação adequada da técnica de autorrotação durante o procedimento, uma vez que o PIC permitiu que a velocidade aumentasse para 97 kt, o que provocou a colisão contra os obstáculos com elevada velocidade de deslocamento à frente.

- **Julgamento de pilotagem - contribuiu.**

Observou-se que o PIC vivenciou uma condição de emergência, na qual foram apresentadas informações que indicavam uma possível falha de motor em voo.

As indicações de queda da rotação do motor e do rotor levaram o piloto a adotar os procedimentos previstos para uma falha do motor em voo. Contudo, e tendo em vista que não houve falha de motor propriamente dita, tampouco dos tacômetros, o procedimento, inicialmente recomendado para a falha em questão, seria aquele previsto para a emergência *LOW RPM HORN & CAUTION LIGHT*, no qual o PIC deveria restaurar a RPM do rotor abrindo o manete de potência (*throttle on*), baixando o coletivo imediatamente, e reduzir a velocidade para a ideal em relação ao procedimento de autorrotação.

- **Manutenção da aeronave - indeterminado.**

Por meio de análise microscópica constatou-se que os contatos do platinado do magneto direito apresentavam irregularidades, riscos multidirecionais e coloração desigual em sua superfície de contato. Essas marcas multidirecionais sugerem a possibilidade de que tenha ocorrido a utilização de algum material (como uma lixa) para limpeza dos contatos do platinado, revelando, assim, uma prática inadequada de manutenção.

Na análise dos magnetos, constatou-se que no interior do magneto direito havia óleo lubrificante em seu platinado (*contact points*), item responsável por transmitir o sinal elétrico para o controlador do governador e tacômetro do painel.

O fabricante da aeronave, durante os testes, simulou o sinal transmitido pelo platinado com a interferência da adição de uma gota de óleo lubrificante na sua superfície. Nessa simulação, foi verificado que o sinal foi degradado por muitos segundos e depois retornou ao normal. Tal condição pode ter ocorrido em voo, provocando o funcionamento inadequado do governador.

- **Percepção - contribuiu.**

Ainda que a decisão de entrada em autorrotação tenha sido motivada pelo acendimento da luz *LOW RPM* e ativação da buzina de baixa RPM do rotor (*HORN*), não se verificaram mudanças bruscas de atitude da aeronave, acendimento das luzes de baixa pressão do óleo do motor, de baixa voltagem do alternador e a indicação de 0% do tacômetro do motor. Tais fatos não foram percebidos pelo tripulante, que se fixou na ideia de que a aeronave havia perdido potência, mesmo que não tivesse havido outros indícios para isso.

- **Processo decisório - contribuiu.**

Devido à baixa altura na qual a aeronave se encontrava no momento da pane, cerca de 350 ft AGL, o PIC dispôs de poucos segundos para identificar, analisar e realizar uma adequada ação corretiva frente à situação apresentada. O tempo decorrido do momento do alarme sonoro até a primeira colisão durou 13 segundos. Isso induziu o piloto a optar pela inapropriada tomada de decisão de executar uma autorrotação, ao invés de tentar recuperar a rotação do rotor por meio do procedimento de emergência *LOW RPM HORN & CAUTION LIGHT*.

4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA

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

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

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

A-002/CENIPA/2019 - 01

Emitida em: 29/12/2023

Atuar junto às Organizações de Manutenção Airtech Soluções Aeronáuticas Ltda. (COM Nº 1604-31) e Estrela Dourada Manutenção Aeronáutica (COM nº 1601-42), no sentido de averiguar a adequação dos procedimentos executados, notadamente no que se referem às inspeções periódicas e revisões gerais executadas nos magnetos *Continental* tipo S6LSC-204T, PN 10-600646-201.

5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.

De acordo com informações fornecidas pelo fabricante, os novos modelos de produção dos R22 e R44 não utilizam mais os sinais emitidos dos platinados (*contact points*) do magneto direito para enviar o sinal de RPM ao governador, embora o sinal ainda seja utilizado para indicar os parâmetros de motor ao tacômetro.

O sinal para o governador nas aeronaves fabricadas por ocasião da publicação deste relatório era gerado por um captador magnético montado na carcaça do magneto, fornecendo uma fonte independente para o sinal. O novo captador magnético não seria mais afetado pela contaminação do óleo e forneceria um sinal mais confiável às aeronaves.

No dia 28JUL2022, foi emitido pela *Civil Aviation Safety Authority* da Austrália o *Airworthiness Bulletin 67-006 Issue 5, Robinson R22/R44 Governor Control Anomalies*, de caráter não mandatório, que recomendava a remoção do sensor C143 da rotação do motor para limpeza, a fim de garantir a integridade do sinal

No momento da emissão desse documento, a preocupação de aeronavegabilidade descrita nesse Boletim de Aeronavegabilidade não era considerada uma condição insegura que justificasse a emissão de uma Diretiva de Aeronavegabilidade.

No dia 22JUL2019, por meio da Portaria nº 2.231/SPO, a ANAC suspendeu cautelarmente o Certificado de Operador Aéreo (COA) da empresa Helicon Táxi Aéreo.

No dia 18AGO2022, por meio da Portaria nº 8.887/SPO, a ANAC revogou o COA da empresa Helicon Táxi Aéreo.

Em 29 de dezembro de 2023.

