

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



**RELATÓRIO FINAL**  
**IG-053/CENIPA/2022**

<b>OCORRÊNCIA:</b>	<b>INCIDENTE GRAVE</b>
<b>AERONAVE:</b>	<b>PS-RJJ</b>
<b>MODELO:</b>	<b>PA-46-600TP</b>
<b>DATA:</b>	<b>19ABR2022</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 incidente grave com a aeronave PS-RJJ, modelo PA-46-600TP, ocorrido em 19ABR2022, tipificado como “[SCF-PP] Falha ou mau funcionamento do motor - Falha do motor em voo”.

Durante o voo de cruzeiro, a aeronave apresentou variações anormais no fluxo de combustível, seguidas de falha do motor e despressurização da cabine. O piloto realizou uma descida e pouso de emergência.

Constatou-se que houve uma rachadura em uma tubulação de combustível localizada entre a *Fuel Control Unit* (FCU - Unidade de Controle de Combustível) e o *Fuel Flow Meter* (Fluxômetro), comprometendo o desempenho do motor em voo.

A aeronave teve danos leves e o piloto saiu ileso.

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

Houve a designação de Representante Acreditado do *Transportation Safety Board* (TSB) - Canadá, Estado de fabricação do motor.



## ÍNDICE

<b>GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS .....</b>	<b>5</b>
<b>1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.....</b>	<b>7</b>
1.1. Histórico do voo.....	7
1.2. Lesões às pessoas.....	7
1.3. Danos à aeronave. ....	7
1.4. Outros danos.....	7
1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.....	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.....	8
1.6. Informações acerca da aeronave.....	8
1.7. Informações meteorológicas.....	12
1.8. Auxílios à navegação.....	12
1.9. Comunicações.....	12
1.10. Informações acerca do aeródromo.....	12
1.11. Gravadores de voo.....	13
1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.....	13
1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.....	13
1.13.1. Aspectos médicos.....	13
1.13.2. Informações ergonômicas.....	13
1.13.3. Aspectos Psicológicos.....	13
1.14. Informações acerca de fogo.....	13
1.15. Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.....	14
1.16. Exames, testes e pesquisas.....	14
1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.....	19
1.18. Informações operacionais.....	19
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>24</b>

**GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS**

ACC-CT	Centro de Controle de Área de Curitiba
ADC	<i>Air Data Computer</i> - computador de dados de voo
AMM	<i>Aircraft Maintenance Manual</i> - manual de manutenção da aeronave
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
APP-LO	Controle de Aproximação de Londrina
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CIV	Caderneta Individual de Voo
CMA	Certificado Médico Aeronáutico
CVA	Certificado de Verificação de Aeronavegabilidade
DECEA	Departamento de Controle do Espaço Aéreo
EUA	Estados Unidos da América
FCU	<i>Fuel Control Unit</i> - unidade de controle de combustível
FL	<i>Flight Level</i> - nível de voo
HCF	<i>High Cycle Fatigue</i> - fadiga por alto ciclo
IFR	<i>Instrument Flight Rules</i> - regras de voo por instrumentos
IFRA	Habilitação de Voo por Instrumentos - Avião
ITT	<i>Inter Turbine Temperature</i> - temperatura entre turbinas
MFD	<i>Multi-Function Display</i> - display de multifunção
MNTE	Habilitação de Avião Monomotor Terrestre
MOR	<i>Manual Override</i> - sobrepujamento manual
NTSB	<i>National Transportation Safety Board</i>
PN	<i>Part Number</i> - número de peça
PCM	Licença de Piloto Comercial - Avião
PFD	<i>Primary Flight Display</i> - display principal de voo
PIC	<i>Pilot in Command</i> - piloto em comando
PPR	Licença de Piloto Privado - Avião
PSO-BR	Programa Brasileiro para a Segurança Operacional da Aviação Civil
QAv	Querosene de Aviação
RBAC	Regulamento Brasileiro da Aviação Civil
RPM	Rotações Por Minuto
SBLO	Designativo de localidade - Aeródromo Governador José Richa, Londrina, PR
SD	<i>Secure Digital</i> - segurança de digital
SDEN	Designativo de localidade - Aeródromo Costa Esmeralda, Porto Belo, SC
SHP	<i>Shaft Horsepower</i> - potência no eixo em HP

SIPAER	Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SN	<i>Serial Number</i> - número de série
TPP	Categoria de Registro de Serviços Aéreos Privados
SWPY	Designativo de localidade - Aeródromo de Primavera do Leste, MT
TSB	<i>Transportation Safety Board</i>
UTC	<i>Universal Time Coordinated</i> - tempo universal coordenado



## 1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.

<b>Aeronave</b>	<b>Modelo:</b> PA-46-600TP <b>Matrícula:</b> PS-RJJ <b>Fabricante:</b> Piper Aircraft	<b>Operador:</b> Rosecon Jr Empreendimentos Imobiliários Ltda.
<b>Ocorrência</b>	<b>Data/hora:</b> 19ABR2022 - 11:50 (UTC) <b>Local:</b> Município de Cornélio Procópio <b>Lat.</b> 23°11'43"S <b>Long.</b> 050°38'46"W <b>Município - UF:</b> Cornélio Procópio - PR	<b>Tipo(s):</b> [SCF-PP] Falha ou mau funcionamento do motor

### 1.1. Histórico do voo.

A aeronave decolou do Aeródromo Costa Esmeralda (SDEN), Porto Belo, SC, com destino ao Aeródromo de Primavera do Leste (SWPY), MT, às 10h34min (UTC), a fim de realizar um voo privado, com um piloto a bordo.

Durante o voo de cruzeiro, nivelado no *Flight Level* (FL - Nível de Voo) 280, o avião apresentou variações de fluxo de combustível seguidas de falha do motor.

O piloto optou por realizar uma descida em emergência seguida de pouso no Aeródromo Governador José Richa (SBLO), Londrina, PR.

A aeronave teve danos leves e o piloto saiu ileso.



Figura 1 - Aeronave PS-RJJ hangarada em SBLO.

### 1.2. Lesões às pessoas.

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

### 1.3. Danos à aeronave.

A aeronave teve danos leves. Os danos se restringiram ao interior do motor.

### 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	3.141:00
Totais, nos últimos 30 dias	25:15
Totais, nas últimas 24 horas	03:55
Neste tipo de aeronave	907:00
Neste tipo, nos últimos 30 dias	25:15
Neste tipo, nas últimas 24 horas	03:55

**Obs.:** os dados relativos às horas voadas foram obtidos por meio de relato do piloto e dos registros constantes em sua Caderneta Individual de Voo (CIV).

### 1.5.2. Formação.

O Piloto em Comando (PIC) realizou o curso de Piloto Privado - Avião (PPR) na Aerocon Escola de Aviação Civil, Curitiba, PR, em 2007.

### 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 Voo por Instrumentos - Avião (IFRA) em vigor.

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

Os registros da CIV eletrônica indicaram que o piloto operava aeronaves P46T, família de aeronaves fabricadas pela *Piper Aircraft*, que incluía o modelo do incidente, desde 13MAR2018. Esses apontamentos mostraram, ainda, que o PIC operava o PR-RJJ desde 09MAR2021, tendo realizado 28 voos neste avião nos 30 dias que antecederam o incidente em tela.

Ele estava qualificado e possuía experiência no tipo de voo.

### 1.5.5. Validade da inspeção de saúde.

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

## 1.6. Informações acerca da aeronave.

A aeronave, de número de série (SN) 4698038, foi fabricada pela *Piper Aircraft*, em 2017, e estava inscrita na Categoria de Registro de Serviços Aéreos Privados (TPP).

O Certificado de Verificação de Aeronavegabilidade (CVA) estava válido.

As cadernetas de célula, motor e hélice estavam com as escriturações atualizadas no que tange às Partes II (registros primários de manutenção, inspeção, revisão, pequenas modificações e pequenos reparos), III (registros secundários de incorporações de diretrizes de aeronavegabilidade, grandes modificações e grandes reparos); e IV (registros de instalação e remoção de componentes controlados).

Entretanto, os registros relativos à Parte I (registros mensais de horas) estavam desatualizados.

A última inspeção da aeronave, do tipo "Evento 2", foi realizada em 04MAR2022 pela organização de manutenção Aeromecânica Ltda., em Curitiba, PA, estando com 48 horas e 40 minutos voados após a inspeção.

As cadernetas de célula, motor e hélice continham registros das atividades de manutenção e inspeções realizadas na aeronave durante o seu histórico operacional nos

Estados Unidos da América (EUA) e no Brasil. Tais anotações incluíam um serviço de desmontagem do motor, ocorrido em 02AGO2019, quando o avião ainda operava nos EUA, cujo objetivo foi substituir algumas *blades* da turbina do compressor. Não havia, nos registros, detalhes acerca da origem dos danos nas *blades*.

O *Aircraft Maintenance Manual* (AMM - Manual de Manutenção da Aeronave) 767-617, revisão PR20210331, de 10MAI2021, em vigor à época deste incidente, trazia um programa de inspeção progressiva para o modelo. O mencionado programa incluía, dentre outras, duas inspeções denominadas “Evento 1” e “Evento 2”.

De acordo com essa publicação, o ciclo do programa de inspeção progressiva consistia em dois eventos de 100 horas, que proporcionavam uma inspeção completa na aeronave a cada 200 horas voadas. O ciclo de inspeção completo, Eventos (1) e (2), deveria ser completado dentro de um intervalo de doze meses calendáricos.

Os registros de manutenção das cadernetas estavam lançados conforme preconizava a legislação aeronáutica em vigor e cumprindo os intervalos definidos pelo manual de manutenção da fabricante.

Não foram encontradas inconsistências no tocante à frequência das inspeções e das atividades de manutenção realizadas durante o período de operação do avião desde a sua fabricação até a data do incidente.

A inspeção do tipo “Evento 2” abarcava verificações em diferentes componentes e sistemas, incluindo a FCU, o fluxômetro, as linhas de combustível e o filtro de combustível *Fuel Pump Outlet Filter*.

Segundo os registros de manutenção da aeronave, foram realizados cinco serviços no *Fuel Pump Outlet Filter* do PS-RJJ desde a sua fabricação, sendo quatro enquanto ele operava nos EUA e um, o mais recente, no Brasil, ocasião na qual esse filtro de combustível foi trocado 46 dias antes do incidente em tela.

O *Fuel Pump Outlet Filter* era localizado próximo à tubulação de combustível *Part Number* (PN - Número de Peça) 3033981, que ligava a FCU ao fluxômetro (Figura 2).

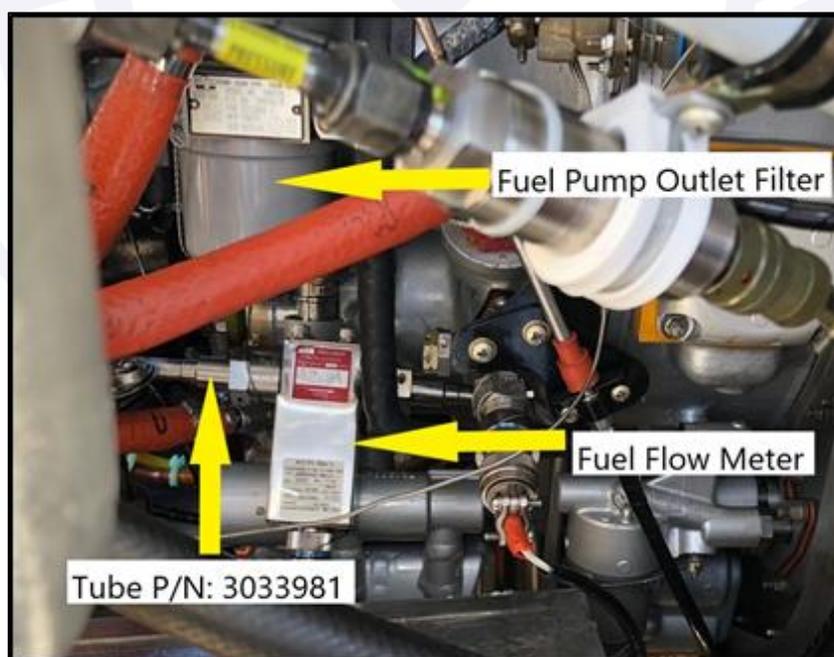


Figura 2 - Imagem do compartimento do motor mostrando a disposição do *Fuel Pump Outlet Filter* e da tubulação PN 3033981.

O PS-RJJ era equipado com um sistema de aviônicos *Garmin G3000 Integrated Avionics*. O G3000 consistia em uma interface de aviação dotada de *displays* digitais coloridos que forneciam informações de parâmetros de voo, dos sistemas de comunicação, além de dados provenientes do motor.

O sistema contava com dois *Primary Flight Display* (PFD - display principal de voo), um *Multi-Function Display* (MFD - display de multifunção), duas controladoras sensíveis ao toque e dois *Air Data Computer* (ADC - computador de dados de voo). Havia, ainda, um sistema que armazenava diversos parâmetros do voo, entre eles altitude, velocidade, torque e fluxo de combustível, em cartões do tipo *Secure Digital* (SD - segurança de digital) (Figura 3).



Figura 3 - Painel da aeronave PS-RJJ. Destacada em vermelho, a posição dos *slots* dos cartões SD ao lado do MFD.

Os dados de altitude de cabine não constavam entre os parâmetros gravados pelo sistema G3000.

O PS-RJJ era equipado com um motor *Pratt & Whitney PT6A-42A*, de SN PCE-RM0734, fabricado em 2017, o qual contava com um total de 793 horas e 35 minutos de operação no momento do incidente em tela. Ele não havia sido submetido a qualquer revisão geral desde a sua fabricação e possuía um total de 48 horas e 40 minutos após a última inspeção a que foi submetido (Figura 4).



Figura 4 - Vista geral do motor da aeronave PS-RJJ.

Esse propulsor desenvolvia uma potência máxima de 600 *Shaft Horsepower* (SHP - potência no eixo em HP) e era equipado com uma hélice cuja rotação máxima prevista era de 2.000 RPM.

O PT6A-42A era alimentado com Querosene de Aviação (QAv) e constituído de uma turbina livre de fluxo reverso e duas seções. Uma das turbinas era conectada ao compressor, na seção geradora de gases e a outra estava conectada ao eixo da hélice por meio de uma caixa de redução. Os acessórios do motor incluíam um gerador, que

também atuava como motor de partida, um alternador e um compressor de ar-condicionado.

O motor era controlado pelo piloto por meio de três manetes, sendo um de potência (*Power*), um de condição (*Condition*) e um de *Manual Override* (MOR - sobrepujamento manual).

O manete de potência atuava na FCU e permitia ao piloto acionar as posições *beta* e reverso da hélice.

O manete de condição, por sua vez, acionava a FCU para o modo *run* e/ou *cut-off*. Quando totalmente à frente, ele colocava a FCU em condição normal de funcionamento, permitindo o fluxo de combustível para o motor de acordo com a posição do manete de potência. Quando retraído, esse comando colocava a FCU na condição *cut-off*, cortando o fluxo de combustível para o motor e embandeirando a hélice.

Finalmente, o manete MOR consistia em um dispositivo de emergência, que permitia ao piloto sobrepujar manualmente os controles automáticos de fluxo de combustível para o motor, com o objetivo de proporcionar condições favoráveis ao voo em caso de falha da FCU ou de perda de controle do manete de potência (Figura 5).



Figura 5 - Pedestal de manetes do PS-RJJ.

O manual da aeronave descrevia a diminuição do fluxo de combustível e do torque como sinais característicos de falha ou mau funcionamento da FCU e alertava que movimentos rápidos no manete de potência poderiam ocasionar estol de compressor e valores excessivos de *Inter Turbine Temperature* (ITT - temperatura entre turbinas).

O sistema de controle ambiental do avião era responsável por fornecer climatização, ventilação e pressurização da cabine, por meio da utilização de ar sangrado do motor.

A aeronave possuía um sistema hidráulico que possibilitava a extensão e retração dos trens de pouso. Um reservatório de fluido hidráulico estava localizado no compartimento de bagagens traseiro e continha uma bomba hidráulica que era acionada eletricamente. Essa bomba era de funcionamento reversível, de forma que podia ser comandada em dois sentidos diferentes, um para a extensão e outro para a retração dos trens de pouso.

O sistema de combustível era dotado de dois tanques principais, localizados nas asas, uma bomba de combustível na saída de cada tanque, linhas de suprimento e retorno, além de cinco drenos.

O combustível saía dos tanques das asas simultaneamente e passava pela respectiva bomba. Após as bombas, estavam instalados medidores de pressão. O QAV então passava pelo filtro do sistema e seguia para a bomba de baixa pressão do motor, onde havia mais um medidor de pressão. Finalmente, o combustível era direcionado a um trocador de calor, que era responsável pelo seu aquecimento, e seguia para a bomba de alta pressão do motor, chegando à FCU.

Após a passagem pela FCU, o combustível seguia, por meio de uma tubulação metálica rígida, PN 3033981, para o fluxômetro, componente responsável por medir o fluxo de combustível que estava sendo consumido para que essa informação fosse transmitida ao piloto pelo sistema de aviônicos. Após a passagem pelo fluxômetro, o QAV passava pelo divisor de fluxo e seguia para os bicos injetores na câmara de combustão do motor.

#### **1.7. Informações meteorológicas.**

As condições meteorológicas estavam acima das mínimas para a realização da operação sob as regras do tipo de voo proposto.

#### **1.8. Auxílios à navegação.**

Nada a relatar.

#### **1.9. Comunicações.**

De acordo com as transcrições dos áudios de comunicação entre o PS-RJJ e os órgãos de controle, verificou-se que o PIC manteve contato rádio com o Centro de Controle de Área de Curitiba (ACC-CT).

Não havia gravações do contato do avião com o Controle de Aproximação de Londrina (APP-LO).

As gravações das comunicações registraram que o ACC-CT chamou o PS-RJJ após observar que o avião estava saindo de sua rota planejada e, inicialmente, não obteve resposta.

Em seguida, esse Controle de Área observou que a aeronave estava tomando a proa do Aeródromo de Londrina em descida para níveis de voo mais baixos. Em coordenação por telefone, o APP-LO informou, inicialmente, que não estava em contato com o avião.

O ACC-CT alertou esse Controle de Aproximação que o avião estava voando em direção a SBLO e, após alguns instantes, o PS-RJJ entrou em contato com o Controle de Área, informando que estava em emergência e prosseguia para Londrina, tendo sido orientado a entrar em contato com o APP-LO.

#### **1.10. Informações acerca do aeródromo.**

A falha do motor ocorreu quando a aeronave estava em voo de cruzeiro.

Após a falha, o PIC realizou um pouso de emergência no Aeródromo Governador José Richa (SBLO), Londrina, PR.

O aeródromo era público, administrado pela CCR Aeroportos e operava sob regras de voo visual e por instrumentos, em período diurno e noturno.

A pista era de asfalto, com cabeceiras 13/31, dimensões de 2.100 x 45 m, com elevação de 1.867 ft.

#### **1.11. Gravadores de voo.**

Embora gravadores de voo não fossem requeridos e não estivessem instalados no PS-RJJ, o sistema de aviônicos da aeronave registrava parâmetros do voo em cartões do tipo SD e armazenou dados relativos ao voo no qual ocorreu este incidente, os quais foram extraídos com sucesso.

As informações obtidas davam conta de que, durante o voo de cruzeiro, o *Fuel Flow* (FF - fluxo de combustível) para o motor estava se mantendo estável em torno de 38,20 *Gallons Per Hour* (GPH - galões por hora) com variações de  $\pm 0,15$  GPH.

Às 11h30min04s (UTC), o fluxo de combustível começou a subir lentamente, passando para uma média de 38,70 GPH com variações mais amplas.

Às 11h32min50s (UTC), registrou-se um aumento para 41,83 GPH.

Às 11h43min12s (UTC), esse parâmetro subiu para 51,84 GPH.

Às 11h43min39s (UTC), o fluxo de combustível baixou para 41,61 GPH, valor acima da média registrada anteriormente no voo de cruzeiro. Destaca-se que, durante todo o voo de cruzeiro, a altitude e a temperatura do ar externo mantiveram-se constantes.

Às 11h47min17s (UTC), quando a aeronave sobrevoava o município de Cornélio Procópio, PR, o valor de torque do motor começou a diminuir de 1.166 ft.lbs até atingir 35 ft.lbs, em um intervalo de 43 segundos.

Às 11h48min54s (UTC) foi registrado um pico no fluxo de combustível, cujo valor atingiu de 65,59 GPH. Deste ponto até o final do voo, os valores diminuíram para uma média de 7,48 GPH.

Antes da falha, ainda durante o voo de cruzeiro, o valor de ITT estava em torno de 757°C. Após a falha do motor, a temperatura diminuiu para 491°C e, logo após, aconteceram dois picos: um de 1.061°C e outro de 1.046°C, já durante a descida.

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

Nada a relatar.

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

##### **1.13.1. Aspectos médicos.**

Nada a relatar.

##### **1.13.2. Informações ergonômicas.**

Nada a relatar.

##### **1.13.3. Aspectos Psicológicos.**

Nada a relatar.

#### **1.14. Informações acerca de fogo.**

Não houve evidência de fogo em voo ou após a parada da aeronave.

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

Nada a relatar.

### 1.16. Exames, testes e pesquisas.

Com a finalidade de identificar os fatores que contribuíram para a falha vivenciada, o motor e seus componentes foram submetidos a exames e testes laboratoriais.

O propulsor encontrava-se com a seção de potência travada. Constatou-se que houve roçamento entre as extremidades das palhetas do segundo estágio da turbina de potência e o anel de vedação, sinais compatíveis com uma condição de interferência entre essas partes do motor.

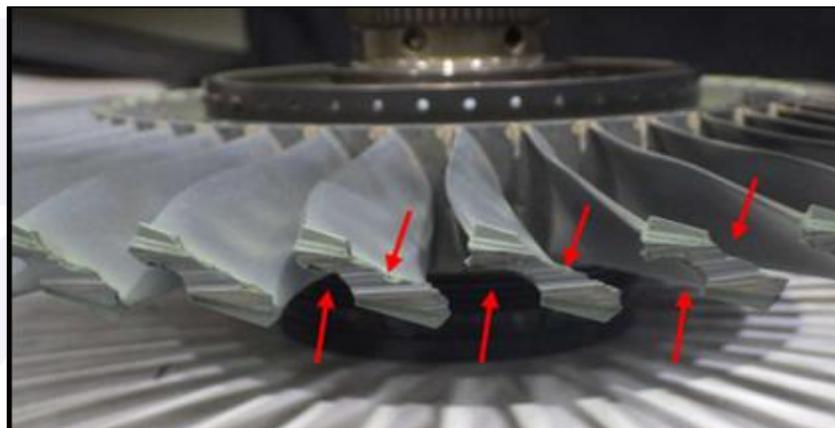


Figura 6 - Palhetas da turbina de potência com marcas de roçamento.

Os sensores de ITT, bem como a própria turbina de potência, apresentavam danos, deformações e coloração compatíveis com uma exposição ao calor excessivo.

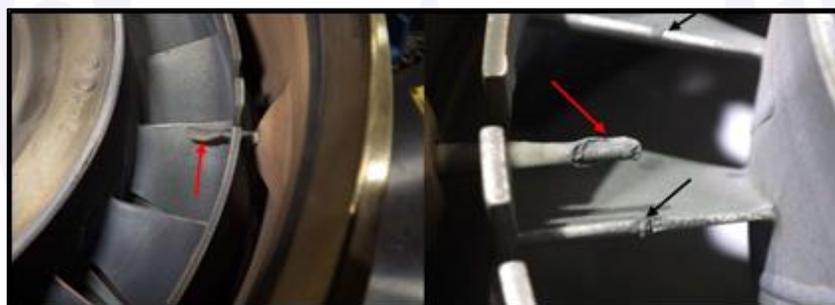


Figura 7 - Sensores de temperatura entre turbinas com deformações compatíveis com exposição a altas temperaturas.



Figura 8 - Turbina com coloração compatível com uma exposição a altas temperaturas.

Não havia partículas metálicas nos ímãs dos detectores de limalha da caixa de redução e da caixa de acessórios, tampouco no filtro de óleo principal do motor.



Figura 9 - Detectores de limalha da caixa de redução (à esquerda) e da caixa de acessórios (à direita).



Figura 10 - Filtro de óleo do motor.

O filtro de combustível não apresentava sinais de contaminação do QAv.



Figura 11 - Filtro de combustível.

A FCU foi testada em bancada e durante esse teste observou-se pequenos desvios em relação aos parâmetros definidos no manual do fabricante, os quais não comprometiam o desempenho dessa unidade.

O exame das conexões das linhas pneumáticas do motor permitiu constatar que todas elas estavam frenadas e com os torques corretamente aplicados.

No entanto, durante a verificação da tubulação de combustível PN 3033981, constatou-se um vazamento na extremidade em que ela se conectava ao *fuel flow meter*, região onde foi encontrada uma trinca.



Figura 12 - Trinca na tubulação de combustível.

Esse componente foi desmontado para ser encaminhado para exames laboratoriais. Durante a desmontagem, constatou-se um desalinhamento entre a tubulação e sua respectiva conexão com a FCU, extremidade oposta à região onde a fratura foi encontrada.

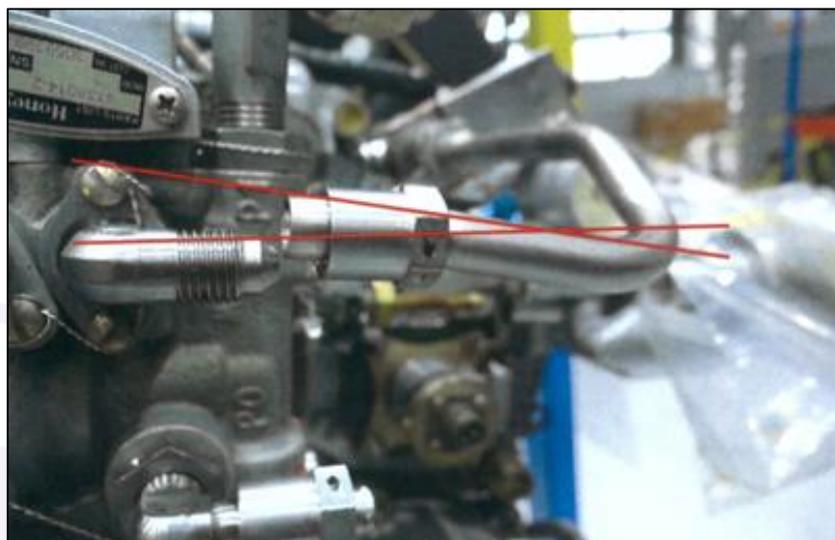


Figura 13 - Desalinhamento entre a tubulação de combustível e sua respectiva conexão com a FCU.

Os exames laboratoriais realizados na tubulação PN 3033981 mostraram que a fratura encontrada na extremidade de conexão com o *fuel flow meter* se propagou por, aproximadamente, 150° em torno da circunferência do tubo.

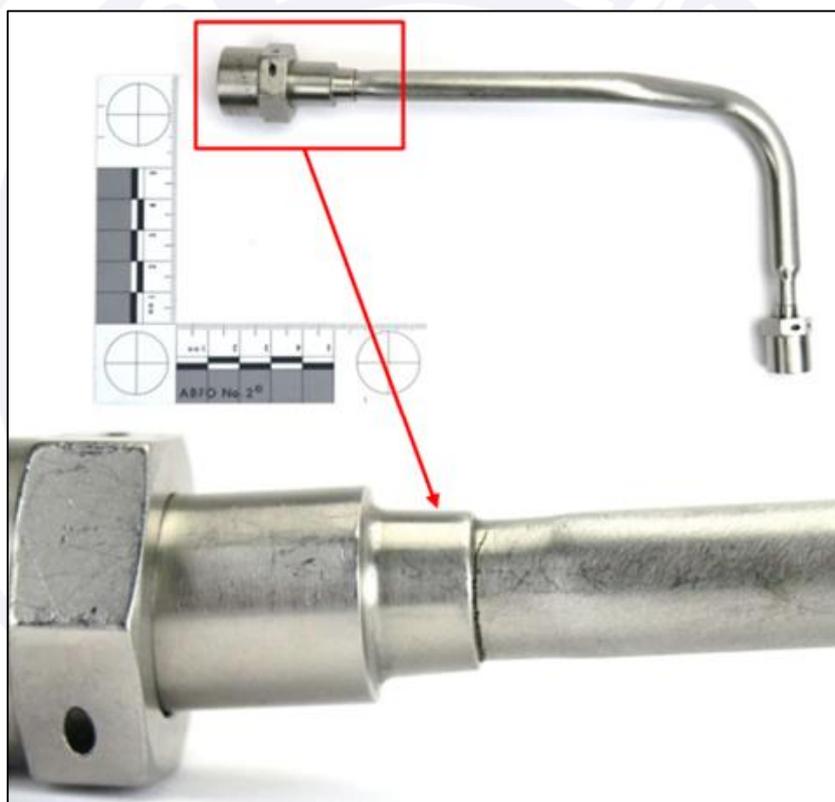


Figura 14 - Detalhe da fratura encontrada na tubulação de combustível.

A fratura ocorreu em apenas uma das semicircunferências da tubulação, condição compatível com uma situação de tensão no tubo numa direção específica.

A região fraturada foi seccionada e examinada ao microscópio em laboratório.

As setas amarelas nas Figuras 15 e 16 mostram múltiplas marcas de catraca (*ratchet marks*) que indicavam diferentes pontos de origem para a fratura, condição compatível com uma falha que teve início em uma região de concentração de tensão.

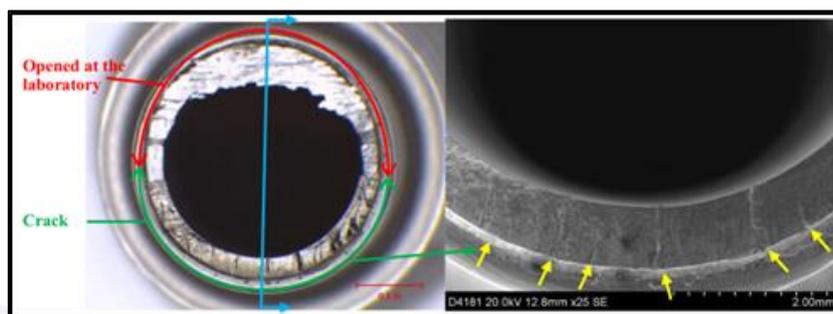


Figura 15 - Imagem dos exames da fratura em laboratório.

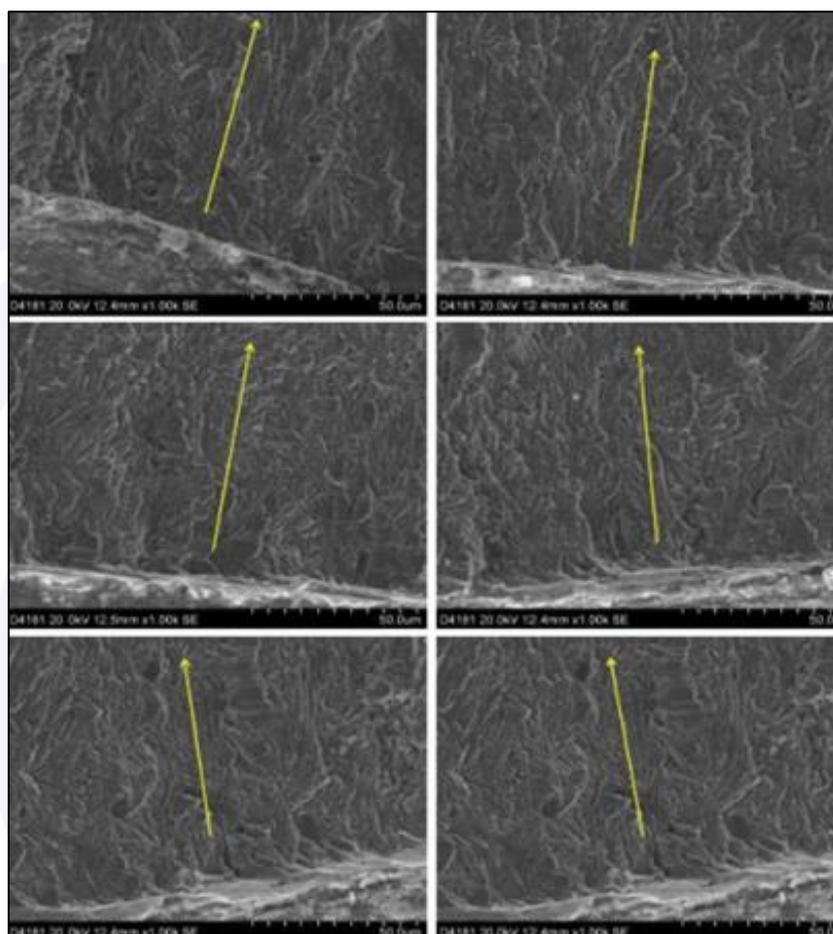


Figura 16 - Imagem dos exames da fratura ao microscópio.

A fratura propagou-se pela secção transversal da tubulação. A imagem produzida durante os exames ao microscópio indicou tensões cíclicas relativamente baixas, condizentes com um processo de *High Cycle Fatigue* (HCF - fadiga por alto ciclo).

Os exames metalográficos não revelaram anomalias de material na região da fratura.

As medições realizadas na tubulação mostraram que as dimensões do componente estavam de acordo com as especificações do fabricante, exceto por uma deformação encontrada no arco de metal (*ferrule*) da extremidade mais próxima à FCU (extremidade oposta àquela na qual foi encontrada a fratura).



Figura 17 - Deformação na extremidade da tubulação de combustível próxima à conexão com a FCU.

O ângulo da deformação encontrada ( $\alpha$  na Figura 18) foi estimado em  $5,62^\circ$ .

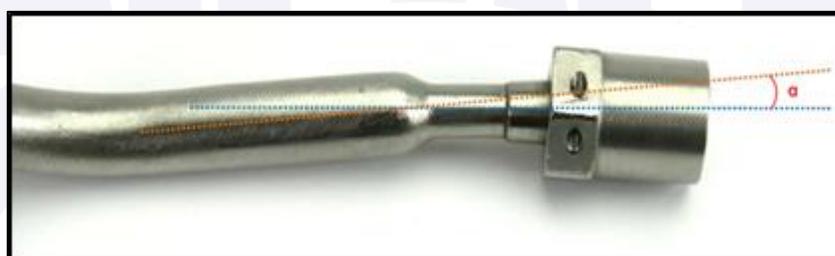


Figura 18 - Ângulo da deformação ( $\alpha$ ).

Essa deformação era condizente com uma situação geradora de tensão na tubulação que poderia desencadear um processo de fadiga por alto ciclo (HCF).

Dessa forma, concluiu-se que a condição encontrada (fratura na tubulação de combustível) propiciou o vazamento de QAV e comprometeu o funcionamento do motor em voo.

Os exames concluíram, ainda, que o roçamento de palhetas da turbina de potência e o travamento do motor ocorrido era condizente com um resfriamento e contração desproporcionais das partes metálicas, situação característica de um apagamento repentino do propulsor em voo.

Ressalta-se que, nessa situação, as partes externas do motor tendem a resfriar-se e contrair-se mais rapidamente do que as partes internas, em virtude do contato com o ar exterior.

Não foi possível determinar a origem do processo de concentração de tensão que desencadeou o ciclo de fadiga HCF e a conseqüente trinca encontrada na tubulação de combustível PN 3033981.

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

Nada a relatar.

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

Tratava-se de um voo privado, conduzido sob os requisitos estabelecidos pelo Regulamento Brasileiro da Aviação Civil (RBAC) nº 91, Emenda 03, que tratava dos Requisitos Gerais de Operação para Aeronaves Civis.

A rota pretendida, conforme plano de voo sob *Instrument Flight Rules* (IFR - regras de voo por instrumentos), previa a decolagem de SDEN e ascensão para o FL 280, com destino a SWPY.

O avião estava dentro dos limites de peso e balanceamento.

A aeronave apresentou desempenho normal durante a decolagem, subida e nivelamento. O PIC relatou ter notado variações no fluxo de combustível do motor quando nivelado no FL 280, momento em que fez um registro de imagem dos valores apresentados no painel do avião (Figura 19).



Figura 19 - Imagens colhidas pelo PIC após o nivelamento mostrando indicações de fluxo de combustível em dois momentos distintos nos destaques em vermelho.

Aproximadamente cinco minutos após esse registro, o motor apresentou problemas de desempenho e falhou. De acordo com a declaração do PIC, após perceber a queda de fluxo de combustível associada à diminuição do torque do motor, ele atuou no manete MOR a fim de tentar reestabelecer a potência. Posteriormente, o piloto realizou o procedimento de partida do motor em voo sem obter sucesso em qualquer desses procedimentos.

Na sequência, aeronave começou a perder a pressurização da cabine.

Diante dessas condições, o PIC iniciou uma descida em emergência, dirigindo-se para o Aeródromo de Londrina. Durante a descida, ele informou ao ACC-CT que estava em emergência devido à falha do motor.

De acordo com o PIC, não foi necessário utilizar máscara de oxigênio. Entretanto, ele não soube informar qual foi a altitude máxima que a cabine da aeronave atingiu durante o procedimento de descida em emergência.

A aeronave aterrissou em SBLO às 12h01min59s (UTC) sem quaisquer danos decorrentes do pouso em emergência.

Após o pouso, foi observado acúmulo de combustível (QAv) no interior da carenagem do motor, bem como no piso do local de estacionamento, conforme observado na imagem abaixo (Figura 20).



Figura 20 - Aeronave após o pouso em SBLO.

### 1.19. Informações adicionais.

Nada a relatar.

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

Não houve.

## 2. ANÁLISE.

Tratava-se de um voo privado, conduzido sob os requisitos estabelecidos pelo RBAC 91, Emenda 03, entre os Aeródromos SDEN e SWPY, no qual havia apenas o piloto a bordo.

Tendo em vista o relato do PIC de que observou variações no fluxo de combustível do motor quando nivelado no FL 280, que aproximadamente cinco minutos após realizar um registro fotográfico dessas oscilações o motor falhou, assim como o fato de os dados extraídos do sistema G3000 mostrarem que o fluxo de combustível havia baixado para 7,5 GPH e o torque para 35 ft.lbs, parâmetros que confirmavam uma pane no propulsor, as investigações se concentraram neste componente.

Durante os exames dos componentes internos do motor, constatou-se que houve roçamento entre as extremidades das palhetas do segundo estágio da turbina de potência e o anel de vedação, sinais compatíveis com uma condição de interferência entre essas partes do propulsor.

Além disso, havia evidências de sobre temperatura, particularmente devido às deformações existentes nos sensores de ITT e à coloração observada no interior das turbinas.

Acredita-se que o travamento da seção de potência e os danos por sobre temperatura foram efeitos secundários do apagamento do motor em voo.

Particularmente no que concerne ao roçamento de palhetas da turbina de potência e ao seu posterior travamento, quando ocorreu o apagamento do motor em voo, a sua seção quente não resfriou da forma que deveria, como acontece durante um corte normal. Conseqüentemente, o calor acumulado manteve o conjunto da turbina em estado de expansão durante maior tempo em comparação com as partes adjacentes mais próximas da carcaça externa do motor, que se contraía, resultando no contato entre essas partes e nos danos observados.

Considerando que o manual da aeronave alertava acerca da possibilidade de que movimentos rápidos no manete MOR ocasionassem valores excessivos de ITT e que o

PIC informou ter operado esse comando na sua tentativa inicial de restabelecer a potência, em associação aos picos de fluxo (65,59 GPH) e ITT (1.061°C) gravados pelo G3000 após a falha do motor, concluiu-se que tais extremos foram o resultado da ação adotada pelo piloto no momento da emergência vivenciada.

Dessa forma, uma inadequação no uso dos comandos, especificamente no que se refere à movimentação do manete MOR, resultou em danos que impediriam a retomada do controle do motor, devido ao travamento ocorrido, caso a pane tivesse origem nos controles automáticos de fluxo de combustível, o que agravou as consequências da falha ocorrida.

No entanto, os exames conduzidos nos componentes externos do propulsor revelaram que a perda de potência quando o avião estava em voo normal de cruzeiro se deu em razão de um vazamento na tubulação de combustível PN 3033981 que ligava a FCU ao *fuel flow meter*.

Assim, cabe salientar que não havia como o piloto saber que as dificuldades vivenciadas não estavam relacionadas aos controles automáticos de fluxo de combustível e que as ações por ele adotadas não permitiriam retomar o controle do motor.

A mencionada tubulação foi analisada em laboratório e os exames demonstraram a presença de uma trinca, na extremidade mais próxima do fluxômetro, a qual estava concentrada em apenas uma das semicircunferências do tubo, com múltiplas marcas de catraca (*ratchet marks*), características compatíveis com uma falha que teve início em uma região de concentração de tensão em uma direção específica e propagou-se por, aproximadamente, 150°, ou seja, praticamente metade de sua circunferência.

Em exames realizados ao microscópio, identificaram-se características condizentes com um processo de fadiga de alto ciclo (HCF), que culminou na falha do material e propiciou o vazamento de combustível observado durante o processo de investigação.

Tendo em vista a proximidade da tubulação fraturada em relação ao filtro de saída de combustível, considerou-se a possibilidade de que a deformação observada no arco de metal (*ferrule*) da extremidade do tubo PN 3033981 mais próxima da FCU tenha sido provocada durante um procedimento de manutenção no mencionado filtro.

Essa deformação, por sua vez, poderia produzir a concentração de tensão e resultar em um processo de fadiga de alto ciclo (HCF) na outra extremidade da tubulação.

O filtro de saída de combustível era objeto de serviços nas inspeções do tipo “Evento 1” e “Evento 2”, realizadas a cada 100 horas de voo.

Segundo os registros de manutenção da aeronave, foram realizados cinco serviços no *Fuel Pump Outlet Filter* do PS-RJJ desde a sua fabricação, sendo quatro enquanto ele operava nos EUA e um, o mais recente, durante o período de operação no Brasil, ocasião na qual o componente foi substituído 46 dias antes do incidente em tela.

Assim, a deformação no arco de metal (*ferrule*) pode ter sido o resultado de um afastamento, intencional ou involuntário, do tubo PN 3033981 durante a execução da manutenção do motor do PS-RJJ.

No entanto, a inexistência de qualquer anotação relacionada a uma condição anormal observada na tubulação PN 3033981 anteriormente à ocorrência em estudo impossibilitou o aprofundamento em relação à qualidade dos serviços executados no avião, seja nos EUA ou no Brasil.

### 3. CONCLUSÕES.

#### 3.1. Fatos.

- a) o piloto estava com o Certificado Médico Aeronáutico (CMA) em vigor;
- b) o piloto estava com as habilitações de Avião Monomotor Terrestre (MNTE) e Voo por Instrumentos - Avião (IFRA) em vigor;
- c) o PIC estava qualificado e possuía experiência no tipo de voo;
- d) a aeronave estava com o Certificado de Verificação Aeronavegabilidade (CVA) válido;
- e) a aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento;
- f) as escriturações das cadernetas de célula, motor e hélice não estavam atualizadas;
- g) as condições meteorológicas estavam acima das mínimas para a realização do voo;
- h) durante o voo de cruzeiro, o PIC observou variações nas indicações de fluxo de combustível;
- i) o motor apresentou problemas de desempenho e falhou;
- j) o PIC relatou que, após perceber a queda de fluxo de combustível associada à diminuição do torque do motor, atuou no manete MOR a fim de tentar reestabelecer a potência;
- k) o PIC informou que, depois de atuar no manete MOR, realizou o procedimento de partida do motor em voo sem obter sucesso em qualquer desses procedimentos;
- l) o PIC iniciou uma descida em emergência e realizou o pouso no Aeródromo de Londrina;
- m) os exames conduzidos durante o processo de investigação revelaram que o motor se encontrava com a seção de potência travada;
- n) constatou-se que houve roçamento entre as extremidades das palhetas do segundo estágio da turbina de potência e o anel de vedação;
- o) os sensores de ITT, bem como a própria turbina de potência, foram encontrados com danos, deformações e coloração compatíveis com a exposição ao calor excessivo;
- p) durante as verificações executadas no sistema de combustível, constatou-se que havia um vazamento na tubulação PN 3033981 na extremidade de conexão com o *fuel flow meter*, região onde foi encontrada uma trinca;
- q) exames laboratoriais realizados na tubulação PN 3033981 constataram que a fratura observada na extremidade de conexão do tubo com o *fuel flow meter* se propagou por, aproximadamente, 150° em torno da circunferência do tubo;
- r) durante a desmontagem desse componente, observou-se um desalinhamento entre o tubo PN 3033981 e sua respectiva conexão com a FCU, extremidade oposta à região onde a fratura foi identificada;
- s) uma deformação foi encontrada no arco de metal (*ferrule*) da extremidade do tubo PN 3033981 mais próxima à FCU (porção oposta àquela na qual foi se observou a fratura);
- t) essa deformação era condizente com uma situação geradora de tensão na tubulação que poderia desencadear um processo de fadiga por alto ciclo (HCF);

- u) a aeronave teve danos restritos às partes internas do motor; e
- v) o PIC saiu ileso.

### 3.2. Fatores contribuintes.

#### - Aplicação dos comandos - contribuiu.

Considerando que o manual da aeronave alertava acerca da possibilidade de que movimentos rápidos no manete MOR ocasionassem valores excessivos de ITT e que o PIC informou ter operado esse comando na sua tentativa inicial de restabelecer a potência, em associação aos picos de fluxo (65,59 GPH) e ITT (1.061°C) gravados pelo G3000 após a falha do motor, concluiu-se que, tais extremos foram o resultado da ação adotada pelo piloto no momento da emergência vivenciada.

Dessa forma, uma inadequação no uso dos comandos, especificamente no que se refere à movimentação do manete MOR, resultou em danos que impediriam a retomada do controle do motor, devido ao travamento ocorrido, caso a pane tivesse origem nos controles automáticos de fluxo de combustível (FCU), o que agravou as consequências da falha ocorrida.

#### - Manutenção da aeronave - indeterminado.

Segundo os registros de manutenção da aeronave, foram realizados cinco serviços no *Fuel Pump Outlet Filter* do PS-RJJ desde a sua fabricação, sendo quatro enquanto ele operava nos EUA e um, o mais recente, durante o período de operação no Brasil, ocasião na qual o componente foi substituído 46 dias antes do incidente em tela.

A deformação observada no arco de metal (*ferrule*), que poderia produzir a concentração de estresse e resultar em um processo de fadiga de alto ciclo (HCF), pode ter sido o resultado de um afastamento, intencional ou involuntário, do tubo PN 3033981 durante a execução da manutenção do motor do PS-RJJ.

### 4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA

Não há.

### 5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.

Nada a relatar.

Em 30 de dezembro de 2024.