

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



**RELATÓRIO FINAL**  
**A-112/CENIPA/2017**

<b>OCORRÊNCIA:</b>	<b>ACIDENTE</b>
<b>AERONAVE:</b>	<b>PR-RSP</b>
<b>MODELO:</b>	<b>S2R-H80</b>
<b>DATA:</b>	<b>06SET2017</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 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-RSP, modelo S2R-H80, ocorrido em 06SET2017, classificado como “[SCF-PP] Falha ou mau funcionamento do motor”.

Durante a realização de um voo de aplicação de defensivo agrícola, houve a perda de potência do motor e o piloto realizou um pouso forçado sobre a plantação.

Constatou-se que o motor teve falha catastrófica em vários componentes internos, possivelmente ocasionada pela operação acima dos limites estabelecidos no projeto.

A aeronave teve danos substanciais.

O piloto saiu ileso.

Houve a designação de Representante Acreditado do *Air Accidents Investigation Institute* (AAIL) - República Tcheca, Estado de fabricação do motor 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.....	8
1.8. Auxílios à navegação.....	8
1.9. Comunicações.....	8
1.10. Informações acerca do aeródromo.....	8
1.11. Gravadores de voo.....	8
1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.....	9
1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.....	10
1.13.1. Aspectos médicos.....	10
1.13.2. Informações ergonômicas.....	10
1.13.3. Aspectos Psicológicos.....	10
1.14. Informações acerca de fogo.....	10
1.15. Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.....	10
1.16. Exames, testes e pesquisas.....	10
1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.....	17
1.18. Informações operacionais.....	17
1.19. Informações adicionais.....	21
1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.....	21
<b>2. ANÁLISE.....</b>	<b>21</b>
<b>3. CONCLUSÕES.....</b>	<b>23</b>
3.1. Fatos.....	23
3.2. Fatores contribuintes.....	24
<b>4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA .....</b>	<b>24</b>
<b>5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.....</b>	<b>25</b>

**GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS**

AAII	<i>Air Accidents Investigation Institute</i>
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
ATP	<i>Acceptance Testing Procedures</i> - procedimentos de teste de aceitação
CA	Certificado de Aeronavegabilidade
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CIV	Caderneta Individual de Voo
CMA	Certificado Médico Aeronáutico
GEAC	<i>General Electric Aviation Czech</i>
ISA	<i>International Standard Atmosphere</i> - atmosfera padrão internacional
ITT	<i>Inter-Turbine Temperature</i> - temperatura interturbinas
MNTE	Habilitação de Classe Avião Monomotor Terrestre
MVP-50T	<i>Glass Panel Engine Monitoring System</i>
NG	Rotação da Turbina Geradora de Gases
NGVR	<i>Power Turbine Guide Vane Ring</i> - anel da palheta guia da turbina de potência
NP	Rotação da Hélice
OAT	<i>Outside Air Temperature</i> - temperatura do ar externo
OM	Organização de Manutenção
PAGA	Habilitação de Piloto Agrícola - Avião
PCM	Licença de Piloto Comercial - Avião
PIC	<i>Pilot in Command</i> - piloto em comando
PPR	Licença de Piloto Privado - Avião
PT	<i>Power Turbine</i> - turbina de potência
RBAC	Regulamento Brasileiro da Aviação Civil
RBHA	Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica
RGB	<i>Reduction Gear Box</i> - caixa de redução
SERIPA III	Terceiro Serviço Regional de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SIPAER	Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SN	<i>Serial Number</i> - número de série
SSZK	Designativo de localidade - Aeródromo Fazenda Água Santa, Perdizes, MG
TIG	<i>Tungsten Inert Gas</i> - gás inerte de tungstênio
TPP	Categoria de Registro de Serviços Aéreos Privados
UTC	<i>Universal Time Coordinated</i> - tempo universal coordenado
VFR	<i>Visual Flight Rules</i> - regras de voo visual

## 1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.

Aeronave	<b>Modelo:</b> S2R-H80	<b>Operador:</b> Particular
	<b>Matrícula:</b> PR-RSP	
	<b>Fabricante:</b> Thrush Aircraft	
Ocorrência	<b>Data/hora:</b> 06SET2017 - 09:50 (UTC)	<b>Tipo(s):</b> [SCF-PP] Falha ou mau funcionamento do motor
	<b>Local:</b> Fazenda Água Santa	
	<b>Lat.</b> 19°18'35"S <b>Long.</b> 047°26'22"W	
	<b>Município - UF:</b> Perdizes - MG	

### 1.1. Histórico do voo.

A aeronave decolou do Aeródromo Fazenda Água Santa (SSZK), Perdizes, MG, a fim de realizar um voo de aplicação de defensivo agrícola, com um piloto a bordo.

Com aproximadamente 15 minutos de voo, durante a passagem de aplicação sobre a plantação, houve a perda de potência do motor.

O piloto realizou um pouso forçado em frente.

A aeronave teve danos substanciais.



Figura 1 - Imagem da aeronave no local da parada final.

O piloto saiu ileso.

### 1.2. Lesões às pessoas.

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

### 1.3. Danos à aeronave.

A aeronave teve danos substanciais.

### 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
Totais	10.000:00
Totais, nos últimos 30 dias	51:00
Totais, nas últimas 24 horas	01:00
Neste tipo de aeronave	2.400:00
Neste tipo, nos últimos 30 dias	51:00
Neste tipo, nas últimas 24 horas	01:00

**Obs.:** os dados relativos às horas voadas foram obtidos por meio de declaração do piloto.

### 1.5.2. Formação.

O Piloto em Comando (PIC) realizou o curso de Piloto Privado - Avião (PPR) na AHV Escola de Aviação Civil Ltda., Goiânia, GO, em 1986.

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

O PIC possuía a licença de Piloto Comercial - Avião (PCM) e estava com as habilitações de Avião Monomotor Terrestre (MNTE) e Piloto Agrícola - Avião (PAGA) válidas.

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

Os registros da Caderneta Individual de Voo (CIV) digital indicaram que o piloto voava a aeronave S2R-H80, de matrícula PR-RSP, desde março de 2015 e que ele operava a partir do Aeródromo SSZK frequentemente.

Verificou-se que, de janeiro a setembro de 2017, foram registradas, aproximadamente, 620 horas de voo no PR-RSP.

Segundo seu relato, o PIC havia operado as aeronaves *Cessna C-201*, *Cessna C-310*, *EMB-720 Minuano*, *EMB-721 Sertanejo*, *EMB-201*, *EMB-202 Ipanema*, *Cessna 188 Ag Truck*, e *Piper PA-25 Pawnee*, todas equipadas com motores convencionais, e *Thrush 510G* e *Thrush 510P*, essas últimas equipadas com motores turboélice.

O piloto estava qualificado e possuía experiência para a realização do voo.

### 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) H80-152, foi fabricada pela *Thrush Aircraft*, em 2014, e estava inscrita na Categoria de Registro de Serviços Aéreos Privados (TPP).

O Certificado de Aeronavegabilidade (CA) estava válido.

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

A última inspeção da aeronave, do tipo "100 horas", foi realizada em 07AGO2017 pela Organização de Manutenção (OM) SOMA - Serviços Oficina e Manutenção Aeronáutica, Primavera do Leste, MT, estando com 117 horas e 35 minutos voados após a inspeção.

O motor, modelo H80-100, SN 1410009, estava instalado na aeronave desde novo.

No dia do acidente, o diário de bordo do avião registrava um total de 2.088 horas e 40 minutos de voo.

A aeronave estava equipada com um painel digital de monitoramento dos dados do motor denominado *Glass Panel Engine Monitoring System* (MVP-50T).

A tela digital do MVP-50T exibia os dados do motor, painel de alarmes, além de algumas informações de sistemas da aeronave, tais como sistema elétrico, hidráulico e de combustível (Figura 2). Dentre os instrumentos do motor exibidos, havia o indicador de torque.



Figura 2 - Painel do MVP-50T da aeronave.

### 1.7. Informações meteorológicas.

As condições meteorológicas eram favoráveis ao voo visual.

O vento estava calmo, a visibilidade ilimitada, sem nuvens significativas e temperatura de 12°C.

### 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.

Adicionalmente à sua função primária, o MVP-50T registrava e mantinha gravados em sua memória interna os parâmetros dos instrumentos do motor e sistemas relativos aos voos realizados anteriormente até um limite de 500 horas de operação.

Logo após o acidente, esses dados foram baixados e segregados para análise.

As informações do MVP-50T foram analisadas na sede da *General Electric Aviation Czech* (GEAC) na presença de representantes do fabricante e da Comissão de Investigação.



Com base nos dados registrados no MVP-50T, foi possível gerar gráficos com parâmetros de rotação da hélice (NP), rotação da turbina geradora de gases (NG), torque do motor (TQ), Temperatura Interturbinas (ITT) e *Outside Air Temperature* (OAT - temperatura do ar externo).

Visando um melhor entendimento da sequência de eventos, os gráficos serão detalhados no item 1.18. Informações operacionais.

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

A aeronave colidiu contra o solo em uma plantação, com baixo ângulo de impacto.

O primeiro contato com o solo ocorreu em atitude cabrada (aproximadamente  $5^\circ$ ), com inclinação de, aproximadamente,  $25^\circ$  para a esquerda. Após esse primeiro impacto, o avião tocou o solo outras duas vezes, percorrendo uma distância de 60 m até a parada total. (Figura 3).



Figura 3 - Trajetória da aeronave desde o primeiro impacto até a parada total.

A hélice estava com as pás totalmente embandeiradas e não apresentava danos aparentes, indicando que o impacto ocorreu com o motor parado (Figura 4).



Figura 4 - Imagem da hélice da aeronave com as pás na posição de passo bandeira.

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

#### 1.13.1. Aspectos médicos.

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.

Nada a relatar.

### 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.

Durante a ação inicial de investigação, foram observadas marcas de vazamento de óleo sobre a carenagem do motor, em torno do tubo de escapamento dos gases de exaustão. Essas marcas se estendiam para trás, indicando que houve vazamento em voo (Figura 5).



Figura 5 - Marcas de óleo na carenagem do motor.

A carenagem do motor também apresentava, em sua parte superior, do lado esquerdo, um furo feito de dentro para fora do compartimento, evidenciando que houve o desprendimento de algum objeto que transpassou esse componente (Figura 6).



Figura 6 - Dano com perfuração do lado esquerdo da carenagem do motor.



Figura 7 - Detritos encontrados na parte interna do compartimento do motor.

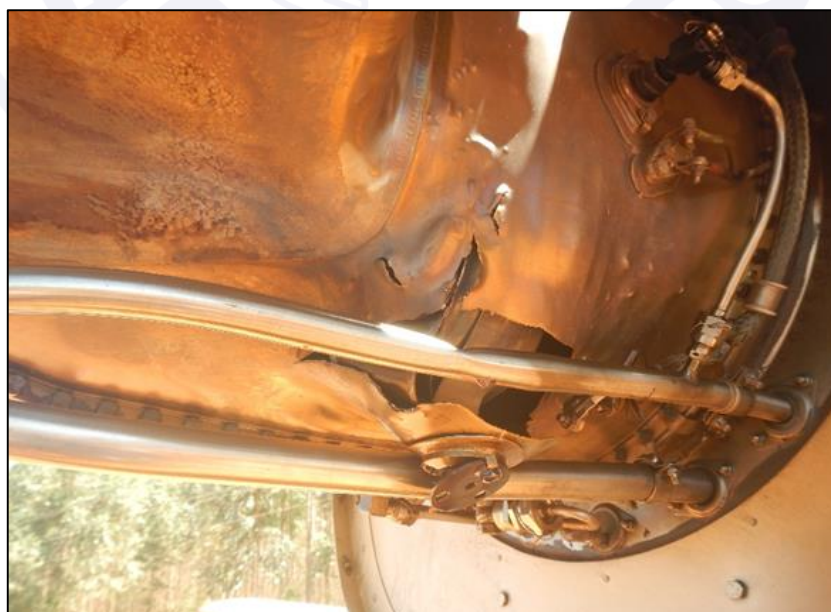


Figura 8 - Evidências de danos internos severos no motor.



Figura 9 - Evidências de danos internos severos no motor.

O *plug* magnético do sistema de detecção de limalha do motor estava contaminado e apresentava muitas partículas de metal (Figura 10).



Figura 10 - *Plug* magnético do sistema de detecção de limalha do motor contaminado com partículas de metal.

O motor da aeronave foi enviado à sede do fabricante, onde passou por análises e exames detalhados, com a finalidade de identificar a origem dos danos encontrados.

A Figura 11, a seguir, apresenta a posição dos principais componentes internos que foram objeto de avaliações mais detalhadas.

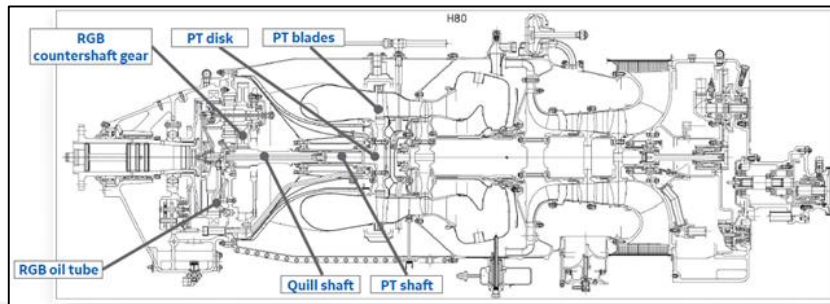


Figura 11 - Desenho esquemático do motor mostrando a posição dos principais componentes internos que foram objeto de avaliações mais detalhadas.

Fonte: *Investigation Report* GEAC.

O propulsor foi desmontado na sede da *General Electric Aviation Czech* (GEAC), localizada em Praga, República Tcheca, na presença de representantes do fabricante e da Comissão de Investigação.

Durante a desmontagem, foi observada uma fratura na *Reduction Gear Box* (RGB - caixa de redução) *Oil Tube*, que fornecia informação para o indicador de torque do motor na região do flange, o qual era aparafusado ao corpo estator pseudoplanetário (Figuras 12 e 13).

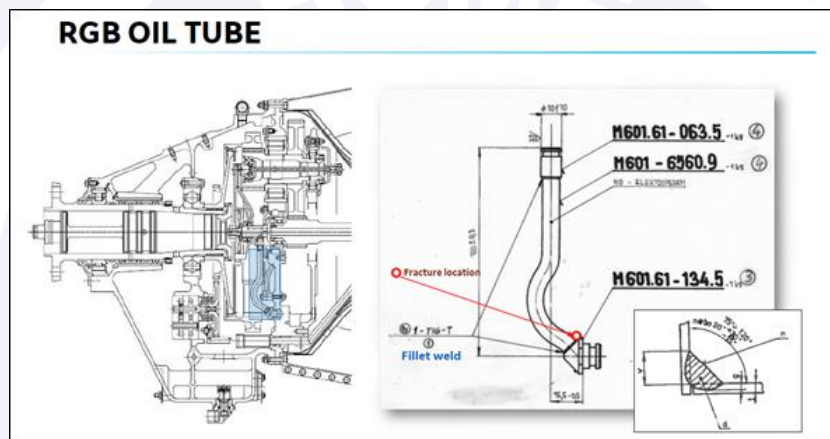


Figura 12 - Localização da *RGB Oil Tube* e destaque do local da fratura.

Fonte: *Investigation Report* GEAC.



Figura 13 - Imagens da *RGB Oil Tube* fraturado colhidas durante a desmontagem do motor. Fonte: *Investigation Report* GEAC.

Por meio de análises metalográficas, foi possível identificar trincas e “marcas de praia” (*beachmarks*), características típicas do mecanismo de falha do material por fadiga. As trincas progrediram por toda a extensão da parede do tubo, permitindo o vazamento de parte do óleo (Figura 14).

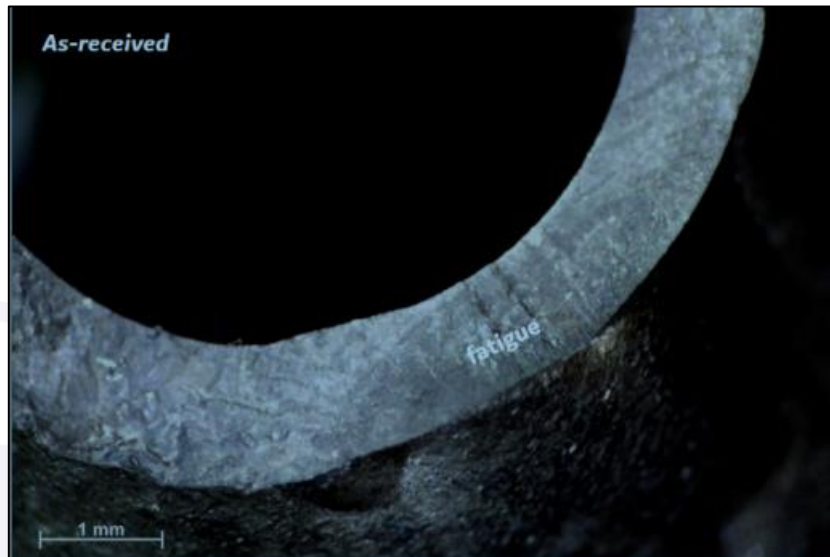


Figura14 - Imagem de análise metalográfica mostrando trincas e “marcas de praia”, características típicas do mecanismo de falha do material por fadiga.

Fonte: *Investigation Report GEAC.*

A montagem incluía 2 *RGB Oil Tube M601-626.9*. Aquele que não estava danificado foi seccionado para análises mais aprofundadas, as quais permitiram identificar que a solda de *Tungsten Inert Gas (TIG - gás inerte de tungstênio)* apresentava características distintas das requeridas, tais como múltiplas camadas sobrepostas, falta de penetração e direção fora do eixo previsto (Figura 15).



Figura 15 - Imagem colhida durante o exame metalográfico do tubo seccionado destacando características de solda distintas das requeridas.

Fonte: *Investigation Report GEAC.*

A engrenagem planetária do 1º estágio de redução da RGB foi encontrada danificada. As análises realizadas identificaram características típicas de falha de material por fadiga seguida de sobrecarga em trinta dentes (Figuras 16 a 18).

Os exames identificaram que a fadiga poderia ter sido iniciada pelo fato de o motor ter operado com potência acima do limite previsto na certificação (*overtorque*).



Figura 16 - Engrenagens planetárias danificadas.  
Fonte: *Investigation Report GEAC.*

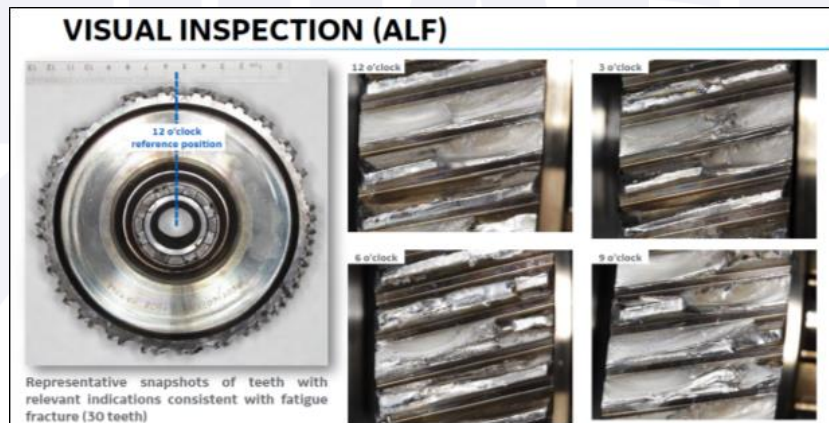


Figura 17 - Vista da engrenagem da RGB mostrando dentes fraturados.  
Fonte: *Investigation Report GEAC.*

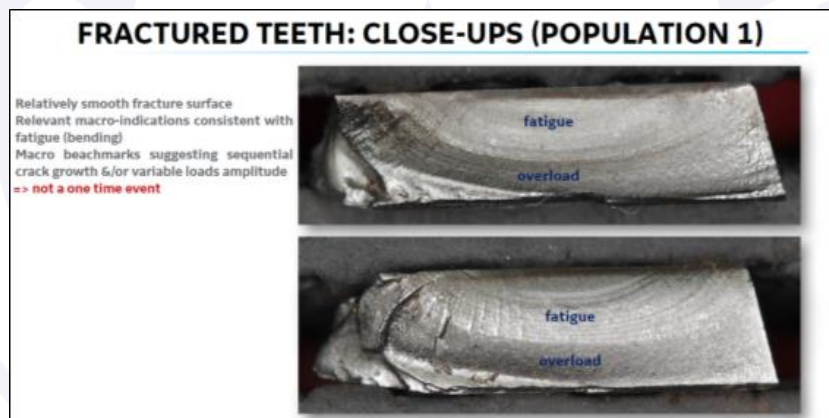


Figura 18 - Imagem estereoscópica de um dos dentes da engrenagem evidenciando características de falha de material por fadiga e sobrecarga.  
Fonte: *Investigation Report GEAC.*

As “marcas de praia” identificadas (Figura 18) demonstravam que houve um aumento sequencial na amplitude das trincas e que a estrutura foi submetida a esforços de intensidade variável, não se tratando de um evento único.

O rotor da *Power Turbine* (PT - turbina de potência) teve danos severos e perdeu todas as suas paletas (Figura 19).



Figura 19 - Imagem da PT. Fonte: *Investigation Report GEAC*.

O exame da região de separação das paletas mostrou características consistentes com fraturas por sobrecarga (Figura 20).

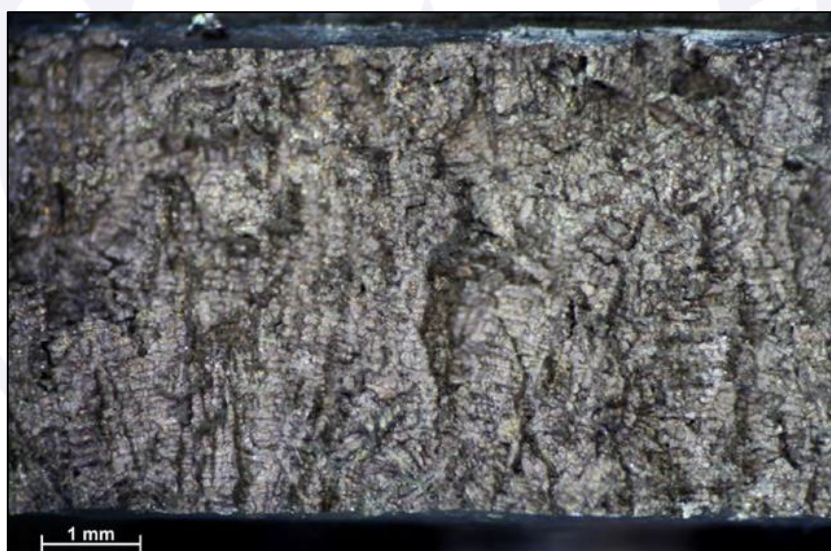


Figura 20 - Imagem mostrando a região de fratura em uma paleta da PT.  
Fonte: *Investigation Report GEAC*.

O *Power Turbine Guide Vane Ring* (NGVR - anel da palheta guia da turbina de potência) também apresentava danos severos decorrentes de impacto contra a PT (Figura 21).



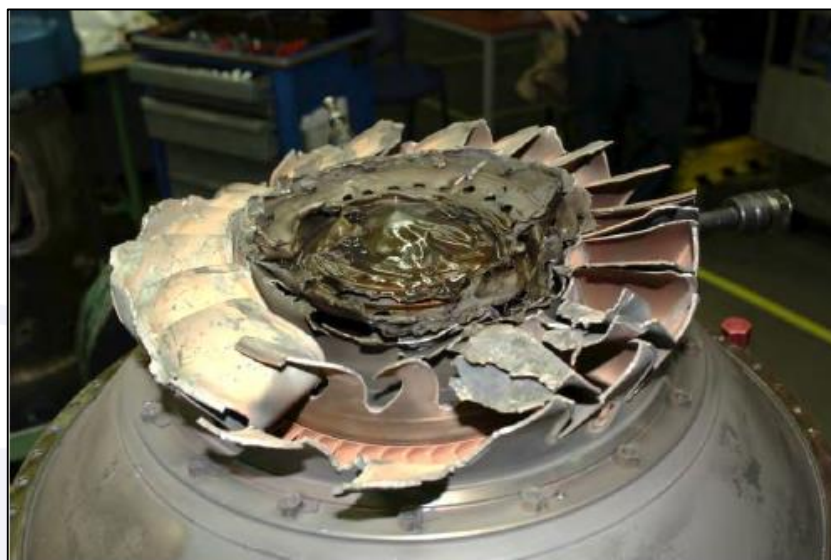


Figura 21 - Imagem mostrando os danos ocorridos no NGVR.  
Fonte: *Investigation Report GEAC*.

O *Quill-Shaft* também mostrava danos severos. Os dentes da extremidade que se conectava à RGB apresentavam danos mecânicos severos e o eixo se dobrou (Figura 22).

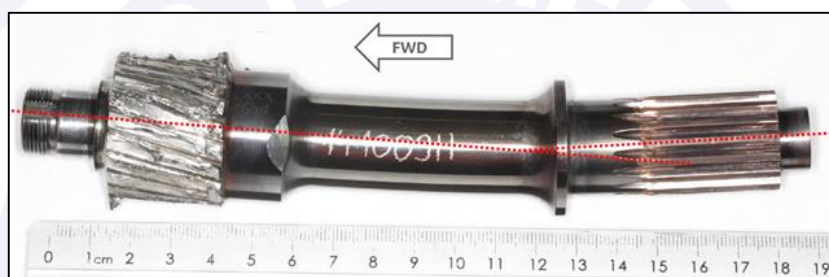


Figura 22 - Imagem mostrando os danos ao *Quill-Shaft*.  
Fonte: *Investigation Report GEAC*.

### 1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.

Nada a relatar.

### 1.18. Informações operacionais.

Tratava-se de um voo de aplicação de defensivo agrícola conduzido sob os requisitos estabelecidos pelo Regulamento Brasileiro da Aviação Civil (RBAC) nº 137, Emenda 00, que tratava da “Certificação e Requisitos Operacionais: Operações Aeroagrícolas”.

A aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento especificados pelo fabricante. No momento do acidente, o peso do avião era 2.647 kg, incluindo 482 kg de combustível.

A *Section 4 - “Performance”* do Manual do Avião trazia, dentre outros, os gráficos de limites de torque em função da altitude e da temperatura.

Considerando que a temperatura no dia do acidente era 12°C e a altitude era 1.060 m (aproximadamente 3.500 ft), calculou-se que a temperatura ambiente era, aproximadamente, ISA + 4°C.

Dessa forma, utilizando o gráfico da página 53 do mencionado manual, verificou-se que o torque disponível seria 2.020 ft-lbs, o máximo permitido para o motor, o que correspondia a 100% nas condições presentes durante o voo em que ocorreu este acidente (Figuras 23 e 24).

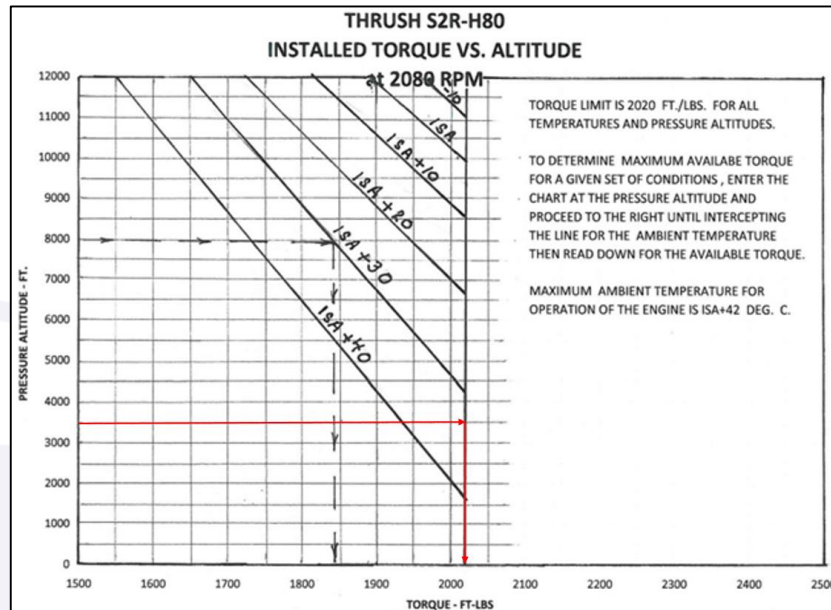


Figura 23 - Gráfico de limite de torque disponível do motor em função da temperatura ISA e altitude da localidade.

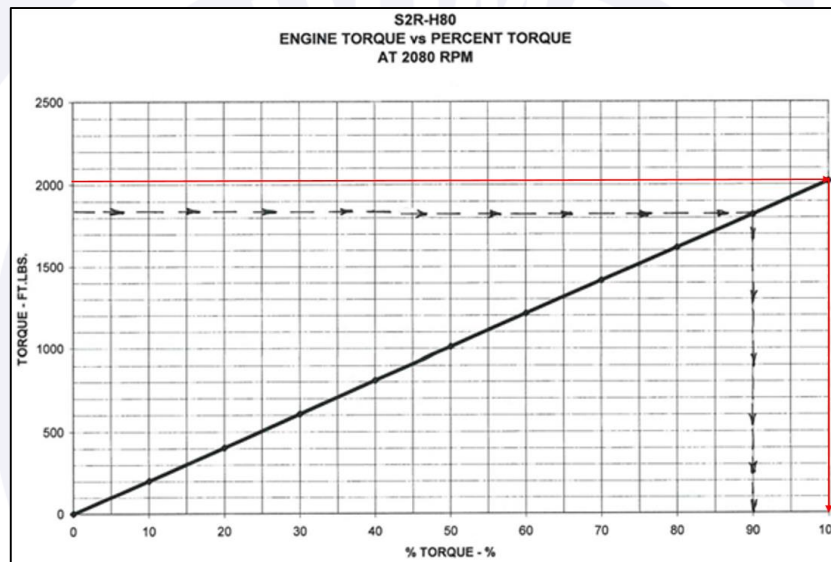


Figura 24 - Gráfico de conversão da unidade de medida de torque de ft-lbs para percentual.

Segundo se apurou, o PIC não utilizava os gráficos de desempenho da aeronave antes de iniciar a operação. Ele utilizava as diferentes cores (verde, amarelo e vermelho) dos arcos digitais do MVP-50T como referência durante a operação, pois, no seu entendimento, o motor poderia ser operado dentro da faixa verde independentemente da temperatura e da altitude da localidade.

Na verdade, os arcos digitais dos instrumentos (verde, amarelo e vermelho) apresentavam valores fixos, baseados em testes do motor em bancada e em condição de atmosfera padrão *International Standard Atmosphere* (ISA - atmosfera padrão internacional) ao nível do mar. Portanto, não traduziam, automaticamente, a real limitação de cada parâmetro em função da temperatura e altitude nas quais a operação se desenvolvia.

De acordo com o fabricante, durante os *Acceptance Testing Procedures* (ATP - procedimentos de teste de aceitação), o motor SN 141009 apresentou os seguintes resultados:

- torque máximo associado a 100% NG em atmosfera padrão (15°C ao nível do mar) entre 110% e 120%;
- ITT 695°C; e
- Potência de 597 KW.

Os dados registrados na memória interna do MVP-50T indicavam a realização de dois voos no dia do acidente.

O gráfico produzido com base nos parâmetros do motor da aeronave durante as fases de decolagem e cruzeiro do primeiro voo registrava que, na decolagem, embora a NG estivesse em 100%, o torque permaneceu em 94%, valor que o fabricante do motor considerou muito baixo. Sobre esse parâmetro, foi registrado que, baseando-se nos resultados do ATP, o torque máximo associado a 100% de NG a 15°C de OAT era entre 110% e 120%.

Ademais, a ITT chegou a 705°C, enquanto no ATP o propulsor se manteve a 695°C com potência máxima.

Calculou-se que, nessa fase do voo (decolagem), a potência desenvolvida era 700 KW, em contraste com os 597 KW do projeto.

Os representantes do fabricante concluíram, com base nos resultados encontrados, que o motor estava sendo operado em condição de sobretorque (Figura 25).

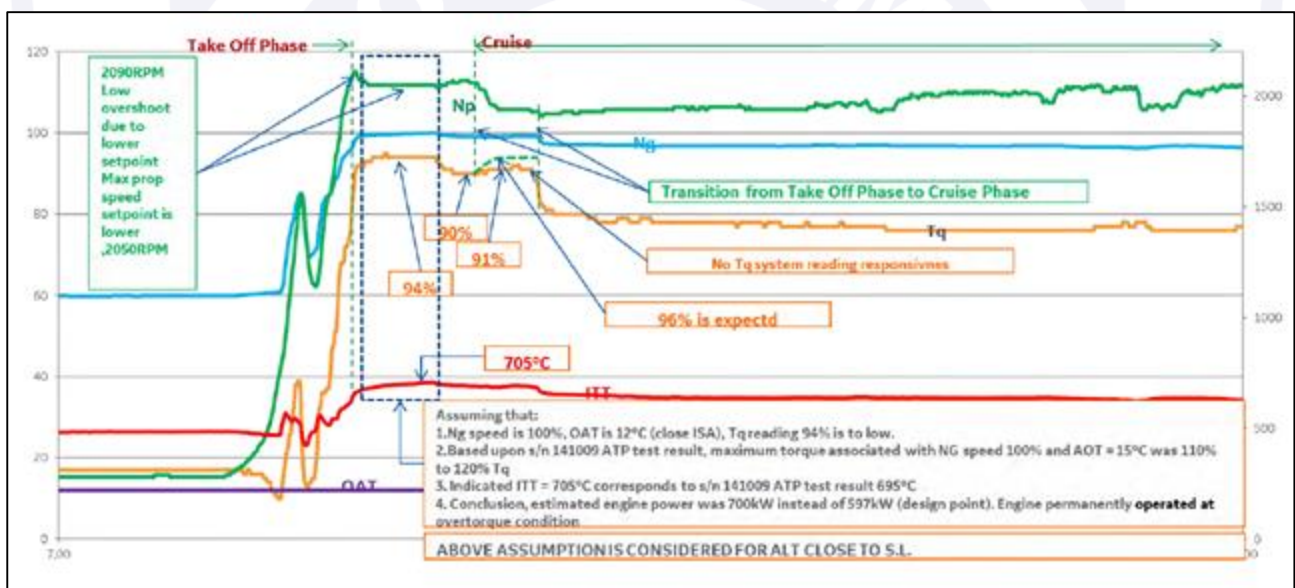


Figura 25 - Gráfico mostrando os parâmetros do motor da aeronave durante as fases de decolagem e cruzeiro do primeiro voo. Fonte: *Investigation Report* GEAC.

Próximo ao final do primeiro voo, observou-se a queda no valor e a perda total da indicação de torque, sem a correspondente alteração nos parâmetros de NG, NP e ITT.

Na sequência, todos os parâmetros se reduziram. Esse foi o momento em que ocorreu o pouso para reabastecimento de produto, sem haver o corte do motor (Figura 26).

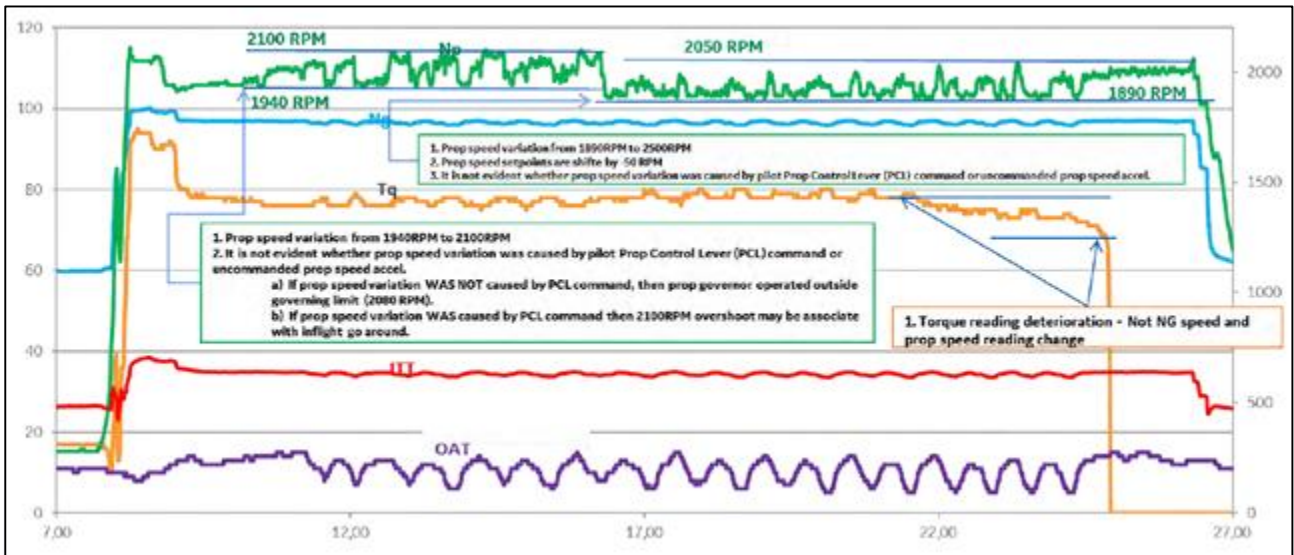


Figura 26 - Gráfico dos parâmetros do motor da aeronave no primeiro voo completo.  
 Fonte: *Investigation Report* GEAC.

O momento em que a indicação de torque “zerou” foi registrado em imagem colhida com o telefone celular pelo PIC (Figura 27).



Figura 27 - Imagem registrada pelo PIC mostrando a indicação de torque na tela do MVP-50T.

A aeronave permaneceu no solo por cerca de quatro minutos para abastecer o compartimento de defensivo agrícola e, ao término desse procedimento, houve a decolagem para o segundo voo, que foi conduzido sem a informação de torque.

No gráfico que mostra os dados do final do primeiro voo e o segundo até o momento da falha do motor, identificou-se que essa segunda etapa se iniciou sem indicação de torque e que, na decolagem, houve uma leve extrapolação da RPM da hélice, pois o limite era de 2.157 RPM e ela atingiu 2.160 RPM.

O voo prosseguiu até ocorrer a falha catastrófica do motor, com o embandeiramento da hélice e a perda de todos os parâmetros após a colisão contra o solo. O incremento

temporário da NG pode ter sido o resultado de uma tentativa do piloto de reacender o motor após a falha (Figura 28).

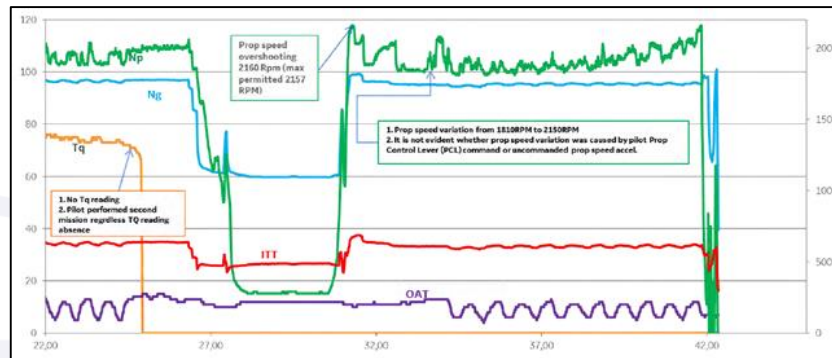


Figura 28 - Gráfico que mostra os dados do final do primeiro voo e o segundo até o momento da falha do motor. Fonte: *Investigation Reporte* GEAC.

### 1.19. Informações adicionais.

No que concerne aos requisitos de instrumentos para o voo que estava sendo conduzido, o Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica (RBHA) nº 91, que tratava das “Regras Gerais de Operação para Aeronaves Civis”, vigente à época do acidente, estabelecia, em sua Subparte C - “Requisitos de Equipamentos, Instrumentos e Certificados”, seção 91.205 - “Requisitos de Instrumentos e Equipamentos - Aeronave Civil Motorizada Detentora de Certificado de Aeronavegabilidade Padrão”, o que segue:

#### SUBPARTE C - REQUISITOS DE EQUIPAMENTOS, INSTRUMENTOS E CERTIFICADOS

#### 91.205 - REQUISITOS DE INSTRUMENTOS E EQUIPAMENTOS. AERONAVE CIVIL MOTORIZADA DETENTORA DE CERTIFICADO DE AERONAVEGABILIDADE PADRÃO

(a) Geral. Exceto como previsto nos parágrafos (c)(4) e (e) desta seção, nenhuma pessoa pode operar uma aeronave civil motorizada detentora de certificado de aeronavegabilidade padrão, em qualquer das operações descritas nos parágrafos (b) até (g) desta seção, a menos que essa aeronave contenha os equipamentos e instrumentos requeridos pelos mesmos parágrafos (ou equivalentes aprovados pela ANAC) para aquele tipo de operação e que esses equipamentos e instrumentos estejam em condições operáveis.

(b) Voos VFR diurnos. Para voar VFR durante o dia os seguintes equipamentos e instrumentos são requeridos:

[...]

(9) um indicador de torque e um indicador de temperatura dos gases para cada motor e turbina, como aplicável;

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

Não houve.

## 2. ANÁLISE.

Tratava-se de um voo de aplicação de defensivo agrícola conduzido sob os requisitos estabelecidos pelo RBAC 137 por um piloto habilitado e qualificado.

Os exames e testes conduzidos permitiram constatar que a perda da informação do ajuste de torque ocorrida ao final do primeiro voo do dia se deveu ao rompimento do RGB *Oil Tube*.

Considerando que as análises demonstraram que essa fratura foi causada por um processo de fadiga, que se iniciou em trincas que progrediram até atravessar a parede do tubo, permitindo o vazamento de óleo, é provável que essa falha estivesse interferindo nas

indicações de torque mesmo antes do rompimento da tubulação, devido à perda de pressão decorrente.

Um indício de que isso estava ocorrendo foi apontado pelos técnicos do fabricante que, ao observarem o gráfico que mostrava os parâmetros do motor da aeronave durante as fases de decolagem e cruzeiro do primeiro voo, consideraram um torque de 94% muito baixo para uma NG de 100% na altitude e temperatura em que o voo estava sendo conduzido.

Ao mencionar que no ATP o torque máximo associado a 100% de NG a 15°C de OAT seria entre 110% e 120%, o fabricante sugeriu que, por estar sendo operado em temperatura próxima à da atmosfera padrão (ISA + 4°C), o propulsor estava entregando torques na mesma faixa observada naquele teste de aceitação e, portanto, estava funcionando em condição de sobretorque, uma vez que o máximo para as condições reinantes durante o voo em tela era 100%.

Corroborar essa hipótese o fato de se haver calculado que nessa fase do voo a potência desenvolvida pelo motor era 700 KW, em contraste com os 597 KW do projeto.

Além disso, o fato de as análises realizadas na engrenagem planetária do 1º estágio de redução da RGB terem identificado características típicas de falha de material por fadiga seguida de sobrecarga em seus dentes também direciona as conclusões para a operação continuada com potência acima dos limites de certificação.

Nesse cenário, os danos encontrados na extremidade do *Quill-Shaft* que se conectava à RGB, o dobramento constatado nesse eixo, o despaletamento da *Power Turbine* (PT) com características de sobrecarga e os danos severos decorrentes de impacto contra a PT rotor observados no *Power Turbine Guide Vane Ring* (NGVR) indicavam que o motor continuou a funcionar, após a falha dos dentes da engrenagem planetária do 1º estágio de redução da RGB, e colapsou devido ao desbalanceamento que se seguiu.

Assim, a partir dos elementos de investigação reunidos, concluiu-se que a perda de potência do motor, que obrigou a realização do pouso forçado da aeronave foi causada por uma falha catastrófica de componentes internos do propulsor em razão da sua operação fora dos limites estabelecidos em sua certificação.

No que concerne à fratura do *Reduction Gear Box* (RGB) *Oil Tube*, as não conformidades identificadas na solda *TIG*, que apresentava características distintas das requeridas, tais como múltiplas camadas sobrepostas, falta de penetração e direção fora do eixo previsto, indicavam a participação do processo de fabricação do componente, uma vez que as trincas que progrediram até atravessar a parede do tubo e provocaram a ruptura do componente se iniciaram próximo a essa região do flange que era aparafusado ao corpo estator pseudoplanetário.

É possível que a vibração natural do motor, exacerbada pela operação em regimes de potência acima do permitido, tenha acelerado a propagação da trinca que resultou na fratura do RGB *Oil Tube*.

Nesse contexto, também foi possível identificar que a condição latente, caracterizada pela fadiga no RGB *Oil Tube*, poderia ter sido detectada durante verificações normais de desempenho do propulsor.

Analisando as informações fornecidas pelo PIC sobre a sua experiência pregressa, verificou-se que, até passar a operar o PR-RSP em março de 2015, sua experiência era, predominantemente, na condução de aeronaves equipadas com motores convencionais.

Assim, o fato de o PIC utilizar as diferentes cores (verde, amarelo e vermelho) dos arcos digitais do MVP-50T como referência durante os voos, pois no seu entendimento o motor turboélice poderia ser operado dentro da faixa verde independentemente da

temperatura e da altitude da localidade, indicou que, durante a sua adaptação à aeronave, o processo de treinamento recebido pode não lhe ter atribuído a plenitude dos conhecimentos e condições técnicas necessárias para operar o PR-RSP, o que teria resultado na operação do propulsor desse avião em regimes de potência acima do permitido.

É possível que, em função disso, o PIC não tenha percebido a necessidade de utilizar os gráficos de limites de torque disponíveis no manual da aeronave antes de iniciar a operação de um avião equipado com um motor turboélice e, por essa razão, considerava os arcos digitais verde, amarelo e vermelho dos instrumentos como faixas aplicáveis a quaisquer condições de temperatura e altitude.

Não obstante, a não utilização dos gráficos disponíveis no manual da aeronave para determinar os limites de torque do motor utilizáveis em cada situação particular comprometia a qualidade dos trabalhos de preparação para os voos, o que contribuiu para a falha catastrófica do propulsor do avião.

Por outro lado, a indicação de torque era uma informação essencial para o controle do regime de potência de um motor turboélice e, por essa razão, o instrumento que fornecia essa informação era especificamente mencionado como requerido para a operação em voo sob Regras Visuais (VFR) na seção 91.205 do RBHA 91. Cabe salientar que a extrapolação dos limites de torque foi um fator determinante para a falha catastrófica do propulsor do PR-RSP.

### **3. CONCLUSÕES.**

#### **3.1. Fatos.**

- a) o piloto estava com o Certificado Médico Aeronáutico (CMA) válido;
- b) o PIC possuía a licença de Piloto Comercial - Avião (PCM) e estava com as habilitações de Avião Monomotor Terrestre (MNTE) e Piloto Agrícola - Avião (PAGA) válidas;
- c) o PIC estava qualificado e possuía experiência para a realização do voo;
- d) a aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento especificados pelo fabricante;
- e) as cadernetas de célula, motor e hélice estavam com as escriturações atualizadas;
- f) as condições meteorológicas eram favoráveis ao voo visual;
- g) próximo ao final do primeiro voo, ocorreu a perda total da indicação de torque sem a correspondente alteração nos parâmetros de NG, NP e ITT;
- h) a decolagem para o segundo voo do dia foi conduzida sem a informação de torque;
- i) com cerca de 15 minutos de voo, houve a perda de potência e o PIC realizou um pouso forçado na plantação;
- j) durante a ação inicial de investigação, foram observadas marcas de vazamento de óleo sobre a carenagem do motor, em torno do tubo de escapamento dos gases de exaustão, que se estendiam para trás;
- k) a carenagem do motor apresentava, em sua parte superior, do lado esquerdo, um furo feito de dentro para fora do compartimento, evidenciando que houve o desprendimento de algum objeto que transpassou esse componente;

- l) após a remoção da carenagem, foi possível identificar evidências de danos severos no propulsor e a presença de muitos detritos no interior do compartimento do motor;
- m) durante a desmontagem do motor, foi observada uma fratura no *Reduction Gear Box (RGB) Oil Tube* que fornecia informação para o indicador de torque;
- n) a engrenagem planetária do 1º estágio de redução da RGB foi encontrada danificada e apresentava dentes fraturados;
- o) o rotor da *Power Turbine (PT)* teve danos severos e perdeu todas as suas paletas;
- p) o *Quill-Shaft* mostrava danos severos na extremidade que se conectava à RGB e dobramento em seu eixo;
- q) a aeronave teve danos substanciais; e
- r) o piloto saiu ileso.

### 3.2. Fatores contribuintes.

#### - **Atitude - contribuiu.**

O prosseguimento do voo após a perda de informação do indicador de torque caracterizou a adoção de posturas inadequadas tais como complacência e improvisação.

#### - **Fabricação - contribuiu.**

As não conformidades identificadas na solda *TIG* do *Reduction Gear Box (RGB) Oil Tube*, que apresentava características distintas das requeridas, tais como múltiplas camadas sobrepostas, falta de penetração e direção fora do eixo previsto, indicavam a participação do processo de fabricação desse componente, uma vez que as trincas que progrediram até atravessar a parede do tubo e provocaram a ruptura do componente se iniciaram próximo a essa região do flange que era aparafusado ao corpo estator pseudoplanetário.

#### - **Instrução - indeterminado.**

É possível que, devido a deficiências quantitativas e/ou qualitativas no processo de treinamento recebido durante a sua adaptação à aeronave, o piloto não tenha recebido a plenitude dos conhecimentos e condições técnicas necessárias para identificar a importância de utilizar os gráficos de limites de torque disponíveis no manual da aeronave antes de iniciar a operação com o PR-RSP.

#### - **Planejamento de voo - contribuiu.**

A não utilização dos gráficos disponíveis no manual da aeronave para determinar os limites de torque do motor utilizáveis em cada situação particular comprometia a qualidade dos trabalhos de preparação para os voos, o que contribuiu para a falha catastrófica do propulsor do avião.

## 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-112/CENIPA/2017 - 01**

**Emitida em: 13/03/2024**

Analisar a adequabilidade e praticabilidade de atuar junto ao certificador primário do produto aeronáutico, a fim de que aquela entidade analise os procedimentos de fabricação dos RGB *Oil Tube* aplicados aos motores modelo H80-100, de modo a identificar possíveis não conformidades nesse processo.

**5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.**

Nada a relatar.

Em 13 de março de 2024.

