

COMANDO DA AERONÁUTICA
CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE
ACIDENTES AERONÁUTICOS



RELATÓRIO FINAL
A-080/CENIPA/2018

OCORRÊNCIA:	ACIDENTE
AERONAVE:	PR-WBV
MODELO:	PC-12
DATA:	01MAIO2018



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 do mesmo 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 ANAC e ao 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 resguardar 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.

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

SINOPSE

O presente Relatório Final refere-se ao acidente com a aeronave PR-WBV, modelo PC-12, ocorrido em 01MAIO2018, classificado como “[SCF-PP] Falha ou mau funcionamento do motor | Com hélice”.

Durante o início da fase de descida, houve uma falha do sistema de controle de passo da hélice da aeronave, que tendeu ao passo “bandeira”. Não houve recuperação efetiva dessa condição.

A tripulação realizou uma tentativa de pouso forçado no Aeródromo de Ubatuba (SDUB), SP, vindo a colidir em área pantanosa nas suas redondezas.

A aeronave teve danos substanciais.

O Piloto em Comando (PIC) sofreu lesões graves, o piloto Segundo em Comando (SIC) e dois passageiros sofreram lesões leves e os outros seis passageiros saíram ilesos.

Houve a designação de Representante Acreditado do *Swiss Transportation Safety Investigation Board* (STSB) - Suíça, Estado de projeto e fabricação da aeronave, do *National Transportation Safety Board* (NTSB) - Estados Unidos, Estado de projeto e fabricação da hélice e do *Modular Avionics Unit*. e do *Transportation Safety Board* (TSB) - Canadá, Estado de projeto e fabricação do motor.

ÍNDICE

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS	5
1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.....	7
1.1. Histórico do voo.....	7
1.2. Lesões às pessoas.....	7
1.3. Danos à aeronave.	8
1.4. Outros danos.....	8
1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.....	8
1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.....	8
1.5.2. Formação.....	8
1.5.3. Categorias das licenças e validade dos certificados e habilitações.....	8
1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.....	9
1.5.5. Validade da inspeção de saúde.....	9
1.6. Informações acerca da aeronave.....	9
1.7. Informações meteorológicas.....	13
1.8. Auxílios à navegação.....	15
1.9. Comunicações.....	15
1.10. Informações acerca do aeródromo.....	15
1.11. Gravadores de voo.....	15
1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.....	16
1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.....	16
1.13.1. Aspectos médicos.....	16
1.13.2. Informações ergonômicas.....	16
1.13.3. Aspectos Psicológicos.....	16
1.14. Informações acerca de fogo.....	17
1.15. Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.....	18
1.16. Exames, testes e pesquisas.....	18
1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.....	21
1.18. Informações operacionais.....	21
1.19. Informações adicionais.....	31
1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.....	33
2. ANÁLISE.....	33
3. CONCLUSÕES.....	38
3.1. Fatos.....	38
3.2. Fatores contribuintes.....	39
4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA	40
5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.....	41

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS

ACMS	<i>Aircraft Condition and Monitoring System</i> - sistema de monitoramento e de condição da aeronave
AFM	<i>Aircraft Flight Manual</i> - manual de voo de aeronave
AMM	<i>Aircraft Maintenance Manual</i> - manual de manutenção de aeronave
ANAC	<i>Agência Nacional de Aviação Civil</i>
ATC	<i>Air Traffic Control</i> - controle de tráfego aéreo
CA	Certificado de Aeronavegabilidade
CAS	<i>Crew Alerting System</i> - sistema de alerta da tripulação
CIV	Caderneta Individual de Voo
CL	<i>Condition Lever</i> - manete de hélice
CMA	Certificado Médico Aeronáutico
CRM	<i>Crew Resource Management</i> - gerenciamento de recursos de tripulação
CVR	<i>Cockpit Voice Recorder</i> - gravador de voz da cabine
FCA	Frequência de Coordenação entre Aeronaves
FDR	<i>Flight Data Recorder</i> - gravador de dados de voo
FHDB	<i>Fault History Data Base</i> - banco de dados de histórico de falhas
FOD	<i>Foreign Object Damage</i> - dano causado por objeto estranho
GPS	<i>Global Positioning System</i> - sistema de posicionamento global
HMNT	Habilitação de Classe Helicóptero Monomotor a Turbina
IAM	Inspeção Anual de Manutenção
IMC	<i>Instrument Meteorological Conditions</i> - condições de voo por instrumentos
INMET	Instituto Nacional de Meteorologia
IS	Instrução Suplementar
ITT	<i>Interstage Turbine Temperature</i> - temperature entre estágios de turbina
LABDATA	Laboratório de Leitura e Análise de Dados de Gravadores de Voo
MAU	<i>Modular Avionics Unit</i> - unidade modular de aviônicos
METAR	<i>Meteorological Aerodrome Report</i> - reporte meteorológico de aeródromo
MLTE	Habilitação de Classe Avião Multimotor Terrestre
MNTE	Habilitação de Classe Avião Monomotor Terrestre
MSL	<i>Mean Sea Level</i> - nível do mar
Ng	<i>Gas Generator Rotation Speed Indication</i> - indicação de velocidade de rotação do gerador de gases
NP	<i>Indication of Propeller Rotation Speed</i> - indicação de velocidade de rotação da hélice
NRST	<i>Nearest</i> - próximo
NTSB	<i>National Transportation Safety Board</i>

OM	Organização de Manutenção
PCL	<i>Power Control Lever</i> - manete de controle de potência
PCM	Licença de Piloto Comercial - Avião
PIC	<i>Pilot in Command</i> - piloto em comando
PN	<i>Part Number</i> - número de peça
PPR	Licença de Piloto Privado - Avião
P&WC	<i>Pratt & Whitney Canada</i>
QRH	<i>Quick Reference Handbook</i> - manual reduzido de referência da aeronave
REA-SP	Rotas Especiais de Aeronaves - São Paulo
REDEMET	Rede de Meteorologia do Comando da Aeronáutica
ROTAER	Manual Auxiliar de Rotas Aéreas
SACI	Sistema Integrado de Informações da Aviação Civil
SBMT	Designativo de Localidade - Aeródromo Campo de Marte, São Paulo, SP
SBSJ	Designativo de Localidade - Aeródromo Professor Urbano Ernesto Stumpf, São José dos Campos, SP
SBST	Designativo de Localidade - Aeródromo de Santos, Guarujá, SP
SDAG	Designativo de Localidade - Aeródromo de Angra dos Reis, RJ
SDUB	Designativo de Localidade - Aeródromo Estadual Gastão Madeira, Ubatuba, SP
SERIPA IV	Quarto Serviço Regional de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SI	<i>Special Instruction</i> - instrução especial
SIC	<i>Second in Command</i> - segundo em comando
SN	<i>Serial Number</i> - número de série
STC/CST	<i>Supplemental Type Certificate</i> - certificado suplementar de tipo
STSB	<i>Swiss Transportation Safety Investigation Board</i>
TM	<i>Technical Memo</i> - memorando técnico
TPP	Categoria de Registro de Serviços Aéreos Privados
TSB	<i>Transportation Safety Board</i>
UTC	<i>Universal Time Coordinated</i> - tempo universal coordenado
VFR	<i>Visual Flight Rules</i> - regras de voo visual
Vs	<i>Stall Speed</i> - velocidade de estol
VTI	Vistoria Técnica Inicial

1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.

Aeronave	Modelo: PC-12 Matrícula: PR-WBV Fabricante: <i>Pilatus</i>	Operador: Particular
Ocorrência	Data/hora: 01MAIO2018 - 20:43 (UTC) Local: 500m do Aeródromo Estadual Gastão Madeira (SDUB) Lat. 23°26'45"S Long. 045°04'57"W Município - UF: Ubatuba - SP	Tipo(s): [SCF-PP] Falha ou mau funcionamento do motor Subtipo(s): Com hélice

1.1. Histórico do voo.

A aeronave decolou do Aeródromo de Angra dos Reis (SDAG), RJ, com destino ao Aeródromo Campo de Marte (SBMT), São Paulo, SP, por volta das 20h30min (UTC), a fim de realizar um voo privado, com dois pilotos e oito passageiros a bordo.

Durante o início da descida, houve uma falha no sistema de controle de passo da hélice e a tripulação decidiu realizar um pouso de emergência no Aeródromo Estadual Gastão Madeira (SDUB), Ubatuba, SP.

Após o toque em SDUB, foi realizada uma manobra para evitar uma colisão contra um obstáculo no prolongamento da pista e a aeronave parou em uma área pantanosa, próxima à cabeceira 09.

A aeronave teve danos substanciais.

O Piloto em Comando (PIC) sofreu lesões graves, o piloto Segundo em Comando (SIC) e dois passageiros sofreram lesões leves e os outros seis passageiros saíram ilesos.



Figura 1 - Registro da aeronave no local do acidente.

1.2. Lesões às pessoas.

Lesões	Tripulantes	Passageiros	Terceiros
Fatais	-	-	-
Graves	1	-	-
Leves	1	2	-
Ilesos	-	6	-

1.3. Danos à aeronave.

A asa esquerda foi arrancada próxima à raiz e todo o conjunto do trem de pouso foi danificado. A região do cone de cauda foi rompida e se desprendeu totalmente do restante da fuselagem. Os estabilizadores horizontais e verticais ficaram destruídos. A asa direita e o trem de pouso do nariz sofreram danos graves.

1.4. Outros danos.

Não houve.

1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.

1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.

Discriminação	Horas Voadas	
	PIC	SIC
Totais	4.500:00	3.200:00
Totais, nos últimos 30 dias	17:00	17:00
Totais, nas últimas 24 horas	00:55	00:55
Neste tipo de aeronave	126:48	120:00
Neste tipo, nos últimos 30 dias	17:00	17:00
Neste tipo, nas últimas 24 horas	00:55	00:55

Obs.: os dados relativos às horas voadas foram obtidos por meio de relatos dos pilotos e de seus registros na Caderneta Individual de Voo (CIV) digital, disponível no Sistema Integrado de Informações da Aviação Civil (SACI) da Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC).

1.5.2. Formação.

O Piloto em Comando (PIC) realizou o curso de Piloto Privado - Avião (PPR) no Aeroclube de Biritiba Mirim, SP, em 1995. Ele, que estava atuando como *pilot flying* no momento do acidente, havia realizado treinamento em simulador Classe D da aeronave, certificado pelo fabricante, na *Dallas Flight School, Dallas, EUA*, concluído em 23SET2017.

No referido simulador, eram treinadas as condições de emergência da aeronave, incluindo a anormalidade na Indicação de Velocidade de Rotação da Hélice (NP), a descida de emergência com máxima razão e o pouso a partir de um perfil de tráfego de emergência, sem potência.

O piloto Segundo em Comando (SIC) realizou o curso de Piloto Privado - Avião (PPR) no Aeroclube de Jundiaí, SP, em 2010. Ele não havia realizado qualquer instrução específica ou treinamento em simulador da aeronave.

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

O PIC possuía a licença de Piloto Comercial - Avião (PCM) e estava com as habilitações de Avião Monomotor Terrestre (MNTE), Helicóptero Multimotor (HMNT) e Voo por Instrumentos - Avião (IFRA) válidas.

O SIC possuía a licença de Piloto Comercial - Avião (PCM) e estava com as habilitações de Avião Monomotor Terrestre (MNTE) e Avião Multimotor Terrestre (MLTE) válidas.

Em 31OUT2014, a ANAC publicou a Instrução Suplementar (IS) 61-004, Revisão "C", que excluía a habilitação de TIPO para a aeronave *Pilatus PC-12*, passando-a para a Classe MNTE (Figura 2).

5.4 Registro de revisões das tabelas de habilitações

5.4.1 31/10/2014 – Revisão C

ALTERAÇÕES REALIZADAS NA REVISÃO C		
TABELA ALTERADA	INCLUSÕES	EXCLUSÕES
VI		TBM7, PC12 (passam a pertencer à classe MNTE)

Figura 2 - Extrato da IS 61-004, Revisão C, publicada em 31OUT2014.

1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.

Os pilotos estavam qualificados e possuíam experiência no tipo de voo.

O PIC tinha familiaridade com a rota e pousava frequentemente em SDUB.

O SIC declarou possuir 120 horas totais no modelo da aeronave e não realizou treinamento em simulador. Relatou que tinha experiência na rota e já havia pousado em SDUB.

1.5.5. Validade da inspeção de saúde.

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

1.6. Informações acerca da aeronave.

A aeronave, de número de série 1129, foi fabricada pela *Pilatus*, em 2009, e estava inscrita na Categoria de Registro Serviços Aéreos Privados (TPP).

O Certificado de Aeronavegabilidade (CA) estava válido.

As cadernetas de célula, hélice e motor estavam com as escriturações desatualizadas, em desacordo com o que preconizava a IS N° 43.9-003B da ANAC.

A última inspeção da aeronave, do tipo "Inspeção Preliminar", com vistas à nacionalização da aeronave, foi realizada em 23OUT2017, pela Organização de Manutenção (OM) Synerjet, em Sorocaba, SP, estando na ocasião com 1.235 horas e 25 minutos totais.

Na ocorrência, a aeronave estava com, aproximadamente, 1.361 horas totais.

Antes de ser comprada pelo operador, a aeronave estava registrada nos Estados Unidos da América com a matrícula N129NX.

Ainda sob registro americano, a aeronave era equipada com uma hélice composta de quatro pás, modelo HC-E4A-3D, de acordo com o certificado de tipo aprovado.

Conforme registro na caderneta de célula original, registro americano, em 04OUT2017, foi realizada a substituição da hélice quatro pás *Part Number* (PN) HC-E4A-3D, *Serial Number* (SN) KX741, pela hélice de cinco pás PN HC-E5A-3D STC, SN SA167, conforme o *Supplemental Type Certificate* (STC - certificado suplementar de tipo) nº SA03466CH. Essa caderneta foi encerrada em solo brasileiro em 21OUT2017.

A ANAC havia emitido o Certificado Suplementar de Tipo (CST) de número 20016S02-03, datado de 15FEV2016, que aprovava a instalação do conjunto de hélice de 5 pás, validando o STC nº SA03466CH em aeronaves registradas no território nacional.

Em 25OUT2017, a aeronave foi aprovada em Vistoria Técnica Inicial (VTI), por motivo de nacionalização, estando com 1.235 horas e 25 minutos de voo e 656 ciclos. O conjunto de hélice registrava 26 horas de voo e 9 ciclos.

Conforme registros de manutenção, em 06MAR2018, ocorreu a troca do motor devido a *Foreign Objects Damage* (FOD - dano causado por objeto estranho). Na ocasião, instalou-se um motor alugado (*rental*), modelo PT6A-67P, número de série PCE-RY0319.

As tarefas de manutenção compreendidas nesse serviço foram as seguintes:

Tarefa 12-B-71-00-00-00A-920A-A: Remoção e instalação de motor.

Tarefa 12-B-71-00-00-00A-920A-B: Remoção e instalação de componentes do motor.

Tarefa 12-B-61-10-01-00A-920B-A: Remoção e instalação de hélice de cinco pás.

Tais tarefas foram registradas na Ordem de Serviço nº018/2018 da OM, datada de 15FEV2018, em suas partes I e II. Apenas a folha de rosto estava assinada pelo mecânico executor da tarefa e pelo inspetor de manutenção.

Havia riscos de caneta em cada passo das tarefas acima. Na tarefa 12-B-61-10-01-00A-920B-A, referente à parte de instalação do conjunto de hélice, estava faltando uma página do manual e havia uma página referente à instalação do conjunto de hélice de quatro pás.

Conforme Figura 3, além do balanceamento da hélice, os seguintes componentes foram instalados e ajustados:

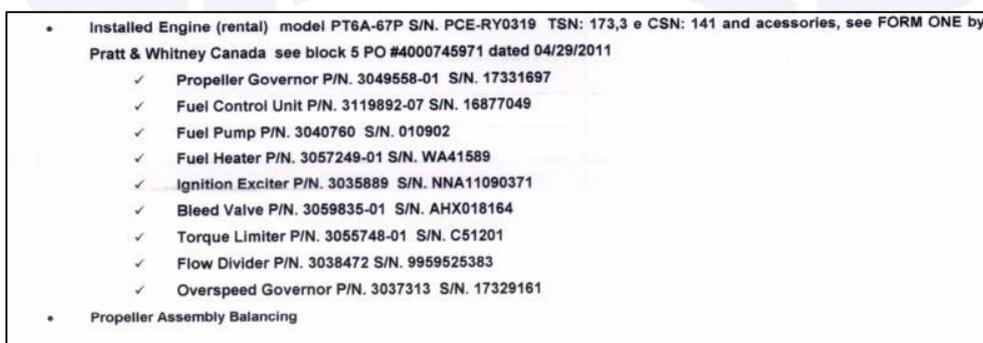


Figura 3 - Registro dos componentes substituídos quando da instalação do motor *rental*.

Além do conjunto de tarefas descritas acima, também foi enviada, pelo operador, para a Comissão de Investigação, a Tarefa 12-B-71-00-00-00A-903A-A, relativa aos ajustes e testes no motor, bem como um conjunto de documentos diversos contendo certificados de rastreabilidade, relatório da inspeção boroscópica realizada, carta de balanceamento dinâmico da hélice, entre outros.

O motor instalado, SN PCE-RY0319, estava com 173 horas de voo e 141 ciclos na data da instalação. A aeronave voou 45 horas e realizou 50 ciclos com esse motor.

Na data do acidente, a aeronave possuía 1.361 horas e 10 minutos de voo e 775 ciclos, o motor possuía 218 horas de voo e 191 ciclos e a hélice 151 horas e 50 minutos de voo e 128 ciclos.

Sistema de Mudança de Passo da Hélice.

O governador de hélice controlava o mecanismo de mudança de passo e a velocidade de rotação da hélice por meio da quantidade de óleo que era direcionada para o cubo da hélice. Para o controle das pressões adequadas do sistema de óleo, existia uma bomba e uma válvula de alívio de pressão no interior do governador.

O controle do mecanismo de mudança de passo e da velocidade de rotação da hélice era realizado por dois modos distintos de operação: o modo governador de hélice e o modo beta.

A partir de 1.700 RPM, condição de voo, o ângulo de passo e a rotação da hélice eram controlados pelo modo governador de hélice.

Nesse modo de operação, a válvula beta permanecia aberta, permitindo a passagem de óleo por meio da *Pilot Valve* para o êmbolo da hélice. A força centrífuga da rotação da

hélice era transmitida para os *Rotating Flyweights* e, à medida que se incrementava a rotação, a força centrífuga aumentava, fazendo com que os *Rotating Flyweights* comprimissem a *Speeder Control Spring*, que levava o êmbolo da *Pilot Valve* a se mover para cima, restringindo o fornecimento de óleo.

A restrição do fornecimento de óleo aumentava o ângulo de passo da hélice, fazendo com que a rotação diminuísse.

De modo oposto, caso a rotação ficasse abaixo de 1.700 RPM, a força centrífuga diminuiria, a mola *Speeder Control Spring* distenderia e o êmbolo da *Pilot Valve* abaixaria, permitindo a passagem de óleo, fazendo com que o ângulo de passo diminuísse e a rotação da hélice aumentasse.

Dessa forma, a rotação era mantida em valores próximos a 1.700 RPM durante o voo. A Figura 4, adaptada do *Aircraft Maintenance Manual (AMM)* da aeronave, apresenta a operação do governador de hélice. A linha em vermelho representa o óleo sob pressão e a linha em laranja representa o óleo regulado para o cubo de hélice.

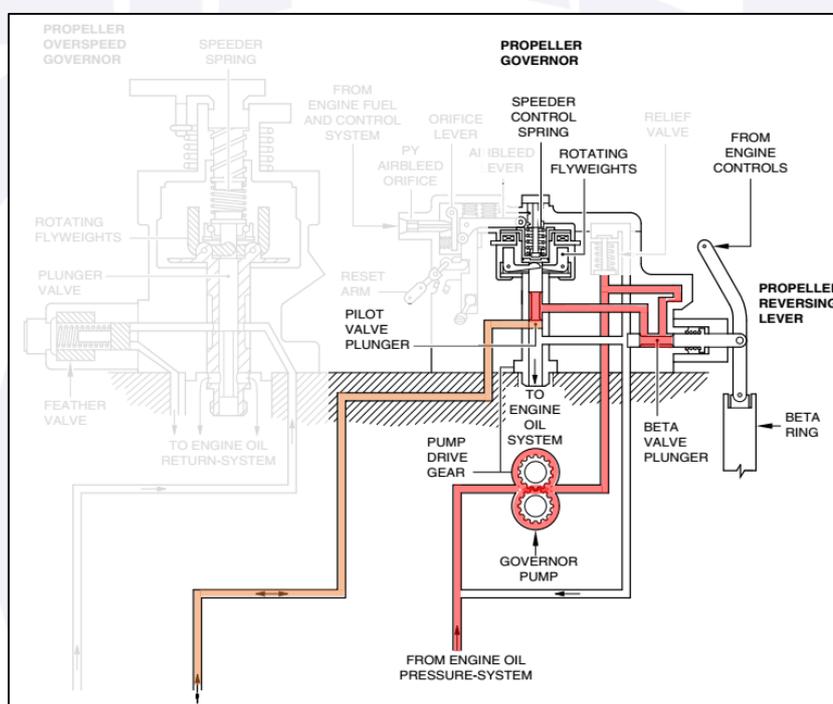


Figura 4 - Modo de operação do governador de hélice. Fonte: Adaptada do AMM da aeronave.

Quando o motor operava em faixas de potência menores (*ground idle* e reverso), a força centrífuga dos contrapesos não mais se contrapunha à força da mola *Speeder Control Spring*. Logo, o êmbolo da *Pilot Valve* permanecia na posição distendida, permitindo a passagem de óleo e não mais controlando o ângulo de passo da hélice.

Nessa condição, a válvula beta passava a controlar a quantidade de óleo para o cubo de hélice, sendo a sua posição determinada pela haste de reverso ligada aos manetes de potência. Essa condição era chamada de modo de operação beta.

Quando o manete de potência se encontrava na posição de reverso, o êmbolo da válvula beta permitia a passagem de óleo para o cubo da hélice e o passo das pás diminuía até o ângulo reverso. À medida que se avançava o manete de potência no sentido de *ground idle*, o fluxo de óleo era restringido e o ângulo de passo aumentava (Figura 5).

Manetes de Controle do Motor.

O motor era controlado pela *Condition Lever* (CL) e pela *Power Control Lever* (PCL - manete de controle de potência).

A CL controlava o regime de operação do motor e possuía três posições: *Cut-Off/Feather*, *Ground Idle* e *Flight Idle*.

A posição *Cut-Off/Feather* era responsável pela interrupção do fluxo de combustível.

A CL era mantida na posição selecionada por dentes e podia ser movimentada à frente livremente, porém para movê-la para trás era necessário que fosse levantada. Além disso, havia um batente que dificultava movimentos inadvertidos para a posição de *Cut-Off/Feather*.

A PCL controlava a potência do motor e era dividida em faixa de operação de solo e de voo.

A faixa de operação de solo era utilizada para o procedimento de pouso com a aplicação de potência reversa no motor e durante o táxi. A PCL era impedida de ir para a faixa de operação de solo, quando em voo, por uma trava chamada *Idle Detent Lock*. Nessa faixa, o governador da hélice operava no modo beta.

A faixa de operação de voo era utilizada para o controle da potência do motor durante as diversas fases de voo, tais como subida, cruzeiro e descida.

1.7. Informações meteorológicas.

As condições do Aeródromo de Angra dos Reis (SDAG), na decolagem de SBMT, eram favoráveis ao voo visual. A estação meteorológica automática do Instituto Nacional de Meteorologia (INMET) registrava uma temperatura de 26° C e vento de 6 kt na direção 169°. Não houve registro de precipitação em qualquer momento do dia.

As condições meteorológicas durante a fase de início da descida e do momento da percepção da emergência variavam entre condições de voo visuais e por instrumentos.

Os *Meteorological Aerodrome Reports* (METAR - reportes meteorológicos de aeródromo) do Aeródromo de São José dos Campos (SBSJ), distante 46 NM do local do acidente traziam as seguintes informações:

METAR SBSJ 012000Z 16005KT 9999 SCT040 24/20 Q1019=

METAR SBSJ 012100Z 20004KT 9999 SCT040 23/18 Q1020=

Com a finalidade de avaliar as condições reinantes na região litorânea, verificou-se o METAR do Aeródromo de Santos (SBST), Guarujá, SP, distante 73 NM do local da ocorrência.

METAR SBST 012000Z 20004KT 9999 BKN032 26/22 Q1017=

METAR SBST 012100Z 13004KT 9999 BKN032 25/22 Q1018=

As imagens de satélites dos horários próximos à decolagem e no momento da ocorrência evidenciaram a presença de formações na rota percorrida pela aeronave, com maior densidade nas proximidades do litoral, como pode ser observado nas Figuras 7 e 8.

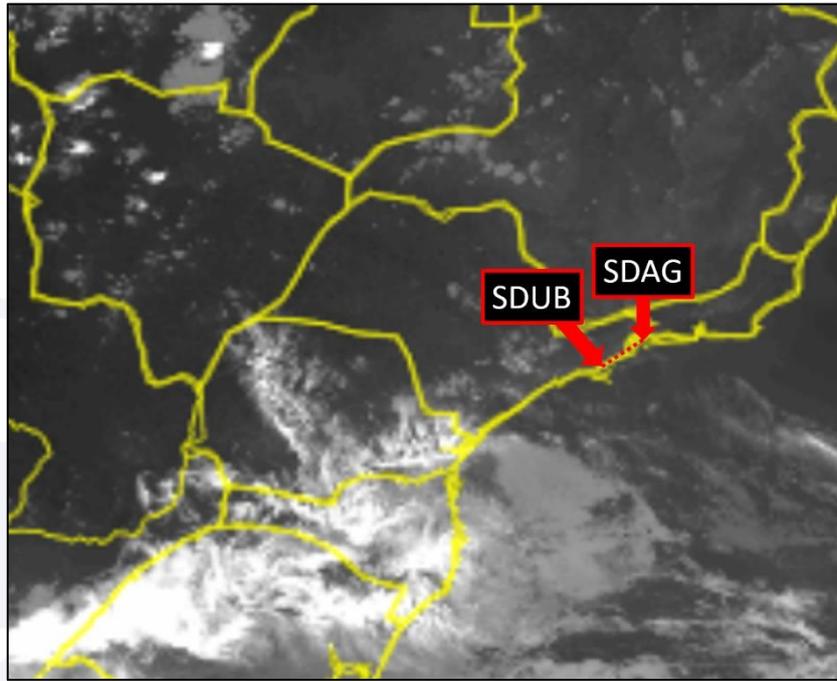


Figura 7 - Imagem de satélite infravermelho das 20h15min (UTC). Fonte: Rede de Meteorologia do Comando da Aeronáutica (REDEMET).

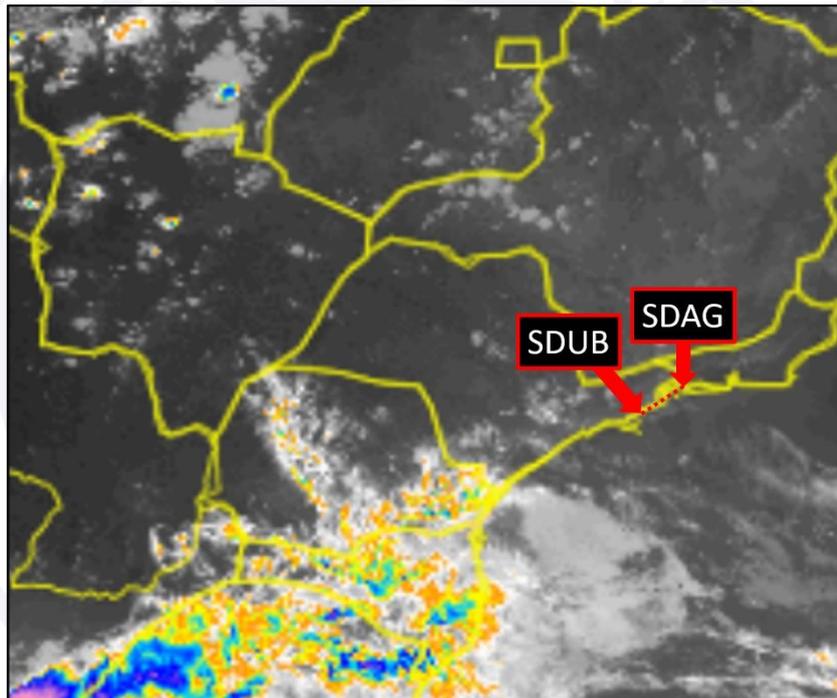


Figura 8 - Imagem de satélite realçada das 20h15min (UTC). Fonte: REDEMET.

A tripulação decidiu prosseguir para SDUB, a fim de realizar um pouso de emergência naquele aeródromo. As condições meteorológicas eram desfavoráveis ao voo visual a partir do ponto de retorno na rota até próximo à pista.

Destaca-se que esse seguimento de voo foi realizado sobre a serra do mar. Havia uma camada de nuvens entre os níveis 030 e 040, que precisou ser superada pela aeronave na descida para pouso em SDUB, como relatado pelo PIC e confirmado nos produtos meteorológicos pesquisados.

Para a tentativa de pouso em SDUB, uma vez ultrapassada a camada de nuvens cujo teto se encontrava, aproximadamente, a 3.000 ft, as condições eram visuais.

1.8. Auxílios à navegação.

Nada a relatar.

1.9. Comunicações.

A tripulação não entrou em contato com órgãos de *Air Traffic Control* (ATC - controle de tráfego aéreo) desde o momento da percepção da emergência até o pouso forçado. Os pilotos relataram ter se comunicado por meio da Frequência de Coordenação entre Aeronaves (FCA) da área em que sobrevoavam. Por essa razão, não foi possível obter gravação de comunicações dos serviços de ATC.

1.10. Informações acerca do aeródromo.

A aeronave realizou o pouso forçado, aproximadamente, a 500 m após a cabeceira 09 de SDUB.

O aeródromo era público, administrado pela Voa São Paulo, e operava sob *Visual Flight Rules* (VFR - regras de voo visual) em período diurno e não possuía serviço de controle de tráfego aéreo ou de informação de voo. As comunicações ocorriam na FCA 124.525 MHz.

A pista era de asfalto, com cabeceiras 09/27, dimensões de 940 x 30 m, com elevação de 10 ft. O pôr do sol no dia do acidente se deu às 20h33min (UTC).

Conforme informações dispostas no Manual Auxiliar de Rotas Aéreas (ROTAER), os primeiros 380 m da pista 09 estavam fechados para pouso, assim como os últimos 380 m da pista 27 estavam impedidos para decolagem.

1.11. Gravadores de voo.

Além de possuir um *Cockpit Voice Recorder* (CVR - Gravador de Voz da Cabine), a aeronave estava equipada com o *Aircraft Condition and Monitoring System* (ACMS - sistema de monitoramento e de condição da aeronave) e o *Fault History Data Base* (FHDB - banco de dados de histórico de falhas), ambos integrantes da suíte de aviônicos, que registravam dados de voo e dos sistemas do avião.

O *download* dos dados podia ser realizado para auxiliar em pesquisa de panes ou para avaliações operacionais. Conforme o *Technical Memo* (TM - memorando técnico) TM-12-006531 produzido pelo fabricante da aeronave, tais dados não eram resistentes à impactos, como um *Flight Data Recorder* (FDR - gravador de dados de voo) ou CVR, mas poderiam ser aproveitados em investigações quando disponíveis, o que ocorreu nesta investigação.

Foi possível extrair e recuperar dados adicionais do ACMS por meio da *Modular Avionics Unit* (MAU - unidade modular de aviônicos), que registrou dados em uma frequência de 1 Hz. Todos os 30 minutos anteriores ao impacto foram recuperados e testados quanto à sua confiabilidade.

A representação pictográfica da rota de voo percorrida pela aeronave se deu a partir dos dados do ACMS, que também permitiram a recriação do voo em simulador no Laboratório de Leitura e Análise de Dados de Gravadores de Voo (LABDATA) do CENIPA.

O CVR foi enviado para as instalações do *National Transportation Safety Board* (NTSB), nos Estados Unidos, para a realização das leituras das comunicações mantidas pelos tripulantes na cabine de comando. Contudo, não foi possível extrair qualquer registro das comunicações do voo no qual ocorreu o acidente, nem foi possível determinar porque o CVR não registrou tais comunicações.

1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.

O impacto ocorreu a cerca de 500 m após a pista de SDUB. A distribuição dos destroços foi do tipo concentrada.

Tratava-se de uma área pantanosa, com árvores pequenas e vegetação rasteira. As evidências indicaram que houve a colisão da asa esquerda contra uma das árvores do terreno, que a separou do corpo da fuselagem e acelerou a parada da aeronave.

A asa direita também colidiu contra a vegetação, mas permaneceu presa à estrutura. Não houve observadores da colisão.



Figura 9 - Posição dos destroços durante a remoção.

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 tripulantes.

1.13.2. Informações ergonômicas.

Nada a relatar.

1.13.3. Aspectos Psicológicos.

O PIC estava há 24 anos atuando na aviação. Permaneceu por dois anos sem trabalho, tendo sido contratado, em setembro de 2017, para atuar como piloto da empresa operadora da aeronave da ocorrência.

A maior parte da experiência profissional dele se deu na aviação executiva, perfazendo um total de 4.500 horas de voo e, aproximadamente, 126 horas no modelo *Pilatus PC-12 NG*, com vários voos realizados na região do acidente.

Segundo o relato do PIC, seu trabalho sempre foi pautado na segurança, procurando manter os treinamentos de *Crew Resource Management* (CRM - gerenciamento de recursos de tripulação) em dia, além de participar de palestras sobre segurança de voo, realizar cursos e sempre planejar todas as etapas do voo.

O PIC considerou ter realizado um bom CRM, com uma comunicação assertiva e a divisão de tarefas. Relatou ter mantido a calma até a finalização da ocorrência.

Ele declarou que não estava passando por qualquer problema pessoal, familiar e/ou social e não enfrentava nada relacionado à sua saúde física e mental nos últimos meses. Estava satisfeito com as condições de trabalho, remuneração, ambiente de trabalho e relação interpessoal. Segundo ele, os voos sempre eram marcados com antecedência para

que pudessem fazer o planejamento com tranquilidade e nunca teve qualquer tipo de pressão da empresa para que um voo ocorresse.

Sobre a jornada de trabalho, o PIC disse que não exercia qualquer outra atividade remunerada além do seu trabalho de piloto da empresa.

O PIC informou que, na noite anterior ao ocorrido, teve um sono tranquilo e reparador. Era adepto da prática de atividades físicas e não tinha qualquer fato relevante ou preocupação que pudesse interferir no desempenho profissional na ocasião do acidente.

No dia do voo, os pilotos se deslocaram de Jundiaí para SBMT com antecedência suficiente para preparar a aeronave e os detalhes do voo com tranquilidade.

O PIC relatou a existência de um excelente relacionamento pessoal e profissional com o SIC, que compunha a tripulação com ele, com os demais colegas de trabalho, com os colegas pilotos, com o pessoal administrativo dos hangares e oficinas, com o pessoal de pista e outros.

Ainda de acordo com as entrevistas, foi relatado que estavam voando em condições visuais, mas as condições meteorológicas sobre a serra eram ruins e acreditavam que as condições do Aeródromo de Ubatuba, escolhido e definido como opção e onde teriam a possibilidade de efetuar o pouso, também não eram boas. Porém, de acordo com os cálculos dos tripulantes (após o embandeiramento da hélice em voo) seria a única chance.

Segundo os pilotos, eles mantiveram a calma e a serenidade dentro da cabine de comando. Ademais, apesar de terem percebido a condição anormal, foi mencionado que eles permaneceram com a expectativa de que a pane pudesse se resolver por ação do próprio equipamento.

O SIC teve sua formação de piloto no Aeroclube de Jundiaí entre os anos de 2008 e 2012. Foi relatado que foram também realizados cursos de *Jet Training*, *Performance Based Navigation* e CRM.

Ele trabalhou como instrutor de voo no Aeroclube de Jundiaí, no período de 2012 até dezembro de 2017, voando cerca de 3.000 horas nas aeronaves C152, C172 e PA34. Na aeronave acidentada ele tinha, aproximadamente, 120 horas de voo.

Durante seus voos, relatou que sempre buscava manter uma operação padronizada, visando a segurança, cultura adquirida anteriormente no trabalho como instrutor de voo, época em que participava regularmente das palestras promovidas pelo Gerente de Segurança Operacional do aeroclube, referentes à padronização de instrução.

O SIC relatou que, na época do acidente, estava muito satisfeito com o novo emprego, voando uma aeronave mais avançada e sem qualquer problema de saúde ou de ordem pessoal que pudesse afetar seu desempenho no momento da ocorrência.

No dia anterior ao acidente, teve uma boa noite de sono sem interrupções por cerca de 8 horas. A jornada de trabalho se resumia a dias de voo programados, tinha folgas regularmente e estava feliz com as condições de trabalho, sem qualquer queixa de sobrecarga ou fadiga.

Segundo o SIC, o relacionamento com o PIC sempre foi muito bom, conseguiam sempre desenvolver um bom CRM durante os voos e a empresa proporcionava boas condições de trabalho, sem nunca pressionar ou questionar suas decisões relacionadas à operação.

1.14. Informações acerca de fogo.

Não houve fogo.

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

Durante o impacto, todas as pessoas a bordo estavam utilizando cintos de segurança. O PIC (posicionado no assento da esquerda) sofreu lesões na região da clavícula, em função da ação dos suspensórios contra seu tronco, como reação da desaceleração no momento do impacto. Nenhum tipo de lesão foi provocado por deficiência ou má utilização dos cintos e suspensórios.

A evacuação dos ocupantes foi auxiliada por dois policiais militares que se encontravam na região, até a chegada da equipe de bombeiros. Todos desembarcaram pela porta principal da aeronave.

1.16. Exames, testes e pesquisas.

Com a finalidade de compreender os eventos que desencadearam o acidente, foram conduzidas diversas análises relacionadas ao grupo motopropulsor e seus componentes. Todas as análises foram acompanhadas por representantes da Comissão de Investigação.

O motor PT6A-67P, SN PCE-RY0319, instalado na aeronave no momento do acidente, foi examinado nas instalações da *Pratt & Whitney Canada* (P&WC) do Brasil e, posteriormente, enviado para pesquisas mais detalhadas nas instalações da P&WC em *Saint-Hubert*, no Canadá, onde foram realizados os testes funcionais em dinamômetro. A hélice foi analisada na empresa *Diamond*, em Goiânia, GO, que representava a fabricante no Brasil. Os governadores de hélice e de sobrevelocidade foram analisados na empresa *Woodward*, Colorado, EUA, fabricante dos componentes.

O motor não possuía indícios de danos pré-impacto que pudessem afetar sua capacidade de gerar potência.

Os componentes do mecanismo de mudança do passo da hélice foram alterados das posições originais devido, possivelmente, ao processo de transporte da aeronave do local do acidente para o local em que ficou armazenada para exames posteriores. Por essa razão e por eventuais alterações resultantes da remoção dos acessórios e da hélice, não foi possível verificar aspectos relacionados à instalação desses componentes na aeronave.

As análises foram iniciadas por uma inspeção visual no motor, em que não se observou qualquer dano na estrutura ou vazamento de óleo lubrificante. Também não foram encontradas anormalidades nas conexões e tubos da linha pneumática.

Foram inspecionados os filtros de óleo principal, da caixa de redução e da caixa de engrenagens. Também, foram verificados os filtros da bomba de combustível e o da linha pneumática. Em nenhum deles foi encontrada limalha ou outro contaminante que pudesse comprometer o funcionamento do motor.

Para os testes em bancada, foram repetidos todos os procedimentos da inspeção e realizada uma verificação interna do motor com boroscópio. Tendo-se constatado que não havia evidências de roçamentos, o motor foi instalado no banco de provas para teste funcional.

Após a instalação e acionamento, verificou-se que havia vazamento de óleo na tubulação da bomba de retorno de óleo. Tal vazamento era oriundo de um pequeno deslocamento da tubulação de retorno do óleo, que se constatou ser decorrência do pouso forçado. O tubo foi desmontado, limpo e reinstalado. O motor foi acionado novamente e não foram detectados vazamentos.

Durante a realização do teste, o motor apresentou funcionamento normal e respondeu plenamente a todas as solicitações a que foi submetido, sem que qualquer discrepância ou anormalidade fosse percebida.

Análise e desmontagem da hélice.

A hélice foi analisada em uma OM certificada. Foram realizados testes de mudança do ângulo de passo em bancada, medição de distâncias do anel beta, abertura do conjunto da hélice e verificações da mola de embandeiramento.

Antes que a hélice fosse removida do motor, mediu-se a folga do bloco de carvão, que estava dentro do limite previsto pelo fabricante.

O teste de mudança do ângulo de passo, a abertura do conjunto da hélice e a verificação da mola de embandeiramento não apresentaram discrepâncias.

No entanto, a medição da distância do anel beta indicou que o deslocamento do anel estava fora dos limites previstos pelo fabricante (Figura 10). Não foi possível identificar se isso ocorreu em função de uma ação de manutenção ou na montagem do anel por ocasião da troca da hélice. Contudo, considerou-se que tal discrepância pode ter ocorrido em função do impacto das pás de hélice no instante do pouso de emergência.

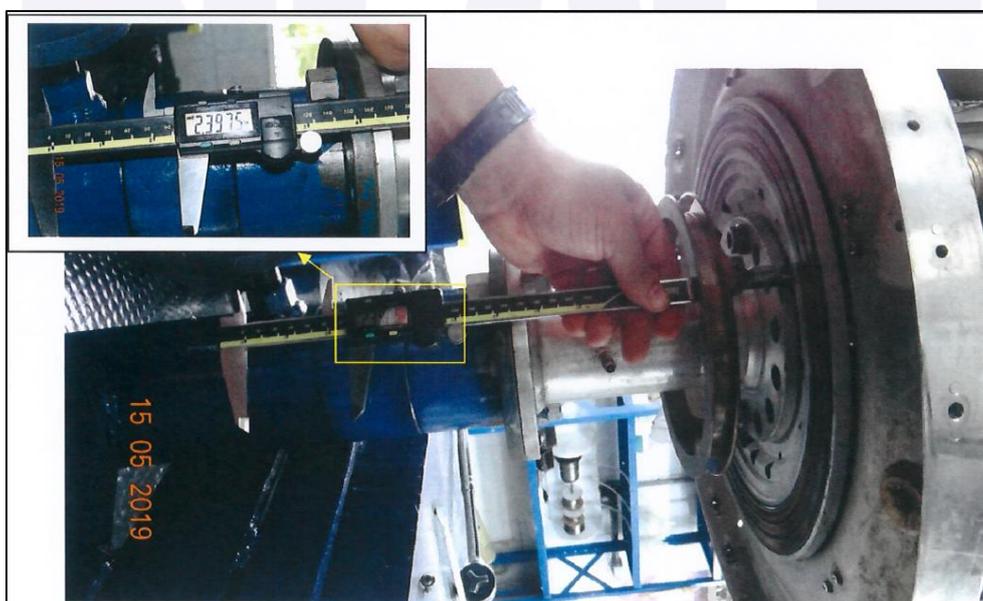


Figura 10 - Verificação da medida de montagem do anel deslizante em relação ao prato da hélice.

Os demais testes individuais dos componentes que atuavam na mudança de passo das pás da hélice não revelaram anormalidades.

Testes e análise do governador.

O governador da hélice possuía pequenas marcas e riscos condizentes com o impacto. Na inspeção preliminar, verificou-se que havia arames de freio diferentes do padrão utilizado pelo fabricante.

Todos os seus componentes internos estavam operacionais. No entanto, foi identificado que os ajustes na regulagem permitidos em campo estavam fora dos limites previstos pelo fabricante do componente.

Com a finalidade de verificar a sensibilidade da regulagem da válvula beta, a Comissão de Investigação conduziu uma simulação com um governador de hélice similar ao da aeronave acidentada em bancada de teste.

Nesse ensaio, verificou-se que, uma vez iniciada a queda de pressão de óleo do cubo de hélice, esta não mais se recuperava, até atingir valores próximos a zero. A sequência de imagens dispostas na Figura 11 mostra a pressão normal de trabalho do governador, seguida da queda da pressão de óleo até chegar a zero. Não houve qualquer intervenção

do operador da bancada após o início da queda de pressão. No instante em que a pressão chegava a zero, a válvula beta ficava travada.

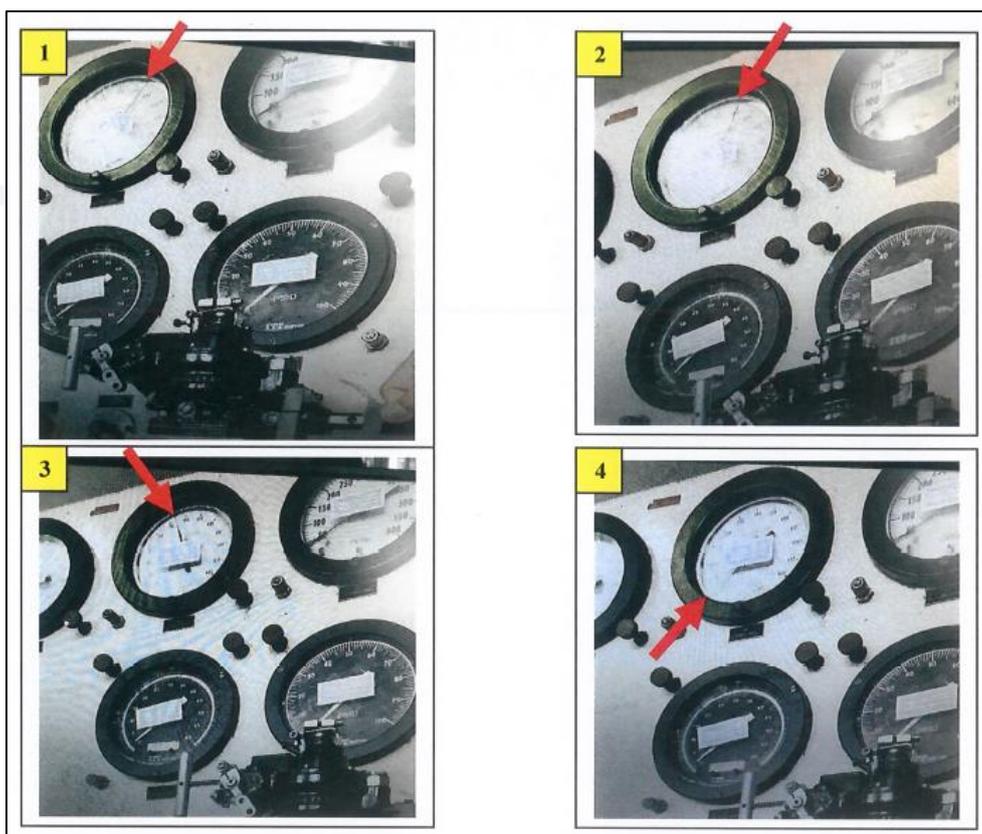


Figura 11 - Funcionamento da válvula beta do governador de hélice similar ao da aeronave acidentada, em bancada de teste, registrando-se a queda da pressão hidráulica.

Testes elétricos na aeronave.

Após a série de testes nos componentes citados acima, decidiu-se realizar testes elétricos na aeronave (Figura 12), a fim de verificar a funcionalidade do circuito de acionamento da válvula solenoide de embandeiramento. Para isso, utilizou-se o procedimento do fabricante "PC-12/47E MSN1129 - Propeller Feather System Test".



Figura 12 - Realização de testes elétricos na aeronave.

As condições de continuidade e isolamento do circuito da válvula solenoide não apresentaram falhas, exceto quando a CL foi colocada na posição *Cut-Off/Feather* e medido o isolamento com outros barramentos que não alimentavam a válvula solenoide de embandeiramento.

Em outras palavras, o subitem 4 do procedimento (*Verification of the Propeller feather Power Source*) solicitava que a CL estivesse na posição *CUT-OFF/FEATHER* para verificar se a válvula de embandeiramento da hélice poderia ser ativada inadvertidamente com energia de outra barra elétrica (como no caso de um curto-circuito decorrente de um fio solto). Verificou-se a existência de continuidade nas medições realizadas em todas as barras, sendo que a “*EPS BUS LH REAR*” encontrava-se em curto-circuito (0 ohm), passando a registrar 328 ohms apenas quando o disjuntor “*EPS IN*” foi colocado na posição “aberto”.

Testes físico-químicos do óleo lubrificante

Foram conduzidos testes físico-químicos em amostra do óleo lubrificante extraído da caixa de acessórios do motor. O resultado obtido no ensaio de viscosidade cinemática a 100°C ficou ligeiramente acima do valor especificado pela Norma MIL-PRF-23699G, conforme Figura 13.

CARACTERÍSTICA	Especificado pela MIL-PRF-23699G	AMOSTRA ÓLEO LUBRIFICANTE ANV PR-WBV
1.1. Viscosidade Cinemática a 100 °C (mm ² /s)	4,9 a 5,4	5,7 ± 0,2
1.2. Viscosidade Cinemática a 40 °C (mm ² /s)	23 (mín.)	28,4 ± 0,2
2. Ponto de Fulgor Cleveland (°C)	246 (mín.)	261 ± 1

Figura 13 - Valores especificados e resultados obtidos da amostra de óleo lubrificante.

1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.

O operador da aeronave PR-WBV era privado e dispunha de um funcionário para realizar as gestões relacionadas ao equipamento e sua documentação.

Conforme entrevistas realizadas, os voos da aeronave eram programados com antecedência, o que viabilizava a realização de adequado planejamento dos voos. A empresa decidiu contratar um segundo piloto para compor a tripulação, mesmo podendo operá-la *single pilot*.

Quanto à manutenção da aeronave, o PIC relatou que tinha total autonomia no que dizia respeito ao seu gerenciamento e informou que não encontrava empecilhos financeiros por parte da empresa nesse quesito. Ele informou que era habitual que ele acompanhasse a aeronave sempre que era levada para revisões periódicas ou reparos em oficinas.

1.18. Informações operacionais.

A primeira etapa do voo teve como origem SBMT, com destino a SDAG. Os pilotos realizaram o planejamento de voo e reportaram ter realizado o *briefing* e as inspeções pré-voo. De acordo com as declarações dos tripulantes, nada de anormal foi observado nessa etapa do voo. Conforme dados extraídos do ACMS e FHDB, as primeiras indicações de anormalidade se iniciaram em SDAG, depois da chegada e embarque dos passageiros.

Porém, os pilotos relataram que, depois da instalação do motor *rental*, o aviso luminoso ENGINE NP passou a surgir com certa frequência após a partida e durante o táxi.

O frequente acendimento do aviso de NP motivou os pilotos a levarem a aeronave para verificação na OM que havia realizado a troca do motor. Foram conduzidos testes em solo, acompanhados por um inspetor da OM, porém nada de anormal foi notado. Foi realizada uma lavagem de dessalinização do compressor e sua turbina, sendo a aeronave

liberada para retornar à operação. Esses serviços ocorreram em 10ABR2018, 21 dias antes do acidente.

Os tripulantes informaram que a luz ENGINE NP continuou a aparecer após a partida e durante o táxi, em voos anteriores ao do dia do acidente.

Na data da ocorrência, após o pouso em SDAG, a aeronave permaneceu cerca de duas horas em solo até o embarque dos passageiros.

Conforme o TM-12-006531, entre a partida do motor e a decolagem, foram registradas duas quedas da rotação da hélice (NP) abaixo de 950 RPM, por 20 segundos cada, sendo que o acendimento da luz ENGINE NP CAUTION CAS MESSAGE (*Crew Alerting System - CAS*) ocorria se:

The message is posted if a Red Propeller NP Warning is not present and:

- *NG ≥ 90% and NP ≤ 1640 rpm for more than 5 seconds, or*
- *NP > 1760 and NP ≤ 1870 rpm (1870 rpm and up gives a Red Propeller NP Warning), or*
- *With aircraft on ground and propeller not feathered, NP is between 350 and 950 rpm for more than 15 seconds.*

O *Aircraft Flight Manual* (AFM - manual de voo de aeronave) trazia a seguinte nota na seção referente à partida do motor:

NOTE

If the propeller rpm after engine start-up is below 950 rpm, refer to Para. 3.6.2 in the Emergency Procedures section. If NG is below 60% after start-up, refer to Para. 3.6.3 in the Emergency Procedures section.

Figura 14 - Extrato da seção 4.5.1, "Engine Start", do AFM.

O procedimento de emergência do item 3.6.2, indicado pela nota acima, era o ENGINE NP, integralmente disposto na Figura 15, a seguir.

3.6.2 ENGINE NP	
Indication: CAS warning or caution - Engine NP	
A. ON GROUND IMMEDIATELY AFTER ENGINE START	
1. NP	Check NP RPM indication
If propeller RPM is below 950:	
2. Select as convenient either:	
CONDITION LEVER	FLIGHT IDLE
or	
ELECTRICAL HEAT/COOL	INHIBIT
or	
ACS BLEED AIR	INHIBIT
or	
PCL	Retard aft of idle detent until NP is above 950 rpm

B. ON GROUND	
1. NP	Check NP RPM indication
If propeller RPM is below 930:	
2. PCL	Retard aft of idle detent or increase power until NP is above 950 rpm
If propeller RPM is above 1760:	
3. PCL	Reduce power

Figura 15 - Procedimento de emergência ENGINE NP, extraído do *Quick Reference Handbook* (QRH - manual reduzido de referência da aeronave) da aeronave.

Durante a entrevista, os tripulantes relataram que a luz não acendeu durante o táxi e que não executaram os procedimentos acima descritos. Com base nas informações do TM-12-006531, não foi possível determinar se a rotação se recuperou acima dos 950 RPM como resultado da intervenção dos pilotos ou devido a uma estabilização do próprio sistema.

A decolagem de SDAG ocorreu às 20h14min (UTC). A aeronave subiu e manteve-se nivelada no FL 145, sem que qualquer evento ou condição anormal se manifestasse nesse intervalo. A NP manteve-se ligeiramente abaixo dos 1.700 RPM, com valores entre 1.685 e 1.695 RPM, o que era considerado normal pelo manual da fabricante.

De acordo com os tripulantes, alguns instantes após o início da descida, na proa do fixo REPRESA SUZANO, e na frequência de coordenação dos corredores das Rotas Especiais de Aeronaves - São Paulo (REA-SP), a PCL foi reduzida e o torque de descida selecionado. Nesse momento, os tripulantes escutaram o barulho correspondente ao embaeiramento da hélice e observaram a mudança do passo nas próprias pás. A seguir, acendeu-se a luz ENGINE NP e a rotação da hélice passou a cair rápida e gradativamente.

O relato dos pilotos foi melhor compreendido a partir dos dados extraídos do ACMS, em que se verificou que às 20h33min50s (UTC), 22 segundos após a redução do motor, a rotação da hélice começou a cair de maneira progressiva. Às 20h34min15s (UTC), ocorreu o primeiro aviso de ENGINE NP, seguido por outro, 20 segundos após, como se vê na Figura 16, retirada da animação produzida a partir dos dados do voo.



Figura 16 - Registro do momento em que a condição anormal se manifestou, em voo simulado recriado a partir dos dados do voo. Fonte: LABDATA, CENIPA.

A primeira reação dos tripulantes foi a de procurar a emergência correspondente no *checklist*, porém não a encontraram (acendimento da luz NP em voo). O SIC relatou ter buscado a emergência correspondente à condição observada por eles (embandeiramento da hélice em voo). O PIC pediu que o SIC assumisse os controles para que ele tentasse encontrá-la. Houve dificuldade em reconhecer a emergência no QRH. O procedimento previsto em QRH e AFM para acendimento da luz *ENGINE NP - In flight*, estava descrito conforme a Figura 17. Os pilotos relataram ter aplicado os procedimentos correspondentes, sem sucesso.

C.	IN FLIGHT	
1.	NP	Check NP RPM indication
	If propeller RPM is below 1640:	
2.	PCL	Increase power
3.	Aircraft speed	Increase
	If propeller RPM is above 1760:	
4.	PCL	Reduce power
5.	Aircraft speed	Reduce
	If NP remains between 1760 and 1870 RPM	
6.	Aircraft	Continue flight, at low aircraft speed, using minimum possible power.
	If NP is above 1870 RPM:	
7.	PCL	Reduce power (to idle if necessary)
8.	Aircraft speed	Reduce to 120 KIAS or below
9.	Aircraft	Land as soon as possible, using minimum power. If possible always retain glide capability, to the selected landing airfield, in case of total propeller failure

Figura 17 - Procedimento de emergência "*ENGINE NP - In flight*", extraído da seção 3-14 do AFM, revisão 17, de 12JUL2017.

Por iniciativa própria, os tripulantes decidiram fechar a *bleed air* e desligar o sistema de ar-condicionado.

Não foi declarada emergência aos órgãos de controle.

Em seguida, a tripulação tentou aplicar potência por meio da PCL, mas não houve resposta no sentido de “desembandeirar”, mas apenas um incremento da *Interstage Turbine Temperature* (ITT - temperatura entre estágios de turbina), do fluxo de combustível e do torque.

Tentou-se aplicar diversos regimes de torque, porém, mesmo levando-se a PCL a pleno, a NP subiu no máximo até valores próximos de 600 RPM. O PIC solicitou que o SIC tentasse regimes diferentes da CL, mas sem resposta de mudança de passo. Conforme relataram, a condição assemelhava-se a “acelerar um carro em ponto morto”.

O QRH da aeronave descrevia a emergência “*Engine Failure in Flight - Partial Power Loss*” (Figura 18), cujas indicações seriam a redução não comandada de potência do motor ou ausência de resposta à movimentação da PCL.

ENGINE FAILURE IN FLIGHT - Partial Power Loss		34
Indications: Un-commanded engine power reduction. No response to PCL movement.		
NOTE		
Below NG 58% the ACS will go off. At approx NG 35% both generators will go off-line.		
1. PCL	Idle	
2. Manual Override Lever	Pull upwards and move slowly forward until engine responds, wait and let engine stabilize	
If engine compressor stalls and/or ITT exceeded:		
3. Manual Override Lever	Retard and move very slowly forward	
If NG falls below 50%:		
4. Starter	Push momentarily	
NOTE		
When the starter is engaged both generators will go off-line and Main, AV2, Non Ess, Cabin, GEN 1 and GEN 2 busses go off. Upper MFD and copilots PFD will go blank. 7.5 sec after NG is > 50% both generators will automatically come on-line and the ACS will come on at NG > 62%.		
5. Manual Override Lever	Move forward to required power (NG > 80%)	
6. Aircraft	Land as soon as practical.	
CAUTION		
When MOR is in operation, do not permit NG to fall below 75% and observe engine limitations.		
In descent and until touch down:		
7. Manual Override Lever	Maintain at least 75% NG.	
WARNING		
Depending on airfield conditions and aircraft weight and configuration, the available power might not be sufficient to ensure a go around.		
After touch down:		
8. Condition lever	Cut-off/feather	
WARNING		
Do not move PCL aft of idle detent. Total landing distance is increased by a factor of 2.		

Figura 17 - Procedimento previsto em QRH para falha do motor em voo - perda parcial de potência.

Os tripulantes relataram não ter cogitado a realização das ações de TOTAL POWER LOSS ou PARTIAL POWER LOSS, pois não correlacionaram àquela situação a uma falha de motor em si. Além disso, relataram que não consideraram a opção de um corte de motor, em função da perda dos equipamentos ligados ao gerador, telas etc.

Ainda mantendo a proa da altitude de cruzeiro, às 20h34min49s (UTC), o piloto automático foi desengajado. A potência do motor continuou a ser reduzida, até que a NP atingiu o menor valor registrado, estabilizando-se em 266 RPM.

Nesse momento, após cálculo do SIC de que seria possível chegar à Ubatuba, obtido com auxílio da função *Nearest* (NRST) do *Global Positioning System* (GPS - sistema de posicionamento global), realizou-se uma curva à esquerda para aquela localidade, conforme Figura 19.

SDUB estava a, aproximadamente, 19 NM de distância desse ponto. Os tripulantes relataram ter calculado que a altura de que dispunham era suficiente para ultrapassar a serra do mar, obstáculo natural da rota até SDUB.

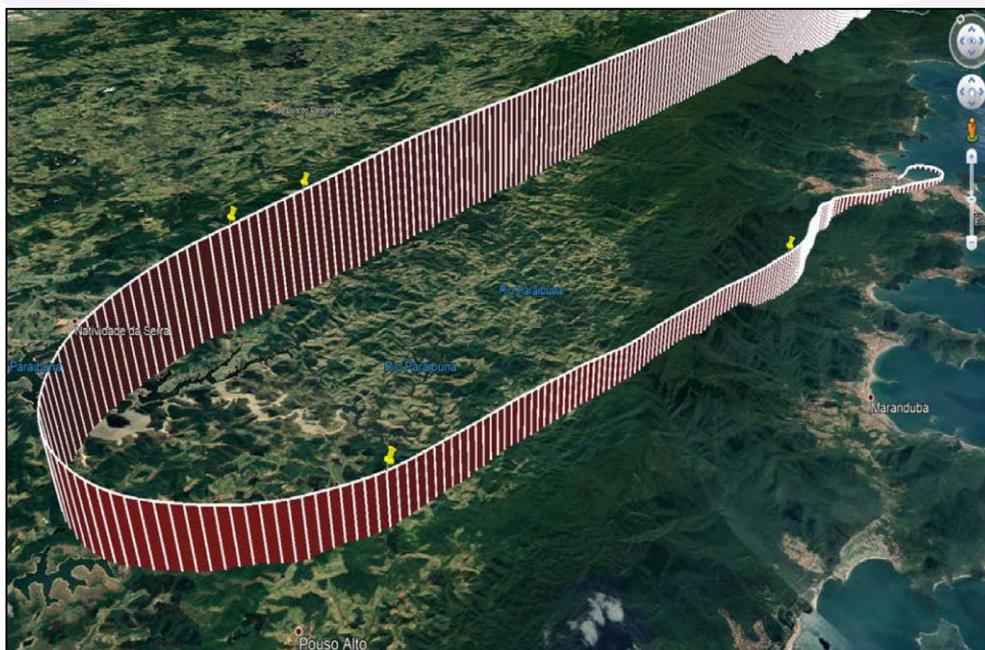


Figura 19 - Rota percorrida pela aeronave, com destaque para a curva realizada em direção à SDUB. Os quatro pontos destacados em amarelo referem-se aos avisos de NP CAUTION CAS registrados.

Partindo-se do ponto em que a curva foi iniciada, a pista de SBSJ estava a 27 NM, a uma altitude de 2.123 ft. Destaca-se que a pane ocorreu a pouco mais de 13.500 ft, iniciando-se a curva a, aproximadamente, 12.800 ft.

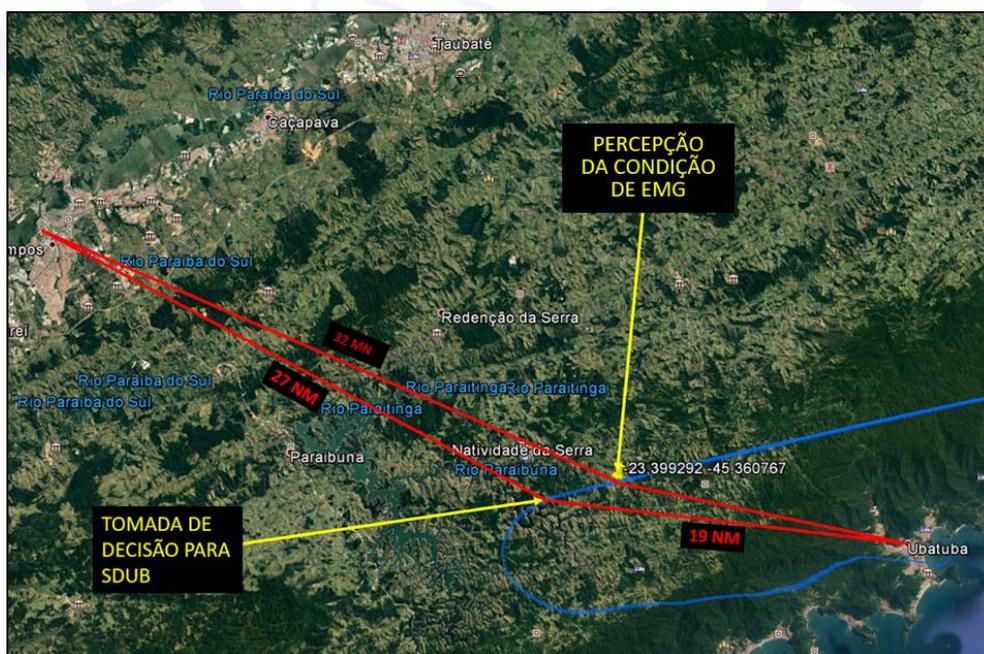


Figura 20 - Distâncias do ponto em que foi decidido seguir para SDUB para a pista de SBSJ (27 NM) e para SDUB (19 NM).

Conforme o gráfico de perfis de descida em emergência (Figura 21), considerando que a aeronave estava a 12.800 ft e que SBSJ estava a uma altitude de 2.123 ft, o máximo alcance seria de menos de 28 NM, o que significa que, provavelmente, a aeronave não chegaria em condições de realizar um pouso nessa localidade.

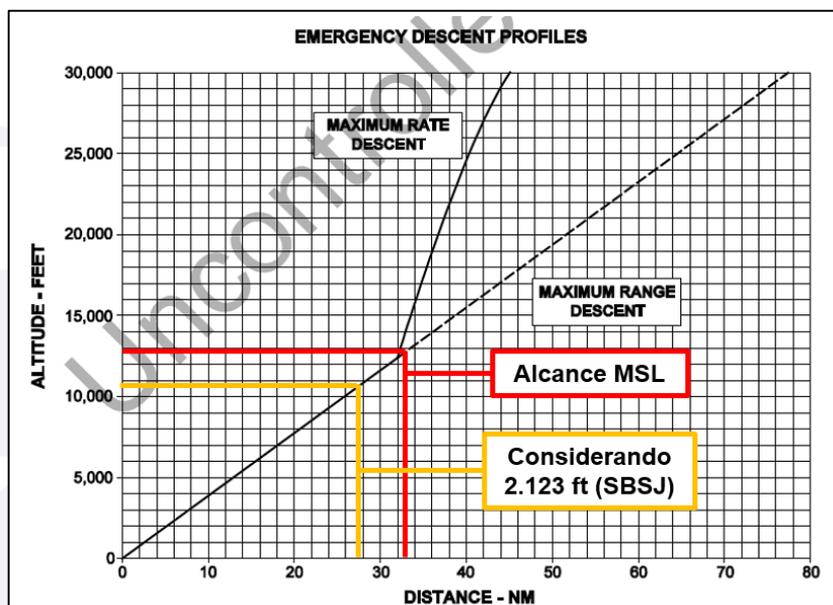


Figura 21 - Máximo alcance em descida de emergência, considerando-se motor cortado e hélice embafeirada.

A pista 27 de SDUB dispunha de 940 m para pouso. Conforme os gráficos de desempenho disponíveis no AFM (Figura 22), com velocidade em $1.3 V_{S1}$ e flapes em 40° , a distância total necessária para o pouso seria inferior a 700 m, considerando frenagem média e utilização de *Idle* após o toque. A velocidade de estol calculada para aquela condição (flapes em 40°), para uma inclinação máxima de 15° na final, seria de 63 kt. A velocidade ideal para tal aproximação, portanto, estaria próxima de 82 kt.

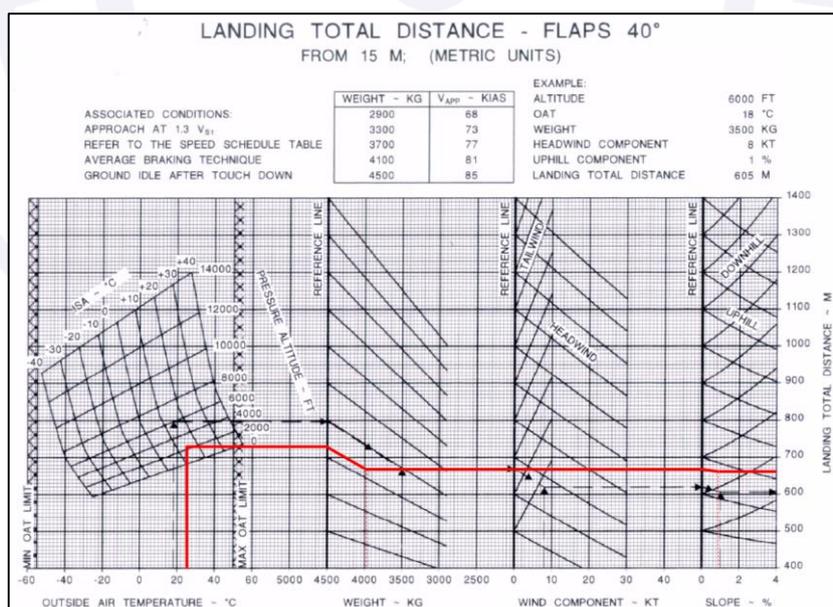


Figura 22 - Distância total de pouso necessária para pouso em SDUB nas condições do PR-WBV.

Conforme os dados extraídos, a velocidade indicada mantida pela aeronave nos primeiros 3 minutos após a falha ficou acima dos 200 kt e depois foi sendo reduzida

gradativamente, mantendo-se um planeio entre 150 e 160 kt, chegando a 140 kt sete minutos após o início da pane. A velocidade de 120 kt foi atingida apenas uma vez, tendo se mantido em um intervalo menor que 30 segundos. A seguir, acelerou-se para velocidades que chegaram a 220 kt.

Conforme relato do PIC, o aumento da razão de descida (e conseqüentemente da velocidade) teve por objetivo livrar a camada de nuvens, porém houve momentos em que a aeronave adentrou em *Instrument Meteorological Conditions* (IMC - condições de voo por instrumentos), até que a camada fosse superada, entre 4.000 ft e 3.000 ft.

Destaca-se que o aeródromo operava apenas em período diurno, sendo que a ocorrência se deu já próximo ao pôr do sol e, segundo relato dos pilotos, esse também foi um dos motivos de ter sido mantida uma velocidade acima da prevista.

Após superar a camada, o PIC enquadrou-se em uma altura coerente para ingresso na perna do vento da pista 27 de SDUB. Também relatou que a velocidade, em função do peso naquele momento, não foi observada, pois a tripulação focou em decidir o melhor local para pouso.

Tanto o AFM quanto o QRH, ao descrever o procedimento de falha do motor em voo - perda total de potência, previam as velocidades de melhor planeio da aeronave como disposto na Figura 23.

ENGINE FAILURE IN FLIGHT - Total Power Loss	
1. Autopilot	Use SPD (best glide speed) and HDG/T or NAV mode
	Best Glide (Propeller feathered):
	10'450 lb (4'740 kg) 119 KIAS
	9'920 lb (4'500 kg) 116 KIAS
	9'040 lb (4'100 kg) 110 KIAS
	8'160 lb (3'700 kg) 105 KIAS
	7'280 lb (3'300 kg) 99 KIAS
	6'400 lb (2'900 kg) 93 KIAS
2. PCL	Idle
3. Condition lever	Cut-off/feather
4. Aircraft	Proceed to nearest airfield or landing site avoiding high terrain
5. Remaining fuel	Check
6. Carry out	AIR START (next page)
If cabin altitude is above 10'000 ft:	
7. Carry out	EMERGENCY DESCENT
If engine air start is not successful:	
8. Carry out	EMERGENCY LANDING for a forced landing

Figura 23 - Procedimento de emergência para perda total de potência, com velocidades de melhor planeio. Fonte: AFM, *Emergency Procedures*.

Considerando o peso aproximado da aeronave no momento da ocorrência de 4.000 kg, com a hélice embandeirada e o motor cortado, a velocidade recomendada seria de 110 kt.

Seguiram-se variações de alguns parâmetros do motor, com a NP chegando a valores próximos a 600 RPM e, por vezes dando sinais de que havia recuperado a paridade com os demais parâmetros do motor, o que pode ser um indicativo de que havia um certo grau de controle da NP, pois ocorria a variação do ângulo da pá da hélice.

Realizou-se um circuito de tráfego pelo setor sul, enquadrando-se para pouso na cabeceira 27 de SDUB, com curva à esquerda. A velocidade da aeronave na perna base

era de 165 kt. O trem de pouso foi baixado a cerca de 150 ft de altura em relação à pista, com, aproximadamente, 150 kt. Os flapes começaram a ser abaixados a aproximadamente 120 ft de altura.

O cruzamento da cabeceira ocorreu com 116 kt, trem de pouso baixado e flapes em 16°, ainda em movimento. Os tripulantes perceberam que estavam com muita energia, “voando sobre a pista”. O toque ocorreu com cerca de 105 kt, entre a metade e o último terço da pista, conforme imagem estática extraída da recriação do voo em simulador, Figura 24.



Figura 24 - Toque da aeronave sobre a pista de SDUB.

De acordo com o relato dos tripulantes, após o toque, ao visualizar que no prolongamento da cabeceira oposta havia carros e casas, o PIC decidiu por realizar a troca de velocidade por altura, a fim de desviar a aeronave à esquerda, em direção a uma área pantanosa, livre de pessoas. O percurso final realizado pela aeronave encontra-se destacado na Figura 25.



Figura 25 - Curva base, tentativa de pouso e curva final antes do impacto.

Durante a curva para o pouso forçado, o SIC relatou ter calçado o pedal direito para evitar um estol de asa esquerda. Os tripulantes tiveram a percepção de que a maior parte da energia do impacto foi dissipada com a colisão da asa esquerda contra uma árvore, além de terem notado que o pouso se deu com a atitude cabrada.

Após a parada, o SIC realizou o corte do motor, a aeronave foi desenergizada e foram realizados os procedimentos de evacuação dos passageiros.

A aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento especificados pelo fabricante. O peso aproximado no momento do acidente era de 3.983 kg (8.781lb).

O QRH da aeronave, ao introduzir o procedimento “descida de emergência”, trazia as seguintes considerações, conforme a Figura 26:

EMERGENCY DESCENT

General

The type of emergency descent will depend on the kind of failure and the aircraft situation.

Two types of descent are considered:

1. Engine failure, aircraft flown for maximum range.
2. Engine running, maximum descent rate.

The factors to be considered are:

- Cabin altitude and oxygen duration.
- Electrical power endurance.
- Distance to suitable landing area.
- Flight conditions IMC, VMC, ICING.
- Minimum safe altitude.
- Fuel reserves.

The pilot must consider the situation and priorities and adjust his actions accordingly.

Figura 26 - Descrição inicial do procedimento de descida em emergência.
Fonte: AFM.

Por fim, o procedimento previsto em QRH para pouso numa condição de emergência, previa o que se dispõe na Figura 27.

3.9.2 FORCED LANDING (ENGINE CUT-OFF/FEATHER)

1. PCL	Idle
2. CONDITION LEVER	CUT-OFF/FEATHER
3. FUEL EMERG shut off	Pull
4. CABIN PRESSURE switch	DUMP
5. Best glide speed	119 KIAS for 10450 lb (4740 kg)
	116 KIAS for 9920 lb (4500 kg)
	110 KIAS for 9040 lb (4100 kg)
	105 KIAS for 8160 lb (3700 kg)
	99 KIAS for 7280 lb (3300 kg)
	93 KIAS for 6400 lb (2900 kg)
6. Seat backs	Upright
7. Seat belts	Fastened. Tighten lap straps
8. Passengers	Brief. Instruct to sit upright
9. ELT	Set to ON
If landing site allows:	
a. Landing gear	DOWN
If landing site not suitable for gear down landing:	
a. Landing gear	Keep UP
b. Flaps	40°
10. Final approach speed	88 KIAS for 10450 lb (4740 kg). AOA centered
After touch down:	
11. MASTER POWER switch	EMERGENCY OFF
After the aircraft has stopped:	
12. Aircraft	Evacuate

Figura 27 - Procedimento para pouso forçado, com motor cortado/embandeirado.
Fonte: AFM/QRH da aeronave.

1.19. Informações adicionais.

Com a finalidade de prover subsídio à análise e para efeitos comparativos, serão abordadas aqui duas ocorrências aeronáuticas em que houve o embandeiramento não comandado da hélice em voo ou a perda inadvertida da capacidade de controle do passo.

Com o mesmo fim, serão trazidos também eventos relacionados ao acendimento da luz ENGINE NP em outra aeronave Pilatus PC-12.

PR-ARZ, 02JUL2012 - RF IG-126/CENIPA/2013

Tratava-se de uma aeronave CARAVAN C-208, equipada com motor modelo PT6A-114/114A. A aeronave se encontrava em voo de cruzeiro quando houve a desaceleração inadvertida do motor, seguida do embandeiramento gradual da hélice, fatos que levaram à realização de um pouso de emergência em uma rodovia.

Conforme extrato do Relatório Final, durante as pesquisas realizadas junto à OM que conduzia as manutenções da aeronave foi levantado que:

[...] levantou-se que havia uma "cultura" de realizar a regulagem da forquilha da Válvula beta de forma diferente da estabelecida no Manual de Manutenção do motor da aeronave, deixando-a desnivelada, neste caso, ADIANTADA em relação à face frontal da porca da Válvula Beta. Tal procedimento, além de ocorrer sem o conhecimento dos gestores da oficina, visava atender à solicitação de pilotos, sob a alegação de que aquela regulagem concorria para a melhoria de performance das aeronaves CARAVAN em determinadas fases da operação. (RF IG-126/CENIPA/2013).

O ajuste mencionado na investigação foi representado pictorialmente em seu relatório final por meio da Figura 28, abaixo.

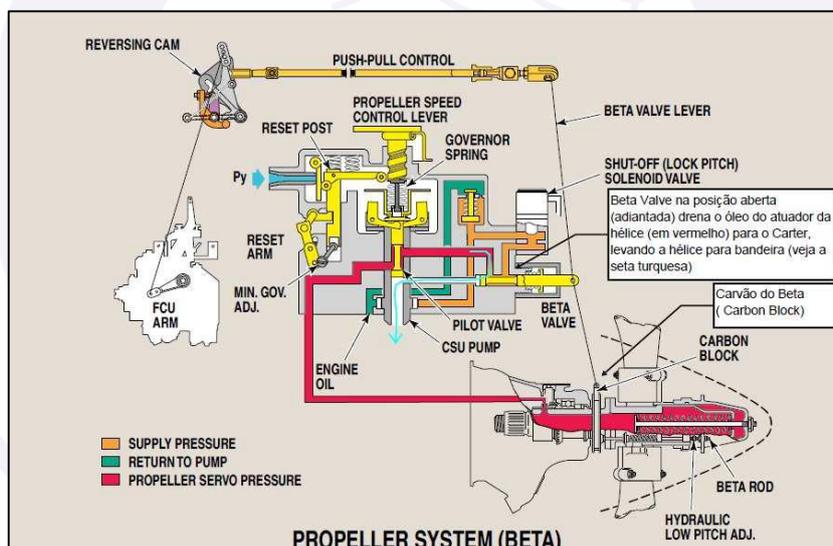


Figura 28 - Representação pictográfica do sistema de controle de passo da aeronave.

Durante a análise, as seguintes conclusões foram registradas:

[...] constatou-se a presença de uma regulagem inadequada da forquilha da Válvula Beta, que se encontrava desnivelada, neste caso, ADIANTADA em relação à face frontal da porca da Válvula Beta, associada ao desgaste normal e progressivo do bloco de carvão.

É provável que a tolerância ao desgaste do bloco do carvão que mantém contato de atrito com a parede interna frontal do anel deslizante tenha sido diminuída em virtude da regulagem da Válvula Beta se encontrar diferente dos padrões estabelecidos pelo Manual de Manutenção do motor.

A coexistência de ambas as situações descritas acima, ou seja, a regulagem inadequada da Válvula Beta e o desgaste normal e progressivo do bloco de carvão

podem ter concorrido para o avanço da Válvula Beta a ponto de atingir a “posição de abertura” que drena o óleo da hélice por intermédio da Válvula Piloto do Governador, ocasionando o embandeiramento inadvertido da hélice.

Comparação com o caso do PC-12, HB-FQF, MSN1354

Conforme o TM-12-006531 provido pelo fabricante da aeronave em subsídio a esta investigação, em 26ABR2012, uma aeronave PC-12/47E que realizava voo de teste em fase de produção experimentou severas flutuações de RPM. O evento apresentou semelhanças em relação ao que ocorreu com o PR-WBV.

O seguinte texto foi extraído do referido documento, em livre tradução:

Durante o táxi, decolagem e subida, nenhuma indicação anormal foi observada. Durante o nivelamento e aceleração em potência de subida a 12.000 ft, a RPM da hélice caiu da faixa normal de operação até valores entre 300 e 500 RPM. Uma série de posições da PCL foram testadas para tentar descobrir se havia uma posição em que a RPM se manteria em níveis aceitáveis. Apenas quando a PCL foi trazida para a posição Idle a RPM recuperou-se para valores entre 1600 e 1700 RPM. Tomou-se a decisão de manter o motor em funcionamento e seguir para uma aproximação sem potência. A aproximação com o motor sem potência foi realizada exitosamente. Ao tentar realizar um *backtrack* por meio da adição de potência para o táxi, a NP caiu novamente para valores próximos de 700 RPM, ao que se parou a aeronave e cortou-se o motor por meio da *Condition Lever* (livre tradução do TM-12-006531, Pilatus, 10.09.2020).

As semelhanças observadas entre o evento acima e o ocorrido com PR-WBV, ademais da queda não comandada de RPM, referem-se ao fato de que as movimentações da PCL eram acompanhadas por um incremento de torque, fluxo de combustível e temperatura interturbinas, mas sem resposta de NP, exceto por breves momentos - que não representaram efetiva retomada do controle de passo da hélice.

A investigação do evento, conduzida pela fabricante da aeronave e do motor, concluiu que:

Uma anomalia no *Reversing Push-Pull Cable* da hélice afetou sua capacidade de ajuste.

A anomalia ocorreu devido a um dano nas roscas do terminal frontal do conjunto de controle, que resultou na perda do posicionamento axial do elemento de cabo. Isso, por sua vez, levou à disrupção do ajuste do governador de hélice da válvula beta, resultando na transição da hélice para a posição “bandeira” em operação de alta potência.

Em decorrência de tais conclusões, a P&WC publicou a *Special Instruction* (SI) 40-2012(R2) que instruiu a inspeção do conjunto de controle *Reversing Linkage Push/Pull* da hélice em todas as aeronaves/motores da fabricante em operação na Suíça e de sua subsidiária nos Estados Unidos. O *serial number* do motor instalado na aeronave PR-WBV não se incluía na lista dos que deveriam ser inspecionados.

Conforme a nota do fabricante, a inspeção nos 42 motores elencados não encontrou anomalias nos componentes inspecionados. A origem das roscas danificadas não pôde ser determinada e considerou-se que o caso foi um evento isolado.

Aeronave PC-12/47E PP-ARO

Em função das semelhanças entre o evento de flutuação de NP ocorrido com o PR-WBV e determinados sintomas percebidos pela tripulação do PP-ARO, um *Pilatus* PC-12/47E, equipado com um motor PT6A-67P, SN PCE-RY0324, buscou-se obter as informações relacionadas ao evento e às ações tomadas para solucionar o problema.

Cerca de três semanas antes do acidente com o PR-WBV, no dia 13ABR2018, a aeronave PP-ARO abortou uma decolagem em função do aparecimento do aviso ENGINE NP, alerta de ITT e “*High Oil Pressure*”. A aeronave foi levada para a mesma OM

relacionada aos eventos com o PR-WBV, a qual executou tarefas de manutenção no PP-ARO entre os dias 24 e 26ABR2018, liberando-o para retorno à operação.

A aeronave voltou à OM nos meses de setembro e outubro, a fim de que fossem conduzidos reparos relacionados aos aviônicos. Durante a realização de cheques para teste dos sistemas em 10OUT2018, verificou-se o acendimento da luz ENGINE NP com indicações de Indicação de Velocidade de Rotação do Gerador de Gases (Ng) maiores que 90%. Registrou-se que a aeronave não atingia os 1.640 RPM mínimos previstos. Após realizar testes na *Power Plant*, a OM liberou a aeronave para retorno ao voo.

Em função da recorrência das panes e criticidade dos eventos ocorridos com o PR-WBV, o operador provocou a OM a realizar consulta à PWC e à *Pilatus*, as quais solicitaram novos testes e cheque da “rigagem” do motor.

Em manutenção realizada no dia 26OUT2018, verificou-se que a válvula beta não estava alinhada com a face do governador de hélice (com a PCL na posição máxima), ademais de outras constatações e ajustes realizados, conforme disposto na Figura 29.

Serviços Executados (Accomplished Works):	
<ul style="list-style-type: none"> Performed troubleshooting of the “Engine NP” Caution in the approximately 90 to 91% NG. During operational test of the Power Control-Lever System, verified the beta valve was not aligned with the face of the Propeller Governor (With PCL Max Position) and a gap between the Governor interconnect rod and the locknut (With PCL idle detent). Performed adjustment of the Beta Control Cable IAW AMM. Performed adjustment of the Ground Idle speed and Flight idle speed IAW AMM. Performed Power Plant tests IAW AMM. No abnormalities (See results in attachment). 	
Torque wrench used: TOR-001	
MM REF: 12-B-71-00-00A-903A-A	OTHER REF:
12-B-76-10-00-00A-903A-A	

Figura 29 - Serviços executados na aeronave PP-ARO relacionados ao ENGINE NP *troubleshooting*.

Após tais ajustes, a tripulação reportou que a NP passou a cair cerca de 10 RPM a cada voo. Em 13DEZ2018, a aeronave apresentou flutuação da rotação de hélice ao se reduzir ou aplicar potência em cruzeiro, motivando o retorno à OM. Depois de novos ajustes acompanhados por representantes da PWC e substituição dos governadores, a pane não voltou a se manifestar.

1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.

Não houve.

2. ANÁLISE.

Tratava-se de um voo privado de SDAG para SBMT.

A aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento especificados pelo fabricante. O peso aproximado no momento do acidente era de 3.983 kg (8.781lb).

Cerca de seis meses antes do acidente, havia sido realizada a substituição de uma hélice de quatro pás por outra de cinco, conforme CST aprovado pela ANAC. Quatro meses após, em função de FOD, o motor da aeronave foi substituído por um *rental*, tendo-se registrado, também, a remoção e instalação da hélice, a instalação de vários componentes e realizado o balanceamento da hélice.

Depois da instalação do motor alugado, os pilotos da aeronave passaram a observar o aviso luminoso ENGINE NP aparecendo com certa frequência nas fases de operação da aeronave em solo, o que os motivou a retorná-la para a OM em que foi realizado o trabalho, a fim de investigar o problema. A OM inspecionou o grupo motopropulsor, realizou uma

lavagem de compressor e fez um pré-voo, sendo a aeronave liberada para retornar à operação. Isso ocorreu em 10ABR2018, 21 dias antes do acidente.

Ainda que a pane relacionada ao acendimento da luz ENGINE NP fosse intermitente, não tendo se manifestado por ocasião do retorno da aeronave à oficina em que se deu a substituição do motor, a pesquisa de pane conduzida não foi suficiente para detectar ou sanar o problema, visto que sua manifestação continuou ocorrendo, vindo a agravar-se até o voo em que ocorreu o acidente.

Quanto ao dia da ocorrência, os pilotos realizaram um planejamento de voo adequado, reportaram ter realizado o *briefing* e as inspeções pré-voo. O primeiro trecho da etapa ocorreu sem problemas. Conforme os dados extraídos do ACMS e FHDB, as primeiras indicações de anormalidade iniciaram já em SDAG, após a chegada e embarque dos passageiros.

Do acionamento dos motores até o início da decolagem em SDAG, foram registradas duas quedas da rotação da hélice (NP) abaixo de 950 RPM, por 20 segundos cada, o que satisfaria as condições de acendimento da luz ENGINE NP, porém o seu acendimento não foi confirmado. Os pilotos relataram que não houve o acendimento da luz e que não realizaram os procedimentos previstos em QRH. Após as análises, não foi possível determinar se a rotação se recuperou acima dos 950 RPM como resultado da intervenção da tripulação ou devido a uma estabilização do próprio sistema.

Dessa maneira, permaneceu a dúvida se a luz acendeu e apagou durante o táxi e a tripulação prosseguiu no voo ou se a queda de RPM não foi perceptível para eles.

Alguns instantes após o início da descida, ao reduzir a PCL para a seleção do torque previsto, a rotação da hélice passou a cair rápida e gradativamente, acendendo-se a luz ENGINE NP.

Os tripulantes reportaram ter buscado pela pane ENGINE NP no QRH físico da aeronave, mas sentiram dificuldade em achá-la inicialmente. O SIC relatou ter buscado a emergência correspondente à condição observada por eles (embandeiramento da hélice em voo). Ainda que ele seguisse, naquele momento, orientações do PIC, este último decidiu buscar a pane por conta própria, encontrando-a pouco após.

O procedimento de emergência previsto para a situação de acendimento da luz ENGINE NP em voo, nos casos em que a rotação estivesse abaixo de 1.640 RPM, determinava o incremento da potência por meio da PCL e o aumento da velocidade. Tal procedimento foi executado pela tripulação, que não obteve êxito na retomada do controle de NP. O procedimento do manual não estabelecia qualquer ação caso a execução dos itens não resultasse em uma normalização da rotação, deixando a cargo da tripulação, possivelmente, já sobrecarregada com o gerenciamento da emergência, decidir pela adoção de outros procedimentos.

Os tripulantes relataram não ter cogitado a realização das ações de TOTAL POWER LOSS ou PARTIAL POWER LOSS, pois não correlacionaram àquela situação a uma falha de motor em si. Além disso, relataram que não consideraram a opção de um corte de motor, em função da perda dos equipamentos ligados ao gerador, telas, etc.

A execução dos procedimentos da emergência PARTIAL POWER LOSS poderia ter sido considerada, visto que o manual definia sua identificação como “redução não comandada de potência, ou ausência de resposta ao movimentar a PCL”. Contudo, a movimentação da PCL gerava resposta em termos de Ng, ITT e TQ, o que pode ter provocado confusão nos pilotos.

Considerando-se que a hélice estava embandeirada, que não havia resposta de NP ao se movimentar a PCL e que havia altura suficiente, uma decisão possível seria a seleção da velocidade de melhor razão de planeio. Desse modo, aumentar-se-ia o alcance da

aeronave, sendo possível ter mais tempo para a análise da situação e uma melhor capacidade de tomada de decisão.

O Piloto Automático da aeronave, que poderia ter sido utilizado para reduzir a carga de trabalho da tripulação, possibilitando um melhor gerenciamento da pane, foi desconectado prematuramente.

Os investigadores verificaram que não foi utilizada a melhor velocidade de planeio em função do peso naquele momento, o que também se relaciona ao fato de que o procedimento de “descida em emergência” não foi considerado. A velocidade prevista em QRH e AFM para o peso aproximado da aeronave naquela condição estaria próxima a 110 kt, tendo-se mantido valores consideravelmente superiores a esse durante toda a descida em emergência.

Caso tal velocidade tivesse sido perseguida, teria sido possível chegar à vertical da pista de Ubatuba com maior altura e tempo, possibilitando uma adequada configuração da aeronave e preparo para o pouso no local escolhido.

De acordo com os tripulantes, logo após a percepção da pane e tomada de decisão de que deveriam procurar um local para uma tentativa de pouso forçado, a função *NEARST* do GPS foi utilizada, indicando o Aeródromo de Ubatuba. Eles decidiram então prosseguir para aquela localidade, por terem considerado que São José dos Campos (SBSJ) estaria mais distante, o que poderia dificultar a chegada até a pista.

Após a curva à esquerda, o PIC relatou ter se preocupado se a altura de que dispunham seria suficiente para ultrapassar a serra. Durante a descida, houve momentos em que a aeronave adentrou em condições IMC, até que a camada de nuvens fosse superada, entre 4.000 ft e 3.000 ft.

Depois de ultrapassar a Serra do Mar, os tripulantes relataram ter percebido que ainda estavam com excesso de altura para enquadrar-se ao que seria adequado para o tráfego, motivo pelo qual aumentaram a razão de descida, ganhando velocidade. Observou-se que não foi considerada a hipótese de preservar a altura com a finalidade de realizar um “tráfego de emergência” controlado, com eventual curva de 360° para perder a altura, valendo-se dos recursos de cabine para gerenciar a pane e ganhar tempo para a adequada configuração da aeronave.

O SIC auxiliou na realização de cálculos para verificar se teriam condições de passar a Serra do Mar e realizou coordenações na FCA da região. Não foi declarada emergência na frequência dos órgãos de controle.

Quanto à escolha da cabeceira, os tripulantes informaram ter optado por pouso na cabeceira 27 em função de recuo da cabeceira 09 de 380m, além de possuírem altura suficiente. Assim como não se considerou cortar o motor, também não foi discutida a questão da distância de pouso necessária, ou a velocidade e configuração necessárias para se garantir uma aterragem segura.

Conforme relato dos pilotos, a aeronave normalmente teria uma maior capacidade de “freio aerodinâmico”, por ser penta pá e pousar geralmente em *Idle*, selecionando-se o reverso a seguir. Na percepção deles, a condição de hélice embandeirada contribuiu para que a aeronave chegasse com maior velocidade na final.

A pista 27 de SDUB dispunha de 940 m para pouso. Conforme os gráficos de desempenho disponíveis no AFM, com velocidade em 1.3 Vs e flapes em 40°, a distância total necessária para o pouso seria menor que 700 m, considerando frenagem média e utilização de *Idle* após o toque. A velocidade de estol calculada para aquela condição (flapes em 40°), considerando uma inclinação máxima de 15° na final, seria de 63 kt. Portanto, a velocidade ideal para tal aproximação estaria próxima de 82 kt.

Ainda que os pilotos tenham informado nas entrevistas que mantiveram a calma e a serenidade durante o gerenciamento da emergência e não haver aspectos pessoais que pudessem ter interferido em seus desempenhos, observou-se que ambos tiveram dificuldade em identificar a pane e encontrar procedimentos coerentes no QRH, evidenciando uma falha nos processos de percepção. Em outras palavras, as informações disponíveis na cabine e os sinais da própria aeronave não foram suficientes para uma leitura adequada da situação e determinação dos melhores caminhos para a solução do problema.

Além das questões relacionadas à percepção, convém pontuar que os pilotos já haviam operado com aquela aeronave diversas outras vezes em SDUB, sempre em período diurno, razão pela qual podem ter recorrido aos procedimentos costumeiros armazenados em suas memórias para a tentativa de pouso na condição em que se encontravam, a despeito de as condições serem distintas, dado o embandeiramento irreversível da hélice.

Como observado nos aspectos operacionais, durante as tentativas de movimentação da PCL pela tripulação, apenas por alguns instantes o sistema esboçou ter recuperado a capacidade de controle do passo da hélice, algo que não foi percebido pela tripulação e não representou uma efetiva reversão da falha que se apresentava.

Durante a medição da posição do anel beta realizada nas análises dos componentes da hélice, verificou-se que o deslocamento do anel estava fora dos limites previstos pelo fabricante. Conforme relatório, não foi possível identificar se isso ocorreu em função de uma ação de manutenção ou na montagem do anel por ocasião da troca da hélice. Tal discrepância pode ter ocorrido também em função do impacto das pás da hélice durante o pouso de emergência ou do processo de retirada dos destroços.

Convém pontuar, no entanto, que o embandeiramento da hélice em voo poderia estar relacionado com uma regulagem da válvula beta não aderente àquela estabelecida no manual de manutenção, estando mais à frente, conforme relatório do fabricante do motor.

No instante em que o piloto iniciou a descida, reduziu-se a potência do motor em razão do aumento da velocidade da aeronave. O governador da hélice atuou, então, para mudar o ângulo das pás para uma determinada posição, com o objetivo de manter a velocidade constante de 1.700 RPM. Isso era realizado por meio do dreno de óleo do interior do cubo da hélice para o cárter do motor. É provável que o anel de beta tenha se movimentado, o que é considerado normal.

O movimento do anel de beta (anel deslizante) atua diretamente na válvula Beta, que pode aumentar ou reduzir o volume de óleo para o cubo da hélice, para mantê-la em uma velocidade constante. Caso a válvula beta estivesse regulada em uma posição mais à frente, ou seja, mais próxima do anel de beta, poderia drenar o óleo da hélice e mover as pás para a posição “bandeira”, o que se verificou no teste de bancada realizado em um governador similar ao da aeronave da ocorrência.

Por essa razão, ainda que os exames realizados nos componentes de modo individual não tenham resultado na identificação de falhas, as análises posteriores permitiram chegar à hipótese de que a interação entre o governador de hélice e o ajuste da válvula beta propiciaram a ocorrência do evento, principalmente em função de um ajuste incorreto.

Quanto aos testes elétricos realizados, verificou-se que a barra EPS BUS LH REAR encontrava-se em curto-circuito. Contudo, pesquisas posteriores indicaram ser remota a possibilidade de que tal condição possa ter se apresentado durante o voo e desencadeado o embandeiramento não comandado. O mais provável é que tal descontinuidade tenha surgido por consequência das alterações sofridas pela célula e sistemas da aeronave durante o impacto.

No que se refere aos testes físico-químicos da amostra do óleo lubrificante extraída da caixa de acessórios do motor, verificou-se que a viscosidade cinemática a 100°C estava ligeiramente acima do valor especificado pela Norma MIL-PRF-23699G. Contudo, ao se considerar a margem de erro informada no teste, observou-se que a diferença era pequena, o suficiente para se afirmar que não foi representativa na cadeia de eventos da ocorrência.

Ademais, os três casos citados em “informações adicionais” guardam semelhanças com o evento do PR-WBV, especialmente no que se refere ao ajuste da válvula beta. No primeiro deles, o PR-ARZ, tal ajuste “mais à frente” se tratava de ação deliberada. No segundo, houve uma anomalia que levou à disrupção da capacidade de atuação do governador de hélice em sua relação com a válvula beta.

No terceiro caso, ocorrido em época próxima ao evento do PR-WBV, verificou-se que a válvula beta não estava alinhada com a face do governador de hélice quando a PCL era levada à sua posição máxima. Ainda que cada evento guarde suas particularidades, todos estavam relacionados ao acoplamento dos componentes mencionados, que se mostrou bastante crítico para a possibilidade de ocorrência de perda da capacidade de controle do passo da hélice.

O ponto de irreversibilidade do acidente se deu a partir do perfil de aproximação realizado para SDUB, em função das velocidades e configurações selecionadas pela tripulação. Para o peso da aeronave durante o voo da ocorrência, os procedimentos do fabricante previam uma velocidade de planeio aproximada de 110 kt e uma velocidade na aproximação final de 82 kt, já com trem de pouso baixado e flapes em 40°.

Contudo, a velocidade da aeronave na perna base era de 165 kt e o trem de pouso foi baixado a cerca de 150 ft de altura em relação à pista com, aproximadamente, 150 kt. Os flapes começaram a ser baixados a cerca de 120 ft de altura. O cruzamento da cabeceira ocorreu com 116 kt, trem de pouso baixado e flapes em 16°, ainda em movimento. Em tais condições, o pouso e a parada no comprimento de pista disponível para SDUB não seriam possíveis.

Quanto aos processos de instrução e capacitação por parte do SIC, considerando que a categorização da aeronave pela agência reguladora como “classe” não exigia a realização de simulador ou outros tipos de treinamento específicos da aeronave, notou-se pouca familiarização com as emergências e condições anormais, fato que pode tê-lo impedido de melhor contribuir para auxiliar o PIC no gerenciamento da situação.

Já no caso do PIC, ainda que tenha realizado *ground training* e treinamento em simulador, este último contemplava apenas a *Maximum Rate Descent*, sem que a situação de *Maximum Range* tenha sido explorada. A despeito disso, a parte prática do treinamento abrangeu a realização de pouso em condição de emergência, considerando-se o motor inoperante.

Sobre tais pontos, convém destacar que uma melhor capacitação e treinamento por parte da tripulação, em especial por meio de voo simulado, dispensado à época do acidente por requisito da agência reguladora, poderia ter contribuído para um desempenho operacional mais adequado à situação, notadamente no que se refere à gestão da condição de emergência e perfil do tráfego de emergência para pouso naquela situação. De toda sorte, trata-se de aeronave com razoável grau de complexidade e capacidade de transporte de passageiros, razão pela qual a hipótese de maior exigência de treinamento poderia se justificar.

3. CONCLUSÕES.

3.1. Fatos.

- a) os pilotos estavam com os Certificados Médicos Aeronáuticos (CMA) válidos;
- b) o PIC estava com as habilitações de Avião Monomotor Terrestre (MNTE) e Voo por Instrumentos - Avião (IFRA) válidas;
- c) o SIC estava com as habilitações de Avião Monomotor Terrestre (MNTE) e Avião Multimotor Terrestre (MLTE) válidas;
- d) os pilotos estavam qualificados e possuíam experiência no tipo de voo;
- e) a aeronave estava com o Certificado de Aeronavegabilidade (CA) válido;
- f) a aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento;
- g) as escriturações das cadernetas de célula, motor e hélice estavam desatualizadas;
- h) as condições meteorológicas eram propícias à realização do voo;
- i) em 02OUT2017, foi realizada uma modificação ao projeto de tipo aprovado da aeronave, substituindo a hélice de quatro pás por uma de cinco;
- j) em 06MAR2018, houve a substituição do motor da aeronave por um *rental*, devido à FOD no motor original;
- k) a aeronave retornou à OM na qual foi realizada a troca do motor devido a acendimentos frequentes da luz ENGINE NP;
- l) a OM inspecionou o grupo motopropulsor, realizou uma lavagem de compressor e fez um pré-voo, sendo a aeronave liberada para retornar à operação em 10ABR2018;
- m) a aeronave decolou de SDAG com destino a SBMT;
- n) entre a partida do motor e a decolagem de SDAG, por duas vezes se registrou uma queda da rotação da hélice (NP) abaixo de 950 RPM;
- o) após a decolagem de SDAG, a aeronave se manteve nivelada no FL145;
- p) alguns instantes após o início da descida, ao se reduzir a PCL, acendeu-se a luz ENGINE NP e a rotação da hélice passou a cair rápida e gradativamente;
- q) a execução dos procedimentos previstos em QRH para a situação “ENGINE NP - *In flight, If propeller is below 1640*” não surtiu efeito;
- r) a NP caiu até o valor mínimo de 266 RPM;
- s) decidiu-se pelo pouso em SDUB;
- t) após o toque na pista, realizou-se uma manobra para troca de velocidade por altura e o desvio da aeronave para uma área pantanosa à esquerda do prolongamento da pista;
- u) nos testes funcionais realizados no motor após a ocorrência, verificou-se o funcionamento normal e a plena resposta às solicitações;
- v) durante os exames realizados na hélice, na medição da distância do anel beta, verificou-se que o deslocamento do anel estava fora dos limites previstos pelo fabricante;
- w) não foi possível identificar se tal discrepância ocorreu em função de uma ação de manutenção, na montagem do anel por ocasião da troca da hélice ou por decorrência do impacto do pouso de emergência;

- x) a análise do governador mostrou que todos os seus componentes internos estavam operacionais;
- y) a aeronave teve danos substanciais; e
- z) o PIC sofreu lesões graves, o SIC e dois passageiros sofreram lesões leves e os outros seis passageiros saíram ilesos.

3.2. Fatores contribuintes.

- Capacitação e treinamento - indeterminado.

Ainda que o PIC tenha realizado treinamento em simulador há menos de um ano da ocorrência, a dificuldade em perceber as características da condição vivenciada e enquadrá-la nos treinamentos sugere deficiências nos processos relacionados à capacitação e treinamento.

Para o SIC, a não exigência de que tal treinamento fosse realizado, em função da classificação da aeronave como “Classe” pela agência reguladora, pode ter contribuído para que ele também não fosse capaz de reconhecer e participar do gerenciamento da pane com adequada proficiência, inclusive no que se referia à seleção dos procedimentos e assessoramento quanto às velocidades e configuração da aeronave.

- Instrução - contribuiu.

Quanto ao SIC, considerando que a classificação da aeronave não exigia a realização de simulador ou outros tipos de treinamento específico da aeronave, notou-se pouca familiarização com as emergências e condições anormais, fato que impediu-o de melhor contribuir para o gerenciamento da situação.

- Julgamento de pilotagem - contribuiu.

Ocorreu uma avaliação inadequada no que se refere aos parâmetros de voo na aproximação final, o que inviabilizou o pouso em SDUB, considerando-se os 940 m de pista disponíveis.

- Manutenção da aeronave - indeterminado.

Durante a medição da distância do anel beta realizada nas análises dos componentes da hélice, verificou-se que o deslocamento do anel estava fora dos limites previstos pelo fabricante. Não foi possível identificar se isso ocorreu em função de uma ação de manutenção ou na montagem do anel por ocasião da troca da hélice. Contudo, tal discrepância pode ter ocorrido em função do impacto das pás da hélice, no instante do pouso de emergência.

Ademais, a aeronave foi levada para pesquisa da pane relacionada ao acendimento da luz ENGINE NP previamente ao acidente. Uma vez que o acendimento era intermitente e não tendo sido identificadas possíveis razões para tal aviso, a aeronave foi liberada para voo sem maior aprofundamento quanto à causa raiz e eventuais implicações de uma falha relacionada à queda inadvertida de RPM.

- Memória - indeterminado.

Ainda que o PIC tenha realizado treinamento em simulador da aeronave classe D certificado pelo fabricante, não se verificou a necessária associação entre os procedimentos treinados e o que se executou para o tráfego e pouso em condição de emergência, sem tração. Além disso, uma vez que o PIC pousava com frequência na localidade selecionada, para a tentativa de pouso, é provável que ele tenha buscado enquadrar tal aproximação com aquelas normalmente realizadas, em que se dispunha da condição de “freio aerodinâmico” da hélice em *Idle* e utilização do reverso.

- **Percepção - contribuiu.**

Não houve o adequado reconhecimento, organização e compreensão dos estímulos relacionados à condição de embandeiramento da hélice, o que levou a um rebaixamento da consciência situacional dos tripulantes.

Tal redução da consciência situacional dificultou uma melhor avaliação das condições em que a emergência poderia ser gerenciada, fixando-se a ideia de pouso em SDUB, sem que fossem observadas condições do campo, meteorologia, distância necessária para pouso sem a possibilidade de controle do motor, melhor velocidade de planeio, aproximação e configuração da aeronave.

- **Processo decisório - contribuiu.**

Desde as primeiras decisões relacionadas à identificação da condição de emergência, não se verificou um processo decisório estruturado, que contemplasse uma avaliação adequada do cenário e alternativas disponíveis. Não se levou em consideração aspectos objetivos relacionados à pista de SDUB como o comprimento, obstáculos, condição real da aeronave naquele momento ou contingências.

- **Sistemas de apoio - contribuiu.**

O Manual da Aeronave e o QRH não contemplavam, de maneira clara, a possibilidade de embandeiramento da hélice em voo, dificultando a identificação pelos pilotos da condição anormal e inviabilizando a adoção de procedimentos adequados e suficientes para o correto gerenciamento da emergência.

Mesmo com a execução do procedimento “ENGINE NP - *In Flight*” previsto pelo QRH, caso as ações executadas não surtiram efeito, não havia direcionamento aos tripulantes quanto ao procedimento seguinte que deveria ser executado, deixando a cargo da tripulação uma eventual interpretação e seleção de outro procedimento da mesma publicação.

- **Supervisão gerencial - indeterminado.**

Quanto à oficina de manutenção que executou as tarefas de substituição do motor, ajustes da hélice e seus componentes, durante a revisão posterior por demanda dos pilotos em função do acendimento da luz ENGINE NP, liberando-a para retorno à operação, levantou-se a possibilidade de que a supervisão sobre os serviços executados, com a liberação da aeronave, não tenha sido suficiente para garantir a mitigação dos riscos relacionados à operação com a possibilidade de manifestação da pane de maneira intermitente.

4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA

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

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

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

A-080/CENIPA/2018 - 01

Emitida em: 15/08/2023

Atuar junto à *Pilatus Aircraft*, no sentido de avaliar a suficiência das publicações relacionadas à aeronave PC-12, especialmente quanto aos procedimentos relacionados ao aviso "ENGINE NP - *In flight*", quando a rotação da hélice não corresponder ao movimento da PCL e estiver abaixo de 1.640 RPM.

A-080/CENIPA/2018 - 02

Emitida em: 15/08/2023

Atuar junto à Organização de Manutenção Synerjet do Brasil, a fim de assegurar a conformidade de seus processos a requisitos de manutenção aprovados, bem como a efetividade dos processos de supervisão sobre as tarefas executadas.

A-080/CENIPA/2018 - 03

Emitida em: 15/08/2023

Avaliar a necessidade de incluir na tabela de modelos de aeronave classe que requerem endosso específico as aeronaves de modelo PC-12, de modo a garantir o cumprimento de requisitos mínimos de capacitação e treinamento para pilotos habilitados a operar tais equipamentos.

5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.

Nada a relatar.

Em, 15 de agosto de 2023.