

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



**RELATÓRIO FINAL**  
**A-104/CENIPA/2021**

<b>OCORRÊNCIA:</b>	<b>ACIDENTE</b>
<b>AERONAVE:</b>	<b>PS-CSM</b>
<b>MODELO:</b>	<b>B200GT</b>
<b>DATA:</b>	<b>14SET2021</b>



## **ADVERTÊNCIA**

*Em consonância com a Lei nº 7.565, de 19 de dezembro de 1986, Artigo 86, compete ao Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos (SIPAER): planejar, orientar, coordenar, controlar e executar as atividades de investigação e de prevenção de acidentes aeronáuticos.*

*A elaboração deste Relatório Final, lastreada na Convenção sobre Aviação Civil Internacional, foi conduzida com base em fatores contribuintes e hipóteses levantadas, sendo um documento técnico que reflete o resultado obtido pelo SIPAER em relação às circunstâncias que contribuíram ou que podem ter contribuído para desencadear esta ocorrência.*

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

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

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

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

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

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

## SINOPSE

O presente Relatório Final refere-se ao acidente com a aeronave PS-CSM, modelo B200GT, ocorrido em 14SET2021, tipificado como “[LOC-I] Perda de controle em voo”.

Durante a decolagem do Aeródromo de Piracicaba (SDPW), SP, por volta das 11h35min (UTC), para a realização de um voo privado, com dois pilotos e cinco passageiros a bordo, a aeronave veio a colidir contra o terreno em uma área de vegetação operando com 1.374 libras acima do Peso Máximo de Decolagem. O alerta de estol soou logo após a decolagem.

Constatou-se que a velocidade da hélice de um dos motores aumentou acima do ajuste normal durante a decolagem. Na sequência, ocorreu o aumento do ângulo das pás da hélice do motor direito em direção à posição de embandeiramento, seguido da perda de controle da aeronave.

A aeronave ficou destruída.

Os dois pilotos e os cinco passageiros sofreram lesões fatais.

Houve a designação de Representante Acreditado do *National Transportation Safety Board* (NTSB) - Estados Unidos, Estado de projeto e fabricação da aeronave e do *Transportation Safety Board of Canada* (TSB) - Canadá, Estado de projeto 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.....	7
1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.....	7
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.....	11
1.6. Informações acerca da aeronave.....	11
1.7. Informações meteorológicas.....	20
1.8. Auxílios à navegação.....	20
1.9. Comunicações.....	20
1.10. Informações acerca do aeródromo.....	22
1.11. Gravadores de voo.....	22
1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.....	22
1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.....	23
1.13.1. Aspectos médicos.....	23
1.13.2. Informações ergonômicas.....	23
1.13.3. Aspectos Psicológicos.....	23
1.14. Informações acerca de fogo.....	25
1.15. Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.....	25
1.16. Exames, testes e pesquisas.....	25
1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.....	32
1.18. Informações operacionais.....	34
1.19. Informações adicionais.....	42
1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.....	45
<b>2. ANÁLISE.....</b>	<b>45</b>
<b>3. CONCLUSÕES.....</b>	<b>49</b>
3.1. Fatos.....	49
3.2. Fatores contribuintes.....	51
<b>4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA .....</b>	<b>52</b>
<b>5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.....</b>	<b>53</b>

**GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS**

AFM	<i>Aircraft Flight Manual</i> - manual de voo de aeronave
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
ASDA	<i>Accelerate-Stop Distance Available</i> - distância utilizável para parada de decolagem
CANAC	Código ANAC
CAS	<i>Crew Alert System</i> - sistema de alerta da tripulação
CTAC	Centro de Treinamento de Aviação Civil
CAVOK	<i>Ceiling And Visibility Ok</i> - ausência de nuvens abaixo de 5.000 ft ou abaixo da altura mínima do setor mais elevado (qualquer que seja o maior) e visibilidade horizontal acima de 10 km; ausência de CB ou de condição de tempo significativo para a aviação
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CFTV	Circuito Fechado de Sistema de Vigilância Residencial
CIV	Caderneta Individual de Voo
CMA	Certificado Médico Aeronáutico
CRM	<i>Crew Resource Management</i> - gerenciamento dos recursos da tripulação
CST	Certificado Suplementar de Tipo
CSU	<i>Constant Speed Unit</i> - governador da hélice
CVA	Certificado de Verificação de Aeronavegabilidade
CVR	<i>Cockpit Voice Recorder</i> - gravador de voz da cabine
DLA	<i>Delay</i> - atraso
EICAS	<i>Engine Indication and Crew Alert System</i> - sistema de alerta da tripulação e indicação do motor
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i>
FSTD	<i>Flight Simulation Training Devices</i> - dispositivos de treinamento de simulação de voo
IFRA	Habilitação De Voo Por Instrumentos - avião
IS	Instrução Suplementar
ITT	<i>Inter Turbine Temperature</i> - temperatura da turbina intermediária
IAS	<i>Knots-Indicated Air Speed</i> - velocidade indicada em nós
LABDATA	Laboratório de Leitura e Análise de Dados de Gravadores de Voo
LDA	<i>Landing Distance Available</i> - distância utilizável para pouso
METAR	<i>Meteorological Aerodrome Report</i> - reporte meteorológico de aeródromo
MLTE	Habilitação de Classe Avião Multimotor Terrestre
MNTE	Habilitação de Classe Avião Monomotor Terrestre
MTOW	<i>Maximum Take-Off Weight</i> - peso máximo de decolagem
N1	Velocidade de Rotação do Gerador de Gases
N2	Velocidade de Rotação de Hélice RPM
NM	<i>Nautical Miles</i> - milhas náuticas
NTSB	<i>National Transportation Safety Board</i>

OM	Organização de Manutenção
OSG	<i>Overspeed Governors</i> - governador de sobrevelocidade
PBN	<i>Performance-Based Navigation</i> - navegação baseada em desempenho
PCM	Licença de Piloto Comercial - Avião
PF	<i>Pilot Flying</i> - piloto que opera
PFD	<i>Primary Flight Display</i> - display principal de voo
PIC	<i>Pilot In Command</i> - piloto em comando
PLA	Licença de Piloto de Linha Aérea - Avião
PMD	Peso Máximo de Decolagem
PN	<i>Part Number</i> - número de peça
PPR	Licença de Piloto Privado - Avião
QAV-1	Querosene de Aviação
QRH	<i>Quick Reference Handbook</i> - manual reduzido de referência da aeronave
RBAC	Regulamento Brasileiro da Aviação Civil
ROTAER	Manual Auxiliar de Rotas Aéreas
RPM	Rotações Por Minuto
RVSM	<i>Reduced Vertical Separation Minimum</i> - separação vertical reduzida
RWY	<i>Runway</i> - pista
SAFO	<i>Safety Alert for Operators</i> - alerta de segurança para operadores
SBJD	Designativo de Localidade - Aeródromo Comandante Rolim Adolfo Amaro, Jundiaí, SP
SDAM	Designativo de localidade - Aeródromo Estadual de Campos dos Amarais - Prefeito Francisco Amaral, Campinas, SP
SERIPA IV	Quarto Serviço Regional de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SHP	<i>Shaft Horsepower</i> - potência no eixo em HP
SI2F	Designativo de localidade - Aeródromo Fazenda Tarumã pvt, Santa Maria das Barreiras, PA
SIPAER	Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SN	<i>Serial Number</i> - número de série
SPDW	Designativo de localidade - Aeródromo de Piracicaba, SP
SSZO	Designativo de localidade - Aeródromo Santa Marta I, Santa Maria das Barreiras, PA
TAWS+	<i>Terrain Awareness Warning System Plus</i> - sistema de reconhecimento e alerta de terreno
TODA	<i>Take-Off Distance Available</i> - distância utilizável para decolagem
TORA	<i>Take-Off Run Available</i> - superfície utilizável para decolagem
TPP	Categoria de Registro de Aeronave de Serviço Aéreo Privado
TSB	<i>Transportation Safety Board of Canada</i>
UTC	<i>Universal Time Coordinated</i> - tempo universal coordenado
VFR	<i>Visual Flight Rules</i> - regras de voo visual
VMCA	Velocidade Mínima de Controle no Ar

## 1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.

<b>Aeronave</b>	<b>Modelo:</b> B200GT <b>Matrícula:</b> PS-CSM <b>Fabricante:</b> <i>Textron Aviation</i>	<b>Operador:</b> CSM Agropecuária Ltda.
<b>Ocorrência</b>	<b>Data/hora:</b> 14SET2021 - 11:35 (UTC) <b>Local:</b> Área de Vegetação próxima ao Aeródromo de Piracicaba (SDPW) <b>Lat.</b> 22°41'33"S <b>Long.</b> 047°37'27"W <b>Município - UF:</b> Piracicaba - SP	<b>Tipo(s):</b> [LOC-I] Perda de controle em voo

### 1.1. Histórico do voo.

A aeronave decolou do Aeródromo de Piracicaba (SDPW), SP, com destino ao Aeródromo Fazenda Tarumã (SI2F), Santa Maria das Barreiras, PA, por volta das 11h35min (UTC), a fim de realizar um voo privado de transporte de passageiros, com dois pilotos e cinco passageiros a bordo.

Após a decolagem, a aeronave colidiu contra o terreno em uma área de vegetação.

A aeronave ficou destruída.

Os dois pilotos e os cinco passageiros sofreram lesões fatais.

### 1.2. Lesões às pessoas.

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

### 1.3. Danos à aeronave.

A aeronave ficou destruída.

### 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	2P*
Totais	8.366:06	504:17
Totais, nos últimos 30 dias	00:46	00:46
Totais, nas últimas 24 horas	00:22	00:22
Neste tipo de aeronave	297:14	85:30
Neste tipo, nos últimos 30 dias	00:46	00:46
Neste tipo, nas últimas 24 horas	00:22	00:22

**Obs.:** os dados relativos às horas voadas foram obtidos por meio dos registros da Caderneta Individual de Voo (CIV) digital dos pilotos, além dos registros efetuados no diário de bordo recuperado da aeronave.

Para o *Pilot In Command* (PIC - piloto em comando), foram somadas as horas obtidas nas declarações de horas voadas das empresas em que atuou como piloto, as quais não constavam da CIV digital.

Considerou-se também, para ambos, o tempo de voo registrado por meio do *Cockpit Voice Recorder* (CVR - gravador de voz da cabine) nas 24 horas anteriores ao acidente.

### 1.5.2. Formação.

O PIC realizou o curso de Piloto Privado - Avião (PPR) na *Training Division* - Escola de Pilotagem Ltda., em Piracicaba, SP, no ano de 1999. A licença correspondente foi expedida em fevereiro de 2001. Em 2002, ele obteve a licença de Piloto Comercial - Avião (PCM) e, em 2010, a de Piloto de Linha Aérea - Avião (PLA).

O piloto da cadeira da direita, denominado ao longo deste relatório como 2P\*, realizou o curso de PPR na Escola de Aviação Sierra Bravo, em Americana, SP, entre os anos de 2016 e 2017. No ano de 2018, ele obteve a licença de PCM.

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

O PIC possuía a licença de PLA e estava com as habilitações de Classe Avião Multimotor Terrestre (MLTE) e Voo por Instrumentos - Avião (IFRA) em vigor.

O 2P\* possuía a licença de PCM e estava com as habilitações MLTE e IFRA em vigor.

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

Embora a CIV digital do PIC não estivesse atualizada, os registros de horas conferidos pelas empresas em que atuou como piloto somavam cerca de 7.872 horas totais, sendo 4.185 delas na função de Piloto em Comando. O seu total geral acumulava 8.366 horas.

A experiência operacional do PIC se desenvolveu a partir de 2002, quando passou a atuar como copiloto de aeronaves multimotoras em uma empresa de táxi-aéreo. A partir de 2005, foi promovido a comandante na mesma empresa, função em que permaneceu até janeiro de 2008.

Em novembro de 2008, passou a operar aeronaves PA-32 (MNTE), PA-31 e PA-34 (MLTE), em outra empresa de táxi-aéreo sediada em Salvador, BA.

No ano de 2009, o PIC realizou o *Ground School* da Aeronave *King-Air* BE-20, na Escola de Pilotagem Manche, da cidade de Salvador, BA.

A partir de 2011, em nova empresa de táxi-aéreo, o PIC passou a operar aeronaves BE90, LR55, C525, C510 e E110.

O seu voo de exame de proficiência para obtenção da habilitação de tipo BE20 foi realizado em junho de 2012.

No intervalo entre 2013 e 2015 ele permaneceu sem operar aeronaves BE20, estando com sua habilitação vencida. Em agosto de 2015, realizou um voo de readaptação local e três voos de readaptação em rota em aeronave do tipo BE20. Nos processos da Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC), constava uma revalidação da habilitação de tipo BE20 no mês de setembro de 2015, quando essa habilitação permaneceu válida por um ano.

Essa habilitação de tipo permitia operar o modelo de aeronave B200GT, correspondente ao PS-CSM. Contudo, a Instrução Suplementar (IS) N° 61-004G - "Lista de habilitações averbadas pela ANAC nas licenças de pilotos", da ANAC, regulamentou, a partir de 2016, que as aeronaves com *Maximum Take-Off Weight* (MTOW - peso máximo de decolagem) igual ou inferior a 5.670 kg, que poderiam ser operadas *single pilot* e que não possuíam motores turbojato/turbofan passariam a requerer a habilitação de Classe MLTE, razão pela qual a sua habilitação de tipo BE20 perdeu a vigência em setembro de 2016.

Desta feita, uma vez que o PIC possuía a habilitação para o tipo BE20, ele se enquadrava na regra de transição disposta na IS 61-006 - "Procedimentos para o

Lançamento de Endossos nos Registros de Voo de Pilotos”, Revisão A, publicada em 20ABR2016, a qual estabelecia o seguinte:

Regra de transição

Os pilotos cujas habilitações de tipo tenham sido convertidas em habilitações de classe por ocasião da Emenda 06 ao RBAC nº 61 consideram-se endossados em todos os modelos de aeronave que já tenham voado dentro dessa habilitação de tipo (para maiores detalhes, vide Apêndice C desta IS) (grifo nosso).

Após a transição prevista pela IS 61-006, o PIC manteve a habilitação de Classe MLTE, tendo realizado a sua última revalidação em 31OUT2020 em aeronave do modelo PA-34, que é uma aeronave bimotora com motor a pistão.

Em 2019, ele também realizou sessão de simulador para treinamento de diferenças da aeronave *Super King Air B250* na *Flight Safety International*, previamente ao traslado da aeronave PS-CSM dos Estados Unidos para o Brasil.

Com base nos registros do diário de bordo recuperado, constatou-se que o PIC operou a aeronave PS-CSM por diversas vezes nos noventa dias que antecederam ao acidente. Desse modo, ele também atendia aos critérios estabelecidos na Seção 21, Emenda nº 13, Subparte A, do Regulamento Brasileiro da Aviação Civil (RBAC) nº 61 - “Licenças, Habilitações e Certificados para Pilotos”, referente à experiência recente.

Considerou-se, portanto, que o PIC estava qualificado, segundo os requisitos estabelecidos pela ANAC, e que ele possuía experiência no tipo de voo.

Com relação à qualificação do 2P\*, verificou-se que ele não havia obtido a habilitação para o tipo BE20, previamente à transição prevista pela IS 61-004G. Nesse caso, para se qualificar para a operação das aeronaves B200GT, ele deveria, além de possuir a habilitação de Classe MLTE, ser submetido ao endosso, conforme estabelecia a seção 61.199 do RBAC 61:

61.199 Prerrogativas e limitações do titular de habilitação de categoria e de classe

(a) Observado o cumprimento dos preceitos estabelecidos neste Regulamento, as prerrogativas do titular de uma habilitação de categoria ou de classe são as de pilotar aeronaves da categoria ou classe na qual tenha se habilitado, na função de piloto em comando ou segundo em comando.

(b) O titular de uma habilitação de categoria ou classe pode exercer suas prerrogativas em todos os modelos de aeronave pertencentes à categoria ou classe em que esteja habilitado.

(1) Não obstante o previsto no caput, a ANAC pode estabelecer, por meio de Instrução Suplementar, a exigência de treinamento mínimo e endosso na CIV para operar modelos específicos de aeronave. Nestes casos, o exercício das prerrogativas do titular de uma habilitação de categoria ou classe fica condicionado à prévia conclusão do treinamento e obtenção do endosso. (grifo nosso)

De acordo com a IS 61-006, revisão H, vigente à época em que o 2P\* adquiriu suas habilitações, as aeronaves do modelo *Beechcraft 200 Series* certificadas com MTOW igual ou inferior a 5.670 kg requeriam um endosso específico para a qualificação de pilotos (Figura 1).

		Data de emissão: 13 de novembro de 2020		IS nº 61-006	
		Data de vigência: 1º de dezembro de 2020		Revisão H	
<b>APÊNDICE B - TABELAS DE MODELOS DE AERONAVE CLASSE QUE REQUEREM ENDOSSO ESPECÍFICO</b>					
<b>CLASSE AVIOES MULTIMOTORES A TURBINA</b>					
(1) FABRICANTE	(2) MODELO	(3) DESIGNATIVOS PARA FINS DO EXAME PREVISTO EM 61.199(b)(2)	(4) INSTRUÇÃO REQUERIDA PARA O ENDOSSO	(5) QUALIFICAÇÃO MÍNIMA DO PILOTO ENDOSSANTE	(6) OBSERVAÇÕES ADICIONAIS
Asta GAF	Nomad-22B Nomad-24A	A22T	A critério	PC	
Beechcraft/ Raytheon	Beechcraft 90 Series	BE90/BE99/BE10/ BE20	A critério	PC	
	Beechcraft 99 Series		A critério	PC	
	Beechcraft 100 Series		A critério	PC	
	Beechcraft 200 Series - apenas modelos certificados com MTOW igual ou inferior a 5670kg (12500lbs).		A critério.	PC	

Figura 1 - Extrato do Apêndice B da IS 61-006H.

Ainda, de acordo com o Apêndice B da IS 61-006H, a qualificação mínima para o piloto endossante correspondia a de Piloto Comercial (PC) e a instrução requerida para o endosso indicava “A critério”. Para esses casos, a IS estabelecia o seguinte:

C5.4.1. A Coluna 4 indica qual a instrução requerida previamente à concessão do endosso. Se esta coluna indicar instrução “A critério”, o piloto endossante deverá ministrar a instrução de solo e de voo que se mostre suficiente para que o piloto endossado seja capaz de demonstrar total conhecimento e proficiência nos seguintes aspectos:

- a) estrutura, sistemas e limitações da aeronave;
- b) procedimentos anteriores ao voo, incluindo peso e balanceamento e verificação das condições gerais de aeronavegabilidade;
- c) procedimentos normais em solo e em voo;
- d) procedimentos anormais e de emergência em solo e em voo; e
- e) procedimentos em caso de falhas de equipamentos e de motor.

C5.4.2. Em todos os casos, caso haja avaliação operacional publicada para o modelo de aeronave, esta deve ser usada como referência para o treinamento ministrado. As Avaliações Operacionais podem ser encontradas na página <http://www.anac.gov.br/assuntos/setorregulado/profissionais-da-aviacao-civil/avaliacao-operacional>.

Ao cumprir os requisitos para o endosso de modelo específico de aeronave Classe, o piloto endossante deveria registrar tal condição na CIV digital ou realizar a seguinte declaração na CIV física:

Declaro que ministrei instrução de solo e de voo ao piloto (Nome do piloto endossado, CANAC do piloto endossado) em um (modelo da aeronave, conforme designativos do Apêndice B da IS nº 61-006) e o considero proficiente para atuar como piloto em comando em aeronaves desse modelo. (Nome, CANAC, assinatura do instrutor e nome da escola/aeroclube caso aplicável).

Os últimos registros na CIV digital do PIC e do 2P\* referiam-se a voos datados de outubro de 2020 e fevereiro de 2021, respectivamente. Porém, na CIV digital do 2P\*, foram verificados diversos registros de voos na aeronave PS-CSM com *status* de “rascunho” até julho de 2021, uma vez que o sistema não aceitava esses registros devido ao fato de o 2P\* não possuir o endosso para a aeronave.

De acordo com os registros da CIV do 2P\*, verificou-se que ele realizou voo de avaliação de proficiência para revalidação da habilitação de MLTE em fevereiro de 2021, em aeronave modelo PA-34.

Uma vez que a Comissão de Investigação não identificou qualquer registro de endosso para o 2P\*, considerou-se que ele não estava qualificado para operar a aeronave PS-CSM.

### 1.5.5. Validade da inspeção de saúde.

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

### 1.6. Informações acerca da aeronave.

A aeronave, de número de série BY-364, foi fabricada pela *Textron Aviation*, em 2019, 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, motores e hélices estavam com as escriturações atualizadas.

Tratava-se de um bimotor turboélice, de asa baixa, cauda em “T”, construída inteiramente de metal e com asas do tipo *full cantilever*.

Conforme Mapa Informativo de Controle de Grandes Alterações/Grandes Reparos, a aeronave havia recebido quatro modificações por meio de Certificados Suplementares de Tipo (CST), relacionados ao seu desempenho, à adição de *winglets* nas asas e à substituição das hélices metálicas por hélices de compósitos estruturais (Figura 2).

Registro	Data	Descrição
SA3366NM (CST 9805-05) PC-4	20/09/2019	RAISBECK RAM AIR INSTALLATION
SA01615SE (CST 2008S04-04) PC-4	20/09/2019	BLR WINGLET INSTALLATION
SA02130SE (CST 2011S10-02) PC-4	20/09/2019	BLR HARTZELL COMPOSITE PROPELLER
SA02131SE (CST 2011S10-05) PC-4	20/09/2019	BLR ULTIMATE PERFORMANCE PACKAGE

Figura 2 - Certificados Suplementares de Tipo aplicados à aeronave PS-CSM.

No dia 25NOV2019, estando o PS-CSM com 36 horas e 30 minutos totais, a aeronave foi recebida pela Organização de Manutenção (OM) TAM Aviação Executiva e Táxi Aéreo S/A, em Jundiaí, SP, para realizar a inspeção de “50 horas”, registrando-se também intervenções relacionadas a um aumento anormal na Velocidade de Rotação de Hélice RPM (N2) quando o sistema de embandeiramento automático era ativado.

Em 19ABR2021, estando com 227 horas e 6 minutos de voo totais, a aeronave foi recebida pela mesma OM para realizar inspeções programadas, quando foram cumpridos diversos cartões de inspeção, entre eles a lubrificação “de 6 meses” das hélices.

A lubrificação da hélice direita foi realizada pela própria OM TAM Aviação Executiva e Táxi Aéreo S/A, mas, durante a lubrificação da hélice esquerda, foi constatado que dois parafusos de lubrificação dessa hélice encontravam-se quebrados.

No dia 23ABR2021, a hélice esquerda *Part Number* (PN - número de peça) HC-E4N-3A, *Serial Number* (SN - número de série) NR511, com 227 horas e 6 minutos, foi removida pela OM TAM Aviação Executiva e Táxi Aéreo S/A e enviada para reparo externo.

Na OM Diamond Aviação Ltda., a hélice esquerda foi parcialmente desmontada, sendo executado o reparo nos orifícios de lubrificação (graxeiros) *slots* 2 e 3 do cubo, a

substituição de *o-rings*, o engraxamento, o balanceamento estático e o ajuste de ângulos. Após o retorno da oficina externa, a hélice esquerda foi instalada e foi efetuado o seu balanceamento dinâmico pela OM TAM Aviação Executiva e Táxi Aéreo S/A no dia 25MAIO2021.

No dia 26MAIO2021, foi efetuada a substituição dos *Beta Valve Carbon Block* das hélices direita e esquerda e o cheque em solo dos motores, sendo tais serviços finalizados no dia 27MAIO2021. Foi observado que na caderneta da hélice PN HC-E4N-3A, SN NR511, havia o registro de sua remoção para reparo em oficina externa, porém a sua reinstalação não estava registrada.

A última inspeção da aeronave e a mais abrangente, do tipo “365 dias e obtenção do CVA”, teve início em 23AGO2021 e foi finalizada em 13SET2021, pela OM TAM Aviação Executiva e Taxi Aéreo S/A, estando a aeronave com 268 horas e 36 minutos totais.

Nessa ocasião, foi realizada a inspeção de “200 horas e de 600 horas/12 meses” dos motores, além da *desalination wash*. Foi efetuada a inspeção de “400 horas/12 meses”, a lubrificação e o ajuste de RPM de ambas as hélices, com a rotação máxima tentando atingir 2.000 RPM, tendo em vista que, durante giro de motores, foi constatado que as hélices estavam com rotação abaixo da estabelecida em manual, limitando-se a 1.950 RPM.

Foi também efetuado ajuste de *flight idle low pitch* do motor esquerdo, pois, durante giro de motor, foi constatado que estava acima do permitido em manual. Os valores registrados de RPM das hélices e de *flight idle low pitch* do motor esquerdo no cheque inicial e após ajustes constam, respectivamente, nas Figura 3 e 4.

POWER CHECK DATA WORKSHEET (Without JETCAL)  
King Air 200 Series Aircraft Maintenance Manual (Rev E0)  
GROUND CHECK DATA: HARTZELL 4-BLADED PROPELLER  
(BY-1 and After; BZ-1 and After; and Airplanes With Kit 101-9113-1 Engine Upgrade PT6A-52 Installed)

DATE 25/08/2021 OS 104617  
ACFT PREFIXO DS-OSM MODELO Reversion S/N \_\_\_\_\_  
MOTOR MODELO PT6A-52  
FIELD BAR. PRESSURE (in. Hg): 27.43 OAT (°C): 33  
OR  
PRESSURE ALTITUDE (ft): 2460 (X) ENTRADA ( ) SAÍDA

	LIMITS	INDICATED / LH	INDICATED / RH
STARTING - ITT (°C)	1.000 °C / 5 sec	<u>734</u>	<u>756</u>
<b>76-11-13 - GROUND CHECK: Hartzell 4-Bladed Propeller</b>			
LOW IDLE Nh (RPM)	1.180 -0/+25 RPM	<u>1200</u>	<u>1220</u>
HIGH IDLE N1 (%)	69 to 71%	<u>70,4</u>	<u>70,4</u>
FLIGHT IDLE LOW PITCH - Fig 502 (FT-LB)	<u>455 +/- 40</u>	<u>440/470</u>	<u>470</u>
Difference Between Engines (FT-LB)	20 FT-LB	<u>0</u>	<u>0</u>
GROUND FINE DETENT Nh (RPM)	200 - 250 RPM	<u>230</u>	<u>250</u>
MAX. REVERSE N1 (%)	82 to 88%	<u>85,9</u>	<u>85,8</u>
BETA VALVE CLEVIS MOVEMENT (in)	0.010 in	<u>0.010 in</u>	<u>0.010 in</u>
<b>77-01-01-6 - POWER CHECK (Without JETCAL)</b>			
PROPELLER SPEED (RPM)	2.000 RPM	<u>1950</u>	<u>1960</u>
TORQUE (ft-lb)		<u>1370</u>	<u>1370</u>
ITT (°C)		<u>730</u>	<u>734</u>
GG SPEED -N1 (%)		<u>102</u>	<u>97,7</u>
FUEL FLOW (LBS/HR)		<u>510</u>	<u>480</u>
OIL PRESS (PSI)	90 - 135 psig	<u>109</u>	<u>109</u>
OIL TEMPERATURE (°C)	10 - 99 °C	<u>96</u>	<u>95</u>

Figura 3 - Ficha de cheque de motores na ocasião do recebimento da aeronave pela OM.

POWER CHECK DATA WORKSHEET (Without JETCAL)  
King Air 200 Series Aircraft Maintenance Manual (Rev E0)  
GROUND CHECK DATA: HARTZELL 4-BLADED PROPELLER  
(BY-1 and After; BZ-1 and After; and Airplanes With Kit 101-9113-1 Engine Upgrade PT6A-52 Installed)

DATE 08/09/2021 OS 109617  
ACFT PREFIXO PS-CSM MODELO B200 Mission S/N 24-364  
MOTOR MODELO PT6A-52  
FIELD BAR. PRESSURE (in.Hg): 29.23 OAT (°C): 33  
OR  
PRESSURE ALTITUDE (ft): 2500 ( ) ENTRADA  SAÍDA

STARTING - ITT (°C)	LIMITS	INDICATED / LH	INDICATED / RH
	1.000 °C / 5 sec	<u>620</u>	<u>628</u>

76-11-13 - GROUND CHECK: Hartzell 4-Bladed Propeller

LOW IDLE	Nh (RPM)	1.180 -0/+25 RPM	<u>1220</u>	<u>1210</u>
HIGH IDLE	N1 (%)	69 to 71%	<u>40,3</u>	<u>69,6</u>
FLIGHT IDLE LOW PITCH - Fig 502	(FT-LB)	<u>450 +/- 40</u>	<u>450</u>	<u>450</u>
Difference Between Engines	(FT-LB)	20 FT-LB	<u>0</u>	
GROUND FINE DETENT	Nh (RPM)	200 - 250 RPM	<u>200</u>	<u>210</u>
MAX. REVERSE	N1 (%)	82 to 88%	<u>85,0</u>	<u>85</u>
	Tq (ft-lb)	-----		
BETA VALVE CLEVIS MOVEMENT	(in)	0.010 in		

77-01-01-6 - POWER CHECK (Without JETCAL)

PROPELLER SPEED	(RPM)	2.000 RPM	<u>1890</u>	<u>1890</u>
TORQUE	(ft-lb)		<u>1950</u>	<u>1950</u>
ITT	(°C)		<u>728</u>	<u>732</u>
GG SPEED -N1	(%)		<u>101</u>	<u>97,6</u>
FUEL FLOW	(LBS/HR)		<u>550</u>	<u>480</u>
OIL PRESS	(PSI)	90 - 135 psig	<u>111</u>	<u>110</u>
OIL TEMPERATURE	(°C)	10 - 99 °C	<u>90</u>	<u>91</u>

Figura 4 - Ficha de cheque de motores após ajustes efetuados.

Conforme observado nas Figuras 3 e 4, tanto a ficha de entrada quanto a de saída continham rasuras nas anotações dos parâmetros verificados, constatando-se diferenças em relação ao que se havia lançado na Ordem de Serviço correspondente à manutenção.

A aeronave estava com, aproximadamente, 269 horas totais na ocasião do acidente.

### Comandos de Voo e Mecanismos de Operação

A aeronave era equipada com ailerons, leme e profundor convencionais. O seu profundor se conectava ao estabilizador horizontal na parte superior da cauda em "T". Os controles eram duplicados para operação a partir de ambos os postos de pilotagem. Havia comando de compensadores para o profundor, pedais e ailerons no pedestal central da cabine, com um indicador de posição para cada um dos comandos.

Para a compensação do profundor, havia um sistema manual e outro elétrico, instalado em conjunto com o sistema do piloto automático. Para auxílio no controle direcional, havia o sistema de *Rudder Boost* e o *Yaw Damper*. Este último era parte integrante do sistema de pilotagem automática.

#### Rudder Boost

O sistema *Rudder Boost* tinha a finalidade de auxiliar o piloto a manter o controle direcional nos casos em que houvesse a falha de um dos motores ou uma variação de potência significativa entre eles.

Para isso, o sistema contava com dois servos atuadores pneumáticos que agiam nos cabos do leme de direção para ajudar a compensar uma eventual assimetria de potência.

O sistema era ativado manualmente por meio do *switch* RUDDER BOOST localizado no pedestal central.

Conforme manual e *checklist* do equipamento, a sua ativação deveria ocorrer antes de cada voo, sendo necessário confirmar a sua atuação durante o cheque dos motores.

O manual de operação da aeronave descrevia que o sistema era projetado para auxiliar nas condições de assimetria, mas a compensação apropriada deveria ser feita pelo piloto.

### Sistema de Propulsão (PT6A-52 Engine)

O PS-CSM era equipado com dois motores turboélice *Pratt & Whitney Canada Corp.* PT6A-52, cada um com potência nominal de 850 SHP.

Cada motor possuía um compressor axial de três estágios, um compressor centrífugo de um estágio e uma turbina do compressor de estágio único.

A turbina de potência, que era uma turbina de dois estágios contrarrotativa em relação à turbina do compressor, acionava o eixo de saída.

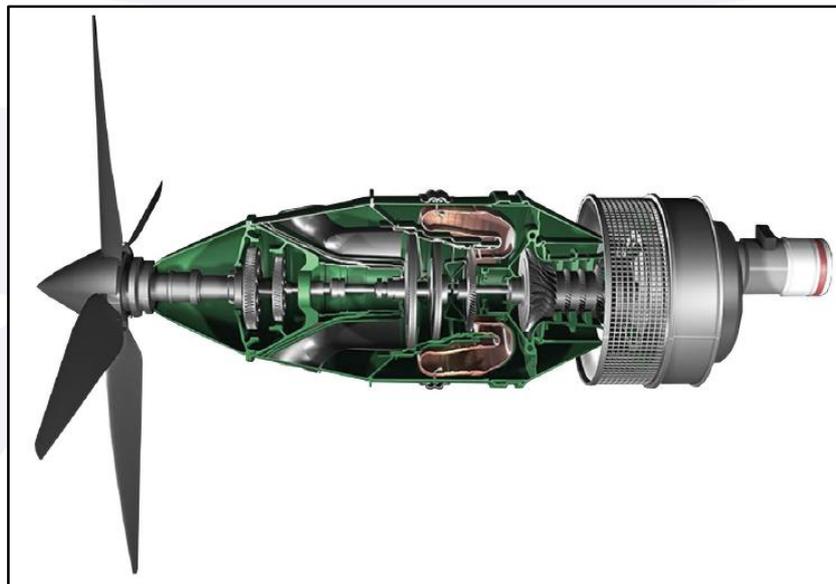


Figura 5 - Vista em corte do motor PT6A-52 que equipava a aeronave PS-CSM.  
Fonte: material de treinamento da aeronave - TRU *Simulation Training*.

Ambas as turbinas estavam localizadas no centro aproximado do motor, com os seus eixos se estendendo em direções opostas. O sistema era de fluxo reverso, com o suprimento de ar entrando na parte inferior da nacele e passando pelas telas protetoras traseiras. Após ser comprimido, o ar era direcionado para a câmara de combustão anular, onde se misturava com combustível pulverizado por 14 bicos montados ao redor da caixa do gerador de gases.

A ignição era realizada por uma unidade de descarga capacitiva e duas velas de ignição. O controle de combustível era pneumático e mantinha o regime definido pela alavanca de potência do gerador de gases. A velocidade da hélice permanecia constante em qualquer posição da alavanca de controle, exceto na faixa beta, na qual a velocidade máxima era controlada pela seção pneumática do governador de hélice.

A caixa de acessórios, localizada na parte traseira do motor, acionava as bombas de combustível, o controlador de combustível, as bombas de óleo, o motor de partida/gerador e o gerador de tacômetro. Nesse ponto, a velocidade da unidade de acionamento (N1) era igual a velocidade do compressor do motor, sendo 37.468 RPM (que correspondia a 100% N1). A velocidade máxima contínua era de 39.000 RPM, o que equivalia a 104% N1.

A caixa de redução, à frente da turbina de potência, acionava a hélice, o gerador de tacômetro da hélice, o governador de sobrevelocidade da hélice e o governador da hélice.

A velocidade da turbina de potência do motor, a 100% de N1, era de 30.145 RPM e, após a redução das engrenagens, a rotação da hélice era de 2.000 RPM, correspondente a 100% de N2.

### Propeller System (sistema de hélices)

Cada motor era equipado com uma hélice de quatro pás de material composto, embandeirável, de velocidade constante, com contrapesos centrífugos, reversível e de passo variável, montada no eixo de saída da caixa de redução do motor.

O passo e a velocidade da hélice eram controlados pela pressão do óleo do motor, por meio dos governadores de hélice de ação simples, acionados pelo motor. Contrapesos centrífugos, assistidos por uma mola de embandeiramento, moviam as pás para a posição bandeira. A pressão do óleo do motor aumentada pelo governador movia a hélice para a posição de alta rotação (passo mínimo) e posição reversa.

A posição de passo mínimo da hélice era determinada pelo *Low Pitch Stop*, que se tratava de um limite hidráulico acionado mecanicamente. Esse mecanismo permitia que as pás girassem além da posição de passo mínimo e para a posição reversa quando selecionada durante a operação em solo.

Os ângulos de pá em beta e reverso eram controlados por meio das alavancas de potência nas faixas beta e reverso, deslocando a válvulas beta do governador.

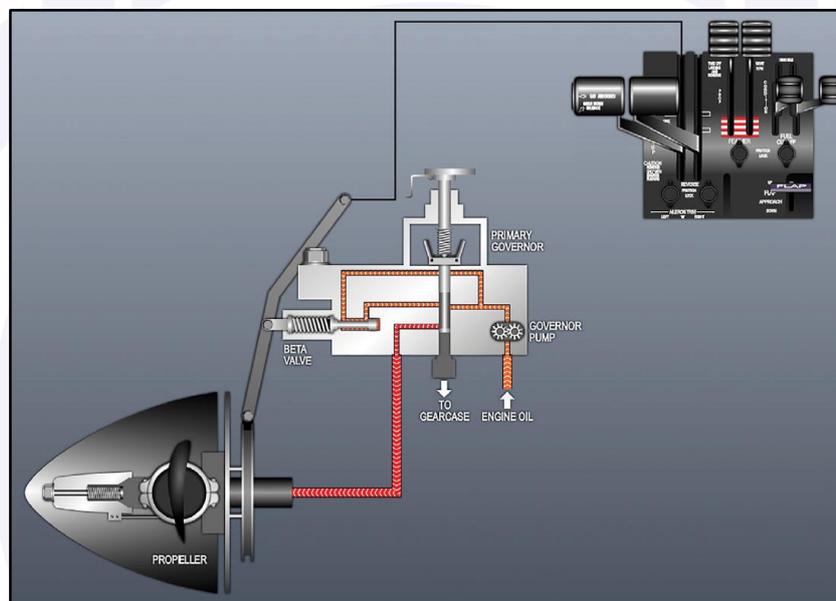


Figura 6 - Sistema de hélices, governador e manetes de controle.  
Fonte: material de treinamento da aeronave - TRU Simulation Training.

#### a) *Constant Speed Units* (CSU - governadores da hélice).

A hélice era controlada por dois governadores, um governador de velocidade constante e um governador de sobrevelocidade. O governador de velocidade constante, montado na parte superior da caixa de redução, controlava a hélice em toda a sua faixa de operação.

O manete de controle da hélice operava por meio desse governador. Se o governador de velocidade constante apresentasse uma falha e permitisse mais de 2.000 RPM, o governador de sobrevelocidade entraria em ação a 2.120 RPM e drenaria o óleo da hélice para manter a rotação em, aproximadamente, 2.120 RPM.

Sobre as características do funcionamento do sistema verificou-se que:

- um solenoide acionado pelo interruptor PROP GOV - TEST, localizado no subpainel esquerdo do piloto, era fornecido para redefinir o governador de sobrevelocidade para, aproximadamente, 1.830 a 1.910 RPM para fins de teste;

- se a hélice travasse ou se movesse muito lentamente durante uma condição transitória, fazendo com que o governador de hélice demorasse a atuar para evitar uma condição de sobrevelocidade, o governador da turbina de potência, contido dentro do alojamento do governador de velocidade constante, atuaria como um governador de *topping* de combustível;
- quando a hélice atingia 2.120 RPM, o governador de *topping* de combustível limitava o fluxo de combustível para o gerador de gases, reduzindo a rotação de N1, o que, por sua vez, impedia que a rotação da hélice excedesse, aproximadamente, 2.200 RPM; e
- durante a operação na faixa reversa, o governador de *topping* de combustível era redefinido para, aproximadamente, 95% da rotação da hélice antes que esta atingisse um ângulo de passo negativo. Isso garantia que a potência do motor fosse limitada para manter uma rotação da hélice um pouco menor que a configuração do governador de velocidade constante.

Dessa forma, observou-se que o sistema foi projetado para que o governador de velocidade constante fosse capaz de detectar uma condição de baixa velocidade e direcionasse a pressão do óleo para o pistão da hélice, a fim de permitir a operação nas faixas beta e reversa.

- b) Parâmetros de operação dos *Overspeed Governors* (governadores de sobrevelocidade).

O limite máximo de sobrevelocidade da hélice era de 2.200 RPM sendo limitado a cinco segundos. Nesse sistema, sobrevelocidades sustentadas da hélice acima de 2.000 RPM indicavam falha do governador primário.

Observou-se, conforme manual de operação, que o voo poderia continuar com sobrevelocidade da hélice até 2.120 RPM, desde que o torque fosse limitado a 1.800 lb.ft. Sobrevelocidades sustentadas da hélice acima de 2.120 RPM indicavam falha de ambos os governadores, primário e secundário, e tal condição não era aprovada pelo fabricante.

PROPELLER ROTATIONAL SPEED LIMITS	
Transients not exceeding 5 seconds .....	2200 rpm
Reverse .....	1900 rpm
All other conditions .....	2000 rpm
Minimum Idle Speed .....	1180 rpm

**WARNING**

Stabilized ground operation within the propeller restricted RPM range (500 – 1180 RPM) can generate high propeller stresses and result in propeller failure and loss of control of the aircraft.

Figura 7 - Limites rotacionais da hélice.

- c) *Autofeather System* (sistema de embandeiramento automático).

O sistema de embandeiramento automático do PS-CSM proporcionava um meio de descarregar imediatamente o óleo do servo propulsor, para permitir que a mola de passo e os contrapesos levassem rapidamente a hélice para o passo bandeira, em caso de falha do motor.

O sistema era habilitado por meio de um interruptor no painel esquerdo do piloto, identificado como AUTOFEATHER - ARM - OFF - TEST.

Quando o interruptor era colocado na posição ARM e ambos os manetes de potência estavam acima de, aproximadamente, 90% N1, um aviso "AFX" era exibido ao lado da

indicação correspondente da hélice na janela *Engine Indication and Crew Alert System* (EICAS - sistema de alerta da tripulação e indicação do motor) e na janela sinóptica do motor, indicando que o sistema estava armado. Se qualquer um dos manetes de potência não estivesse acima de, aproximadamente, 90% N1, o sistema era desarmado e o aviso “AFX” não era exibido.

Caso o trem de pouso estivesse estendido e o interruptor de embandeiramento automático estivesse desligado, a mensagem AUTOFEATHER OFF era exibida no EICAS.

O sistema podia ser testado em solo usando a posição TEST do interruptor, que era uma posição intermitente. Com o interruptor na posição TEST, os sensores de 90% N1 eram desativados e o sistema era armado com os manetes de potência ajustados em, aproximadamente, 500 lb.ft de torque.

Com relação ao funcionamento desse sistema, ao reduzir um único manete de potência, era simulada uma falha no motor, e a ação resultante do sistema de embandeiramento automático podia ser verificada. Nesse teste, como o motor não era efetivamente cortado, o aviso “AFX” no EICAS e na janela sinóptica do motor em teste era ativado e desativado à medida que o torque oscilava acima e abaixo de 260 lb.ft.

d) *Propeller Synchrophaser* (sistema sincronizador de hélice).

O sistema sincronizador de hélice, certificado para todas as operações de decolagem e pouso, ajustava automaticamente as RPM das hélices para mantê-las em fase, reduzindo o ruído na cabine.

Antes de ser ativado, era necessário ajustar manualmente a RPM de cada motor para que ficassem dentro do limite máximo de 10 RPM entre eles.

Uma vez que o sistema era ativado, a sincronia era mantida, ajustando as RPM conforme necessário para preservar o desempenho dos motores. O sistema funcionava no intuito de nunca reduzir as RPM abaixo do valor definido pelo controle da hélice com maior rotação.

Para alterar as RPM com o sistema ativado, ambos os controles precisavam ser ajustados igualmente. Caso o sincronizador não conseguisse manter a sincronização, era necessário que o piloto atuasse no sistema desativando-o, reajustando manualmente a RPM e então religando-o.

Pedestal de Manetes

- Manetes de Potência:

Os manetes de potência proporcionavam controle da potência do motor desde a marcha lenta até a potência de decolagem, operando o regulador do gerador de gás (N1) na unidade de controle de combustível. O aumento da rotação N1 resultava em aumento da potência do motor.

- Manetes de Hélice:

Cada manete de hélice operava uma mola reguladora dentro da CSU para reposicionar a *pilot valve* (válvula piloto), resultando em aumento ou diminuição da rotação da hélice. Para o embandeiramento, cada manete de hélice elevava a válvula piloto para uma posição que provocava a descarga completa do óleo de alta pressão, permitindo que os contrapesos e a mola de embandeiramento alterassem o passo.

Batentes no final do curso do manete evitavam movimento inadvertido para a faixa de embandeiramento. A faixa de operação era de 1.600 a 2.000 RPM.

- Manetes de Condição:

Os manetes de condição possuíam três posições: CORTE DE COMBUSTÍVEL, MARCHA LENTA BAIXA e MARCHA LENTA ALTA. Cada manete controlava a função de corte de combustível da unidade de controle de combustível e definia a velocidade de marcha lenta em, aproximadamente, 61% N1, ou conforme necessário para manter 1.180 RPM da hélice em marcha lenta baixa, e 70% N1 para marcha lenta alta.

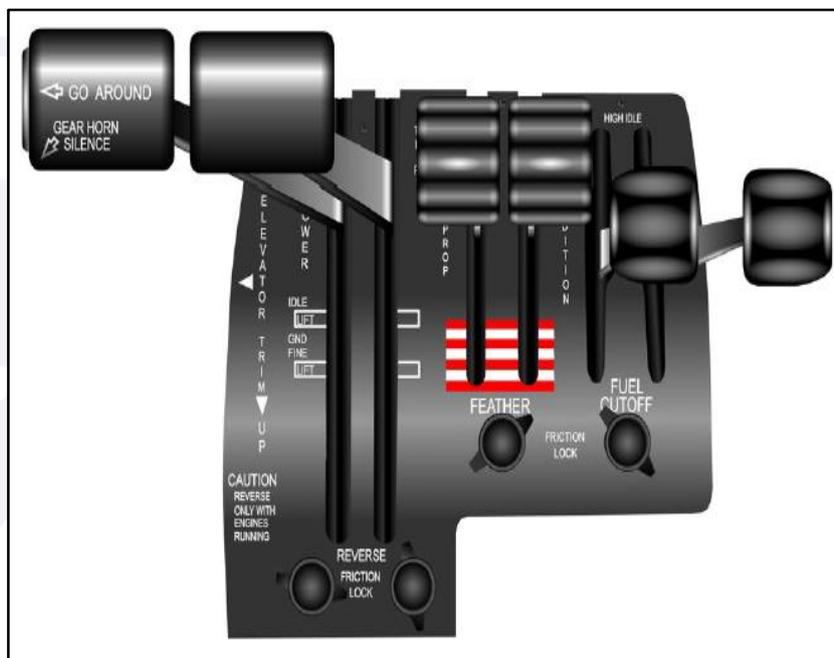


Figura 8 - Pedestal de manetes.

Fonte: material de treinamento da aeronave - TRU Simulation Training.

### Engine Indication and Crew Alerting System (EICAS)

O EICAS era um *display* dedicado que mostrava, de forma integrada, os instrumentos do motor, informações de temperatura e mensagens do *Crew Alert System* (CAS - sistema de alerta da tripulação).

O *display* EICAS era dividido em quatro áreas, indicando parâmetros como torque, *Inter Turbine Temperature* (ITT - temperatura entre turbinas) e rotação das Hélices, em RPM.

Os parâmetros do motor exibidos eram codificados por cores para corresponder às suas respectivas faixas e limites.

Enquanto os parâmetros estivessem na faixa normal, as indicações apareciam em verde. Quando atingissem ou excedessem os limites, o *display* mudava para âmbar ou vermelho, dependendo do valor ultrapassado.

O CAS fornecia à tripulação mensagens em texto claro para WARNING (vermelho), CAUTION (âmbar), ADVISORY (ciano) e STATUS (branco), nessa ordem de prioridade.

Os procedimentos anormais e de emergência nessa seção estavam vinculados, quando aplicável, às mensagens mencionadas a seguir.

## - Alertas Aurais - Sinais de Aviso Sonoro

PRIORIDADE	ALERTA SONORO	DESCRIÇÃO	DURAÇÃO
1	Excesso de Velocidade	Tom de frequência varrida repetitiva; aumentando de 500 Hz para 1.670 Hz cerca de 5 vezes por segundo	Contínuo
2	<u>Alerta de Estol</u>	<u>Tom Contínuo de 1 kHz</u>	<u>Contínuo</u>
3	<i>Master Warning</i>	Três Toques	Único
4	Motor Esquerdo	Alerta de Voz "MOTOR ESQUERDO", 800 ms de atraso, "MOTOR ESQUERDO"	Único
5	Motor Direito	Alerta de Voz "MOTOR DIREITO", 800 ms de atraso, "MOTOR DIREITO"	Único
6	Desconexão do Piloto Automático	Tom de trinado, 460 Hz em média, modulando continuamente, 5 vezes por segundo	Repetitivo
7	Alerta de Altitude da Cabine	Alerta de Voz "Altitude da Cabine", 900 ms de atraso, repetido	Repetitivo
8	Trem de Pouso	500 ± 50 Hz, ligado por 0,375 ± 0,1 segundo, desligado por 0,375 ± 0,1 segundo	Repetitivo
9	Alerta de Altitude	Tom musical constante "C"	Contínuo
10	Aviso de CAUTION	Toque Único ( <i>single chime</i> )	Único

Tabela 1- Alertas Aurais do PS-CSM.

- *Stall Warning System* - Sistema de Alerta de Estol

O sistema de alerta de estol consistia em um transdutor, um computador de sustentação, uma buzina de alerta e um interruptor de teste.

O ângulo de ataque era detectado pela pressão aerodinâmica no transdutor de sustentação localizado no bordo de ataque da asa esquerda. Quando um estol era iminente, um sinal de saída do sensor ativava um tom de alerta de estol (Figura 9).



Figura 9 - Transdutor sensor do sistema de alarme de estol.

Fonte: material de treinamento da aeronave - TRU *Simulation Training*.

O sistema podia ser testado no pré-voo por meio de um interruptor de mola identificado como TESTE DE ALERTA DE ESTOL no subpainel esquerdo do posto da direita.

Mantendo esse interruptor na posição TESTE DE ALERTA DE ESTOL, ativava-se o tom da buzina de alerta e uma indicação de ESTOL próxima à escala de velocidade no *Primary Flight Display* (PFD - display principal de voo).

### 1.7. Informações meteorológicas.

O Aeródromo de SDPW não dispunha de serviço meteorológico. Os *Meteorological Aerodrome Reports* (METAR - reporte meteorológico de aeródromo) do Aeródromo Estadual de Campos dos Amarais - Prefeito Francisco Amaral (SDAM), em Campinas, SP, distante 30 NM do local do acidente traziam as seguintes informações:

METAR SDAM 141100Z 06003KT CAVOK 25/12 Q1015=

METAR SDAM 141200Z 04006KT CAVOK 28/11 Q1016=

Com base em registros de vídeo, verificou-se que as condições estavam acima das mínimas necessárias para a realização do voo, com visibilidade acima de 10 km, sem nuvens significativas. O vento tinha intensidade aproximada de 5 kt, com direção estimada de 050° (Figura 10).

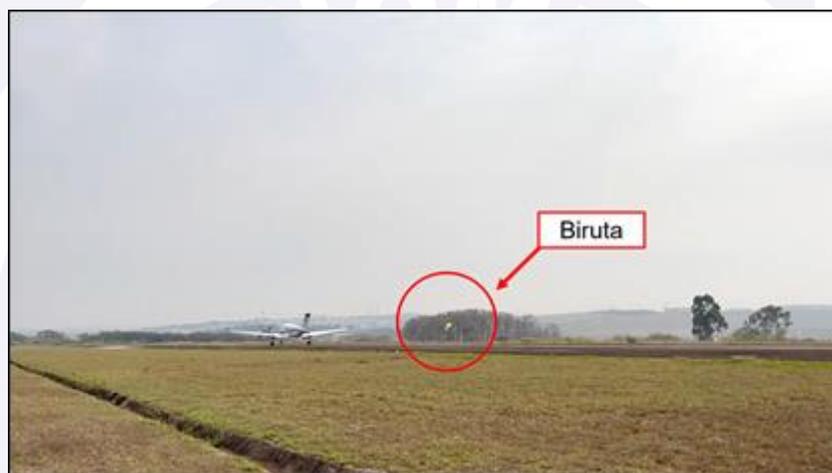


Figura 10 - Captura de tela do registro em vídeo realizado por observador, com destaque para a biruta do Aeródromo de SDPW.

### 1.8. Auxílios à navegação.

Nada a relatar.

### 1.9. Comunicações.

Por meio dos áudios do CVR, foi possível avaliar trechos de comunicação entre o PS-CSM e os órgãos de controle, e entre essa aeronave e a coordenação local de SDPW, tanto no voo do dia do acidente quanto no voo do dia anterior.

Com a finalidade de fundamentar as análises dos aspectos operacionais abordados neste relatório, foram destacadas algumas dessas transmissões. Para o registro dos horários descritos neste campo, utilizou-se, como referência, o tempo de gravação do próprio CVR.

Com relação ao voo do dia anterior à ocorrência, entre os aeródromos Comandante Rolim Adolfo Amaro (SBJD), Jundiaí, SP e SDPW, aos 36 minutos da gravação ocorre a primeira chamada da aeronave ao controle de solo de Jundiaí, que autorizava o voo no FL260, decolando da pista 36, com curva à esquerda, sendo orientado a chamar o controle São Paulo na frequência 129,5 MHz a partir do portão JAPI.

Após a autorização de acionamento, o PIC solicitou que o 2P\* verificasse se havia algum “switch pra fora”. Enquanto analisavam aspectos da cabine, o 2P\* informou que havia algo “solto” na cabine, ao que questionou o PIC se deveria acionar alguém da OM localizada na pista na qual se encontravam.

Aos 42 minutos, o PIC confirmou a autorização do acionamento e iniciou o procedimento para tal.

Após o acionamento, o 2P\* questionou se poderia pedir o táxi, ao que o PIC pediu para fazer a leitura do *checklist*. Durante o *before taxi checklist*, após checar *cabin lights* e ligar os *furnishings*, o 2P\* checou as janelas da cabine e constatou que uma delas estava “preta”, perguntando ao PIC se aquilo estaria correto. O PIC se dirigiu até a janela e, após tentar solucionar o problema, pediu ao 2P\* que efetuasse o corte dos motores.

Com 46 minutos e 27 segundos, o 2P\* chamou o solo e o informou que efetuou o corte devido a um problema na aeronave. O controle de solo respondeu que o plano seguia válido e aguardava nova chamada para acionamento.

Após intervenções conduzidas pela OM, relacionadas a uma falha em uma das janelas da cabine de passageiros, com cerca de 56 minutos de gravação, o 2P\* perguntou se poderia pedir novo acionamento, mencionando ter passado uma mensagem de atualização de plano de voo (DLA - atraso) para 13h45min (local), visto que o último tinha início às 13h00min (local). Em contato com o solo, o 2P\* obteve autorização de acionamento.

Aos 57 minutos e 27 segundos, o PIC solicitou o “livre” e iniciou o acionamento. Cerca de dois minutos após, o 2P\* iniciou a leitura do *before taxi checklist*. Com 1 hora, 1 minuto e 9 segundos, o mesmo piloto solicitou o táxi ao controle solo Jundiaí, que foi autorizado.

A decolagem foi autorizada pela torre com 1 hora, 9 minutos e 47 segundos de gravação, ocorrendo efetivamente aos “quatro uno”, como informado por aquele órgão.

Com 1 hora, 15 minutos e 34 segundos, o PIC solicitou ao Controle São Paulo “prosseguir visual via corredores”, ao que esse órgão o autorizou a prosseguir dessa forma, mantendo a “máxima dos corredores”. Após essas transmissões, ocorreram coordenações do PS-CSM com outras aeronaves na frequência dos corredores.

Com 1 hora, 26 minutos e 48 segundos, o PIC questionou ao 2P\* se era “130,55”, referindo-se à frequência de coordenação de Piracicaba (Pégasus), ao que o 2P\* afirmou, mas complementou com expressão de dúvida. A seguir, o PIC transmitiu mensagem naquela frequência, chamando “Pégasus” e, a seguir, questionou sobre as condições em SDPW.

Pégasus informou que não havia tráfegos e sugeriu a pista 35 para o pouso. O PIC informou que estava a 5 minutos para o pouso e questionou se os passageiros já haviam chegado, ao que Pégasus respondeu que o “filho e a esposa já haviam chegado”.

Com cerca de 1 hora e 31 minutos de gravação, o 2P\* informou ter ingressado na final da pista 35 de SDPW, não havendo mais transmissões neste voo.

No voo do acidente, por sua vez, ocorreram transmissões de coordenação em SDPW para início do táxi, ingresso na pista pela interseção central e *backtrack* na cabeceira 35.

Com 2 horas, 3 minutos e 39 segundos, o 2P\* transmitiu ter decolado aos “três cinco”. Cerca de 10 segundos após, o piloto transmitiu que a aeronave retornaria à pista, sendo essa a última comunicação externa registrada pelo CVR.

### 1.10. Informações acerca do aeródromo.

O aeródromo era público, de administração municipal, e operava sob *Visual Flight Rules* (VFR - regras de voo visual) em período diurno e noturno. A pista era de asfalto, com cabeceiras 17/35, dimensões de 1.200 x 30 m, com elevação de 1.917 ft.

As distâncias declaradas de *Take Off Run Available* (TORA - superfície utilizável para decolagem), *Take Off Distance Available* (TODA - distância utilizável para decolagem), *Accelerate-Stop Distance Available* (ASDA - distância utilizável para parada de decolagem) e *Landing Distance Available* (LDA - distância utilizável para pouso), correspondiam àquelas descritas no Manual Auxiliar de Rotas Aéreas (ROTAER), conforme Figura 11.

RWY	TORA(m)	TODA(m)	ASDA(m)	LDA(m)
17	1200	1200	1200	1200
35	1200	1200	1200	1200

Figura 11 - Tabela com as distâncias declaradas da pista de SDPW.  
Fonte: ROTAER, D-AMDT 47/22.

### 1.11. Gravadores de voo.

A aeronave estava equipada com um CVR L3 FA2100 Series, PN 2100-1025-22, SN 2009283, fabricado pela *L3 Harris*.

O gravador de voz foi encaminhado ao Laboratório de Leitura e Análise de Dados de Gravadores de Voo (LABDATA) do Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos (CENIPA), que coordenou o *download* dos dados junto ao *National Transportation Safety Board* (NTSB).

O equipamento funcionou normalmente e continha, aproximadamente, duas horas e quatro minutos de áudios, que contemplavam o traslado da aeronave de SBJD até SDPW, no dia anterior à ocorrência, e o voo do acidente.

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

O impacto da aeronave contra o terreno ocorreu com elevada energia, principalmente em função da elevada razão de descida assumida pela aeronave nos últimos instantes do voo (Figura 12).



Figura 12 - Registro da aeronave nos instantes que antecederam o impacto, obtido a partir de vídeo capturado por Circuito Fechado de Sistema de Vigilância Residencial (CFTV).

Uma vez que a aeronave havia decolado com os tanques de combustível completamente cheios, o impacto foi seguido de explosão, que incendiou os destroços e o terreno circundante (Figura 13).



Figura 13 - Registro aéreo dos destroços realizado durante a Ação Inicial.

O grau de destruição e de carbonização da aeronave dificultou a verificação de equipamentos e instrumentos, inviabilizando também observações relacionadas ao pedestal de manetes.

O motor esquerdo foi fraturado pela energia do impacto e teve a sua entrada de ar parcialmente separada. O motor direito também foi fraturado na altura da sua caixa de redução, separando-se em duas partes. Ambas as hélices tiveram todas as pás fraturadas próximas aos *hubs* de cada um desses componentes, em decorrência do impacto.

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

#### **1.13.1. Aspectos médicos.**

Não houve evidência de que ponderações de ordem fisiológica ou de incapacitação tenham afetado o desempenho dos pilotos.

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

Nada a relatar.

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

O PIC tinha 39 anos e era descrito por todos como um profissional dedicado à aviação e que exercia suas atividades com elevada motivação. Por se tratar de uma grande paixão pessoal, obteve sua primeira habilitação logo após os 18 anos, passando a atuar profissionalmente menos de dois anos depois, no ano de 2002.

Ao longo de sua trajetória profissional, ele atuou em diversas empresas de táxi-aéreo, inicialmente como copiloto e, já no ano de 2005, como comandante de aeronaves mono e multimotoras.

Durante a sua carreira, ele também realizou diversos cursos, como de *Crew Resource Management* (CRM - gerenciamento dos recursos de equipe/tripulação), Tráfego Aéreo Internacional, *Reduced Vertical Separation Minimum* (RVSM - separação vertical reduzida), *Performance-Based Navigation* (PBN - navegação baseada em desempenho) e cursos básicos (*ground school*) de diversas aeronaves, como *Cheyenne Series I/II*, *Learjet 55*, *Citation 525*, EMBRAER 110 Bandeirante e do próprio *Beechcraft King Air* (B200GT).

O PIC havia sido contratado em 2019, indicado pelo piloto-chefe da frota de aeronaves do irmão do proprietário, que o conhecia de longa data e o considerava um excelente piloto.

Ele acompanhou as etapas finais de entrega da aeronave PS-CSM nos Estados Unidos, país em que foi fabricada. Previamente ao traslado da aeronave, ele passou por um treinamento inicial em simulador, que incluiu os procedimentos normais da aeronave, a fim de familiarizar o piloto com a aeronave. A equipe de investigação não teve acesso a registros que apontassem o desempenho do piloto durante esse treinamento.

Conforme se apurou, uma outra sessão de simulador seria realizada em novembro do ano do acidente, com a finalidade de aprimorar as capacidades do piloto e treiná-lo para eventuais emergências.

Dentre os colaboradores que atuavam no hangar em que a aeronave permanecia a maior parte do tempo, o PIC era considerado “quieto”, sempre muito cordial, preocupado com aspectos da segurança de voo e que cumpria com os *checklists*.

Nos meses que antecederam o acidente, muitos descreveram que o PIC estava estressado e sobrecarregado com questões relacionadas à manutenção da aeronave, que eram acompanhadas por ele.

Conforme informações coletadas, ele reclamava frequentemente da despachabilidade da aeronave, pontuando que ela “dava pane” com muita frequência. Em especial, os eventos relacionados ao reparo da hélice esquerda tiveram considerável efeito sobre aspectos emocionais do PIC. Os reparos representavam custos elevados para o proprietário, que questionava a OM quanto à pertinência de que esse custo fosse assumido por ele.

Sobre esse ponto, constatou-se que o PIC enfrentou dificuldades no relacionamento com a OM em que a aeronave realizou as últimas intervenções, chegando a ter desentendimentos com um dos gerentes.

Isso ocorreu devido a possíveis críticas que o PIC teria realizado quanto aos serviços prestados, além de suas tentativas de antecipar a liberação da aeronave na última inspeção, o que havia sido demandado por seu patrão.

Conforme relatos colhidos, o PIC tinha um bom relacionamento com o patrão e geralmente era ouvido quando apresentava sugestões ou restrições relacionadas à segurança de voo, em especial com a meteorologia.

Na última inspeção referida, contudo, a OM previa a liberação da aeronave no dia 15SET2021, quarta-feira, mas o proprietário fez diversas tratativas no sentido de agilizar a conclusão dos trabalhos, para que pudesse utilizar a aeronave na sexta-feira anterior, 10SET2021.

Uma proposta de horas extras chegou a ser enviada ao proprietário, que recusou o custo adicional e contentou-se com um adiantamento da liberação para a manhã de segunda-feira, 13SET2021.

Quanto à operação da aeronave, apesar de ter operado na condição de *single pilot* por quase dois anos, o PIC recebeu bem a ideia de que passaria a contar com um copiloto.

O 2P\*, por sua vez, tinha 24 anos e foi descrito por todos como extremamente apaixonado pela aviação, muito dedicado e estudioso. Ele iniciou a sua trajetória na aviação no ano de 2016, também com 18 anos. Ele também complementou sua formação na aviação nos Estados Unidos, tendo realizado curso na *Embry-Riddle Aeronautical University*.

Posteriormente, passou a atuar como instrutor de voo na mesma escola em que realizou a sua formação inicial, atividade que exerceu com elevada motivação até ser convidado para operar o PS-CSM, em dezembro de 2020.

Segundo relatos colhidos, mesmo não tendo realizado o simulador da aeronave B200GT, o 2P\* conhecia profundamente seus sistemas e dominava a operação de seus aviônicos, sendo proativo para assessorar o PIC nesse último aspecto.

O relacionamento entre os pilotos foi descrito como “saudável” e “amigável”. Os registros em áudio do CVR denotaram a cordialidade nas interações, percebendo-se que o PIC se colocava em posição de transmitir conhecimentos e experiência ao 2P\*, deixando-o atuar nos comandos e a participar das decisões na cabine.

De acordo com os relatos obtidos, ambos os pilotos ansiavam por uma maior frequência de voos no PS-CSM, o que acreditavam que passaria a ocorrer após a última intervenção de manutenção realizada.

Quanto ao voo da ocorrência, a intenção era transportar o patrão e a sua família para uma de suas fazendas, na qual permaneceriam por alguns dias. Conforme se apurou, houve diversas tentativas de antecipação do voo, razão pela qual a saída de SBJD no dia anterior ocorreu sob certa pressão do proprietário.

A intenção dos pilotos era decolar para a fazenda no dia 13SET2021, mas um problema em uma das janelas atrasou a liberação e fez com que o voo fosse adiado para o dia seguinte, o que teria deixado o patrão insatisfeito.

Em função do período em que permaneceriam na fazenda, os passageiros carregavam bagagens consideravelmente grandes e diversos outros itens, como alimentos e bebidas. Quanto aos limites de peso e balanceamento da aeronave, os relatos obtidos com outros pilotos do mesmo modelo de aeronave permitiram constatar que havia uma crença generalizada de que a certificação da aeronave era “conservadora”, sendo possível transportar o que fosse necessário. Conforme se apurou, o patrão chegou a mencionar que “o *King Air* era capaz de decolar com apenas um dos motores”.

Ao discutir a questão do Peso Máximo de Decolagem (PMD) com outros pilotos que tinham contato com o PIC, constatou-se haver uma confiança comum de que a aeronave teria, de fato, a capacidade de operar acima das limitações de peso e balanceamento.

Quanto ao voo do acidente, cabe mencionar que uma percepção da condição da RPM da hélice acima dos parâmetros de decolagem foi identificada pelo PIC e comunicada ao 2P\* de maneira calma e tranquila, não transparecendo urgência ou elevada gravidade.

O 2P\*, como nas demais interações registradas no CVR, demonstrou proatividade e adiantou-se em transmitir na frequência de coordenação do aeródromo que a aeronave retornaria à pista, conforme havia sido combinado em *briefing*.

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

O fogo iniciou-se imediatamente após o impacto. O material de combustão foi o combustível e os fragmentos da aeronave.

A atuação da equipe de bombeiros de Piracicaba teve início com pouco mais de vinte minutos após a ocorrência, mas a quantidade de combustível presente fez com que o fogo continuasse a consumir os destroços por mais de uma hora após o impacto da aeronave.

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

Não houve sobreviventes.

#### **1.16. Exames, testes e pesquisas.**

Com a finalidade de identificar os fatores que contribuíram para os eventos ligados ao grupo turbopropulsor da aeronave, ambos os motores foram segregados dos demais destroços, destacando-se também os CSU e os *Overspeed Governors* (OSG - governador de sobrevelocidade).

Na ocasião da análise dos motores, foram separados os cubos de hélice esquerdo e direito, com a finalidade de que fossem analisados individualmente.

Também se constatou a necessidade de que os CSU e OSG fossem examinados em maior profundidade, com o suporte do fabricante dos componentes.

Além desses exames, o LABDATA do CENIPA e o NTSB conduziram análises do espectro sonoro capturado pelo CVR da aeronave no voo da ocorrência, de modo que os dados obtidos pudessem complementar as análises dos componentes.

#### Análise do grupo turbopropulsor

Os motores PT6A-52, SN RX0972 (esquerdo) e PT6A-52, SN RX0947 (direito), que equipavam a aeronave PS-CSM, foram analisados nas dependências da oficina da *Pratt & Whitney*, localizada na cidade de Sorocaba, SP.



Figura 14 - Motor SN RX0972 (**esquerdo**) com danos por impacto e fogo, apresentando fratura e separação parcial da entrada de ar.



Figura 15 - Motor SN RX0947 (**direito**) com danos por impacto e fogo, separado em duas partes na altura da caixa de redução.

As análises foram realizadas com o apoio de engenheiros da *Pratt & Whitney Canadá* e *Pratt & Whitney Sorocaba* e demais integrantes da Comissão de Investigação.

Os resultados das análises convergiram para a conclusão de que os motores, esquerdo e direito, apresentavam assinaturas de contato em seus componentes internos, características do funcionamento de ambos no momento do impacto.

Foi verificado que os motores não exibiam quaisquer evidências de anomalias ou problemas prévios nos componentes analisados que poderiam ter impedido a sua operação normal antes do impacto.

### Análise das hélices e das pás

As hélices que equipavam a aeronave PS-CSM eram do modelo HC-E4N-3A, com pás NC9208K e possuíam SN NR511 (esquerda) e NR505 (direita), respectivamente.

Os cubos desses componentes e uma pá de hélice (*propeller blade*) fraturada e sem número de série foram analisados no *Hartzell Propeller Engineering Test Lab*, localizado na cidade de *Piqua, OH, EUA* (Figura 16).



Figura 16 - Cubos de hélice NR511 (esquerda) e NR505 (direita) registrados no início das análises.

As análises foram conduzidas por investigador especializado da fabricante, sendo acompanhadas por representante da *Textron Aviation*, fabricante da aeronave, pelo representante acreditado do NTSB e pelos demais integrantes da Comissão de Investigação SIPAER.

Para facilitar a compreensão dos termos desta subseção, a Figura 17 apresenta o esquema em corte do modelo de hélice HC-E4N-3A, que estava instalada na aeronave PS-CSM.

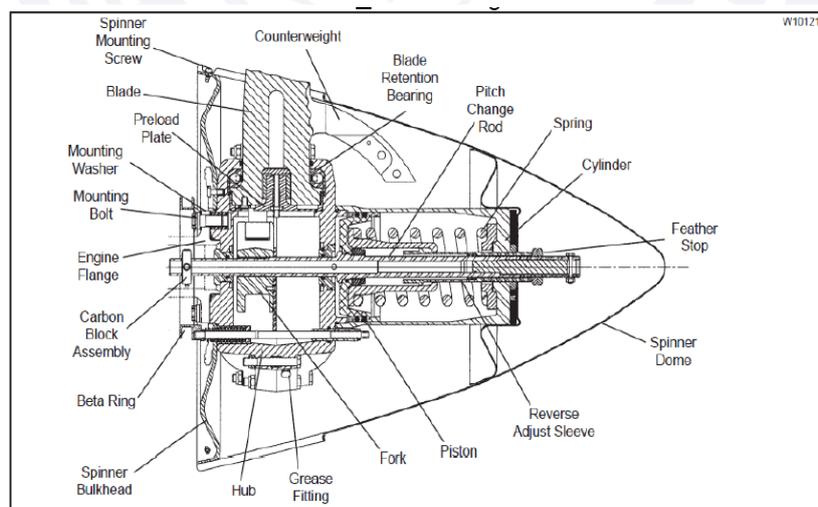


Figura 17 - Esquema em corte do modelo da hélice HC-E4N-3A.

As hélices foram desmontadas para acesso, visualização e remoção dos componentes internos.

As medidas das marcas de impacto nas placas de pré-carga (*preload plates*) e garfos (*forks*) foram registradas e analisadas, a fim de estimar os ângulos das pás de cada hélice, além do estado de potência de cada motor no momento do impacto.

O fragmento de pá foi examinado para auxiliar na determinação dos ângulos de impacto desse material.

Ambas as hélices apresentavam danos nos furos dos pinos guias na base dos respectivos cubos, indicando que havia torque (ou potência) nos motores no momento do impacto.

As assinaturas de impacto nos entalhes dos garfos da hélice esquerda indicaram que ela estava operando a uma RPM mais alta quando comparada à hélice direita.

Os entalhes dos garfos da hélice direita tinham marcas de impacto nos pinos excêntricos das pás (*knobs*), sugerindo que as pás operavam na faixa de 60° a 78° no momento do impacto, o que seria consistente com um processo de embandeiramento (Figura 18).

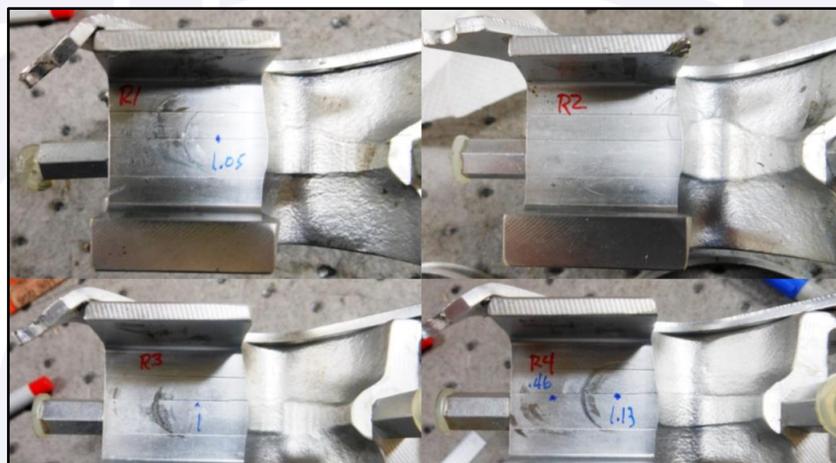


Figura 18 - Marcas de impacto nos entalhes dos garfos (*forks*) da hélice direita.

Cabe pontuar que, no momento da análise, o sistema de mudança de passo na hélice direita encontrava-se na posição de passo mínimo.

Essa condição indica a possibilidade de que as forças de impacto tenham movido o sistema para essa posição, ou que tenha ocorrido uma tentativa do piloto de desfazer o embandeiramento pouco antes do impacto, iniciando o movimento do ângulo das pás em direção ao passo mínimo.

Todos os danos observados nas hélices estavam em conformidade com forças de impacto elevadas e exposição ao fogo.

#### Análise dos *Constant Speed Units* (CSU - governadores de hélice)

Os CSU, SN 21424227 (esquerdo) e SN 21285544 (direito), foram analisados nas dependências da *Woodward Inc.*, localizada na cidade de *Loves Park, Illinois*, EUA.

As análises foram conduzidas por engenheiros e técnicos do fabricante, acompanhadas pelo Representante Acreditado do NTSB e pelos demais integrantes da Comissão de Investigação SIPAER.

Os itens foram submetidos, inicialmente, a uma inspeção visual para verificação do seu estado geral e levantamento preliminar de suas condições mecânicas.

Todos os componentes apresentavam evidências de danos por impacto e sinais característicos de exposição a temperaturas elevadas, condizentes com impacto contra o terreno seguido de explosão e incêndio.

Durante a inspeção dos CSU SN 21424227 e SN 21285544, constatou-se que os arames de freio (*lockwires*) do parafuso excêntrico, do batente de RPM máxima e mínima (velocidade máxima e mínima), da alavanca de velocidade e parada da alavanca de controle não eram do padrão da fabricante *Woodward* (*non-Woodward lockwires*).



Figura 19 - Governadores de hélice (CSU) SN 21424227 e SN 21285544, respectivamente, durante inspeção visual.

Essa condição evidenciou que ajustes foram realizados nos componentes, o que pode ter ocorrido desde a integração com os demais componentes da aeronave, ou durante o seu ciclo de operação. Cabe ressaltar que não havia registros de manutenção relacionados a esses ajustes, tampouco da sua obrigatoriedade.

Constatou-se que faltava selante de torque no parafuso excêntrico, no parafuso de parada da alavanca de reinicialização e na alavanca de controle de velocidade máxima de cada um dos CSU. Ressalta-se, porém, que esses selantes não seriam necessariamente resistentes às altas temperaturas a que foram submetidos os componentes após o impacto.

Durante essa análise, as unidades CSU passaram por inspeção radiográfica para avaliação das condições internas da alavanca de reinicialização, pois elas se apresentavam com movimentos restritos, quase emperradas, e seriam acionadas nos testes. Na inspeção por radiografia não foram encontrados sinais de empeno, detritos ou objetos estranhos, tampouco foram verificadas anomalias na montagem.

Após as inspeções visual e radiográfica, os governadores foram testados em bancada, contudo, devido ao fato de terem sofrido impacto e incêndio, não se poderia esperar que apresentassem valores e tolerâncias de funcionalidade normais. Finalizados os testes, as unidades CSU foram desmontadas para análise de suas partes internas.

Ficou evidenciado, pelas inspeções realizadas durante a desmontagem de cada CSU, que os valores dos testes obtidos (fora das respectivas tolerâncias) estavam relacionados aos danos causados pelo impacto contra o terreno, pelos danos causados pelo calor do fogo após o impacto ou por movimentações decorrentes.

Foram verificadas, também, as fichas de registro dos testes (*ATP data sheets*) conduzidos pelo fabricante quando da entrega dos CSU e OSG ao fabricante da aeronave, constatando-se que todos os parâmetros estavam dentro dos limites especificados.

Por fim, as análises dessas unidades, apontaram que não houve evidência de uma condição pré-existente que poderia ter impedido a sua operação normal.

#### Análise dos *Overspeed Governor* (OSG - governadores de sobrevelocidade)

Os OSG, SN 21873538 (esquerdo) e SN 21873533 (direito), foram analisados nas mesmas circunstâncias dos CSU.

Os OSG passaram por uma inspeção visual e apresentavam aspecto de carbonização, consistente com a exposição ao fogo intenso após o impacto contra o terreno (Figura 20).



Figura 20 - Governadores de sobrevelocidade SN 21873538 e SN 21873533.

Ambas as unidades estavam sem o selante “à prova de violação” no parafuso de ajuste de velocidade máxima, indicando, que o selante original poderia ter sido removido após deixar a fábrica.

Esses selantes “à prova de violação” também são conhecidos na aviação como “linhas de fé”, sendo literalmente uma linha de uma tinta de destaque, normalmente amarela, pintada desde a estrutura do corpo do governador de sobrevelocidade até o topo do parafuso de ajuste de velocidade máxima.

Contudo, dadas as condições a que foram expostas essas unidades, possivelmente esses selantes ou linhas de fé poderiam ter sido consumidos pelo fogo.

A despeito do estado em que esses componentes se encontravam, foram conduzidos testes em bancada com as duas unidades, a fim de se buscar evidências de mau funcionamento que pudessem ter contribuído para a ocorrência.

Em ambos os testes, valores obtidos fora das respectivas tolerâncias foram atribuídos aos danos causados pelo impacto contra o terreno, pelos danos causados pelo calor do fogo após o impacto ou por movimentações decorrentes.

Para ambos os governadores de sobrevelocidade, SN 21873538 e SN 21873533, os testes apontaram que não havia evidências de condições pré-existentes que pudessem ter impedido sua operação normal.

#### Análise do espectro sonoro do CVR

Após a obtenção dos áudios registrados no CVR, o sinal de áudio foi processado para identificar as frequências características associadas às rotações das hélices.

Com base nessas frequências, a velocidade de rotação das hélices foi calculada e documentada pelo LABDATA do CENIPA, assim como pelo NTSB.

As diferenças obtidas entre as análises, ainda que não tenham apreciável efeito nas conclusões deste Relatório, devem-se às características dos *softwares* utilizados para o processamento dos áudios.

Ambos os produtos gerados foram também analisados junto ao fabricante das hélices, obtendo-se o que segue.

Na análise conduzida pelo LABDATA, foram obtidas as seguintes informações, dispostas de “1” a “4”, de maneira correspondente ao que se apresenta na Figura 21:

- 1) aproximadamente, 16 segundos antes do impacto, houve um aumento na rotação das hélices para 2.025 RPM (101,25% N2);
- 2) cerca de 12 segundos antes do impacto, a rotação das hélices reduziu para 1.830 RPM (91,5% N2), o que representa uma queda de 9,75% em um intervalo de 4 segundos;
- 3) aproximadamente, 10 segundos antes do impacto, a velocidade das hélices retornou para 2.000 RPM (100% N2) por 6 segundos; e
- 4) cerca de 4 segundos antes do impacto, a velocidade de uma das hélices oscilou levemente, enquanto a outra caiu abruptamente.

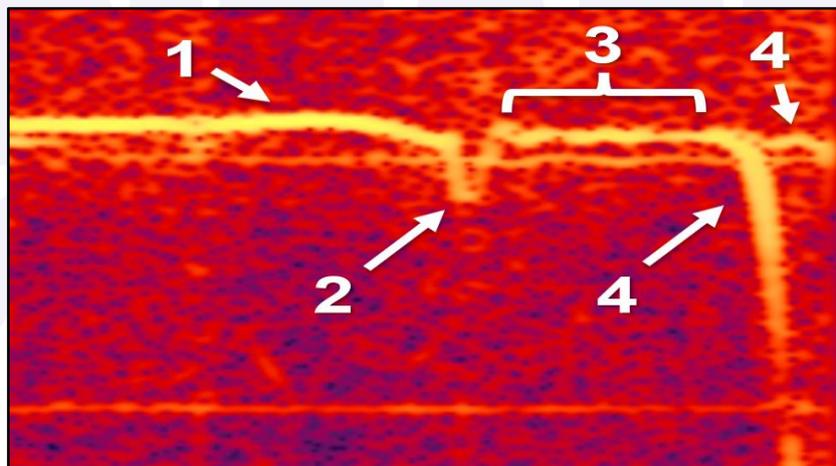


Figura 21 - Representação pictográfica do espectro sonoro obtido a partir das gravações de áudio do CVR.

Na análise conduzida pelo NTSB, o ponto 1) foi identificado como o valor máximo de rotação alcançado pelas hélices, para o qual se obteve a velocidade de 2.008,5 RPM.

O *call-out* “disparo de hélice” efetuado pelo PIC ocorreu cerca de dois segundos após, quando a velocidade calculada no espectro foi de 1.995 RPM.

A menor velocidade obtida 2) também foi calculada em 1.830 RPM. O segmento identificado em 3) foi calculado em 1.968 RPM.

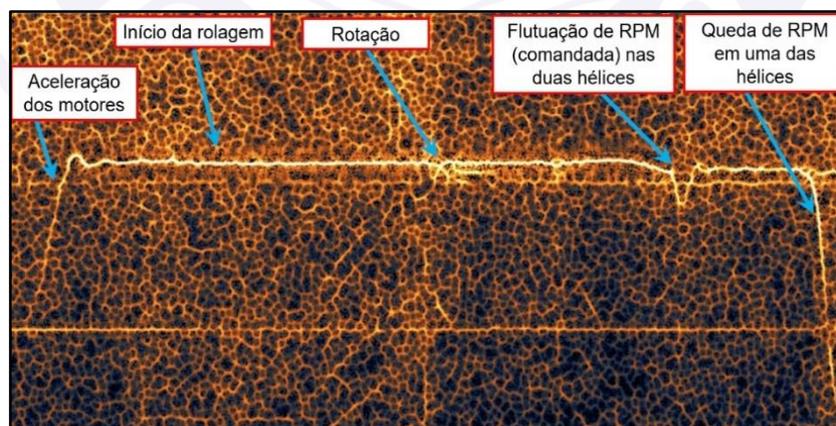


Figura 22 - Representação pictográfica do espectro acústico de todo o voo do acidente, obtido pelo NTSB.

Conforme o relatório produzido pelo fabricante das hélices, o sinal de ruído que caiu rapidamente pouco antes do impacto é consistente com o embandeiramento de uma das hélices.

O tempo de queda de, aproximadamente, 2.000 RPM (133 Hz) para, aproximadamente, 1.005 RPM (67 Hz) no final da gravação foi inferior a 4-5 segundos.

A alta taxa de redução e as RPM alcançadas são consistentes com um evento de embandeiramento.

Além disso, o relatório mostrou que os testes de voo anteriores de uma hélice de 4 pás neste modelo de aeronave indicaram que as RPM em marcha lenta de voo (*flight idle*), a uma velocidade de aproximadamente 104 kt, eram cerca de 1.750 RPM e, perto da velocidade de estol (cerca de 90 kt de velocidade calibrada), era em torno de 1.600 RPM.

A queda no traço de ruído no espectro do acidente começou a se estabilizar em cerca de 1.065 RPM e a gravação encerrou com a RPM próxima a 1.005. Logo, observou-se que esses parâmetros estavam abaixo das RPM esperadas em marcha lenta (*idle*) para uma hélice no batente de passo mínimo.

O relatório também destacou que o sinal de ruído se apresentou em níveis de pressão sonora relativamente altos, o que sugere que o embandeiramento ocorreu a partir de uma condição de potência moderada a alta, não de potência baixa ou marcha lenta.

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

#### Estrutura e Gestão do Operador da Aeronave

A aeronave era operada por uma empresa privada, que possuía o PS-CSM e um *Piper PA-46*, utilizado para traslado entre as fazendas do proprietário. A operação se dava segundo os requisitos do RBAC 91 - "Requisitos Gerais de Operação para Aeronaves Civis".

O PS-CSM compartilhava hangar com as aeronaves que pertenciam à empresa Raízen Energia S.A., na cidade de Piracicaba, SP.

Colaboradores do hangar, que prestavam serviço a essa empresa, recebiam rotineiramente a aeronave e executavam atividades de conservação e limpeza, além de facilitar serviços de abastecimento, carregamento de bagagens e outras coordenações.

Ainda que houvesse uma empresa de contabilidade responsável por boa parte das gestões relacionadas à aeronave, o PIC era o responsável por acompanhar essas atividades e assessorar seu patrão em todos os aspectos pertinentes à operação, assim como acompanhar a manutenção.

A despeito disso, constatou-se que havia uma empresa de consultoria especializada em manutenção de aeronaves, responsável pela frota de aeronaves relacionada ao irmão do proprietário do PS-CSM, que eventualmente prestava assessoria e provia assistência nas questões referentes à manutenção, em especial por possuir livre acesso à OM em que costumavam ocorrer as inspeções.

#### Requisitos mínimos para operação de modelo específico de aeronave Classe.

Naquilo que diz respeito às qualificações do PIC, verificou-se que ele atendia a todos os requisitos previstos pelo RBAC 61, assim como pela IS 61-004G e a IS 61-006A, em especial no tocante às regras de transição dos requisitos que exigiam habilitação de tipo BE20 para aqueles que exigiam a habilitação de Classe MLTE.

Observou-se, no entanto, que no período em que as aeronaves do modelo *Beechcraft 200 Series* eram consideradas como "tipo", as habilitações possuíam validade de doze meses, segundo o RBAC 61, emenda nº 06:

##### 61.19 Validade das habilitações de piloto

- (a) A validade das habilitações averbadas nas licenças ou certificados de piloto deve obedecer aos seguintes prazos, contados a partir do mês de aprovação do

piloto no exame de proficiência, a exceção do previsto no parágrafo 61.33 (a) deste Regulamento:

(1) habilitação de classe: 24 (vinte e quatro) meses, com exceção das habilitações relativas às aeronaves leves esportivas, que terão validade de 36 (trinta e seis) meses;

(2) habilitação de tipo: 12 (doze) meses; (grifo nosso)

[...]

Desse modo, os voos para revalidação de habilitação deveriam ocorrer anualmente naquele mesmo modelo de aeronave, de acordo com os requisitos de treinamento a seguir: (grifos nossos)

#### 61.215 Revalidação de habilitação de tipo

(a) Para revalidar uma habilitação de tipo, o requerente deve:

(1) ter concluído, com aproveitamento, nos 6 (seis) meses anteriores ao exame de proficiência, treinamento de solo e de voo para a revalidação da habilitação referente ao tipo da aeronave requerida; e

(2) ser aprovado em exame de proficiência realizado em conformidade com o parágrafo 61.213(a)(4) deste Regulamento;

(b) Os treinamentos de solo e de voo para revalidação devem ser conduzidos em um CTAC.

(c) Caso não exista, até a data em que o candidato iniciar o treinamento para revalidação, CTAC certificado ou validado pela ANAC para ministrá-lo, esse treinamento poderá ser ministrado por um PC ou PLA habilitado e qualificado na aeronave. O treinamento deverá, nesse caso, incluir, no mínimo, 20% (vinte por cento) das horas de voo previstas nos parágrafos 61.213(a)(3)(iii)(A), 61.213(a)(3)(iii)(B) ou 61.213(a)(3)(iii)(C), conforme aplicável.

[...]

Com relação ao disposto nos parágrafos 61.215(a)(1), 61.215(b) e 61.215(c), anteriormente citado, naquilo que se refere ao treinamento para a revalidação da habilitação de tipo, destaca-se o seguinte:

#### 61.213 Concessão de habilitação de tipo

(a) O candidato a uma habilitação de tipo deve cumprir o seguinte:

[...]

(3) treinamento de voo:

(iii) caso não exista, até a data em que o candidato iniciar o treinamento de voo, CTAC certificado ou validado pela ANAC para ministrá-lo, o treinamento de voo poderá ser ministrado por um PC ou PLA habilitado e qualificado na aeronave, que deve endossar esse treinamento na CIV do candidato, desde que inclua, no mínimo:

(A) 20 (vinte) horas de voo para aviões a reação e 12 (doze) horas de voo para aviões turboélice ou convencionais;

[...]

Com relação ao disposto nos parágrafos 61.215(a)(2), também anteriormente citados, naquilo que se refere à proficiência requerida para a revalidação da habilitação de tipo, destaca-se o seguinte:

#### 61.213 Concessão de habilitação de tipo

(a) O candidato a uma habilitação de tipo deve cumprir o seguinte:

[...]

(4) proficiência:

[...]

(i) o candidato deve ser aprovado em exame de proficiência realizado em aeronave ou dispositivo de treinamento para simulação de voo (FSTD) qualificado ou validado pela ANAC. (grifo nosso)

Após a transição prevista pela IS 61-006, o PIC passou a realizar seus voos de revalidação de habilitação MLTE em aeronave bimotora com motores convencionais, tendo realizado voos de recheque em 10JUL2017, 15JUN2018, 10JUL2019, sendo que seu último voo de revalidação ocorreu em 31OUT2020 e foi realizado em aeronave do modelo PA-34, que é uma aeronave bimotora com motor a pistão, estando de acordo com os itens 61.19 e 61.197 do mesmo RBAC 61:

61.197 Revalidação de habilitação de classe

(a) Para revalidar a habilitação de classe, seu titular deve ser aprovado em exame de proficiência em aeronave da classe pertinente.

[...]

De acordo com os registros da CIV do PIC, o último voo em aeronave B200, anterior à operação do PS-CSM, objetivava a readaptação ao modelo e datava de setembro de 2015. Entre setembro de 2013 e abril de 2015, constavam apenas voos em aeronaves enquadradas como “tipo”, com motores a jato, dos modelos C525 e C510.

Dessa forma, após a revalidação da habilitação de tipo BE20, em 2015, não se verificaram voos do PIC em aeronaves modelo B200 até outubro de 2019, quando ele passou a operar o PS-CSM, o qual já estava enquadrado como Classe MLTE, conforme as novas instruções da IS 61-004G.

Sendo assim, constatou-se que, desde setembro de 2015, o PIC não realizou procedimentos de emergência em aeronaves modelo B200, tanto em treinamentos, quanto em voos de exame de proficiência para revalidação de habilitação.

A despeito de ele ter realizado voo em simulador da aeronave *Super King Air B250* na *Flight Safety International*, em 2019, a Comissão de Investigação constatou que o voo teve foco no treinamento de diferenças, entre os modelos B250 e B200, e que não houve o treinamento de emergências simuladas.

Uma vez que a aeronave PS-CSM era certificada como *Single Pilot*, cuja operação poderia ser conduzida com uma tripulação mínima constituída por apenas um piloto, o PIC operou a referida aeronave como único tripulante até dezembro de 2020, quando o 2P\* passou a ocupar o assento da direita, a despeito de ainda não possuir a qualificação necessária.

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

#### Informações acerca do voo realizado em 13SET2021

Para prover adequada contextualização das informações operacionais relativas ao acidente, foram abordados aspectos do voo realizado no dia anterior, que ocorreu após a liberação da aeronave pela OM que conduziu as inspeções descritas no item 1.6 deste relatório.

Conforme transcrições realizadas a partir do áudio do CVR, o voo seria realizado entre SBJD e SDPW no FL260.

Por meio das comunicações de cabine, foi possível depreender que a intenção de ascender até esse nível se devia à necessidade de se verificar o sistema de pressurização da aeronave, uma vez que ela havia saído de uma inspeção abrangente.

Tais comunicações também permitiram constatar que havia intenção de pousar em SDPW, embarcar os passageiros e seguir naquele mesmo dia para o destino solicitado pelo proprietário da aeronave. Para tanto, o 2P\* manteve-se em contato com o abastecedor de SDPW, de modo que ele os atendesse tão logo chegassem àquele aeródromo.

O horário de decolagem inicialmente planejado, 16h00min (UTC), foi frustrado durante os cheques que se seguiram ao acionamento da aeronave, quando os pilotos perceberam que uma das janelas da cabine de passageiros estava em pane. O problema foi resolvido pela OM e um novo acionamento dos motores ocorreu, o que fez com que a decolagem ocorresse efetivamente às 16h41min (UTC).

Conforme relatos obtidos pela Comissão de Investigação, esse atraso teria acarretado a mudança do voo de transporte dos passageiros para o dia seguinte.

Todos os procedimentos de *before taxi checklist* foram enunciados pelo 2P\* e verificados junto ao PIC, excetuando-se o cheque dos flapes, que foi realizado no decorrer do táxi.

Durante os procedimentos de *before takeoff (runup)*, quando o 2P\* enunciou o cheque do piloto automático, o PIC cotejou “ok”, sugerindo que dispensaria a verificação do sistema. Questionado pelo 2P\* sobre isso, o PIC realizou o cheque, mas comentou que tal procedimento não funcionava corretamente, nem mesmo no simulador. Nessa ocasião, foram verificados todos os itens do sistema, inclusive *Yaw Damper* (amortecedor de guinadas) e o *Electric Pitch Trim* (comando elétrico do compensador do profundor).

O 2P\* enunciou, a seguir, que os três compensadores (*trim tabs*) estavam na posição “zero” e avaliou a fricção dos manetes de controle do motor, pedindo a confirmação do PIC quanto a isso.

Quando o cheque dos governadores, governadores de sobrevelocidade e *rudder boost* foi solicitado pelo 2P\*, o PIC respondeu “ok”, sem iniciar as verificações correspondentes (Figura 23).

- |  |   |
|--|---|
| * 8. Primary Governors, Overspeed Governors and Rudder Boost . . . . | CHECK   |
| a. Rudder Boost . . . . .  | ON  |
| b. Prop Governor Test Switch . . . . .                               | HOLD TO TEST  |
| c. Power Levers (individually) . . . . .                             | INCREASE UNTIL PROP<br>IS STABILIZED AT 1800 TO 1910 RPM                                  |
| d. Prop Lever . . . . .  | RETARD TO DETENT, THEN FULL FORWARD<br>(to check primary governor)                        |
| e. Power Lever . . . . .   | CONTINUE TO INCREASE UNTIL<br>RUDDER MOVEMENT IS NOTED<br>(Observe ITT and Torque Limits) |
| f. Power Lever . . . . .   | IDLE  |
| g. Repeat Steps c thru f on opposite engine.                         |   |
| h. Prop Governor Test Switch . . . . .                               | RELEASE   |

Figura 23 - Lista de verificações dos governadores, governadores de sobrevelocidade e *rudder boost*, extraída do *Aircraft Flight Manual* (AFM - manual de voo de aeronave).

O 2P\* seguiu com a leitura do *checklist*, enunciando “*autofeather*”, para a verificação do embandeiramento automático ao que o PIC respondeu que faria esse cheque na cabeceira da pista (Figura 24).

* 9. Autofeather	CHECK
a. Power Levers	APPROXIMATELY 500 FT-LBS TORQUE
b. Autofeather Switch	HOLD TO TEST [L AFX] & [R AFX] - ILLUMINATED (or, [L AUTOFEATHER] & [R AUTOFEATHER] - illuminated)
c. Power Levers	RETARD INDIVIDUALLY THEN ADVANCE BACK TO 500 FT-LBS
1) At Approximately 410 ft-lbs	OPPOSITE ANNUNCIATOR EXTINGUISHED
2) At Approximately 260 ft-lbs	BOTH ANNUNCIATORS EXTINGUISHED (Prop Starts to Feather)
<b>NOTE</b>	
Autofeather annunciator will cycle on and off with each fluctuation of torque as the propeller feathers.	
d. Power Levers	IDLE [L AFX] & [R AFX] - EXTINGUISHED (or, [L AUTOFEATHER] & [R AUTOFEATHER] - extinguished) (Neither Prop Feathers)
e. Autofeather Switch	RELEASE

Figura 24 - Lista de verificações do sistema de embandeiramento automático, extraída do AFM.

Ao longo do minuto seguinte, ainda durante o táxi, as interações na cabine sugeriram que o PIC havia executado os cheques de embandeiramento automático ao mesmo tempo em que realizava os cheques dos governadores. O PIC descreveu de maneira rápida os procedimentos para o 2P\*, que se mostrou admirado com a realização dos dois cheques em simultâneo, estando a aeronave em movimento.

A realização rápida dos cheques não permitiu que o 2P\* distinguisse quais verificações do *checklist* haviam sido cumpridas e, ao questionar o PIC sobre isso, obteve a resposta “*autofeather e autoignition, pode passar*”. O 2P\* questionou se não seria necessário “apertar o teste”, possivelmente se referindo ao *prop governor test switch*, ao que o PIC respondeu já ter apertado.

A realização dos cheques não foi compreendida pelo 2P\*, que, posteriormente, pediu ao PIC que o explicasse o que havia sido feito, quando em rota.

O item seguinte da lista de verificações seria o “11. *Manual Prop Feathering*”, mas o 2P\* enunciou o item seguinte (*pack e pneumatics*) e perguntou se o PIC queria que ele desligasse as *bleeds* para checá-las adequadamente, o que o PIC respondeu não ser necessário.

Conforme as gravações, foi verificado que o cheque do embandeiramento manual das hélices não foi realizado.

Ao enunciar os últimos itens daquela seção do *checklist*, o 2P\* comentou que o táxi naquela localidade era longo e, por essa razão, “dá para fazer bastante coisa”.

Enquanto o 2P\* selecionou “3.500” (possivelmente referindo à razão de subida, *rate of climb*, em ft/min), o PIC pediu que fosse verificado se “o *De-ice* vai ciclar duas vezes”, o que indicava a realização de outro item do *checklist* que não havia sido executado anteriormente. Quando autorizado o ingresso na pista 36, o 2P\* questionou se deveria solicitar um código transponder à torre, o que foi dispensado pelo PIC, que definiu naquele momento que a decolagem seria realizada pelo 2P\*, tendo sido recebido com surpresa por ele.

Os últimos itens do *before takeoff checklist* enunciados pelo 2P\* foram os compensadores e flapes, restando ainda seis itens para verificação, quando o PIC o informou que já estava autorizado e que podia acelerar os motores.

Foi observado nessa ocasião que nenhum *briefing* para a decolagem ou para eventuais emergências foi realizado.

Durante a decolagem, notou-se que o 2P\* anunciou “*speed alive*” enquanto executava a decolagem, criticando seu próprio desempenho, ao que o PIC respondeu “pode deixar, vamo comigo (sic)”, indicando que estava acompanhando o 2P\* na atuação dos comandos, não ficando clara a divisão de funções entre os pilotos.

Após iniciar a subida, o PIC constatou que a pressurização da aeronave estava funcionando e disse que não seria necessário subir. O 2P\* perguntou se não seria melhor dar uma “subidinha rápida até dez mil”, ao que o PIC disse que não faria diferença e que isso só atrasaria o voo, denotando sua preocupação com a etapa seguinte que seria executada.

A seguir, os pilotos realizaram coordenações para prosseguir o voo “via corredores” e desconflitar seu voo de outras aeronaves. Em rota, o PIC tentou explicar o cheque que havia executado em solo, mencionando tratar-se de “manha de mecânico”.

Ao informar que estava a cerca de cinco minutos de SDPW, o PIC solicitou que Pégasus (frequência de coordenação local) deixasse o abastecimento pronto. O 2P\* iniciou a descida e perguntou se o PIC assumiria o voo a partir dali, justificando que seu desempenho não estava satisfatório em função do tempo que ficou sem voar e que, para o pouso, os passageiros já estariam no local.

Nessa ocasião, os pilotos demoraram a localizar o Aeródromo de SDPW, buscando referências no terreno.

Por duas vezes, foram ouvidos os alarmes “*terrain*” e “*pull-up*”, indicando que a descida havia excedido os parâmetros do *Terrain Awareness Warning System Plus* (TAWS+ - sistema de reconhecimento e alerta de terreno).

Antes de visualizar a pista, possivelmente com base na distância, o 2P\* perguntou se poderia iniciar o abaixamento dos flapes, o que foi confirmado pelo PIC. O mesmo procedimento ocorreu para o trem de pouso. Após os flapes e trem estarem baixados, ambos os pilotos permaneceram buscando a pista. O 2P\* confirmou que o trem estava baixado e travado e conseguiu localizar o aeródromo a cerca de 3 NM de distância, indicando-o para o PIC.

O 2P\* perguntou se poderia baixar “*full flapes*”, ao que o PIC questionou se o trem estava embaixo, o que foi confirmado pelo 2P\*.

Diante disso, o PIC pediu “*full flape e hélice*” e o 2P\* transmitiu que estava na final, executando alguns dos itens do “*before landing checklist*”, repetindo que o trem estava embaixo e travado.

Ao aproximar da pista, o 2P\* enunciou as velocidades enquanto eram emitidos os avisos aurais com as alturas decrescendo de 50 até 20 ft, já bem próximo ao toque, quando o PIC perguntou novamente se o trem estava embaixo, ao que o 2P\* reafirmou essa condição.

Após o toque, o PIC criticou seu próprio desempenho e o 2P\* informou que o *climb* estava positivo, perguntando se isso era normal, ao que o PIC respondeu “mais ou menos”.

Dessa forma, foi observado que os cheques de descida, *before landing* e *normal landing* não foram lidos ou executados integralmente. Além disso, foi possível verificar que não foi realizado um tráfego padrão.

### Informações acerca do voo realizado em 14SET2021

Enquanto iniciava a preparação da cabine, o 2P\* foi avisado de que a rota seguiria direta para a Fazenda Tatumã (SI2F), em vez do destino inicial planejado - Aeródromo Santa Marta I (SSZO), Santa Maria das Barreiras, PA. O plano de voo (Z) previa a decolagem de SDPW às 11h00min (UTC), ascensão para o FL135 e proa inicial do fixo GERTU, em que se planejava a aceleração para 260 kt e subida para o FL280.

A mudança de destino não afetava, significativamente, o planejamento realizado pelo 2P\*, visto que estava distante cerca de 14 NM daquele planejado inicialmente (Figura 25).



Figura 25 - Trecho final do plano de voo inicialmente proposto, com a indicação do novo destino determinado. Fonte: Adaptado SkyVector.

Conforme relatos, o 2P\* foi o primeiro a chegar para o voo e executou a inspeção externa da aeronave (*preflight inspection*), que foi descrita pelo auxiliar de pista como cuidadosa e detalhada. O PIC teria executado a parte interna desse cheque, pertinente à cabine.

Também de acordo com os relatos obtidos, os tanques da aeronave foram abastecidos até o limite de suas capacidades. Foram embarcadas sete malas, além de uma caixa do tipo *cooler* e outros itens que seriam utilizados durante a estadia, que se estimava durar cerca de sete dias.

O peso básico operacional da aeronave era de 8.622 lb (3.910,87 kg) e ela foi abastecida com 3.631,91 lb (1.647,4 kg) de Querosene de Aviação (QAV-1). Acrescidos o peso da tripulação, passageiros, bagagens e demais itens mencionados, obteve-se um peso de decolagem estimado em 13.874 lb (6.293,14 kg).

O PMD estipulado pelo fabricante da aeronave era de 12.500 lb (5.667 kg).

Embarcados os passageiros, os pilotos executaram o *before taxi checklist* completo, excetuando-se os flapes, que o 2P\* informou que seria checado posteriormente. Após a soltura dos freios, o 2P\* realizou coordenação local e o PIC, que atuava como *Pilot Flying*

(PF - piloto que opera), pediu a confirmação de que a pista seria a 35, o que foi ratificado pelo 2P\*.

Durante o táxi, o 2P\* anunciou os itens do *before takeoff (runup) checklist*. Para a verificação do *autopilot*, o 2P\* perguntou se deveriam checar o sistema e o PIC, em resposta, o autorizou a “pular”. O mesmo ocorreu para os cheques do *Yaw Damper* e *Electric Pitch Trim*.

Ao enunciar os *Trim Tabs*, o 2P\* informou “zero, zero, zero”, o que indicou que conferiu os três comandos manuais de compensadores na posição neutra. A seguir, mencionou a fricção dos manetes, porém não foi possível distinguir se efetivamente a fricção foi ajustada, pois a voz do PIC se sobrepôs à voz do 2P\*.

Na sequência, o 2P\* verificou os flapes e questionou se deveria deixá-los na posição “em cima” (*up*), o que foi ratificado pelo PIC. A seguir, durante o táxi para a cabeceira 35 de SDPW, o PIC questionou ao 2P\* “fazer barulho?”. O 2P\* concordou, pontuando que daquele modo ficaria “mais bonito”. Assim, foi possível perceber uma alteração no perfil sonoro das hélices. O PIC complementou que aquele modo era “bom para o táxi”, mas reclamou do barulho.

Conforme dados coletados, inferiu-se que o PIC selecionou o modo de operação *ground fine*, em que os manetes de potência ficavam entre o limite mínimo (*idle stop*) e a faixa de reverso, permitindo a variação do ângulo das pás de hélice sem alterar a rotação no gerador de gases (N1).

O 2P\* questionou, a seguir, se o PIC faria os cheques de governadores e *Rudder Boost*, e ele respondeu de modo afirmativo. A gravação permitiu confirmar que o cheque dos governadores atingiu o máximo de 1.900 RPM. A verificação do *Rudder Boost* também foi considerada satisfatória pelos pilotos, assim como a verificação de embandeiramento automático.

Neste voo, o 2P\* enunciou e verificou o *manual prop feathering*, completando todos os itens desta seção do *checklist*. Para a decolagem, o 2P\* anunciou que iria “tirar o TAWS”, sugerindo que desativaria o sistema.

Conforme foi apurado pela Comissão de Investigação, essa ação se deu em função da falta de atualização desse sistema, que o levaria a anunciar erroneamente a aproximação com o terreno a partir da decolagem de SDPW.

O PIC sugeriu, então, ingressar na pista e realizar o *before takeoff checklist* em movimento. O 2P\* confirmou que os manetes de hélice estavam totalmente à frente e, mais uma vez, os *trim tabs* em zero.

No *briefing* de decolagem, o PIC informou que seria feita uma decolagem estática e com flapes em cima, pedindo *callouts* ao 2P\*. Informou que a  $V_1$  seria de 102 kt, a  $V_R$  de 102 kt e que subiriam na  $V_2$  de 109 kt.

Ao enunciar as possíveis *panes*, o PIC informou as seguintes situações:

- após a decolagem, *climb* positivo e trem em cima: nenhuma ação até 400 ft, o embandeiramento seria automático;
- pane após os 400 ft: conferir flapes em auto (provavelmente referindo-se a flapes em *up*), primeira redução com curva à direita na proa de GERTU;
- pane abaixo da  $V_1$ : a decolagem seria abortada; e
- pane acima da  $V_1$ : se houvesse pista em frente, a decolagem seria abortada e a parada ocorreria à frente; se não houvesse pista, a decolagem seria continuada, retornariam pela perna do vento para pouso na RWY 35 (mesma pista da decolagem).

A seguir, o PIC comentou que “apesar da correria”, referindo-se à retirada do avião da OM, ele havia saído “direitinho”, o que foi ratificado pelo 2P\*.

Com a aeronave alinhada, o PS-CSM iniciou a aceleração dos motores e rolagem sobre a pista. O 2P\* anunciou as velocidades, instrumentos na cor verde,  $V_1$  e rotação. Nessa ocasião, pôde ser ouvido o alarme de estol (um *beep* de 1 kHz) com duração menor que 1 segundo.

O PIC informou “rodas freadas” e pediu o recolhimento do trem. Ainda durante o recolhimento, o 2P\* informou que reduziria “um pouquinho”, provavelmente ajustando os manetes de potência. Ato contínuo, 20 segundos antes do fim da gravação, o PIC informou a primeira redução.

O 2P\* transmitiu que o PS-CSM havia decolado aos 35 e, logo a seguir, ouviu-se um *beep* indeterminado de 500 Hz com duração menor que 0,5 s. O 2P\* perguntou o que ocorreu, e o PIC respondeu “disparo de hélice”.

O 2P\* indagou “disparo de hélice?”, e o PIC afirmou em tom calmo “é”.

Na sequência, o 2P\* ingressou na fonia para informar que retornaria à pista, ao mesmo tempo em que um tom contínuo do alarme de estol (1 kHz) soou por cerca de 2 segundos. Dessa feita, pôde ser ouvido um *single chime (caution)*, seguido do mesmo tom contínuo que há pouco havia soado, sendo que esse som seguiu até o fim da gravação.

Nessa ocasião, o 2P\* anunciou por sete vezes a palavra *push*, possivelmente sugerindo que o manche fosse empurrado. Pôde ser ouvido sequencialmente o aviso aural *don't sink*, que continuou até o fim da gravação.

O vento estimado no momento da decolagem tinha direção de  $050^\circ$ , com 5 kt. Isso representava uma componente lateral de 3,85 kt, assim como uma componente de vento de proa de 3,82 kt.

Utilizando-se a temperatura estimada de  $26,5^\circ\text{C}$  e a informação de vento descrita, caso a aeronave estivesse com o peso de 12.500 lb, sua distância de decolagem seria de, aproximadamente, 701 m, enquanto sua distância de aceleração e parada seria de 1.158 m. Contudo, uma vez que o peso estava 1.374 libras acima do máximo publicado pelo fabricante, essas distâncias deixaram de ser aplicáveis.

Por meio de um registro em vídeo, feito a partir do celular de um observador que assistia a decolagem nas proximidades da pista, foi possível estimar que a decolagem (*lift off*) ocorreu a uma distância de 750 m do ponto de soltura dos freios (Figura 26).

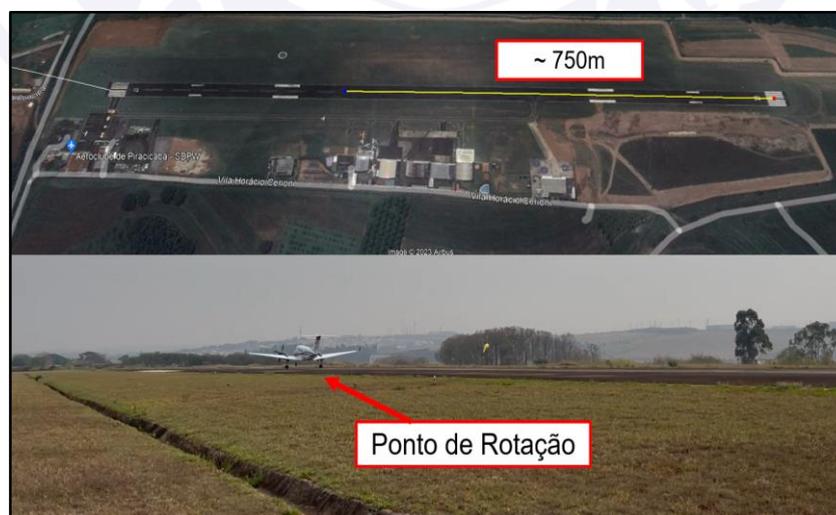


Figura 26 - Estimativa da distância percorrida durante a decolagem.

Fonte: Adaptado Google Earth e gravação em vídeo capturada por observador.

Logo após a rotação, as imagens permitiram observar que a aeronave iniciou uma guinada à direita, que aumentou progressivamente até o fim do vídeo, conforme ilustrado na Figura 27, com extratos sequenciais do vídeo ordenados de 1 a 4.



Figura 27 - Registros sequenciais da aeronave durante a decolagem, ordenados progressivamente em relação ao tempo de gravação.

Em outro vídeo, gravado a partir do circuito de câmeras de uma residência, foi possível visualizar a aeronave com 90° de inclinação lateral à direita, em acentuada descida (Figura 28).

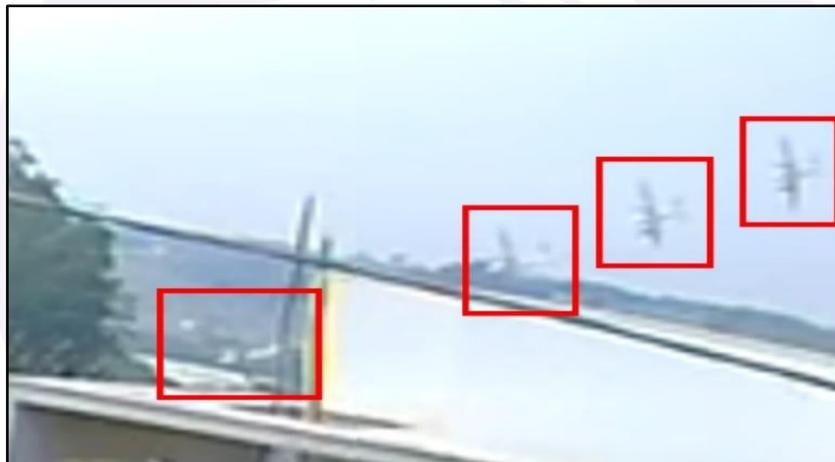


Figura 28 - Registro da aeronave capturado por câmera de CFTV.

O impacto ocorreu a cerca de 2.000 m do ponto estimado para a rotação em SDPW. O ponto de impacto estava deslocado em aproximadamente 10° à direita do eixo de decolagem, o que corrobora a percepção de observadores que relataram ter tido a impressão de que a aeronave iniciou curva à direita, quando veio a rolar sobre a asa correspondente e iniciar a descida.

Quanto aos avisos e indicações de *low speed*, as aeronaves equipadas com o *winglet BLR* eram configuradas para apresentar a faixa de velocidade na cor vermelha a partir de 88 KIAS, com flapes em cima. O *Aircraft Flight Manual* (AFM - manual de voo de aeronave) destacava que essa marcação não substituíam o sistema de alarme de estol. O AFM advertia, contudo, que uma condição de estol poderia se manifestar acima dessa velocidade em determinadas condições de peso e altitude, devendo-se considerar o limite em que havia efetivo controle direcional.

A Velocidade Mínima de Controle no Ar (VMCA), que representava a mínima velocidade em que a aeronave era controlável após a perda do motor crítico, mantendo-se os parâmetros de certificação, era de 86 kt.

A seção de limitações do POH/AFM especificava os limites de N2, ou RPM da hélice, e os tempos de excedência em relação aos valores de RPM. Não havia checklist para excesso de velocidade da hélice no POH/AFM, nem procedimentos de emergência, anormais ou informativos no *Quick Reference Handbook* (QRH - manual reduzido de referência da aeronave) que orientasse a ação por parte dos pilotos para essa condição. O AFM apontava que o voo podia ser continuado em condições de sobrevelocidade de até 2.120 RPM, desde que o torque fosse limitado a 1.800 lb.ft (Figura 29).

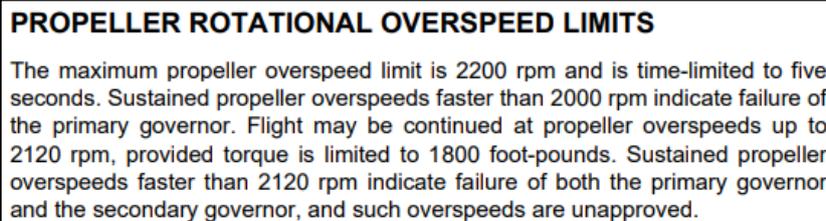


Figura 29 - Descrição em AFM da condição de sobrevelocidade das hélices.

Quanto a eventuais alarmes visuais e sonoros que poderiam chamar a atenção dos pilotos para a condição de sobrevelocidade, o manual informava que se a velocidade de uma das hélices excedesse 2.040 RPM, o indicador correspondente (N2) assumiria a cor amarela, podendo tornar-se vermelha se essa condição se mantivesse por mais de 5 segundos. Caso a RPM permanecesse acima de 2.000 RPM por mais de 300 segundos, o indicador também assumiria a cor amarela (Figura 30).

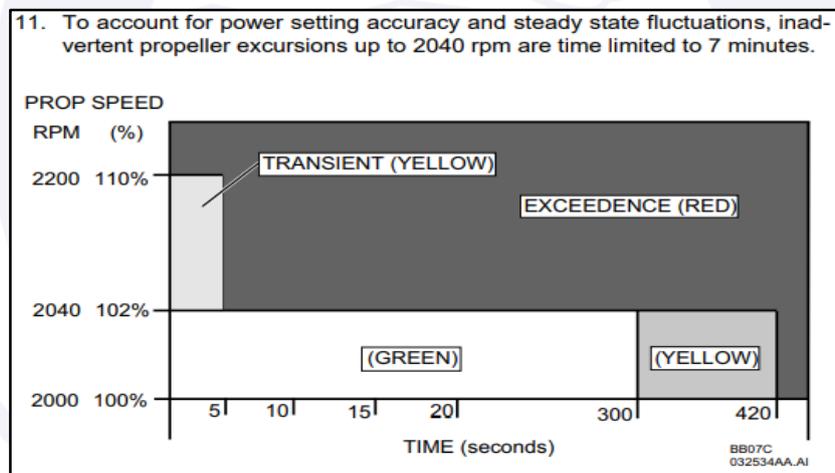


Figura 30 - Alarmes e avisos relacionados à velocidade de rotação das hélices (AFM).

### 1.19. Informações adicionais.

#### Embandeiramento não comandado em hélices *hartzell*

O manual das hélices HC-E4A-3A (61-00-47 ver.1 Nov/02) abordava as situações que poderiam levar à perda de controle de tais componentes, incluindo aquelas em que havia o embandeiramento não comandado. Dentre essas, destaca-se:

- Perda de pressão de óleo das hélices, devendo-se checar:
  - válvula de alívio de pressão do governador;
  - *governor drive*; e
  - suprimento de óleo.

- *Start lock* não engajando:

Essa condição também era descrita na publicação “*Propeller Operation and Malfunctions Basic Familiarization for Flight Crews*”, da organização “*Commercial Aviation Safety Team*”, em livre tradução:

Um embaeiramento não comandado é muito semelhante à condição de sobretorque. O passo da hélice aumenta abruptamente, causando um rápido aumento no torque com uma queda rápida na RPM, porque o motor ainda está fornecendo potência à hélice. Enquanto o passo está mudando, a tração pode aumentar e depois diminuir rapidamente. A aeronave então apresentará empuxo assimétrico, fazendo com que o piloto precise controlar a aeronave e mudar sua direção. O alto torque pode causar danos ao motor e/ou à hélice, mas não causaria a perda de controle da aeronave, se manuseado corretamente.

Fonte: [https://www.cast-safety.org/pdf/4\\_propeller\\_fundamentals.pdf](https://www.cast-safety.org/pdf/4_propeller_fundamentals.pdf)

Outra situação que poderia levar ao embaeiramento não comandado das hélices de motores PT6 foi abordada pelo *National Transportation Safety Board* por meio da Recomendação de Segurança (*Safety Recommendation Report*) ASR-16-007.

Durante investigação conduzida por aquele órgão, verificou-se a possibilidade de o manete de reversão (braço de beta) e componentes relacionados nos motores PT6A estarem posicionados incorretamente. Se o braço de beta não estivesse posicionado de forma a ficar preso sob seu pino guia, a conexão não segura poderia liberar pressão de óleo na válvula beta e causar movimento não comandado da hélice para a posição de bandeira (Figura 31).

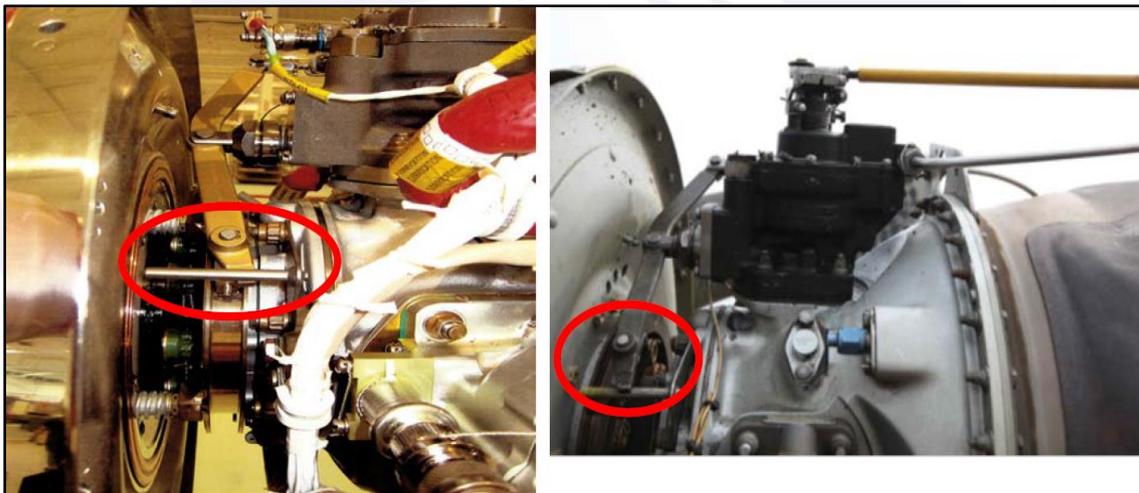


Figura 31 - Exemplos da instalação correta do braço de beta (esquerda) e incorreta (direita). Fonte: ASR-16-007, NTSB.

A recomendação foi aceita pelo *Federal Aviation Administration* (FAA), que transmitiu o *Safety Alert for Operators* (SAFO - alerta de segurança para operadores) 20002, em 27FEV2020, estabelecendo ações direcionadas aos motores PT6A.

Durante as análises conduzidas nos motores do PS-CSM, constatou-se que ambos os braços de beta se encontravam na posição correta (Figura 32).

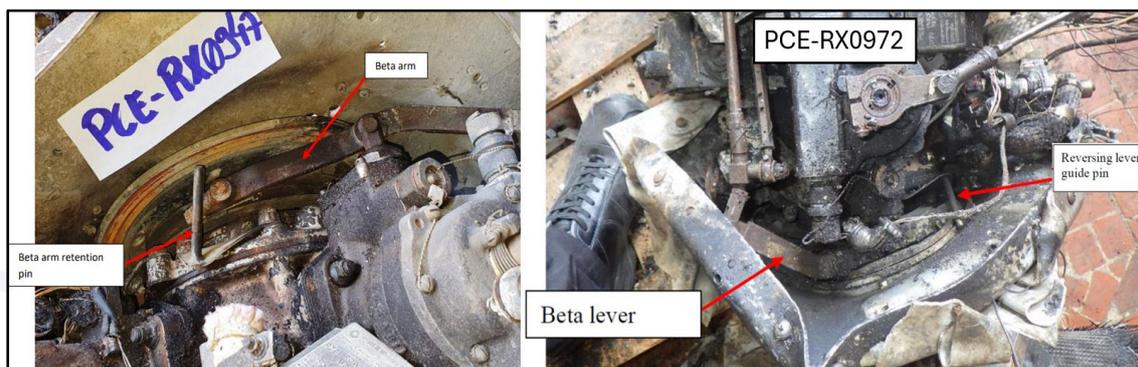


Figura 32 - Posicionamento dos pinos-guia em relação aos braços de beta em ambos os motores do PS-CSM.

### Emergências do governador da hélice na aeronave E110

Foi verificado que o PIC desenvolveu boa parte de sua experiência como comandante em aeronaves E110, tendo voado, aproximadamente, 1.200 horas nesse modelo entre os anos de 2011 e 2013.

A aeronave E110 Bandeirante, fabricada pela EMBRAER, era equipada com motores PT6A-34, em um conjunto que guardava semelhanças notáveis com aquele do *King Air*, especificamente no que se refere à operação.

Apesar das semelhanças no sistema de controle de hélices em relação ao *King Air*, as publicações operacionais do E110 dedicavam-se a especificar procedimentos a serem executados em caso de emergências do governador de hélice, como no caso de um disparo.

Ao descrever essa falha, o QRH da aeronave E110 especificava ser necessário reduzir a rotação da hélice por meio da atuação no respectivo manete (Figura 33).

### EMERGÊNCIAS DO GOVERNADOR DA HÉLICE

O mau funcionamento do governador da hélice caracteriza-se pelo **aumento de Nh e queda de torque**, tendendo a condição de disparo na rotação da hélice. Neste caso, mesmo podendo o governador de sobrevelocidade atuar (ao se atingir o valor de 104% Nh), há a necessidade do piloto reduzir a sua rotação através da atuação na respectiva manete da hélice. Esteja atento às variações nos valores de rotação da hélice através da observação e leitura da indicação do mostrador de Nh. Caso necessário proceda:

1. SINCRO-HÉLICE..... DESL 2P

Figura 33 - Procedimento de emergências do governador de hélice da aeronave E110.

### Conceito de transferência negativa

Conforme artigo publicado no periódico *Aviation Week*<sup>1</sup>, a “transferência negativa de hábitos” pode afetar o desempenho dos pilotos na aviação. Esse fenômeno ocorre quando padrões de comportamento aprendidos anteriormente são inadequados para a aeronave, ambiente ou procedimentos atuais, aumentando o risco de erro humano em cinco vezes, segundo pesquisa do Dr. James Reason.

O artigo analisou dois acidentes fatais, destacando as vulnerabilidades na compreensão desse conceito pela indústria da aviação. O relatório de um dos acidentes sugeriu que a prática comum de pilotos qualificados em múltiplas aeronaves pode contribuir para a transferência negativa de hábitos, levando a recomendações para revisão das práticas de qualificação e treinamento dos pilotos.

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

Não houve.

## **2. ANÁLISE.**

Tratava-se de um voo privado, que tinha por objetivo transportar passageiros até a Fazenda Tarumã (SI2F), que pertencia ao proprietário da aeronave de marcas PS-CSM.

A aeronave foi adquirida em 2019 e havia registrado cerca de 268 horas totais até o acidente.

Cerca de um ano após a sua nacionalização, em uma inspeção de 50 horas, o PS-CSM registrou um aumento anormal de RPM quando o embandeiramento automático era ligado, o que motivou as primeiras intervenções de manutenção relacionadas às hélices.

Pouco mais de três meses antes da ocorrência, a hélice esquerda precisou ser removida e enviada para reparo em OM certificada, devido à constatação de que havia dois parafusos de lubrificação da hélice esquerda quebrados. Após a referida instalação, registrou-se o balanceamento dinâmico das hélices e a substituição dos *Beta Valve Carbon Block*.

Esse reparo representou custos elevados para o proprietário, que questionava a OM quanto à pertinência de que esse custo fosse assumido por ele. As interações entre a OM e o proprietário eram realizadas na maior parte do tempo pelo PIC, tendo-se constatado que houve situações de elevado estresse, que podem ter contribuído para uma eventual redução de seu desempenho funcional.

Ainda que se tratasse de uma aeronave com pouco tempo de uso, os relatos obtidos pela Comissão de Investigação davam conta de que tanto o proprietário quanto o PIC estavam insatisfeitos com a despachabilidade da aeronave, sendo que este último teria chegado a fazer comentários negativos acerca das diversas “panes” e sobre os governadores.

Sobre esse ponto, convém citar que a Comissão de Investigação obteve acesso aos registros de testes dos CSU e OSG de ambos os motores, realizados quando da entrega desses componentes desde novos ao fabricante da aeronave, e todos os parâmetros se apresentavam dentro dos limites especificados.

Dentre as tarefas de manutenção conduzidas entre 23AGO2021 e 13SET2021, registrou-se que os limites de RPM de ambas as hélices foram ajustados, com o intuito de corrigir discrepâncias percebidas durante o giro dos motores.

---

<sup>1</sup> VEILLETTE, Patrick. **Negative Habit Transfer Part 1**. Aviation Week, 2021. Disponível em: <https://aviationweek.com/business-aviation/negative-habit-transfer-part-1>

A rotação máxima, que antes estava limitada a 1.950 RPM, foi ajustada para 1.990 RPM em ambos os lados, conforme registros da *Power Check Data Worksheet*. Além disso, o *Flight Idle Low Pitch* também foi ajustado.

Tanto a ficha de entrada quanto a de saída continham rasuras nas anotações dos parâmetros verificados, constatando-se diferenças em relação ao que se havia lançado na Ordem de Serviço correspondente à manutenção.

Destaca-se que a OM havia previsto a liberação da aeronave para 15SET2021, mas o proprietário tentou adiantá-la para atender a compromissos, chegando a receber orçamento de horas extras da OM para esse fim. Contudo, os custos adicionais não foram aceitos, acertando-se que a conclusão dos serviços se daria na segunda-feira pela manhã, dois dias antes do previsto.

Durante o voo do acidente, ficou constatado que o PIC interpretou que ocorria um “disparo de hélice”, o que significaria que um dos governadores teria perdido a capacidade de regular a velocidade de rotação em 2.000 RPM. Contudo, as análises do espectro sonoro feitas a partir do áudio do CVR identificaram que houve um excesso de rotação, mas que os valores atingidos não seriam suficientes para sinalizar uma condição anormal para os pilotos (mudança de cor no indicador de N2 ou aviso de CAUTION no CAS).

Essa interpretação da condição vivenciada, pode ter propiciado um rebaixamento no processo de ativação de uma quantidade limitada de informação a partir das demais disponíveis, reduzindo a possibilidade de uma resposta rápida e adequada para a situação de provável redução da velocidade em função dos avisos de estol emitidos.

Dessa forma, é provável que o PIC tenha se fixado no excesso de RPM, não tendo notado em tempo hábil que a velocidade indicada se reduzia, o que limitou a possibilidade de que reagisse tempestivamente à condição de estol.

Constatou-se também que o valor excedente de RPM não atingiu valores suficientes para provocar a atuação dos governadores de sobrevelocidade, que passariam a atuar apenas a partir de 2.120 RPM.

Ainda que não seja possível relacionar o excesso de RPM percebido no voo do acidente ao ajuste para obtenção de maior rotação, conduzido pela OM, a Comissão de Investigação constatou que os ajustes necessários eram trabalhosos e exigiam diversos giros de motores.

O “adiantamento” proposto, por essa razão, poderia ter impedido que os parâmetros fossem ajustados com o elevado grau de apuro que a tarefa requeria, contribuindo para que o limite de 2.000 RPM pudesse ser ultrapassado em uma situação de máximo esforço, com PMD acima do permitido pelo fabricante, como ocorreu na decolagem do acidente.

Inferiu-se que outros efeitos provocados pela antecipação da entrega foram percebidos na primeira tentativa de acionamento em SBJD, registrada no CVR, em que o 2P\* identificou algo que não havia sido fechado no interior da cabine (provavelmente uma janela de acesso ou inspeção), além de uma janela defeituosa na cabine de passageiros, que levou ao corte dos motores e atraso na saída prevista.

A despeito disso, os pilotos não mencionaram qualquer anormalidade no voo conduzido após os referidos ajustes. Cabe relatar, contudo, que os governadores não foram verificados como previa o manual, de maneira isolada, tendo sido aglutinada à verificação do embandeiramento automático, de modo que o 2P\* nem mesmo conseguiu acompanhar a conferência dos parâmetros.

Assim, a execução apressada dos cheques do motor pelo PIC, que informou ter verificado “*prop gov* e *autoignition*”, em vez de “*autofeather*”, pode não ter sido suficiente para que todos os parâmetros fossem checados.

Durante a decolagem de SBJD, que seria outra oportunidade para constatar possíveis excessos de RPM, a aeronave estava mais leve e exigiu menor potência para a decolagem.

Além disso, o PIC permitiu que o 2P\* fizesse essa decolagem, o que exigiu maior supervisão e atenção do PIC aos comandos, levando também o foco de ambos para os diversos parâmetros de voo.

Cabe destacar que esse era um voo de entrega da aeronave após uma grande inspeção, onde seria desejável que todos os cheques fossem realizados com maior atenção, fato que não foi constatado nas gravações do CVR.

No voo da ocorrência, contudo, o funcionamento dos governadores e governadores de sobrevelocidade foi apropriadamente testado e, de acordo com os *callouts* dos pilotos, os parâmetros foram atingidos durante o cheque.

Ainda que o excesso de RPM tenha se revelado na cadeia de eventos do acidente, os valores atingidos não eram suficientes para afetar o controle direcional da aeronave, contanto que o torque de decolagem tivesse sido alcançado e mantido durante essa fase do voo.

No voo da ocorrência, imediatamente após o recolhimento do trem de pouso, o 2P\* informou que estava reduzindo ligeiramente a potência. Em seguida, o PIC verbalizou a “primeira redução”, provavelmente fazendo novo ajuste nos manetes correspondentes. O tom contínuo de 1 kHz, associado à condição de estol, começou a soar exatos 13 segundos após, ocorrendo, a seguir, o embandeiramento da hélice direita e a perda de controle da aeronave.

No que se refere à percepção, as gravações permitiram constatar que o PIC se deteve à condição de excesso de RPM, não havendo indicativos de que tenha reconhecido as características do pré-estol.

O 2P\*, por sua vez, ao verbalizar repetidas vezes a palavra “*push*” (empurre), denotou ter reconhecido aquela condição e sugeriu que os comandos fossem aplicados para recuperar a aeronave. A razão de ter utilizado o termo em inglês pode ser atribuída ao fato de que realizava as verificações de cabine nesse idioma, além de ter realizado parte de sua formação em aviação nos Estados Unidos.

O excesso de peso de 1.374 lb acima do PMD durante a decolagem também foi um fator que teve influência na dinâmica do acidente. Tanto o torque, quanto a velocidade e outros parâmetros conhecidos e aplicados pelos pilotos enquadravam-se no limite de 12.500 lb, especificado pelo fabricante e disponível em diversas seções do AFM.

Conforme se verificou, o proprietário tinha considerável confiança naquela aeronave, chegando a dizer que ela seria capaz de decolar com apenas um motor. Esse fato pode ter contribuído para que o PIC não o tenha restringido quanto ao limite de peso que poderia ser embarcado naquele voo e em outros anteriores.

Além disso, havia certa ansiedade para que aquele voo ocorresse, dado o tempo em que a aeronave permaneceu em manutenção.

O PIC acumulava longa experiência como comandante de aeronaves multimotoras e possuía mais tempo de operação no PS-CSM do que o 2P\*, visto que foi responsável por acompanhar seu traslado desde o país de origem. Na ocasião, inclusive, realizou treinamento em simulador de voo da aeronave.

Entretanto, não existem registros de que o PIC tenha realizado treinamento de emergências nesse modelo de aeronave desde setembro de 2015, data da última revalidação da habilitação de tipo BE20.

Tal situação decorreu do fato de a aeronave ter sido enquadrada como Classe MLTE, conforme as novas instruções da IS 61-004G, e a exigência de endosso se limitava à inclusão da aeronave na CIV digital do piloto, sem que fosse necessário qualquer treinamento específico no modelo, desde que se mantivesse a habilitação MLTE válida, o que de fato ocorreu.

Enquanto a aeronave era enquadrada como “tipo”, a habilitação tinha validade de um ano e, a cada doze meses, os pilotos eram submetidos a um processo de revalidação da habilitação de tipo para o respectivo modelo de aeronave.

Desde 2019, até dezembro de 2020, o PIC operou a aeronave PS-CSM na condição de “*single pilot*”, conforme permitido em sua certificação. A inclusão do segundo piloto tinha por objetivo aumentar a segurança da operação.

O período sem operar a aeronave, somado à baixa frequência de voos antes do início da manutenção, provavelmente resultou na autoavaliação de ambos com certa insatisfação de seus desempenhos naquele voo, como citaram em algumas ocasiões.

No voo anterior, foi observado que houve dificuldade dos pilotos para encontrar o Aeródromo de SDPW, no qual operavam com razoável frequência. Notou-se também certa desatenção do PIC, que após pedir o abaixamento do trem de pouso e ouvir a confirmação do 2P\*, voltou a perguntar sobre a condição do trem de pouso e, mesmo após outras duas confirmações do 2P\*, questionou novamente tal condição, após o aviso aural que indicava uma altura de 20 ft sobre a pista (*Twenty*).

Como se mencionou, é possível que a referida desatenção tenha sido resultado do estresse relacionado às gestões da manutenção recente, somado à pressão que enfrentou para adiantar a liberação da aeronave e realizar aquele voo.

Esses fatores também podem estar relacionados à redução da consciência situacional do PIC durante o evento, uma vez que o seu foco se voltou para o excesso de RPM, mas a condição de estol iminente não foi percebida.

Constatou-se que o peso de decolagem da aeronave foi estimado em 1.374 lb (623,24 kg) acima do máximo previsto pelo fabricante, fato que inviabilizou o planejamento preciso da distância de decolagem, velocidades e outros parâmetros de operação.

Nesse sentido, foi possível verificar que o PIC utilizou a velocidade de 102 kt para rotação da aeronave, que era a velocidade relativa ao PMD. Porém, em razão de estar acima desse peso, ao rodar a aeronave na velocidade de 102 kt, foi possível ouvir um alarme contínuo na frequência de 1 kHz, indicando que a aeronave transitou pela condição de pré-estol.

Conforme dados coletados, a operação acima do peso nesta aeronave era frequente entre alguns operadores, por haver uma crença de que a restrição não se daria por limitações estruturais ou de desempenho. Assim, essa cultura pode ter concorrido para que o PIC tenha aceitado operar naquela condição.

A repetição do comportamento de não realizar cheques, que também se apresentou no voo do dia anterior, pode estar relacionada a um eventual excesso de confiança, que reduz as margens de segurança da operação.

Sobre o embandeiramento da hélice direita, os exames evidenciaram que ele ocorreu em uma condição de potência de moderada a alta, o que corrobora os resultados das análises dos motores, que indicaram que ambos desenvolviam potência no instante do impacto.

As condições de falha que levariam a um embandeiramento inadvertido em voo, como as possíveis falhas dos governadores, puderam ser descartadas a partir das análises de

tais componentes, que indicaram não existir pré-condição que pudesse ter impedido seu funcionamento normal.

Também, se descartou a hipótese de posicionamento incorreto do braço de beta ou do *Beta Valve Carbon Block*, uma vez que esses componentes puderam ser verificados durante as análises.

O tempo de embandeiramento da hélice, que demorou entre 4 e 5 segundos, também permitiu descartar a hipótese de falha no ajuste da fricção dos manetes, que poderia tê-las feito “correr” no sentido da redução.

Restou, portanto, a hipótese de que o embandeiramento tenha sido comandado pelo PIC, uma vez que ele informou ao 2P\* que a aeronave havia entrado em condição de “disparo de hélice”.

Ainda, cabe destacar que, segundo as análises do espectro sonoro, a aeronave não atingiu valores de RPM compatíveis com uma emergência de “disparo de hélice”, conforme descrito pelo fabricante.

De acordo com os exames realizados, concluiu-se que a hélice direita estava em processo de embandeiramento. Um possível comandamento do embandeiramento dessa hélice pode ter dado início à perda de controle da aeronave.

Ainda que a condição de excesso de velocidade da hélice não estivesse prevista no QRH do B200GT, boa parte da experiência profissional do PIC se deu em aeronaves multimotoras, como o E110, que previa atuação no manete de hélice para controlar emergências relacionadas ao governador.

Considerando-se que esse procedimento não foi treinado pelo PIC no B200GT, levantou-se a hipótese de que tais procedimentos tenham se originado dos recursos de memória do PIC, como resultado de “transferência negativa”, uma vez que eram treinados em outras aeronaves.

Ademais, o enquadramento da aeronave como "Classe" pela Agência Reguladora pode ter influenciado o nível de adestramento dos pilotos naquele modelo, limitando a sua capacidade de distinguir situações relacionadas à rotação das hélices acima de 2.000 RPM.

A redução dos requisitos de treinamento proposta na IS nº 61-004, atualizada em 2016, flexibilizou as exigências para a operação da aeronave, que passou a depender apenas do endosso de um piloto habilitado.

Por fim, cabe destacar que não havia *checklist* para excesso de velocidade da hélice no *Quick Reference Handbook* da aeronave, no *Pilot's Operating Handbook* ou no *FAA Approved Airplane Flight Manual*. A ausência de qualquer menção à falta de necessidade de atuação da tripulação em condições de sobrevelocidade, contudo, pode ter contribuído para a tentativa de controle da velocidade de rotação por meio dos manetes de hélice.

### 3. CONCLUSÕES.

#### 3.1. Fatos.

- a) os pilotos estavam com os Certificados Médicos Aeronáuticos (CMA) em vigor;
- b) os pilotos estavam com as habilitações de Avião Multimotor Terrestre (MLTE) e Voo por Instrumentos - Avião (IFRA) em vigor;
- c) o PIC estava qualificado e possuía experiência no tipo de voo;
- d) o 2P\* não possuía endosso para operar o modelo B200GT;
- e) o B200GT poderia ser operado por um único piloto no voo do evento;

- f) a aeronave estava com o Certificado de Verificação de Aeronavegabilidade (CVA) válido;
- g) a aeronave estava com 1.374 lb (623,24 kg) acima do Peso Máximo de Decolagem (PMD) previsto pelo fabricante;
- h) as escriturações das cadernetas de célula, motores e hélices estavam atualizadas;
- i) as condições meteorológicas estavam acima das mínimas para a realização do voo;
- j) a aeronave possuía modificações relacionadas ao desempenho, adição de *winglets* às asas e substituição das pás de hélice metálicas por pás de compósitos estruturais, conforme Certificados Suplementares de Tipo (CST) específicos;
- k) durante inspeção da aeronave realizada em 19ABR2021, constatou-se que havia dois parafusos de lubrificação da hélice esquerda quebrados;
- l) em 23ABR2021, a hélice esquerda PN HC-E4N-3A, SN NR511, com 227 horas e 6 minutos totais, foi removida e enviada para reparo externo;
- m) após retornar de OM externa, a hélice esquerda foi instalada e efetuou-se balanceamento dinâmico;
- n) a última inspeção da aeronave e a mais abrangente, do tipo “365 Dias e obtenção do CVA”, teve início em 23AGO2021 e foi finalizada em 13SET2021;
- o) durante a última inspeção realizada, foi efetuado o ajuste dos parâmetros de *Flight Idle low pitch* e de limite de rotação das hélices (*propeller speed*) para próximo do valor máximo de 2.000 RPM;
- p) havia rasuras nas fichas de *Power Check Data Worksheet* relativas aos ajustes conduzidos nos parâmetros do grupo turbopropulsor;
- q) o voo realizado após a liberação da aeronave, em 13SET2021, foi atrasado depois da detecção de pane relacionada ao sistema de uma das janelas da cabine de passageiros;
- r) durante o táxi em SBJD no dia 13SET2021, os cheques de governadores e governadores de sobrevelocidade foram realizados em desacordo com o que previa o manual de operação da aeronave, e não foram compreendidos pelo 2P\*, o qual não era qualificado na aeronave;
- s) a decolagem de SBJD em 13SET2021 foi conduzida pelo 2P\* sob supervisão do PIC, com 1.374 lb acima do Peso Máximo de Decolagem (PMD) publicado;
- t) os tanques de combustível da aeronave foram abastecidos até o limite de sua capacidade;
- u) durante o “*before takeoff (runup) checklist*”, os ajustes de compensadores (*trim tabs*) foram confirmados na posição “zero”;
- v) os flapes foram deixados na posição “up” (em cima) para a decolagem;
- w) durante o “*before takeoff (runup) checklist*”, os itens de cheque dos governadores, governadores de sobrevelocidade, *rudder boost* e embandeiramento automático foram verificados;
- x) durante a rotação da aeronave, ocorreu o alarme sonoro contínuo de 1 kHz, associado ao aviso de estol da aeronave;
- y) após o recolhimento do trem de pouso da aeronave, o PIC anunciou “disparo de hélice”;

- z) o 2P\* anunciou por sete vezes a palavra *push*, possivelmente sugerindo que o manche fosse empurrado;
- aa) a análise dos motores da aeronave concluiu que ambos apresentavam assinaturas características do funcionamento de ambos no momento do impacto;
- bb) as assinaturas de impacto nos entalhes dos garfos da hélice esquerda apontaram que ela estava operando a uma RPM mais alta quando comparada à hélice direita;
- cc) a análise conduzida no cubo da hélice direita apontou que as pás operavam na faixa de 60° a 78° no momento do impacto, indicativa de um processo de embandeiramento;
- dd) durante a análise das hélices, não foram observadas discrepâncias que pudessem ter impedido ou degradado sua operação normal antes do impacto contra o terreno;
- ee) as análises conduzidas nos CSU e OSG de ambos os motores apontaram que não havia evidência de condição pré-existente que poderia ter impedido a operação normal dos governadores;
- ff) as análises do espectro sonoro do CVR apontaram que houve um aumento na rotação das hélices para 2.025 RPM durante um intervalo de 4 segundos;
- gg) conforme análises do espectro sonoro do CVR, cerca de 12 segundos antes do impacto, a rotação das hélices reduziu para 1.830 RPM;
- hh) cerca de 7 segundos antes do impacto, ocorreu o alarme contínuo na frequência de 1 kHz, associado ao sistema de detecção de estol da aeronave;
- ii) a análise das hélices e do espectro sonoro do CVR apontaram que ocorreu o embandeiramento da hélice direita, cerca de 4 segundos antes do impacto;
- jj) a aeronave rolou sobre a asa direita e mergulhou com elevada razão de descida, disparando os alarmes de “*don’t sink*” e “*pull-up*”;
- kk) a aeronave ficou destruída; e
- ll) todos os ocupantes sofreram lesões fatais.

### 3.2. Fatores contribuintes.

#### - **Aplicação dos comandos - indeterminado.**

Após o recolhimento do trem de pouso, ocorreu um comando de redução da potência da aeronave pelo PIC, que precedeu o aviso de estol. Depois desse aviso, um possível comandamento do embandeiramento de uma das hélices, pode ter dado início à perda de controle da aeronave.

#### - **Atenção - contribuiu.**

A análise do desempenho dos pilotos no voo do dia anterior evidenciou episódios de desatenção, como aqueles relacionados ao abaixamento do trem de pouso. No voo da ocorrência, a tripulação fixou-se no excesso de RPM, não tendo notado, em tempo hábil, que a velocidade se reduzia, fato que limitou a possibilidade de se reagir tempestivamente à condição de estol.

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

No voo da ocorrência, foi possível verificar que foi utilizada a velocidade de 102 kt para a rotação da aeronave, que era a velocidade relativa ao PMD. Porém, em razão de estar 1.374 lb acima desse peso, ao rodar a aeronave na velocidade de 102 kt, foi possível ouvir um alarme contínuo na frequência de 1 kHz, indicando que a aeronave transitou pela condição de pré-estol. Essa postura de improvisação relacionada ao PMD agravou a condição vivenciada levando ao desfecho do acidente em questão.

- **Capacitação e treinamento - indeterminado.**

O enquadramento da aeronave pela Agência Reguladora Brasileira como “Classe” pode ter contribuído para que o treinamento exigido dos pilotos não fosse suficiente para garantir a proficiência dos pilotos em condições de emergência na aeronave B200GT.

- **Cultura do grupo de trabalho - indeterminado.**

Conforme relatos obtidos, a crença de que a aeronave *King Air* era capaz de decolar com o peso maior que o especificado pelo fabricante era comum entre os operadores aos quais os investigadores tiveram acesso. Essa crença pode ter contribuído para a decisão de realizar o voo naquelas condições, influenciando o desempenho de decolagem.

- **Julgamento de pilotagem - contribuiu.**

A decolagem em que ocorreu o acidente se deu 1.374 lb acima do limite de peso previsto pelo AFM. Foram utilizadas as velocidades e parâmetros de uma decolagem típica, reduzindo-se a potência pouco após o recolhimento do trem. Nesse contexto, não ocorreu a avaliação adequada dos parâmetros de voo, culminando com a condição de estol da aeronave.

- **Manutenção da aeronave - indeterminado.**

Mesmo que o excesso de N2 em um motor, 25 RPM acima do valor de decolagem e máximo contínuo de 2.000 RPM verificado na decolagem não possa ser diretamente relacionado aos ajustes efetuados nas hélices durante a última inspeção, o adiantamento da liberação da aeronave pode ter impedido uma verificação suficientemente minuciosa das tarefas executadas, como se constatou ter ocorrido após a primeira tentativa de acionamento no dia anterior ao acidente. Havia rasuras na ficha que registrou os parâmetros de motor na entrada e na saída, gerando divergências também em relação aos registros feitos na Ordem de Serviço correspondente.

- **Memória - indeterminado.**

A análise do espectro sonoro do CVR permitiu constatar que as hélices foram ajustadas após o *callout* de “disparo de hélice” efetuado pelo PIC. Ainda que esse procedimento não estivesse previsto para o B200GT, constatou-se que ele era praticado na aeronave E110, na qual o PIC desenvolveu boa parte de sua experiência profissional, sendo possível que essa ação tenha tido origem na recuperação de condicionamentos anteriores, caracterizando a chamada “transferência negativa”.

- **Percepção - contribuiu.**

A condição de estol, provavelmente relacionada à gradual redução de velocidade que se seguiu à redução dos manetes de potência, não foi percebida em tempo hábil para que pudesse ser projetada uma reação. Naquele contexto, houve a percepção exclusivamente da condição de RPM da hélice ligeiramente excessivo, com um valor máximo de 25 RPM, que prejudicou a consciência situacional pertinente aos demais aspectos do voo.

#### 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-104/CENIPA/2021 - 01**

**Emitida em: 13/02/2025**

Analisar a viabilidade de estabelecer prazo de validade dos endossos emitidos para modelos específicos de aeronaves Classe, como o B200, a fim de assegurar que os pilotos passem por um processo de reciclagem nesses modelos de aeronaves, as quais eram consideradas tipo antes da publicação da Emenda 06 ao RBAC 61.

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

Nada a relatar.

Em 13 de fevereiro de 2025.

