

COMANDO DA AERONÁUTICA
CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE
ACIDENTES AERONÁUTICOS



RELATÓRIO FINAL
A-063/CENIPA/2022

OCORRÊNCIA:	ACIDENTE
AERONAVE:	PT-OQR
MODELO:	208
DATA:	11MAI2022



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 PT-OQR, modelo 208, ocorrido em 11MAIO2022, tipificado como “[SCF-PP] Falha ou mau funcionamento do motor”.

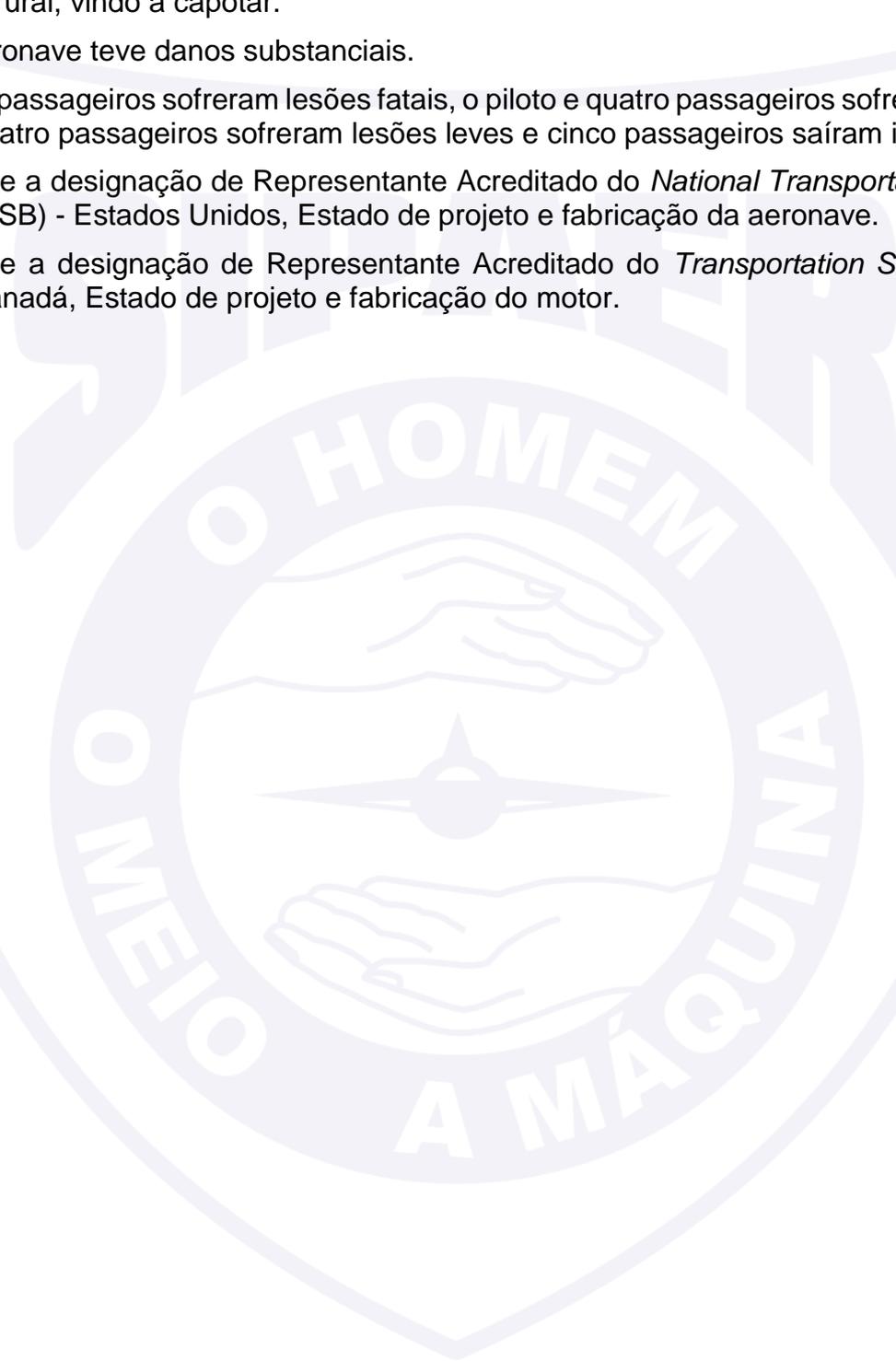
A aeronave apresentou perda de potência e realizou um pouso de emergência em uma área rural, vindo a capotar.

A aeronave teve danos substanciais.

Dois passageiros sofreram lesões fatais, o piloto e quatro passageiros sofreram lesões graves, quatro passageiros sofreram lesões leves e cinco passageiros saíram ilesos.

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

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



ÍNDICE

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS	5
1. INFORMAÇÕES FACTUAIS	6
1.1. Histórico do voo.....	6
1.2. Lesões às pessoas.....	6
1.3. Danos à aeronave.....	6
1.4. Outros danos.....	7
1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.....	7
1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.....	7
1.5.2. Formação.....	7
1.5.3. Categorias das licenças e validade dos certificados e habilitações.....	7
1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.....	7
1.5.5. Validade da inspeção de saúde.....	7
1.6. Informações acerca da aeronave.....	8
1.7. Informações meteorológicas.....	15
1.8. Auxílios à navegação.....	17
1.9. Comunicações.....	17
1.10. Informações acerca do aeródromo.....	17
1.11. Gravadores de voo.....	17
1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.....	17
1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.....	20
1.13.1. Aspectos médicos.....	20
1.13.2. Informações ergonômicas.....	21
1.13.3. Aspectos Psicológicos.....	21
1.14. Informações acerca de fogo.....	21
1.15. Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.....	21
1.16. Exames, testes e pesquisas.....	23
1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.....	28
1.18. Informações operacionais.....	29
1.19. Informações adicionais.....	31
1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.....	33
2. ANÁLISE	33
3. CONCLUSÕES	38
3.1. Fatos.....	38
3.2. Fatores contribuintes.....	39
4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA	39
5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS	40

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS

ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CMA	Certificado Médico Aeronáutico
CIV	Caderneta Individual de Voo
CST	Certificação Suplementar de Tipo
DECEA	Departamento de Controle do Espaço Aéreo
EPL	<i>Emergency Power Lever</i> - manete de potência de emergência
FCU	<i>Fuel Control Unit</i> - unidade de controle de combustível
FOD	<i>Foreign Object Damage</i> - dano causado por objeto estranho
HSI	<i>Hot Section Inspection</i>
IFRA	Habilitação de Voo por Instrumentos - Avião
IS	Instrução Suplementar
ITT	<i>Interstage Turbine Temperature</i> - temperatura entre estágios da turbina
LPQD	Habilitação de Piloto Lançador de Paraquedista
MGSO	Manual de Gerenciamento da Segurança Operacional
MNTE	Habilitação de classe Avião Monomotor Terrestre
OM	Organização de Manutenção
PCM	Licença de Piloto Comercial - Avião
PIC	<i>Pilot in Command</i> - piloto em comando
PN	<i>Part Number</i> - número de peça
POH	<i>Pilot's Operating Handbook</i> - manual de operação da aeronave
PPR	Licença de Piloto Privado - Avião
PSO-BR	Programa Brasileiro para a Segurança Operacional da Aviação Civil
RBAC	Regulamento Brasileiro da Aviação Civil
SDOI	Designativo de localidade - Aeródromo Centro Nacional de Pára-Quedismo, Boituva, SP
SIC	<i>Second in Command</i> - piloto segundo em comando
SIPAER	Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SN	<i>Serial Number</i> - número de série
TSN	<i>Time Since New</i> - tempo desde novo
UTC	<i>Universal Time Coordinated</i> - tempo universal coordenado

1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.

Aeronave	Modelo: 208	Operador: Skydive4fun Serviço Aéreo Especializado Ltda.
	Matrícula: PT-OQR Fabricante: Cessna Aircraft	
Ocorrência	Data/hora: 11MAI2022 - 15:05 (UTC)	Tipo(s): [SCF-PP] Falha ou mau funcionamento do motor
	Local: Área Rural de Boituva Lat. 23°18'34"S Long. 047°42'36"W	
	Município - UF: Boituva - SP	

1.1. Histórico do voo.

A aeronave decolou do Aeródromo Centro Nacional de Pára-Quedismo (SDOI), Boituva, SP, por volta das 15h00min (UTC), a fim de realizar um voo local de lançamento de paraquedistas, com um piloto e quinze passageiros a bordo.

Na subida, houve a perda de potência no motor. O piloto realizou um pouso de emergência em uma área rural.

Durante o pouso, a aeronave colidiu contra um talude e uma cerca, vindo a capotar.



Figura 1 - Aeronave logo após a ocorrência.

1.2. Lesões às pessoas.

Lesões	Tripulantes	Passageiros	Terceiros
Fatais	-	2	-
Graves	1	4	-
Leves	-	4	-
Ilesos	-	5	-

1.3. Danos à aeronave.

A aeronave teve danos substanciais.

Houve a separação do trem de pouso auxiliar, danos no grupo turbopropulsor, na fuselagem, nas asas e na empenagem. O berço do motor despreendeu-se da aeronave e o conjunto girou 90° com relação ao eixo longitudinal.

As asas tiveram danos nos bordos de ataque, no intradorso, no extradorso e nas superfícies de comando.

A fuselagem ficou levemente enrugada e a superfície vertical da empenagem ficou destruída.

1.4. Outros danos.

Houve danos a uma cerca de arame, que foi rompida durante o pouso, e a um fio de telefonia da rede local.

1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.

1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.

Horas Voadas	
Discriminação	PIC
Totais	2.712:39
Totais, nos últimos 30 dias	51:31
Totais, nas últimas 24 horas	05:10
Neste tipo de aeronave	1.861:01
Neste tipo, nos últimos 30 dias	51:31
Neste tipo, nas últimas 24 horas	05:10

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

1.5.2. Formação.

O Piloto em Comando (PIC) realizou o curso de Piloto Privado - Avião (PPR) no Aeroclube de Piracicaba, SP, em janeiro de 2011. Ele obteve a Licença de Piloto Comercial - Avião (PCM) em abril de 2012 e a habilitação de Instrutor de Voo - Avião (INVA) em setembro de 2012.

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.

O PIC realizou instrução para obtenção da concessão inicial de lançamento de paraquedista em 15NOV2016.

Segundo a sua CIV digital, seu primeiro voo em aeronaves modelo 208, da fabricante *Cessna Aircraft*, foi registrado em 23FEV2018. Portanto, ele voava esse modelo de aeronave há mais de 4 anos.

Quanto à habilitação de Piloto Lançador de Paraquedista (LPQD), em virtude da publicação da Emenda 08 do Regulamento Brasileiro da Aviação Civil (RBAC) nº 61, vigente a partir de 08JUN2018, essa habilitação foi extinta e substituída por um endosso para a realização dessas operações, estabelecido nas seções 61.31(g) e (h) do RBAC 61.

O endosso foi regulamentado na Instrução Suplementar (IS) 61-006, conforme texto abaixo:

Regra de transição:

Os pilotos que detinham a habilitação de piloto lançador de paraquedista, que foi extinta por ocasião da Emenda 08 ao RBAC nº 61, consideram-se endossados para realizar operações como piloto lançador de paraquedista.

A Comissão de Investigação concluiu que o piloto estava qualificado e possuía experiência no tipo de voo.

1.5.5. Validade da inspeção de saúde.

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

1.6. Informações acerca da aeronave.

A aeronave, de *Serial Number* (SN - número de série) 20800219, foi fabricada pela *Cessna Aircraft*, em 1992, e estava inscrita na Categoria de Registro de Serviço Aéreo Especializado Público - Paraquedismo (SAE-PQD).

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

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

A última inspeção da aeronave, do tipo “200 horas ou anual”, foi realizada em 11MAR2022 pela Organização de Manutenção (OM) CONAL AVIONICS (COM 9012-08/ANAC), em Sorocaba, SP, estando com 98 horas e 48 minutos voados após a inspeção.

A última inspeção mais abrangente da aeronave, para a obtenção do CVA, foi realizada em 16SET2021 pela OM CONAL AVIONICS (COM 9012-08/ANAC), em Sorocaba, SP, estando com 221 horas e 24 minutos voados após a inspeção.

A maioria das ações de manutenção executadas na aeronave, a partir do mês de maio de 2017, desde as inspeções destinadas à obtenção de CVA e Inspeção Anual de Manutenção (IAM), bem como as demais ações programadas e não programadas, também foram executadas pela OM CONAL AVIONICS (COM 9012-08/ANAC).

A célula da aeronave possuía 9.530 horas e 36 minutos totais de voo, e o seu motor *Pratt & Whitney*, modelo PT6-42A, SN PCE-RM0557, possuía 3.526 horas totais de voo.

Com relação ao tempo em que o motor ficou instalado na aeronave, observou-se a seguinte cronologia das manutenções:

- em 18DEZ2013, o motor foi instalado na aeronave e teve suas inspeções realizadas de acordo com o calendário de inspeções previsto pelo fabricante;
- em 10DEZ2014, com *Time Since New* (TSN - tempo desde novo) de 940 horas de voo totais do motor, a *Fuel Control Unit* (FCU - unidade de controle de combustível) apresentou falhas de funcionamento e teve que ser trocada por outra FCU que tinha o TSN de 266 horas de voo;
- após 119 horas de voo, a FCU que havia sido trocada também apresentou falhas e teve que ser substituída por uma terceira FCU, em 31JAN2015;
- em 07FEV2015, com TSN de 1.059 horas e 24 minutos de voo, a aeronave apresentou problemas novamente no sistema de combustível e passou por uma manutenção não programada, quando houve a remoção e teste dos seguintes componentes do motor: FCU, bomba de combustível e troca da *Flow Divider*, além de terem sido substituídos 14 bicos injetores;
- em 13MAR2015, com TSN de 1.114 horas e 30 minutos de voo, o motor da aeronave foi removido e enviado para a empresa *Pratt & Whitney Engine Services, Inc.* (COM 9907-07/ANAC), para inspeção da seção quente do motor. Nessa ação de manutenção, não foram registradas trocas de componentes do motor;
- em 19SET2017, com TSN de 2.042 horas de voo, foi realizada uma inspeção boroscópica na parte quente do motor, pela empresa *Air Turbine Aviation* (COM 0903-41/ANAC), sendo encontrado queimadura, erosão e perda de material nos *cooling rings*, com valores fora dos limites aceitáveis permitidos na *outer liner* da câmara de combustão, além de ter sido encontrada erosão, perda de material e trinca acima do limite permitido no *small duct*, sendo recomendada a realização de uma inspeção do tipo *Hot Section Inspection* (HSI) e/ou substituição das partes afetadas;

- em 06OUT2017, com TSN de 2.049 horas e 36 minutos, o motor foi removido e enviado para a empresa *Pratt & Whitney Canada* do Brasil (COM 0002-03/ANAC), para realização da inspeção HSI, sendo realizado serviço para substituição do conjunto estator do compressor;
- em 28OUT2019, com TSN de 2.989 horas de voo, durante uma boroscopia da seção quente do motor, foi constatada a presença de trincas na *inner* e *outer liners* da câmara de combustão do motor, conforme Figuras 2 e 3 do reporte técnico da empresa *Pratt & Whitney Canada* do Brasil;



Figura 2 - Imagem boroscópica da *outer liner* da câmara de combustão do motor em 28OUT2019.

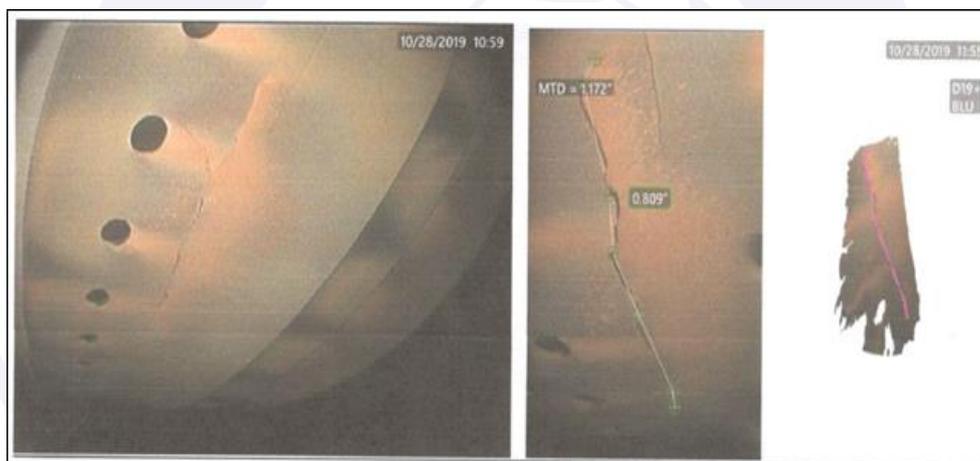


Figura 3 - Imagem boroscópica da *inner liner* da câmara de combustão do motor em 28OUT2019.

- em 17DEZ2019, com TSN de 3.017 horas e 36 minutos de voo, foi executada a troca da *inner line* e *outer liner* da câmara de combustão do motor;
- em 23MAR2020, com TSN de 3.092 horas e 18 minutos de voo, o motor da aeronave foi removido e enviado para a empresa *Pratt & Whitney Canada* do Brasil, para inspeção, sendo realizado reparo na estatora do compressor, bem como teste em banco de provas;
- em 18JUN2021, com TSN de 3.218 horas e 36 minutos de voo, foi realizada uma boroscopia no motor, na OM CONAL AVIONICS, ocasião em que foi verificada a presença de trincas na câmara de combustão, bem como marcas de queimadura, erosão e perda de material em algumas estadoras (Figura 4). Não foi fornecido à Comissão de Investigação o laudo da boroscopia realizado à época, assim como o laudo não foi inserido nas cadernetas da aeronave;



Figura 4 - Marcas de trinca na câmara de combustão e marcas de queimadura, erosão e perda de material em uma *blade* estatora do motor.

- em 16SET2021, com TSN de 3.304 horas e 36 minutos de voo, foi realizada nova boroscopia no motor (86 horas de voo após a última boroscopia) na OM CONAL AVIONICS. Ressalta-se que também não foi fornecido à Comissão de Investigação o laudo dessa boroscopia realizada à época, bem como tal laudo não foi inserido nas cadernetas da aeronave;
- em 14DEZ2021, com TSN de 3.316 horas e 24 minutos de voo, a aeronave entrou em manutenção para pesquisa de pane, relacionada à estol de compressor, na OM CSA - Centro de Serviços Aeronáuticos Ltda. (COM 1303-61/ANAC), sendo realizado reparo e ajustes gerais no motor, bem como substituição de estatoras da turbina do compressor, *inner liner* da câmara de combustão, *outer liner* da câmara de combustão, *spacer oil slinger*, troca de 36 *blades* do segundo estágio do compressor, troca de 36 *blades* do terceiro estágio do compressor e substituição de ambas as *bleed valves*. Além disso, foi realizado um cheque de performance em banco de provas;
- em 06JAN2022, com TSN de 3.328 horas e 48 minutos de voo, houve a troca da FCU do motor na OM CONAL AVIONICS, sendo instalada uma FCU com TSN de 3.909 horas e 54 minutos de voo, além de ter sido realizada a inspeção de pré-compra da aeronave; e
- por fim, em 10MAR2022, o motor da aeronave estava com 3.427 horas e 12 minutos totais de voo e foi removido para realização de teste em banco de prova na OM CSA - Centro de Serviços Aeronáuticos Ltda., sendo realizada a substituição da *Gearshaft Drive* da *Accessory Gearbox* e *Wiring Harness*.

Com relação à manutenção programada do sistema de sobrepujamento manual da FCU, segundo o manual de manutenção da *Pratt & Whitney Canada, Part Number* (PN - número de peça) 3021442, a cada 200 horas de voo, para as aeronaves equipadas com esse sistema, como o PT-OQR, era necessário realizar uma inspeção para checagem do sobrepujamento manual da FCU para operação estática.

Nesse sentido, foi possível constatar que essas manutenções foram realizadas de acordo com as orientações do fabricante, desde a instalação do motor na aeronave.

Quanto ao diário de bordo, não havia registro dos pilotos que operaram a aeronave com informações sobre as discrepâncias encontradas em voo.

Quanto à operação dos manetes, tal motor era operado normalmente através de um *Power Lever* (manete de potência), um *Propeller Control Lever* (manete de hélice) e um *Fuel Condition Lever* (manete de combustível). Além desses manetes, havia ainda o *Emergency Power Lever* (EPL - manete de emergência), que era utilizado para sobrepujamento manual da FCU (Figura 5).



Figura 5 - Quadrante de manetes do PT-OQR após o acidente, com destaque para o EPL.

O EPL era um componente de segurança que equipava algumas aeronaves com motores turboélice, como o PT-OQR. Sua principal função era fornecer um controle manual do fluxo de combustível do motor em emergências, quando o controle automático não estivesse disponível ou em caso de falha.

O *Pilot's Operating Handbook* (POH - manual de operação da aeronave) trazia a seguinte informação com relação ao uso do EPL:

EMERGENCY POWER LEVER (Continued)

Operation of the EMERGENCY POWER Lever is prohibited with the primary power lever out of the IDLE position. The EMERGENCY POWER Lever overrides normal fuel control functions and results in the direct operation of the fuel metering valve. The EMERGENCY POWER Lever will override the automatic fuel governing and engine acceleration scheduling controlled during normal operation by the primary power lever.

CAUTION

Inappropriate use of the EMERGENCY POWER Lever may adversely affect engine operation and durability. Use of the EMERGENCY POWER Lever during normal operation of the power lever may result in engine surges, or exceeding the ITT, NG, and torque limits.

CAUTION

The EMERGENCY POWER Lever and its associated manual override system are considered to be an emergency system and should be used only in the event of a fuel control unit malfunction.

No tocante à configuração da aeronave, em 20JUN2011, sua célula passou por uma grande modificação, sendo realizada a mudança da configuração para o transporte e lançamento de paraquedistas.

Nessa modificação, na parte externa da aeronave, foram instalados, estribo, balaústre, alças externas do lado esquerdo da aeronave e porta corrediça para abertura vertical.

No interior da cabine foram instalados corrimãos, alça para retenção de *static lines*, lâmpadas de indicação das fases de lançamento, placares com instrução e quatorze cintos de segurança para paraquedistas sentados no assoalho, conforme Figura 6.

Modificação da configuração interna da aeronave para o transporte e lançamento de paraquedistas, de acordo com a Lista Mestra dos Documentos Técnicos No. JNP/OQR-1010, Rev. 2, de 10 jan. 2011, conforme abaixo:

- 1 - Instalação de estribo, balaústre e alças externas do lado esquerdo.
- 2 - Instalação de porta corrediça para abertura na vertical.
- 3 - Instalação no interior da cabine de corrimãos, alça para retenção das "static lines", lâmpadas de indicação das fases de lançamento, placares com instruções e quatorze (14) cintos de segurança para paraquedistas sentados no assoalho.

Figura 6 - Descrição do trabalho executado na grande modificação da célula (SEGVOO 001).

Embora houvesse apenas 14 cintos de segurança para paraquedistas na cabine, o assento dianteiro direito era disponibilizado para paraquedistas, de forma que poderiam ser levados 15 paraquedistas mais um piloto a bordo, conforme Figura 7, registrado no manual de voo suplemento H.20-1587-0/ANAC/2011, SEGVOO 001, emitido em 20JUN2011.

"O NÚMERO MÁXIMO DE OCUPANTES É
DE UM PILOTO E QUINZE PARAQUEDISTAS"
"É OBRIGATÓRIO O USO DE CINTO DE SEGURANÇA
POR TODOS OS OCUPANTES"

Figura 7 - Marca de sinalização obrigatória a ser instalada na aeronave, segundo o manual de voo suplemento H.20-1587-0/ANAC/2011.

A instalação do sistema para lançamento de paraquedistas foi realizada de acordo com a Lista Mestra de Documentos Técnicos JNP/OQR-1010 de 10OUT2010.

Não foi encontrado na parte III das cadernetas de célula registro de grande modificação/reparo para adaptação da aeronave para transporte e lançamento de paraquedistas.

Após essa data, não foi realizado mais qualquer procedimento administrativo para modificação da configuração da aeronave, sendo possível constatar no banco de dados da ANAC apenas o processo H.20-1587-0, referente à modificação inicial da aeronave para transporte e lançamento de paraquedistas.

No voo do acidente, foi possível observar que o PT-OQR possuía dois bancos para os paraquedistas, instalados no sentido longitudinal da aeronave, conforme Figura 8.



Figura 8 - Configuração interna da aeronave para transporte e lançamento de paraquedistas no voo do acidente.

Existia apenas um assento disponível para o piloto, não havendo outro assento na posição de *Second in Command* (SIC - piloto segundo em comando).

Além disso, foi possível verificar que os cintos dos paraquedistas estavam fixados ao assoalho da aeronave, em apenas uma das laterais dos bancos, conforme Figura 9.



Figura 9 - Em destaque, o posicionamento dos cintos de segurança fixados ao assoalho em apenas um lado dos assentos (lados mais externos da cabine de carga).

Com relação à atualização da configuração interna da aeronave, em 10MAR2022, foi publicada uma emenda na Certificação Suplementar de Tipo (CST) nº 2021S09-06, emitida pela ANAC, visando incluir a aeronave PT-OQR na lista de aeronaves autorizadas a realizar as modificações contidas na Lista Mestra de Documentos Técnicos nº JA-408-1000, Rev. 7, de 24JAN2022, emitida pela empresa Jazz Engenharia Aeronáutica Ltda. (COM nº 2003-32/ANAC).

Em 15MAR2022, foi reemitido junto à ANAC o suplemento nº H.02-5037-0/ANAC/2021, contendo as informações necessárias para a operação em caso de instalação dos bancos destinados à acomodação dos paraquedistas, de forma a incluir a aeronave PT-OQR nessa documentação.

Essa atualização referia-se à instalação de porta rolante, bancos destinados à acomodação de paraquedistas, um adaptador de energia, corrimãos laterais para apoio de mão dos paraquedistas, estribo e pegadores externos à aeronave para apoio dos paraquedistas em saltos conjugados, luzes e alertas sonoros de instrução aos paraquedistas e um revestimento em espuma flexível de polietileno no piso e sobre os bancos da aeronave.

Ainda, em 15MAR2022, foi registrada uma carta de autorização para que a OM CONAL AVIONICS (COM nº 9012-08/ANAC) pudesse utilizar o CST acima mencionado, relativo à certificação de alteração da configuração da aeronave para lançamento de paraquedistas.

Dessa forma, observou-se que, embora toda a documentação tenha sido apresentada para que a aeronave PT-OQR pudesse realizar a alteração da configuração, não houve a efetiva incorporação da modificação nos registros da aeronave.

Não foram apresentados à Comissão de Investigação documentos que comprovassem a efetiva incorporação de alteração da configuração da aeronave, bem como não foi registrado em qualquer documento de manutenção a mudança na configuração para lançamento de paraquedistas.

Além disso, a lista de grandes modificações de 17MAIO2022, confeccionada após o acidente, também não continha a modificação para a instalação dos bancos dos paraquedistas.

Com relação aos cintos de segurança dos paraquedistas, não havia um programa de manutenção específico em virtude da grande modificação realizada em 2011. Não foram encontrados registros nas cadernetas de célula da aeronave, referentes às manutenções específicas dos itens instalados na modificação.

Quanto às orientações do fabricante para as aeronaves sem a modificação, foi possível verificar que a tarefa de manutenção *task* 25-21-00-220, que tratava sobre a inspeção detalhada dos assentos dos passageiros, estava inserida no documento de inspeção nº 10 (*inspection document* 10), do manual de manutenção das aeronaves modelo 208 da *Cessna Aircraft*. Essa inspeção deveria ser realizada a cada 800 horas de voo ou 24 meses de calendário, o que ocorresse primeiro (Figura 10).

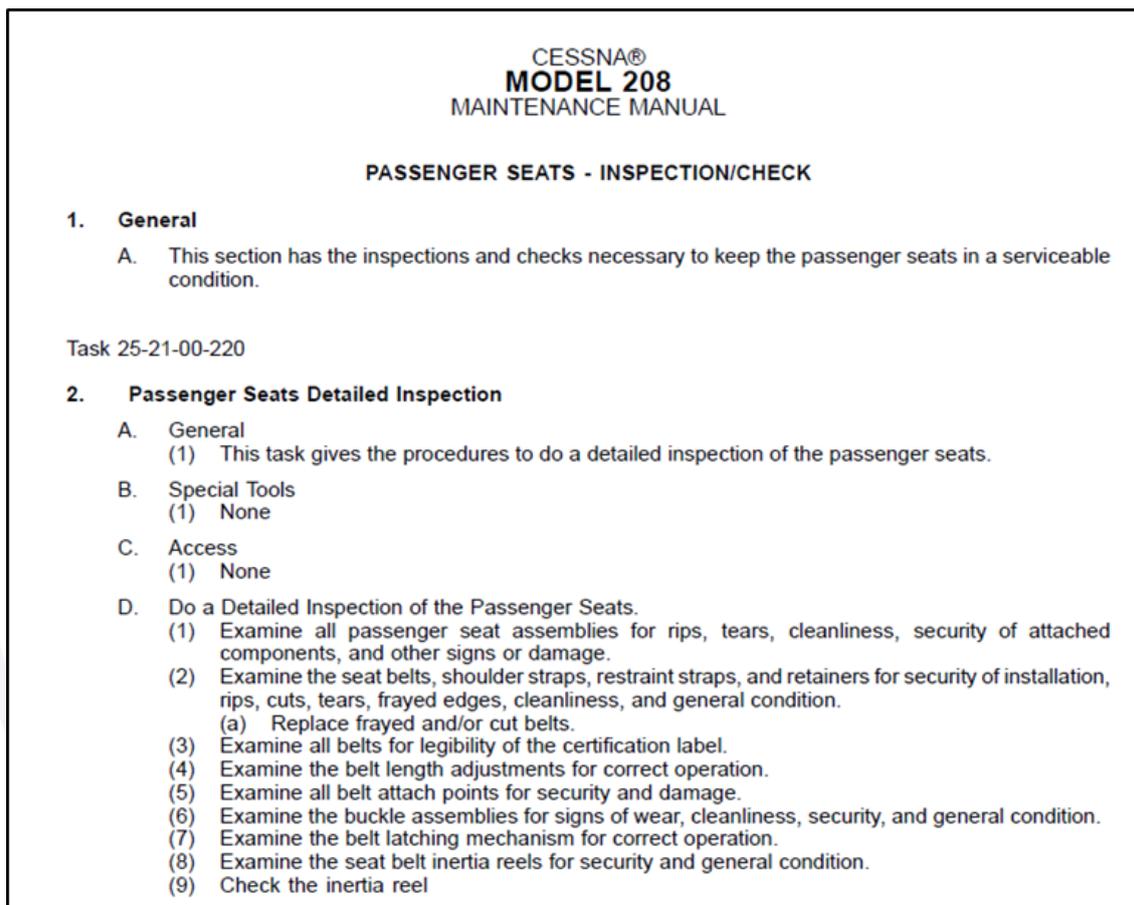


Figura 10 - Tarefa relativa à inspeção dos cintos dos passageiros, prevista no *inspection document* 10, do manual de manutenção da aeronave.

A última inspeção relativa ao *inspection document* 10 foi registrada em 16SET2021, com 9.309 horas e 12 minutos de voo totais de célula, 221 horas e 24 minutos antes do acidente.

No que se refere à inspeção detalhada dos trilhos do assento e sua estrutura de fixação, foi possível verificar que estava inserida no documento de inspeção nº 15 (*inspection document* 15) do manual de manutenção das aeronaves modelo 208 da *Cessna Aircraft* e que deveria ser realizada com 7.500 horas de voo e, após, a cada 2.500 horas de voo.

A última inspeção relativa ao *inspection document* 15, para verificação dos trilhos dos assentos e estruturas de fixação, foi registrada em 23JUN2016, com 7.499 horas e 24 minutos de voo totais de célula.

Com relação à proteção estrutural dos ocupantes de uma aeronave, o RBAC 23, EMD nº 64, aprovado pela resolução nº 524, de 02AGO2019, seção 23.2270 *Emergency conditions*, trazia as informações contidas nas Figuras 11 e 12.

STRUCTURAL OCCUPANT PROTECTION	PROTEÇÃO ESTRUTURAL DOS OCUPANTES
<p>23.2270 Emergency conditions.</p> <p>(a) The airplane, even when damaged in an emergency landing, must protect each occupant against injury that would preclude egress when:</p> <p>(1) Properly using safety equipment and features provided for in the design;</p> <p>(2) The occupant experiences ultimate static inertia loads likely to occur in an emergency landing; and</p> <p>(3) Items of mass, including engines or auxiliary power units (APUs), within or aft of the cabin, that could injure an occupant, experience ultimate static inertia loads likely to occur in an emergency landing.</p>	<p>23.2270 Condições de emergência.</p> <p>(a) O avião, mesmo quando danificado em um pouso de emergência, deve proteger cada ocupante contra lesões que impediriam a evacuação quando:</p> <p>(1) Usar corretamente o equipamento de segurança e os recursos previstos no projeto;</p> <p>(2) O ocupante experimentar as cargas estáticas finais de inércia prováveis de ocorrerem em um pouso de emergência; e</p> <p>(3) Itens de massa, incluindo motores ou unidades de potência auxiliar (APUs), dentro ou atrás da cabine, que possam ferir um ocupante, quando experimentando as cargas finais de inércia prováveis de ocorrerem em um pouso de emergência.</p>

Figura 11 - RBAC 23, EMD nº 64, seção 23.2270.

<p>(b) The emergency landing conditions specified in paragraph (a)(1) and (a)(2) of this section, must:</p> <p>(1) Include dynamic conditions that are likely to occur in an emergency landing; and</p> <p>(2) Not generate loads experienced by the occupants, which exceed established human injury criteria for human tolerance due to restraint or contact with objects in the airplane.</p> <p>(c) The airplane must provide protection for all occupants, accounting for likely flight, ground, and emergency landing conditions.</p> <p>(d) Each occupant protection system must perform its intended function and not create a hazard that could cause a secondary injury to an occupant. The occupant protection system must not prevent occupant egress or interfere with the operation of the airplane when not in use.</p>	<p>(b) As condições de pouso de emergência especificadas no parágrafo (a)(1) e (a)(2) desta seção, devem:</p> <p>(1) Incluir condições dinâmicas que são prováveis de ocorrer em um pouso de emergência; e</p> <p>(2) Não gerar cargas experimentadas pelos ocupantes, que excedam aos critérios de ferimentos que um ser humano suporta, devido às contenções ou contato com objetos no avião.</p> <p>(c) O avião deve prover proteção para todos ocupantes, levando em conta as condições prováveis de voo, solo e pouso de emergência.</p> <p>(d) Cada sistema de proteção do ocupante deve exercer sua função pretendida e não criar um perigo que poderia causar um ferimento secundário em um ocupante. O sistema de proteção do ocupante não deve impedir a saída do ocupante ou interferir com a operação do avião quando não estiver em uso.</p>
--	---

Figura 12 - RBAC 23, EMD nº 64, seção 23.2270 (continuação).

1.7. Informações meteorológicas.

Os *Meteorological Aerodrome Reports* (METAR - reporte meteorológico de aeródromo) do Aeródromo de Sorocaba (SDCO), SP, distante 15 NM do local do acidente, traziam as seguintes informações:

METAR SDCO 111400Z 36005KT 330V040 9999 FEW020 BKN080 22/17 Q1017=

METAR SDCO 111500Z 34010KT 310V010 9999 FEW030 BKN080 23/16 Q1016=

METAR SDCO 111600Z 34010KT 9999 FEW030 BKN080 23/17 Q1015=

Às 15h00min (UTC), havia poucas nuvens a 3.000 ft, teto a 8.000 ft, vento variando entre 310° e 010° e visibilidade maior que 10 km em SDCO.

Pôde-se observar a presença de nuvens mais densas refletidas no radar, à leste e ao sul de Boituva, SP, conforme imagem radar Maxxcappi de 11MAIO2022, das 15h07min (UTC), Figura 13.

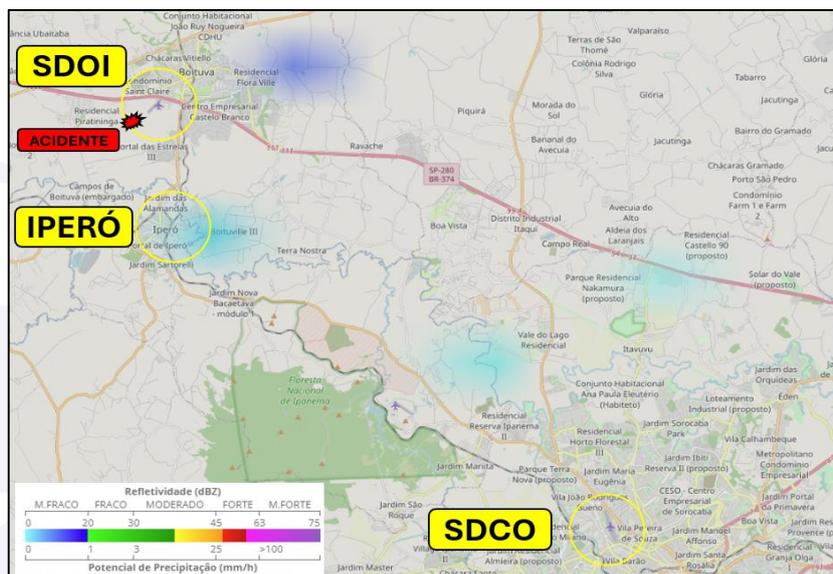


Figura 13 - Imagem radar Maxxcappi de 11MAIO2022, às 15h07min (UTC).

Fonte: adaptado de <https://www.redemet.aer.mil.br/>.

Na Figura 14, é possível observar as informações da estação pluviométrica automática [A713] da cidade de Iperó, SP, distante 3 NM do local do acidente.

Data	Hora	Temperatura (°C)			Umidade (%)			Pto. Orvalho (°C)			Pressão (hPa)			Vento		Radiação		Chuva mm
		Inst.	Máx.	Min.	Inst.	Máx.	Min.	Inst.	Máx.	Min.	Inst.	Máx.	Min.	Vel. (m/s)	Dir. (°)	Raj. (m/s)	Kj/m ²	
11/05/2022	UTC																	
	1500	23,3	23,4	22	65	71	65	16,4	17,4	16	945,6	946,5	945,6	2,6	297	5,5	1	0

Figura 14 - Dados da estação [A713] IPERÓ, SP, de 11MAIO2022, às 15h00min (UTC).

Fonte: adaptado de <https://mapas.inmet.gov.br>.

Além disso, nas imagens captadas logo após o acidente, é possível observar uma visibilidade horizontal compatível com aquelas publicadas nos METAR do Aeródromo de Sorocaba para os horários de 14h00min (UTC), 15h00min (UTC) e 16h00min (UTC), bem como a presença de formação de nuvens na vertical e arredores do local do acidente, configurando teto superior aos mínimos, conforme Figuras 15 e 16.



Figura 15 - Presença de nuvens no local do acidente, logo após a ocorrência.



Figura 16 - Visibilidade horizontal no local, logo após o acidente.

Nesse sentido, foi possível afirmar que as condições meteorológicas estavam acima das mínimas para a realização da operação sob as regras de 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.

O impacto ocorreu fora de aeródromo, em região rural, distante 0,9 NM da cabeceira 24 de SDOI, em talude paralelo a uma estrada de terra, havendo evidência de quatro marcas de impacto dos trens de pouso no solo antes da última colisão. A distribuição dos destroços foi do tipo concentrada.

O primeiro toque dos pneus no solo, durante o pouso de emergência, ocorreu em atitude cabrada, com energia e em terreno de aclive. O impacto final ocorreu contra um talude, em ângulo de, aproximadamente, 80° em relação à direção da estrada de terra, conforme Figuras 17 e 18.



Figura 17 - Trajetória final da aeronave.



Figura 18 - Visão da câmera acoplada ao capacete de um dos paraquedistas, com destaque para o talude atingido na colisão final.

O trem de pouso do nariz separou-se no último impacto, de forma que o trem principal esquerdo bateu no talude antes do trem principal direito, gerando um momento de guinada à esquerda e causando o capotamento da aeronave.

O berço do motor desprende-se da aeronave e seu conjunto girou 90° em relação ao seu eixo longitudinal.

A fuselagem ficou levemente enrugada, devido ao ângulo que a aeronave atingiu o talude da estrada, bem como em função da guinada final após o impacto.

O estabilizador vertical ficou destruído em razão do impacto contra o solo.

Os flapes encontravam-se baixados. O compensador do leme de direção estava posicionado para a direita (*nose right*), o do aileron para a direita (*roll right*) e o do profundor para baixo (*nose down*).



Figura 19 - Posição de parada final da aeronave.



Figura 20 - Croqui do acidente.

O terreno utilizado para o pouso de emergência possuía um comprimento aproximado de 200 metros em aclive e superfície irregular, conforme descrito na Figura 21.

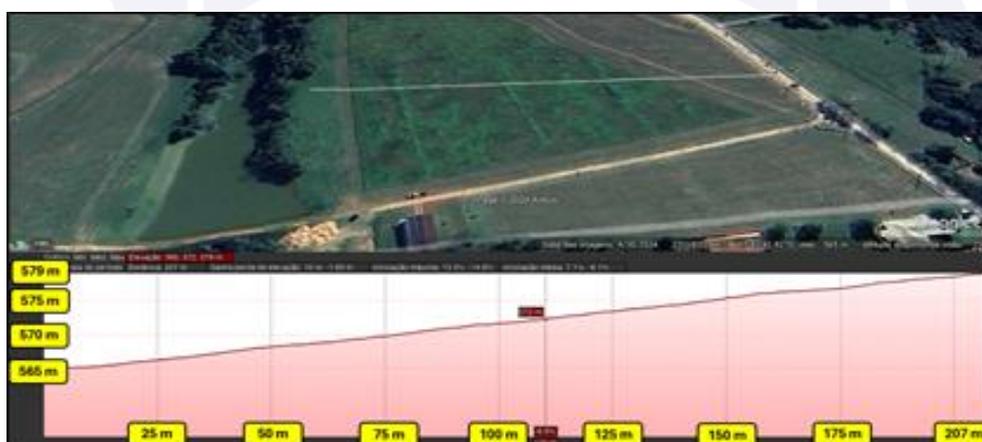


Figura 21 - Vista do perfil de elevação do local de pouso de emergência.

Fonte: adaptado do *Google Earth*.

Foi possível verificar, por meio das imagens da câmera de um dos paraquedistas, que a aeronave percorreu cerca de 200 metros em, aproximadamente, 7 segundos.

Dessa forma, pôde-se inferir que a velocidade média estimada da aeronave, durante o pouso de emergência, foi de 55 kt ou, aproximadamente, 102 km/h.

Após a passagem sobre o renque de árvores, a aeronave sobrevoou, aproximadamente, 85 metros do terreno utilizado para o pouso de emergência, restando 115 metros para a desaceleração depois do primeiro toque, conforme Figura 22.



Figura 22 - Distâncias aproximadas percorridas pela aeronave durante o pouso.

Fonte: adaptado de *Google Earth*.

Nesse sentido, após o primeiro toque dos pneus no solo, a aeronave flutuou e efetuou mais 3 toques, em terreno irregular, com diversas curvas de níveis, em direção à parte alta do terreno.

Com relação ao posicionamento dos paraquedistas durante o impacto, foi possível observar que o primeiro paraquedista, posicionado no banco esquerdo da aeronave (mais próximo ao piloto), estava com as costas fora do encosto do banco, conforme Figura 23.



Figura 23 - Primeiro paraquedista do banco esquerdo da aeronave (mais próximo ao piloto) com as costas fora do encosto do banco, em momento pré-impacto. À direita momento pós-impacto.

O primeiro paraquedista do banco direito da aeronave (ao lado direito do piloto) estava com as costas fora do encosto do banco dos paraquedistas, virado de lado em relação ao deslocamento da aeronave no momento do impacto, conforme Figura 24.



Figura 24 - Primeiro paraquedista do banco direito da aeronave (lado direito do piloto) posicionado de lado, com as costas fora do encosto do banco.

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.

Nas imagens da câmera de um dos paraquedistas foi possível observar fogo saindo do escapamento do motor, nos momentos que antecederam o pouso de emergência, conforme Figura 25.



Figura 25 - Presença de fogo saindo do escapamento esquerdo, momentos antes do pouso de emergência.

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

Após o impacto, os ocupantes da aeronave foram lançados para a frente, comprimindo o assento do piloto, bem como os que estavam posicionados mais adiante na cabine. A maior parte dos cintos dos passageiros rompeu-se devido ao impacto, conforme pode ser observado nas Figuras 26 a 30.



Figura 26 - Cintos encontrados à frente da aeronave, sem a argola de fixação (destacado à esquerda) e com suas argolas de fixação inteiras (destacadas à direita).



Figura 27 - Cinto encontrado ao lado da aeronave, com sua argola de fixação inteira.

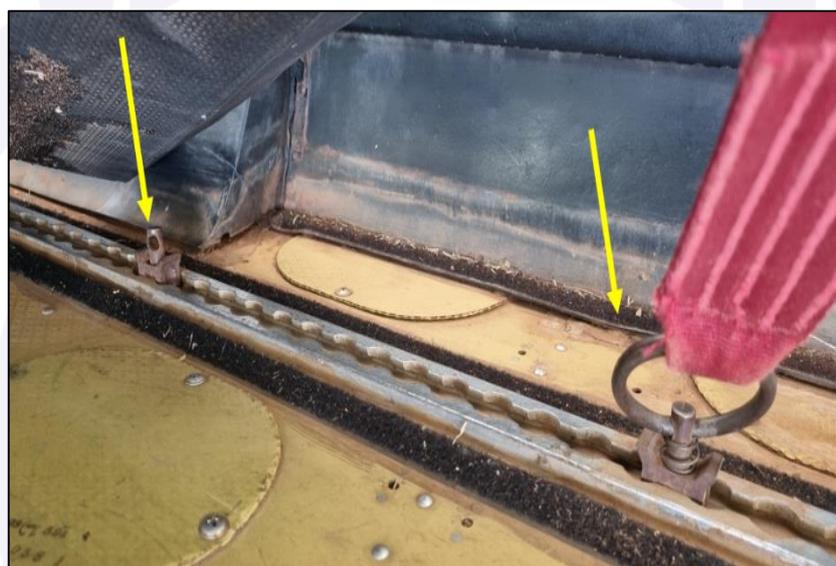


Figura 28 - Suportes de fixação dos cintos no trilho do piso da aeronave com aspecto de corrosão (destacados em amarelo).

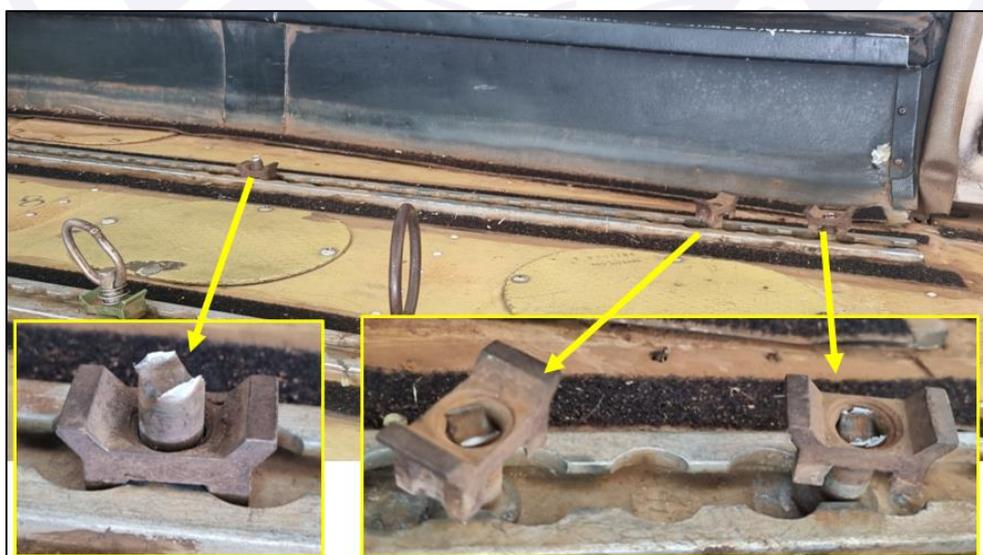


Figura 29 - Suportes de fixação dos cintos no trilho do piso da aeronave cisalhados (destacados em amarelo).

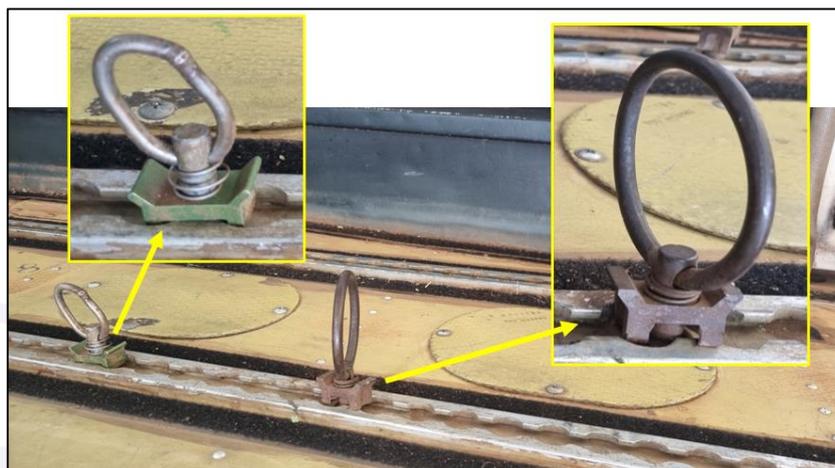


Figura 30 - Suportes de fixação dos cintos no trilho do piso da aeronave fora da posição travada (destacados em amarelo).

Alguns suportes de fixação foram cisalhados, bem como algumas argolas de fixação foram quebradas. Além disso, alguns cintos de segurança tiveram seu tecido rompido. Também foi possível observar marcas de ferrugem nos suportes de fixação cisalhados, conforme Figuras 27 a 30 anteriormente citadas.

Em vídeo gravado pela câmera de um dos paraquedistas, foi possível observar que o primeiro paraquedista, sentado no assento da direita da aeronave, foi arremessado para fora da aeronave após o impacto contra o talude, bem como um segundo paraquedista também ficou parcialmente para fora. O piloto e os passageiros foram resgatados pela Polícia Militar e Corpo de Bombeiros da Polícia Militar do Estado de São Paulo.

1.16. Exames, testes e pesquisas.

Foram realizadas análises para verificar as conformidades das amostras de óleo lubrificante do motor e combustível com as especificações e/ou a presença de agentes contaminantes que pudessem ter contribuído para a ocorrência. Os resultados obtidos das amostras de combustível e do óleo do motor estavam de acordo com suas respectivas especificações e não apresentaram indícios de contaminação.

Durante a investigação, foi realizada a análise do motor *Pratt & Whitney*, modelo PT6A-42A, SN PCE - RM0557, tendo sido observado que, externamente, o motor não sofreu avarias significativas. Entretanto, a FCU teve danos que impediram seu teste em bancada. No duto de escapamento esquerdo foram observadas marcas de impacto de dentro para fora, conforme Figuras 31 e 32.



Figura 31 - Danos observados no tubo de escapamento esquerdo da aeronave.



Figura 32 - Danos observados no tubo de escapamento esquerdo da aeronave.

O torque e o freno das conexões das linhas pneumáticas do motor foram verificadas, sendo constatado que estavam torquedadas e frenadas, conforme Figuras 33 e 34. Além disso, as tubulações PY e P3 foram testadas, sendo constatado que não havia vazamento em suas extensões.

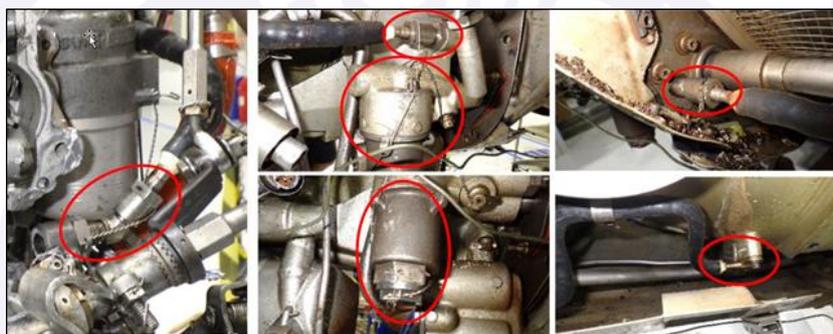


Figura 33 - Linha P3 corretamente instalada e frenada.

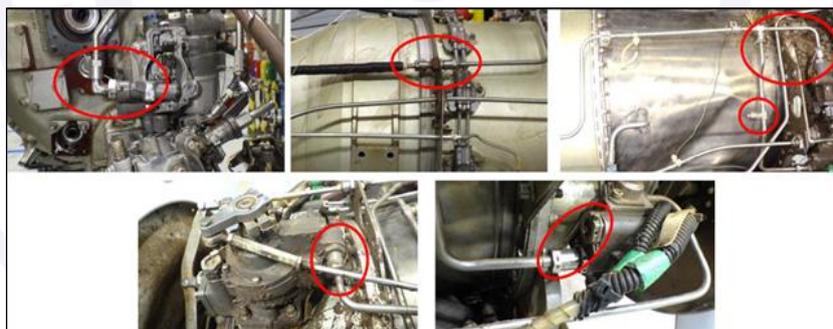


Figura 34 - Linha PY corretamente instalada e frenada.

As *bleed valves* (válvulas de sangria) do motor foram submetidas a teste funcional de bancada e não foram encontrados vazamentos, mas foi verificado que os limites de pressão de controle estavam abaixo do requerido em manual, conforme Tabela 1.

Part Number	Min. (PSIA)	Máx. (PSIA)	Medido(PSIA)
Low Pressure (PN: 3123123-01; SN: 9K266)	33,55	34,55	32,8
High Pressure (PN: 3123122-01; SN: 9F851)	28,30	29,20	28,0

Tabela 1 - Valores obtidos nos testes das válvulas de sangria.

O filtro de óleo principal, os detectores de limalha da caixa de acessórios e da caixa de redução foram examinados não sendo encontrados sinais de limalha.

Não foi encontrada contaminação que pudesse indicar mau funcionamento do sistema de lubrificação do motor no pescador da bomba de óleo principal. Além disso, foi observado que seu cárter estava limpo e sem presença de contaminantes.

Os valores obtidos nos testes da resistência elétrica do compensador de temperatura do motor estavam dentro do previsto pelo fabricante.

Embora a FCU não tenha sido testada em bancada, por apresentar ruptura na seção governadora, observou-se que, com relação aos seus componentes internos, não foram apresentadas anomalias ou discrepâncias que pudessem comprometer a sua lubrificação ou o fornecimento de combustível para o motor.

Os rolamentos 01 e 02 do motor foram inspecionados e não apresentaram anormalidades que pudessem provocar mau funcionamento como roçamento ou emperramento do compressor, tanto na seção quente quanto na caixa de acessórios.

No compressor axial, foram observados danos leves nas *blades* do 1º estágio causados por *Foreign Object* (FO - objetos estranhos) e erosão nos respectivos bordos de ataque (Figura 35).



Figura 35 - 1º estágio axial do compressor, setas em vermelho para os danos por FO.

Com relação ao 2º e 3º estágios, bem como ao estágio centrífugo, constatou-se que tais componentes se encontravam em condições normais.

Posteriormente, durante a análise, foi verificado que as *blades* da turbina do compressor exibiram danos por exposição ao calor, sendo que, aproximadamente, metade de suas extensões foram queimadas/derretidas. Também foi observada delaminação do revestimento protetor nas *blades* (Figura 36).

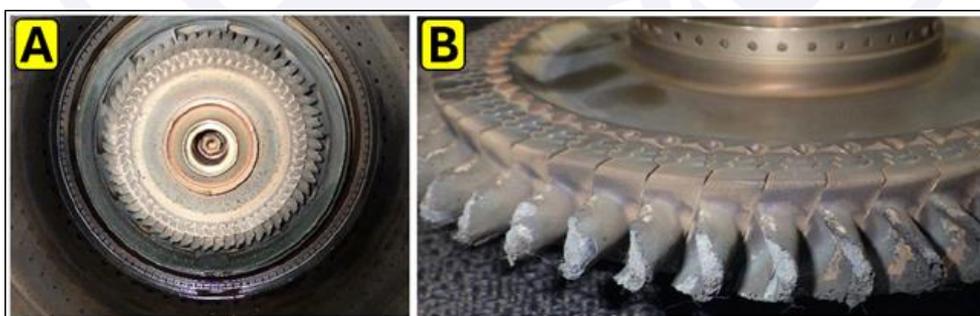


Figura 36 - (A) - Danos por exposição ao calor nas *blades* da turbina do compressor. (B) - Delaminação do revestimento protetor das *blades*.

Pôde-se observar grande quantidade de fuligem depositada no interior da câmara de combustão e nos bicos injetores, evidenciando que o motor operou com uma mistura ar/combustível rica, havendo mais combustível do que o necessário para a queima adequada do ar fornecido pelo compressor (Figura 37).



Figura 37 - Revestimento interno e externo da câmara de combustão com depósito de fuligem e acúmulo de carbono nas paredes e no anel de resfriamento.

Sobre as condições encontradas no motor, foi possível observar que sua temperatura, durante a operação, atingiu valores elevados, ultrapassando o limite de resistência do material das *blades* da turbina, o que mudou o estado físico desse material (fusão) e provocou sua deterioração, de forma que parte dele ficou depositado sobre o *shroud*, por ação da força centrífuga.

Assim, o restante desse material foi carregado pelo fluxo do gás superaquecido, sendo que o impacto desses elementos nos estágios da turbina de potência provocou danos nas aletas estatoras e nas *blades*, fazendo com que fragmentos dessas palhetas colidissem contra os dutos dos escapamentos, deixando marcas visíveis no duto esquerdo.

Toda a estatora do 1º estágio da turbina de potência foi derretida, a borda interna foi fraturada, conforme Figura 38 (A). Apenas uma pequena seção das aletas foi observada nas bordas interna e externa (setas vermelhas). As sondas T5 (Figura 38 B) foram fundidas/fraturadas (setas azuis).

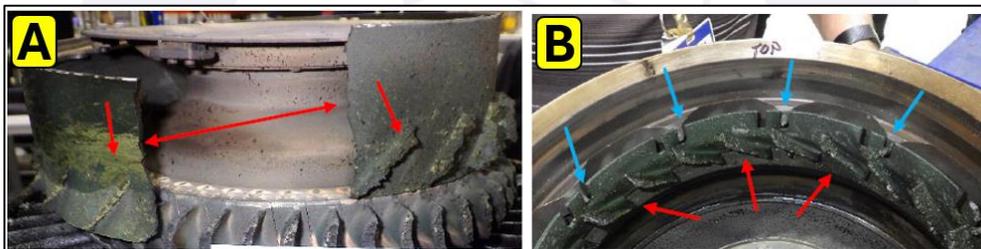


Figura 38 - No detalhe: estatoras com setas vermelhas e sondas T5 com setas azuis.

As *blades* do 1º estágio da turbina de potência foram fraturadas a, aproximadamente, 0,63 cm de suas raízes, conforme Figura 39 A. Além disso, foi observada indicação de fricção na seção restante do bordo de ataque das *blades*, estendendo-se da raiz até a área fraturada (Figura 39 B). A superfície de fratura das lâminas apresentou-se de forma irregular, característica de sobrecarga, conforme Figura 40.

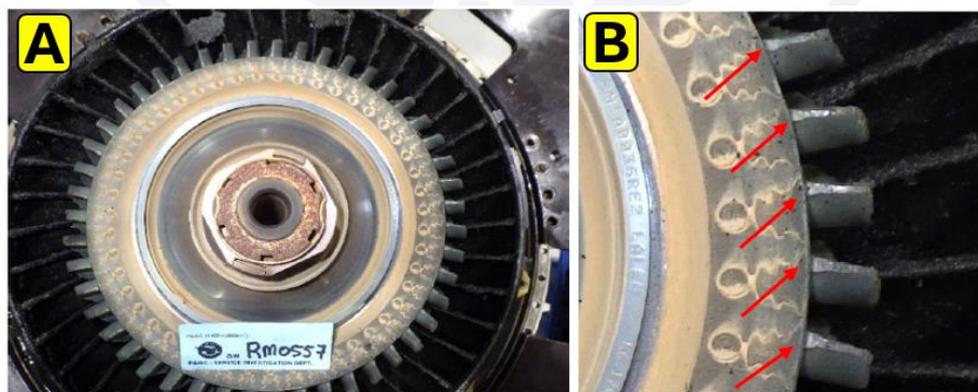


Figura 39 - (A) 1º estágio da turbina de potência com as *blades* fraturadas, com detalhe para a fricção nas *blades*, destacada com as setas vermelhas (B).

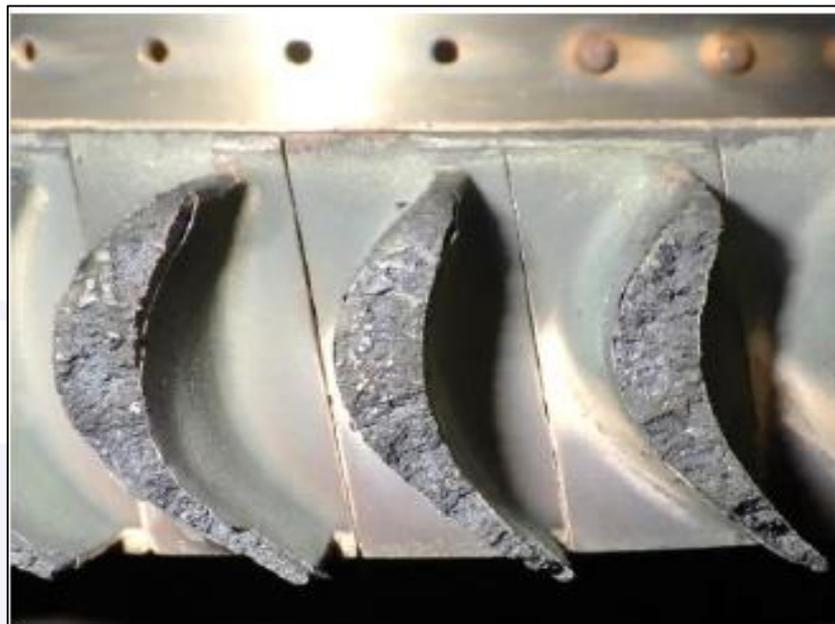


Figura 40 - Visão frontal das *blades* do 1º estágio da turbina de potência.

A Figura 41 mostra as estaturas do 2º estágio da turbina de potência com danos por impacto e respingos de material sobre o perfil das *blades*. Além disso, detritos do anel e das *blades* da turbina de potência do 1º estágio foram encontrados presos entre os aerofólios.

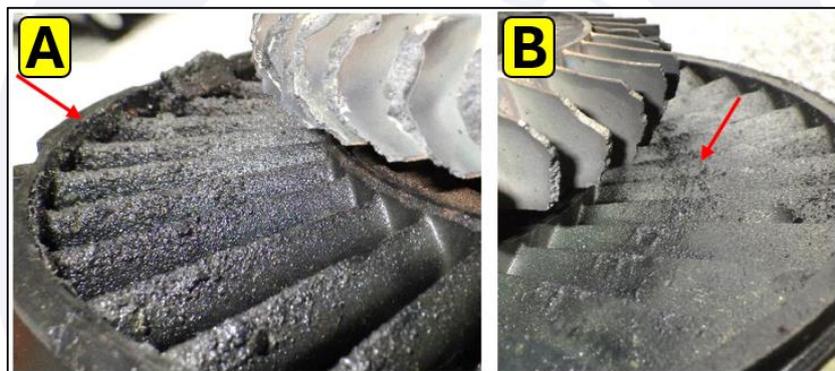


Figura 41 - Bordo de ataque da estatura do 2º estágio da turbina de potência (A) e bordo de fuga à direita (B).

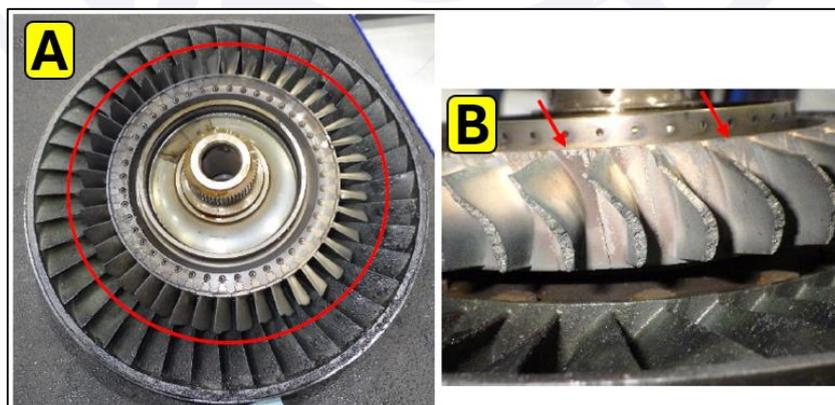


Figura 42 - 2º estágio da turbina de potência (A) e presença de corrosão destacada com setas vermelhas (B).

Na caixa de redução, a engrenagem solar do 2º estágio e as engrenagens planetárias do 1º estágio foram encontradas sem danos.

As pás do conjunto de hélice apresentavam sinais de que o motor estava sem potência no instante em que a aeronave realizou o pouso de emergência.

1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.

A empresa proprietária da aeronave operava segundo os requisitos estabelecidos no RBAC 91 - “Requisitos Gerais de Operação para Aeronaves Civis” e o RBAC 105 - “Saltos de Paraquedas”, tendo como especificações operativas o Serviço Aéreo Especializado (SAE) de lançamento de paraquedistas.

A base do operador localizava-se no Aeródromo SDOI, Boituva, SP.

Na data do acidente, o correspondente Certificado de Operador Aéreo (COA) encontrava-se válido.

De acordo com sua Especificação Operativa (EO), a empresa estava autorizada a operar dois modelos de aeronave, sendo o modelo 208 e 208B, ambos da fabricante *Cessna Aircraft*.

À época do acidente, a organização possuía um Manual de Gerenciamento da Segurança Operacional (MGSO) devidamente aceito pela ANAC.

Com relação ao Manual de Operações da empresa, foi possível verificar que, nos voos de pré-solo, era prevista a realização de treinamento de emergências no circuito de tráfego, porém, não havia, nesse manual, especificações de como o treinamento deveria ser realizado.

Foi observado que era previsto que os pilotos realizassem uma prova teórica anualmente, na qual havia a abordagem de emergências da aeronave, bem como existia a previsão da realização de um voo acompanhado por outro piloto a cada seis meses, com a finalidade de permitir uma atualização de habilidades e corrigir hábitos pessoais inapropriados que pudessem ter sido adquiridos. No entanto, não havia obrigatoriedade de realização desse treinamento de emergência.

Durante a coleta de dados da investigação, foi verificado que, assim que os pilotos iniciavam os voos na empresa, existia um treinamento com a finalidade de adaptação de utilização do manete EPL em voo. Ainda sobre esse treinamento, foi verificado que nem todos confirmaram ter recebido essa instrução em voo, uma vez que já operavam esse tipo de aeronave antes de entrarem para a empresa.

Nesse sentido, os pilotos que já haviam realizado tal treinamento reportaram que o exercício era realizado com a hélice desembandeirada e potência de 300 lb, para simular uma razão de planeio semelhante a uma situação de motor sem potência e hélice embandeirada. A partir do circuito de tráfego, era utilizada a EPL para verificação da sensibilidade desse comando.

Além disso, foi reportado também que, após esse treinamento inicial da utilização do EPL, ficava a cargo de cada piloto realizar seu próprio treinamento de emergência.

Em relação à utilização do EPL, foi observado que existia a seguinte padronização no manual de operações do operador, em caso real:

PANE APÓS A DECOLAGEM:

- A responsabilidade pela tomada de decisões em caso de emergência recai sobre o piloto, que deve seguir as orientações contidas no Manual do Operador da Aeronave (POH). Em caso de dúvidas sobre os melhores locais para um pouso de emergência, o piloto deve considerar as opções mais seguras.
- O manete de emergência deve ser utilizado com cautela, priorizando sempre a segurança da operação.

Também foi reportado por alguns pilotos que, durante os cheques previstos de *before starting engine*, eles faziam a verificação informal para averiguar se o manete EPL estava funcionando livremente, o que, por vezes, acarretava o rompimento do freio de segurança que garantia que o manete estava funcional. Embora houvesse o costume de os pilotos realizarem essa ação de verificação do manete EPL, tal procedimento não era previsto no *before starting engine*, seção 4, *normal procedures*, do manual da aeronave.

Nesse cheque em questão era previsto verificar o manete EPL na posição toda para trás e a mensagem EMERG PWR LVR apagada no painel de alarmes da aeronave.

Durante a investigação, houve relatos de que a aeronave teve problemas com a FCU no período entre 2014 e 2015, além de apresentar estóis de compressor por diversas vezes ao longo desses anos, principalmente ao longo das segundas passagens para lançamento de paraquedistas, ao ser reduzido o motor da aeronave.

Após algumas manutenções, foi relatado pelos pilotos que a aeronave voltou a apresentar problemas de estol de compressor em 2020, sendo que, em meados de setembro de 2021, a aeronave apresentava tal problema na maioria dos voos, já na primeira passagem para lançamento dos paraquedistas.

Depois desse período em que foram relatados esses problemas relacionados à estóis de compressor, a aeronave foi enviada para realizar manutenção de regulagem do motor, conforme informado na seção 1.6 deste relatório, voltando a operar em dezembro de 2021.

1.18. Informações operacionais.

O voo do acidente era o quarto do dia para lançamento de paraquedistas.

O peso básico operacional da aeronave era de 2.022 kg e esta foi abastecida com 400 litros de combustível, antes do voo. Acrescidos o peso do tripulante e 15 passageiros, obteve-se um peso de decolagem estimado de 3.616 kg e Centro de Gravidade (CG) de 4,532 m. O Peso Máximo de Decolagem (PMD) da aeronave era de 3.629 kg.

Dessa forma, concluiu-se que a aeronave estava operando dentro dos limites de peso e balanceamento.

Após o acionamento do motor, 15 paraquedistas prosseguiram no embarque, sendo possível observar, em gravação feita por um deles, que a decolagem aconteceu sem problemas até o momento da rotação, quando o paraquedista desligou sua câmera.

Segundo o relato do piloto, em torno de 1.000 ft a 1.100 ft de altura, a aeronave teve uma perda de potência de forma abrupta, além de terem sido ouvidos sons de estampidos.

Em virtude de a emergência ter ocorrido nessa altura, nenhum paraquedista saltou da aeronave, conforme previam os procedimentos de emergência vigentes à época.

Por meio da gravação de uma câmera instalada em um dos capacetes dos paraquedistas, foi possível observar a indicação da *Interstage Turbine Temperature* (ITT - temperatura entre estágios da turbina) próxima ao limite máximo de indicação do instrumento, conforme Figura 43.



Figura 43 - Indicação de ITT próxima ao limite máximo do instrumento.



Figura 44 - Foto do indicador de ITT retirada após o acidente.

A Figura 45 mostra os limites de operação da ITT apresentados no indicador. A operação contínua do motor era limitada em 770°C, a decolagem em 800°C, limitada em 5 segundos após passar por 770°C, sendo a máxima transitória na partida de 1.000°C, limitada em 5 segundos após passar por 850°C.

INSTRUMENT	RED RADIAL MINIMUM	YELLOW ARC CAUTION	GREEN ARC NORMAL OPERATING	RED RADIAL MAXIMUM	RED DASHED RADIAL MAXIMUM
Inter-Turbine Temperature Indicator (ITT)		770-800	400 to 770	800	1000

Figura 45 - Limites de operação da ITT.

No tocante aos procedimentos previstos no manual de operação da aeronave, alguns aspectos devem ser abordados:

Para a emergência “Falha do Motor em Voo”, havia a seguinte sequência do *checklist*:

- velocidade - 95 kt
- manete de potência - *IDLE*
- manete da hélice - embandeirar
- manete de combustível - corte
- flapes - recolher
- bomba de combustível - desligar
- válvula de corte de combustível - puxar
- ignição - normal
- alternador - desligar
- consumo elétrico - reduzir

De acordo com o fabricante, a falha do motor em voo poderia ser identificada por temperaturas anormais, ruídos “metálicos” ou altos níveis de vibração, em conjunto com a perda de potência. Um apagamento do motor seria verificado pela queda de ITT, torque e Ng.

Segundo o piloto, no voo do acidente, quando o motor começou a falhar, a potência caiu para em torno de 800 lb de torque, não sendo realizado o corte do motor.

Existia no manual da aeronave uma nota de cuidado orientando que não se deveria tentar um reacendimento do motor em voo, caso não houvesse a certeza da falha.

De acordo com dados coletados, o piloto, no intuito de restabelecer a potência do motor, atuou no EPL. Salienta-se que esse manete funcionava possibilitando a passagem direta de combustível sem gerenciamento da FCU em caso de sua falha.

Segundo o manual da aeronave, a falha na FCU poderia causar queda do fluxo de combustível para o mínimo correspondente a *IDLE*. Outros sintomas desse tipo de falha eram a indicação de ITT típica da faixa mínima em voo (de 500°C a 600°C), NG a 48% ou acima e falta de resposta do motor aos movimentos do manete de potência.

Para a emergência “Falha do FCU”, havia a seguinte sequência prevista no *checklist*:

- Manete de Potência - mínima
- Manete de Potência de Emergência - selecionar potência conforme necessário (manter no mínimo 65% de NG)

O uso do EPL era restrito ao caso de falha na FCU, pois de acordo com o manual da aeronave, a resposta do motor seria mais rápida do que usando o manete de potência. No entanto, um cuidado adicional era requerido durante a aceleração para evitar a extrapolação dos limites do motor.

1.19. Informações adicionais.

Com relação ao fenômeno do Estol de Compressor, conforme pode ser verificado no glossário do *Airplane Flying Handbook* (FAA-H-8083-3A), essa é uma condição em que, em um compressor axial, ocorre a falha no fluxo de passagem de ar para estágios subsequentes, sendo causada por uma relação de pressão incompatível com a rotação do motor.

Esse fenômeno pode ocorrer devido a várias condições como: danos nas *blades* do compressor causado por FOD, erosão por areia ou sujeira nas *blades* do compressor, sujeira acumulada no compressor ou desgaste, fluxo de combustível excessivo ou escasso, causado pela rápida modificação no manete de potência, dentre outras.

O resultado desse fenômeno pode levar a uma queda momentânea de potência, estampidos, aumento na temperatura de exaustão, aparecimento de chamas no escapamento, flutuação da RPM do motor, além de apagamento, dentre outras características.

Segundo os procedimentos de emergência da aeronave descritos na seção 4, item *Engine Compressor Stalls*, uma condição de estol de compressor poderia ser resolvida reduzindo a potência do motor numa posição onde os estampidos parassem para então avançar novamente o manete de forma lenta até a posição de potência necessária.

Sobre a atividade de paraquedismo esportivo, a *Federal Aviation Administration* (FAA) dos Estados Unidos da América, publicou a *Advisory Circular* nº 105-2E, ativa desde 04DEZ2013, de forma a fornecer sugestões para melhorar a segurança da atividade e divulgar informações para ajudar todas as partes associadas.

Essa circular tratava, em seu apêndice 3, sobre assentos e sistema de contenção, trazendo informações sobre acessórios de trilho de liberação rápida, demonstrando que os do tipo pino único se soltavam do trilho com cargas dinâmicas inferiores à sua resistência nominal. Esse documento ainda elucidava que os suportes de fixação de liberação rápida com pino duplo não exibiram esse comportamento em testes dinâmicos. Portanto, acessórios de liberação rápida de pino duplo do tipo mostrado na Figura 46 forneceriam uma ancoragem mais confiável do que acessórios de pino único.

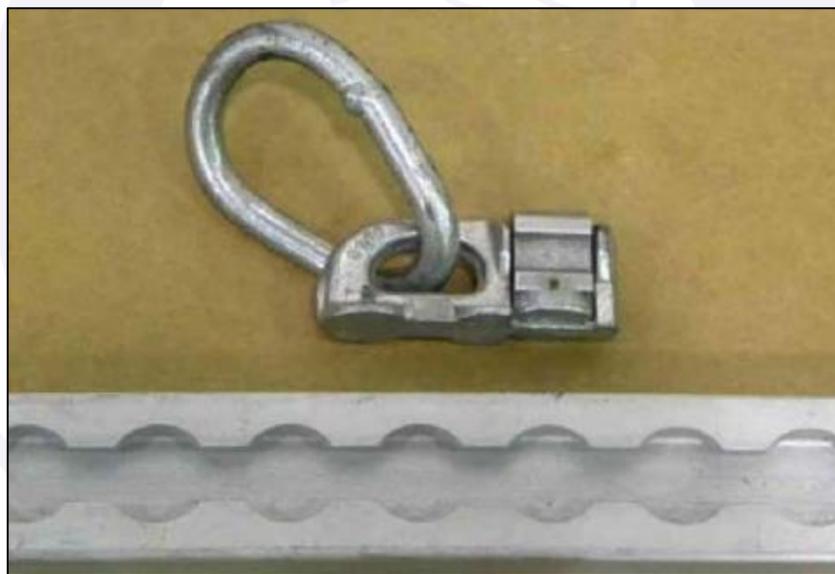


Figura 46 - Suporte de fixação de trilho de liberação rápida de pino duplo.
Fonte: *Advisory Circular* nº 105-2E da FAA.

A referida *Advisory Circular* também descrevia boas práticas de amarração, com a finalidade de aumentar a eficácia da contenção, em uma situação de pouso de emergência.

Nesse sentido, a circular trazia informações sobre a quantidade de fixações dos cintos dos paraquedistas, sendo que a dupla fixação dos cintos oferecia contenção superior em comparação com a fixação em uma única lateral dos paraquedistas.

Além dessa circular, a FAA publicou, em março de 1998, o DOT/FAA/AM-98/11, sendo essa uma avaliação de diferentes tipos de amarração dos paraquedistas pelo cinto de

segurança, visando buscar a solução mais segura para uma condição de pouso em emergência.

Nos testes de impacto realizados, foi possível observar que, quando os cintos eram colocados dos dois lados do paraquedista, seu corpo tendia a não ter rotações laterais, permanecendo reto, além de ter deslizamento longitudinal menor.

Já nos testes realizados com o cinto instalado em apenas uma lateral do paraquedista, o boneco de provas deslizou significativamente para a lateral, bem como para a frente (em relação à aeronave), recebendo maiores forças de reação pós-impacto.

Por fim, o suplemento nº H.02-5037-0/ANAC/2021, de 15MAIO2022, regia a alteração da configuração da aeronave para lançamento de paraquedistas. Ele previa a instalação de 30 cintos de segurança, sendo dois para cada paraquedista (um em cada lateral dos paraquedistas), bem como havia uma instrução para a aeronavegabilidade continuada, visando a manutenção dos itens da alteração.

No caso da implementação das alterações para essa configuração, seriam aplicadas as Instruções para Aeronavegabilidade Continuada JA-408-1220, tendo como referência o Processo ANAC nº H.02-5037-0. Porém, esse suplemento não chegou a ser incorporado à aeronave PT-OQR antes do acidente.

1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.

Não houve.

2. ANÁLISE.

Tratava-se de um voo local para lançamento de paraquedistas, com decolagem do SDOI, Boituva, SP, com um piloto e quinze paraquedistas a bordo.

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

As condições meteorológicas estavam acima das mínimas para a realização da operação sob as regras de voo visual, e a aeronave estava operando dentro dos limites de peso e balanceamento.

Com relação às manutenções do motor da aeronave, observou-se que, em nove anos de operação, o motor passou por diversas manutenções corretivas relacionadas ao sistema de combustível e à seção quente do motor. Com 940 horas de voo, o motor apresentou problemas com a FCU, sendo esse componente trocado por duas vezes entre 2014 e 2015. Além disso, em 2015, houve uma manutenção não programada mais abrangente para verificação de problemas no sistema de combustível da aeronave.

Em 2017, foram encontradas em uma inspeção boroscópica do motor as seguintes discrepâncias: queimadura, erosão e perda de material nos *cooling rings*, com valores fora dos limites aceitáveis permitidos na *outer liner* da câmara de combustão, além de erosão, perda de material e trinca acima do limite permitido na *small duct*. Nesse ano, houve a substituição do conjunto estator do compressor, porém não consta o registro de substituição da *outer liner* da câmara de combustão.

Em 2019, 947 horas de voo após a boroscopia realizada em 2017, foi constatada a presença de trincas na *inner liner* e, novamente, na *outer liner* da câmara de combustão do motor, sendo realizadas as suas trocas.

Em 2020, foi realizado reparo na estatora do compressor e em 2021 pôde-se verificar novamente presença de trincas na câmara de combustão do motor, bem como marcas de queimadura, erosão e perda de material em algumas estatoras.

Em 2021, a aeronave entrou em manutenção para pesquisa de pane relacionada à estol de compressor, sendo realizado reparo e ajustes gerais no motor, assim como

substituição de estatoras da turbina do compressor, *inner liner* da câmara de combustão, *outer liner* da câmara de combustão, *spacer oil slinger*, troca de 36 *blades* do segundo estágio do compressor, troca de 36 *blades* do terceiro estágio do compressor e substituição de ambas as *bleed valves*.

Em 2022, houve outra substituição da FCU do motor e a realização de teste em banco de prova, bem como a substituição da *Gearshaft Drive* da *Accessory Gearbox* e *Wiring Harness*.

Nesse sentido, tendo em vista as constantes manutenções relacionadas à seção quente do motor, assim como as sucessivas trocas de componentes dessa seção, inferiu-se que a aeronave poderia estar operando constantemente acima dos limites normais de operação.

Com relação às práticas operacionais de alguns pilotos da empresa, quanto ao uso do EPL bem como sobre os treinamentos de pouso com a sua utilização, foi observado que o manual da aeronave proibia o uso desse recurso quando o manete de potência primário estivesse fora da posição IDLE.

Conforme dados coletados, durante a realização dos treinamentos de pouso em emergência que requeriam a utilização do EPL, alguns pilotos utilizavam em voo 300 lbs de torque para simular a hélice embandeirada. Porém, não foi possível garantir que essa posição do manete principal seria correspondente à posição IDLE.

Ainda sobre o treinamento de pouso de emergência realizado pelos pilotos, embora não houvesse documentação da empresa estabelecendo como realizar esse exercício, foi possível observar que as práticas de uso do EPL estavam em desacordo com o manual do fabricante. Foi verificado, durante a investigação, que o manual do fabricante definia que esse manete fosse usado somente no caso de mau funcionamento da FCU.

Ademais, a verificação do livre curso do EPL, durante o cheque antes da partida, não era prevista nos procedimentos normais da aeronave, porém observou-se que era prática comum dos pilotos realizar essa ação.

Além disso, a utilização do EPL em voo contrariava o previsto pelo fabricante, uma vez que era utilizada rotineiramente para determinados tipos de treinamentos. Segundo o manual do fabricante, o uso inadequado do EPL poderia afetar adversamente seu funcionamento, bem como sua durabilidade. Porém, não foi possível determinar quais teriam sido as consequências e os impactos gerados nos componentes do motor por essa operação fora dos parâmetros do fabricante.

Uma vez que o motor passou por diversas manutenções corretivas relacionadas ao sistema de combustível e à seção quente do motor, ao longo de nove anos de uso e 3.526 horas totais de voo, é possível que o uso desse manete de emergência em desacordo com o fabricante tenha contribuído com a reincidência de panes relacionadas ao motor e seus componentes.

Quanto ao teste de funcionalidade desse manete, previsto pelo fabricante e feito pela equipe de manutenção, constatou-se que tal procedimento foi realizado a cada 200 horas de voo, por pessoal qualificado, desde a instalação do motor.

Segundo relato do PIC, em torno de 1.000 ft a 1.100 ft de altura, a aeronave teve uma perda de potência de forma abrupta com a presença de sons de estampidos do motor. Dessa forma, foram realizados exames, testes e pesquisas para verificar se havia mau funcionamento em algum componente do motor.

Os resultados obtidos das amostras de combustível e do óleo do motor estavam de acordo com suas respectivas especificações e não apresentaram indícios de contaminação.

Durante as análises do motor, foram observadas marcas de impacto de componentes internos de dentro para fora no duto de escapamento esquerdo, indicando que internamente o motor havia se deteriorado.

Foram realizadas a verificação do torque e do freio das conexões das linhas pneumáticas do motor, testes nas tubulações Py e P3, verificações do filtro de óleo principal, dos detectores de limalha, testes da resistência elétrica do compensador de temperatura do motor, verificação dos rolamentos, entre outras análises e todos os resultados apresentaram padrões normais de funcionamento para os componentes verificados.

Quanto à verificação das bleed valves, foi observado que os limites de pressão de controle estavam abaixo do requerido em manual. Essa variação poderia causar um fechamento prematuro das bleed valves, podendo provocar um estol de compressor. No entanto, uma vez que essa variação entre os dados obtidos na bancada e o previsto pelo fabricante era pequena, é possível que essa condição não tenha influenciado no funcionamento do motor. Além disso, não foi encontrada qualquer outra evidência do fechamento prematuro das bleed valves.

Cabe ressaltar que essa variação de parâmetros, apontada na medição dos limites de pressão, pode ter sido gerada devido à sobretemperatura do motor, que resultou em danos no diafragma e anel de vedação das válvulas.

Ressalta-se que, ainda assim, seria possível a incidência de estol de compressor, tendo em vista que esse fenômeno poderia ser gerado devido à outras circunstâncias como: deterioração do motor, ingestão de FO, dentre outras condições, ocorrendo mais comumente em regimes de alta potência, como em decolagens.

Conforme foi observado nas blades do 1º estágio do compressor, havia danos leves causados por FO. Além disso, as manutenções recorrentes no motor da aeronave, bem como a incidência de estóis de compressor nos voos de lançamento de paraquedistas, denotaram uma condição de deterioração desse componente.

Observou-se, durante a investigação, a incidência recorrente de estóis de compressor no PT-OQR nos anos de 2014, 2015, 2020 e 2021, mesmo após a aeronave ter passado por diversas manutenções corretivas e preventivas, não sendo possível definir a causa dessa circunstância.

Embora não seja possível afirmar que houve estol de compressor no voo em questão, essa condição não foi descartada, existindo a hipótese da incidência desse fenômeno devido a características presentes na ocorrência como: perda de potência, estampidos, aparecimento de chamas no escapamento, bem como alta ITT.

Com relação à avaliação visual dos componentes internos da FCU, não foram encontradas anomalias ou discrepâncias que pudessem comprometer a lubrificação ou o fornecimento de combustível para o motor. No entanto, a FCU não pôde ser testada em bancada por ter apresentado ruptura em sua seção governadora. Dessa forma, não foi possível verificar se houve falha da FCU.

Sobre os procedimentos executados pelo piloto, ressalta-se que, no caso de um estol de compressor, o EPL não deveria ser utilizado, uma vez que poderia agravar ainda mais a situação.

Durante a investigação, não foi possível determinar a origem da perda de potência relatada pelo piloto, bem como não houve evidências, ao longo da análise do motor, de algo que pudesse ter impedido a sua operação normal, antes do uso do EPL.

Embora as análises não tenham sido capazes de determinar a origem da perda de potência, nem tenha sido factível realizar o teste da FCU, não foi possível descartar um mau funcionamento desse componente.

Ainda sobre a EPL, ressalta-se que, no caso de uma falha da FCU, a utilização desse manete seria indicada pelo fabricante, visando obter o controle manual do fluxo de combustível para o motor.

Cabe ressaltar que o fabricante recomendava um cuidado adicional durante a aceleração desse manete para evitar a extrapolação dos limites do motor durante o controle de fluxo de combustível de forma manual.

Embora não tenha sido possível determinar se houve a utilização inadequada do EPL, durante a perda de potência, ressalta-se que ao utilizar esse manete sem o monitoramento adequado de parâmetros como a ITT, uma das consequências poderia ser o superaquecimento do motor.

Dessa forma, uma outra hipótese para a ocorrência seria a falha da FCU, atrelada à utilização inadequada do EPL, acarretando o aumento repentino da temperatura do motor, contribuindo para os danos nas blades da turbina do compressor e na turbina de potência.

Ainda, durante o pouso de emergência, foi possível verificar labaredas de fogo saindo pelo escapamento esquerdo do motor, o que indica que não houve corte de alimentação de combustível, sendo possível descartar a hipótese do apagamento do motor (engine flameout).

Além das labaredas de fogo, foi observada a operação da ITT em temperaturas próximas ao limite físico desse indicador, denotando que o limite máximo estabelecido pelo fabricante havia sido extrapolado.

Durante as análises de componentes, verificou-se que as blades da turbina do compressor exibiram danos por exposição ao calor, sendo que aproximadamente metade de seus perfis foi queimada/derretida. Além disso, pôde-se observar grande quantidade de fuligem depositada no interior da câmara de combustão e nos bicos injetores, evidenciando que o motor operou com uma mistura ar/combustível muito rica.

Em consequência disso, as blades das turbinas se fundiram, de forma que parte desse material ficou depositado sobre o shroud, por ação da força centrífuga. O restante desse material atingiu os estágios da turbina de potência e provocou danos nas aletas estatoras e nas blades, fazendo com que os fragmentos colidissem contra os dutos dos escapamentos, o que deixou marcas visíveis.

Foi possível observar que as blades do 1º e 2º estágios da turbina de potência apresentaram fratura do tipo sobrecarga e exibiram fuligem nas superfícies fraturadas. Tais aspectos sugeriram que as fraturas ocorreram após o início da deterioração e do superaquecimento das blades da turbina do compressor.

Embora não tenha sido possível determinar se houve um estol de compressor ou uma possível falha da FCU, devido à degradação do motor gerada pela alta temperatura e pelo impacto da aeronave, detectou-se que havia procedimentos inadequados relacionados à operação do EPL, podendo essa operação ter aumentado a velocidade de degradação do motor e seus componentes.

Não obstante, é possível que a operação incorreta do EPL tenha agravado a condição da pane, seja ela uma falha da FCU, ou até mesmo a utilização indevida desse manete em caso de um estol de compressor

Com relação ao local utilizado para pouso, o terreno era irregular, com diversas curvas de níveis, além de um aclave em relação à trajetória do pouso e, atrelado a isso, a aeronave efetuou quatro toques do pneu no solo, vindo a flutuar entre esses toques.

Assim, as características do terreno contribuíram para a pouca eficiência de frenagem da aeronave, permitindo que ela se chocasse contra o talude ao lado da estrada e sequencialmente viesse a capotar.

Quanto aos cintos dos paraquedistas, não havia programa de manutenção específico para a aeronavegabilidade continuada dos itens instalados nas modificações encontradas na aeronave.

Dessa forma, as manutenções nos cintos de segurança eram realizadas conforme as tarefas de inspeção previstas para os componentes originais, sem modificação, ditadas pelo fabricante da aeronave. A última inspeção feita nesses itens foi registrada com 221 horas e 24 minutos antes do acidente, aproximadamente, 8 meses antes da ocorrência.

Assim, a OM responsável pelas ações de manutenção executadas na aeronave, a partir do mês de maio de 2017, não dispunha de um tarefairo de manutenção que contemplasse a efetiva configuração da cabine onde ficavam sentados e afivelados os passageiros da aeronave, no caso os paraquedistas.

Nesse sentido, devido à grande quantidade de cintos de segurança que se soltaram, em função do cisalhamento dos suportes de fixação com o piso da aeronave e em virtude de seus estados de corrosão, verificou-se que suas manutenções não foram eficazes para assegurar a integridade e a confiabilidade dos materiais, tendo esses itens contribuído com as lesões sofridas pelos paraquedistas durante o pouso de emergência.

Com relação à alteração de grande modificação aplicada à aeronave, relativa à instalação dos assentos dos paraquedistas e remoção do banco do copiloto, não foi fornecida à Comissão de Investigação documentação que comprovasse a autorização da instalação e remoção desses itens.

Sobre a instalação dos cintos de segurança destinados aos paraquedistas, foi possível verificar que esses itens estavam instalados em apenas um lado de cada paraquedista, sendo um cinto de segurança para cada. Cada cinto era preso a um suporte de fixação de liberação rápida com pino simples.

Nesse sentido, conforme publicado pela FAA, por meio da Advisory Circular nº 105-2E, relativo à atividade de paraquedismo esportivo, suportes de fixação de liberação rápida com pino duplo apresentavam resistência nominal maior em relação aos suportes de pino simples, quando submetidos a cargas dinâmicas. Ainda, segundo a Advisory Circular, a fixação dos cintos de segurança em pontos duplos, ou seja, um cinto em cada lado do paraquedista, oferecia contenção superior em comparação com a fixação em ponto único, em apenas um dos lados do paraquedista.

Além disso, o DOT/FAA/AM-98/11 demonstrava que a utilização de apenas um ponto de fixação de cinto de segurança fazia com que o paraquedista tivesse um momento de rotação do tronco, em relação ao sentido de deslocamento da aeronave durante o impacto.

Nesse sentido, observou-se que, no decorrer da colisão, os paraquedistas sofreram uma força no sentido que convergia para o centro da aeronave, bem como para a frente. Com relação ao posicionamento dos paraquedistas durante o impacto, foi possível verificar que ambos os paraquedistas sentados na primeira posição dos bancos (mais próximos à frente da aeronave) estavam com as costas fora dos seus respectivos encostos.

Dessa forma, foi possível observar que a disposição e amarração dos paraquedistas dentro da aeronave contribuíram para que alguns fossem projetados para a frente, durante o impacto, aumentando as cargas dinâmicas exercidas nos cintos de segurança e em seus suportes de fixação.

Assim, inferiu-se que os métodos de amarração utilizados na ocorrência em tela, com apenas um cinto de segurança, embora apresentassem praticidade e simplicidade de uso,

podem não ter fornecido o nível de retenção oferecido por outras formas de amarração, como o cinto de segurança duplo.

Sobre a proteção estrutural dos ocupantes de uma aeronave, o RBAC 23 estipulava que um avião, mesmo quando danificado em um pouso de emergência, deveria proteger cada ocupante contra lesões que impedissem a evacuação da aeronave.

Assim, tendo em vista que a maior parte dos cintos dos passageiros rompeu-se por cisalhamento dos suportes de fixação, bem como tiveram suas argolas quebradas devido à sobrecarga, além de alguns terem rompido seu tecido, verificou-se que os cintos de segurança não estavam de acordo com o que preconizava o RBAC 23, tendo contribuído com as lesões sofridas pelos paraquedistas durante o pouso de emergência.

3. CONCLUSÕES.

3.1. Fatos.

- a) o piloto estava com o CMA em vigor;
- b) o piloto estava com as habilitações MNTE e IFRA em vigor;
- c) o piloto estava qualificado e possuía experiência no tipo de voo;
- d) a aeronave estava com o CVA válido;
- e) a aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento;
- f) a aeronave foi modificada perante a ANAC para operação de lançamento de paraquedistas em 2011;
- g) a alteração posterior, que incluiu a instalação de bancos para os paraquedistas, dentre outros itens, não foi incorporada nos registros da aeronave;
- h) as escriturações das cadernetas de célula, motor e hélice estavam atualizadas;
- i) o manual da aeronave proibia o uso do manete EPL quando o manete de potência primário estivesse fora da posição *IDLE*;
- j) alguns pilotos verificavam se o curso do manete EPL estava livre durante os cheques antes da partida;
- k) foi relatado que o manete EPL era utilizado em voo durante treinamento de pouso em emergência;
- l) havia 15 passageiros paraquedistas a bordo;
- m) as condições meteorológicas estavam acima das mínimas para a realização do voo;
- n) as válvulas de sangria estavam com seus limites de pressão de controle levemente abaixo do requerido em manual;
- o) os resultados obtidos das amostras de combustível e do óleo do motor estavam de acordo com suas respectivas especificações e não apresentaram indícios de contaminação;
- p) havia labaredas de fogo saindo pelo escapamento esquerdo do motor durante o pouso de emergência;
- q) a ITT foi operada em temperaturas próximas ao limite físico do seu indicador;
- r) o pouso de emergência ocorreu fora de aeródromo, em região rural;
- s) após o impacto, todos os ocupantes da aeronave foram lançados para a frente da cabine;

- t) alguns suportes de fixação dos cintos de segurança estavam com marcas de corrosão;
- u) alguns cintos de segurança se desprenderam da aeronave;
- v) todos os pontos de fixação dos cintos de segurança eram constituídos de um pino simples;
- w) um paraquedista foi arremessado pelo para-brisa da aeronave;
- x) os cintos de segurança não cumpriram os requisitos estabelecidos no RBAC 23;
- y) a aeronave teve danos substanciais;
- z) dois passageiros sofreram lesões fatais;
- aa) o tripulante e quatro passageiros sofreram lesões graves;
- bb) quatro passageiros sofreram lesões leves; e
- cc) cinco passageiros saíram ilesos.

3.2. Fatores contribuintes.

- **Aplicação dos comandos - indeterminado.**

É possível que a utilização do EPL da aeronave, por parte do piloto, tenha sido inadequada e tenha contribuído para o agravamento do acidente.

- **Capacitação e Treinamento - indeterminado.**

O uso frequente do EPL, de forma incorreta, durante os treinamentos de pouso em emergência, ao longo da operação da aeronave, pode ter contribuído para a degradação do motor.

- **Cultura do Grupo de Trabalho - indeterminado.**

O uso do EPL, de forma incorreta, por vários pilotos, ao longo da operação da aeronave, pode ter contribuído para a degradação do motor.

- **Manutenção da aeronave - contribuiu.**

Devido à grande quantidade de cintos de segurança que se soltaram, em função do cisalhamento dos suportes de fixação com o piso da aeronave e em virtude de seus estados de corrosão, verificou-se que suas manutenções não foram eficazes para assegurar a integridade e a confiabilidade dos materiais, tendo esses itens contribuído para as lesões sofridas pelos paraquedistas durante o pouso de emergência.

- **Supervisão gerencial - contribuiu.**

A supervisão dos procedimentos operacionais de utilização do EPL não foi capaz de identificar os riscos de sua utilização em desacordo com o estabelecido pelo fabricante da aeronave.

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 acidentes aeronáuticos 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-063/CENIPA/2022 - 01****Emitida em: 03/07/2025**

Divulgar os ensinamentos colhidos nesta investigação aos operadores da aeronave *Cessna* modelo 208, de modo a difundir os conhecimentos sobre os riscos de se utilizar o manete de emergência (EPL) de modo inadequado, tendo em vista a possibilidade de agravamento da condição de emergência.

A-063/CENIPA/2022 - 02**Emitida em: 03/07/2025**

Atuar junto à Skydive4fun Serviço Aéreo Especializado Ltda., a fim de certificar-se de que as suas aeronaves sejam operadas e mantidas em conformidade com os manuais e regulamentos aplicáveis, particularmente com relação ao uso do EPL e à manutenção dos cintos de segurança.

A-063/CENIPA/2022 - 03**Emitida em: 03/07/2025**

Atuar junto às Empresas detentoras de Certificado de Operador Aéreo que realizam atividades comerciais de lançamento de paraquedistas, no sentido de certificar-se que as ações de manutenção previstas e executadas estão em conformidade com a configuração real da aeronave.

A-063/CENIPA/2022 - 04**Emitida em: 03/07/2025**

Atuar junto à Organização de Manutenção (OM) CONAL AVIONICS (COM 9012-08/ANAC), a fim de garantir que aquela OM somente execute as ações de manutenção em total conformidade com os manuais e demais documentos técnicos, considerando a configuração real das aeronaves, notadamente no que se refere às aeronaves da Categoria de Registro de Serviço Aéreo Especializado Público - Paraquedismo (SAE-PQD).

5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.

Nada a relatar.

Em 3 de julho de 2025.