

COMANDO DA AERONÁUTICA
CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE
ACIDENTES AERONÁUTICOS



RELATÓRIO FINAL
A-128/CENIPA/2018

OCORRÊNCIA:	ACIDENTE
AERONAVE:	PP-SZN
MODELO:	C90GTI
DATA:	29JUL2018



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.

Conseqüentemente, 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 PP-SZN, modelo C90GTI, ocorrido em 29JUL2018, tipificado como “[LOC-I] Perda de controle em voo”.

Durante o procedimento de descida para o Aeródromo Campo de Marte (SBMT), São Paulo, SP, a aeronave apresentou problemas na indicação do trem de pouso.

Na quarta tentativa de pouso em SBMT, após cruzar a cabeceira da pista, antes de iniciar o arredondamento, a aeronave girou em torno do seu eixo longitudinal, acarretando a perda de controle e o seu impacto contra o solo.

A aeronave teve danos substanciais.

O piloto sofreu lesões fatais, dois passageiros sofreram lesões graves e outros quatro sofreram lesões leves.

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



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.	7
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.....	9
1.5.3. Categorias das licenças e validade dos certificados e habilitações.....	9
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.....	20
1.8. Auxílios à navegação.....	20
1.9. Comunicações.....	20
1.10. Informações acerca do aeródromo.....	22
1.11. Gravadores de voo.....	22
1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.....	23
1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.....	28
1.13.1. Aspectos médicos.....	28
1.13.2. Informações ergonômicas.....	28
1.13.3. Aspectos Psicológicos.....	28
1.14. Informações acerca de fogo.....	30
1.15. Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.....	30
1.16. Exames, testes e pesquisas.....	31
1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.....	37
1.18. Informações operacionais.....	38
1.19. Informações adicionais.....	46
1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.....	52
2. ANÁLISE.....	52
3. CONCLUSÕES.....	55
3.1. Fatos.....	55
3.2. Fatores contribuintes.....	56
4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA	57
5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.....	57

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS

AD	<i>Airworthiness Directive</i> - Diretriz de Aeronavegabilidade
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
ANP	Agência Nacional de Petróleo, Gás Natural e Biocombustíveis
APP	<i>Approach Control</i> - controle de aproximação
ATC	<i>Air Traffic Control</i> - controle de tráfego aéreo
ATCO	<i>Air Traffic Controller</i> - controlador de tráfego aéreo
ATZ	<i>Aerodrome Traffic Zone</i> - zona de tráfego de aeródromo
CA	Certificado de Aeronavegabilidade
CB	<i>Circuit Breaker</i> - disjuntor elétrico
CBA	Código Brasileiro de Aeronáutica
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CIV	Caderneta Individual de Voo
CMA	Certificado Médico Aeronáutico
CVR	<i>Cockpit Voice Recorder</i> - gravador de voz da cabine
DA	Diretriz de Aeronavegabilidade
DECEA	Departamento de Controle do Espaço Aéreo
EGPWS	<i>Enhanced Ground Proximity Warning System</i> - sistema avançado de aviso de proximidade com o solo
FCU	<i>Fuel Control Unit</i> - unidade de controle de combustível
IAC	Instrução da Aviação Civil
IAM	Inspeção Anual de Manutenção
IFR	<i>Instrument Flight Rules</i> - regras de voo por instrumentos
IFRA	Habilitação de Voo por Instrumentos - Avião
INVA	Habilitação de Instrutor de Voo - Avião
IS	Instrução Suplementar
LABDATA	Laboratório de Leitura e Análise de Dados de Gravadores de Voo
METAR	<i>Meteorological Aerodrome Report</i> - reporte meteorológico de aeródromo
MLTE	Habilitação de Classe Avião Multimotor Terrestre
NOTAM	<i>Notice to Airmen</i> - informações aos aeronavegantes
NSCA	Norma de Sistema do Comando da Aeronáutica
NTSB	<i>National Transportation Safety Board</i>
PAMA-SP	Parque de Material Aeronáutico de São Paulo
PIC	<i>Pilot in Command</i> - piloto em comando
PLA	Licença de Piloto de Linha Aérea - Avião
PN	<i>Part Number</i> - número de peça

PPR	Licença de Piloto Privado - Avião
RBAC	Regulamento Brasileiro da Aviação Civil
RBHA	Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica
REA	Rota Especial de Avião
SACI	Sistema Integrado de Informações da Aviação Civil
SBMT	Designativo de localidade - Aeródromo Campo de Marte, São Paulo, SP
SCI	Seção Contraincêndio
SIC	<i>Second in Command</i> - piloto segundo em comando
SIPAER	Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SSVI	Designativo de localidade - Aeródromo Ângelo Ponzoni, Videira, SC
TMA-SP	Área de Controle de Terminal de São Paulo
TPP	Categoria de Registro de Aeronave de Serviços Aéreos Privados
UTC	<i>Universal Time Coordinated</i> - tempo universal coordenado
VDC	<i>Voltage Direct Current</i> - corrente de voltagem contínua
VFR	<i>Visual Flight Rules</i> - regras de voo visual

1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.

Aeronave	Modelo: C90GTI Matrícula: PP-SZN Fabricante: <i>Hawker Beechcraft</i>	Operador: Videplast Indust. de Embalagens Ltda.
Ocorrência	Data/hora: 29JUL2018 - 21:15 (UTC) Local: Aeródromo Campo de Marte (SBMT) Lat. 23°30'24"S Long. 046°38'02"W Município - UF: São Paulo - SP	Tipo(s): [LOC-I] Perda de controle em voo

1.1. Histórico do voo.

A aeronave decolou do Aeródromo Ângelo Ponzoni (SSVI), Videira, SC, com destino ao Aeródromo Campo de Marte (SBMT), São Paulo, SP, por volta das 19h00min (UTC), a fim de realizar transporte reservado ao operador, com um piloto e seis passageiros a bordo.

Durante a aproximação para o destino, houve uma falha na indicação de posição do trem de pouso. Após realizar três passagens sobre a pista, no decorrer da tentativa de pouso, a aeronave girou em torno de seu eixo longitudinal, vindo a chocar-se contra o solo.

A aeronave teve danos substanciais.

O piloto sofreu lesões fatais, dois passageiros sofreram lesões graves e quatro sofreram lesões leves.

1.2. Lesões às pessoas.

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

1.3. Danos à aeronave.

A aeronave teve danos substanciais resultado do impacto contra o solo e do fogo na fuselagem, motores, asas, empenagem e trem de pouso.

Os conjuntos de hélices de ambos os lados se desprenderam dos motores.

A asa direita teve uma deformação significativa, a partir da sua ponta em sentido à raiz.

A seção dianteira da fuselagem permaneceu preservada, com enrugamentos laterais e amassamentos significativos na parte superior da cabine de pilotagem do lado esquerdo.

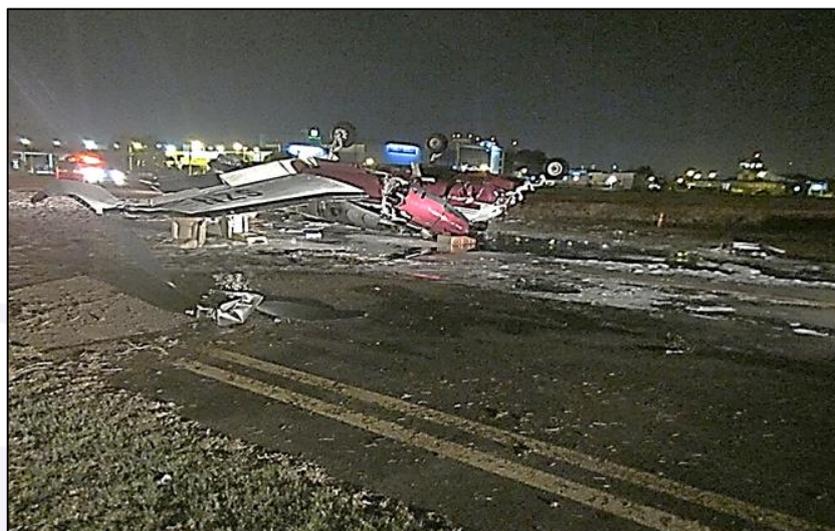


Figura 1 - Condição dos destroços após a parada final.



Figura 2 - Vista dos destroços após a aeronave ser retirada do local do acidente.

1.4. Outros danos.

Houve danos no asfalto da *taxiway* e em algumas luzes de balizamento.

1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.

1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.

Horas Voadas	
Discriminação	PIC
Totais	4.441:32
Totais, nos últimos 30 dias	12:50
Totais, nas últimas 24 horas	00:00
Neste tipo de aeronave	93:27
Neste tipo, nos últimos 30 dias	12:50
Neste tipo, nas últimas 24 horas	00:00

Obs.: os dados relativos às horas voadas foram obtidos por meio dos registros da Caderneta Individual de Voo (CIV) digital, retirados do Sistema Integrado de Informações da Aviação Civil (SACI) da Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC) e do diário de bordo da aeronave. A CIV física não foi localizada.

O operador da aeronave não conseguiu precisar a quantidade de horas que o tripulante realizou no PP-SZN. No diário de bordo fornecido para a Comissão de Investigação, as horas computadas no PP-SZN totalizavam 92 horas e 3 minutos. Na CIV digital, existiam lançamentos na aeronave PR-TRO computando o total de 1 hora e 24 minutos.

O último lançamento constante na CIV digital datava de 22SET2017.

A primeira hora de voo lançada no diário de bordo do PP-SZN, com o código ANAC do piloto, foi em agosto de 2017.

O último registro no diário de bordo, apresentado à Comissão de Investigação, foi no dia 22JUL2018, no trecho de SBMT para SSVI.

1.5.2. Formação.

O Piloto em Comando (PIC) realizou o curso de Piloto Privado - Avião (PPR) em 1990, porém não foi possível descobrir o local de formação.

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

O PIC possuía a licença de Piloto de Linha Aérea - Avião (PLA) e estava com as habilitações de Avião Multimotor Terrestre (MLTE), Instrutor de Voo - Avião (INVA) e Voo por Instrumentos - Avião (IFRA) em vigor.

1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.

O PIC era piloto há 32 anos e atuava na empresa operadora da aeronave há 18 anos.

Ele operava aeronaves multimotoras desde 2007, tendo adquirido experiência em diversos modelos, incluindo projetos mais atuais. Além disso, realizou simulador de voo nos EUA quando operava aeronave modelo EMB-500 Phenom 100, cuja habilitação tipo (EPHN) estava vencida desde fevereiro de 2015.

Em 05JUL2017, realizou treinamento em rota em uma aeronave modelo C90GTI, de outro operador, conforme lançamento na CIV digital, não havendo registros do tipo de treinamento realizado. A partir de 15AGO2017, começou a operar a aeronave PP-SZN.

Em 22SET2017, realizou exame de proficiência para revalidar a habilitação MLTE, porém em aeronave modelo PA-34 Seneca (PR-VGS).

Seus voos em aeronave classe eram intercalados entre a aeronave PP-VID (modelo PA-34), de propriedade da empresa e que possuía painel analógico, e a aeronave PP-SZN (modelo C90GTI), com painel *glass cockpit*.

Ele estava qualificado e possuía experiência no tipo de voo.

1.5.5. Validade da inspeção de saúde.

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

1.6. Informações acerca da aeronave.

A aeronave, de *Serial Number* (SN - Número de Série) LJ-1910, modelo C90GTI - *King Air*, foi fabricada pela *Hawker Beechcraft*, em 2008, e estava registrada na Categoria de Serviços Aéreos Privados (TPP), tendo sido adquirida pela empresa em 07AGO2017, conforme registro constante na Certidão de Inteiro Teor da aeronave.

O Certificado de Aeronavegabilidade (CA) estava válido.

Conforme a Instrução Suplementar (IS) 43.9-003 Rev A, da ANAC, vigente à época da ocorrência, as cadernetas de célula, motores e hélices estavam com as escriturações desatualizadas na sua Parte I.

A última inspeção da aeronave, do tipo “Inspeção Anual de Manutenção (IAM)”, foi realizada em 21NOV2017, estando com 144 horas e 42 minutos voados após a inspeção. Ela possuía 1.489 horas e 42 minutos totais em seus registros.

A aeronave era equipada com dois motores modelo PT6A-135A, fabricados pela *Pratt & Whitney Canada*. De acordo com as cadernetas de motores, tanto o motor esquerdo, SN PCE-PZ0743, quanto o motor direito, SN PCE-PZ0738, possuíam 1.342 horas, na última ação de manutenção, datada de 21NOV2017.

As hélices, modelo HC-E4N-3N, que equipavam a aeronave, foram fabricadas pela *Hartzell Propeller Inc*. A hélice esquerda, SN HH-3200, e a hélice direita, SN HH-3460, possuíam 1.342 horas totais, na data da última ação de manutenção.

De acordo com o CA, a aeronave tinha capacidade para transportar oito pessoas, sendo sete passageiros e um piloto. Ela era certificada para operar *single pilot* (apenas um piloto).

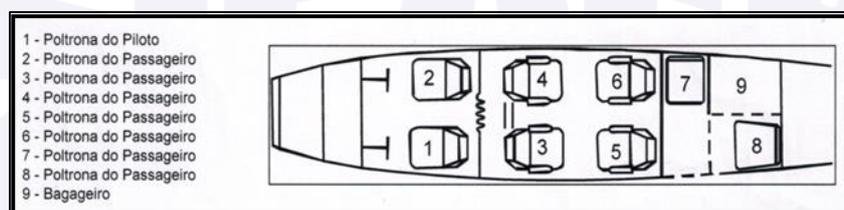


Figura 3 - Vista da distribuição das poltronas.

Características gerais da aeronave King Air C90GTI.

O modelo *King Air C90GTI* era uma aeronave de estrutura metálica, com cabine pressurizada, teto operacional de 30.000 ft, asa baixa, bimotor, turbo-hélice com empenagem convencional e trens de pouso do tipo triciclo e escamoteável.

A principal característica desse modelo foi a introdução do *glass cockpit*, substituindo os antigos painéis analógicos convencionais.

As superfícies de voo primárias eram constituídas por ailerons, profundores e leme, responsáveis pelos movimentos de rolagem, arfagem e guinada, respectivamente. Os comandos da cabine atuavam nas superfícies por meio de cabos, roldanas e hastes.

O sistema de flapes era composto por quatro superfícies, sendo duas em cada asa. As superfícies eram comandadas eletricamente por meio de uma alavanca seletora de posição situada no pedestal central, a qual possuía três posições: *UP*, *APPROACH* e *DOWN* e eram movimentadas por meio de motor elétrico e atuadores (Figura 4).

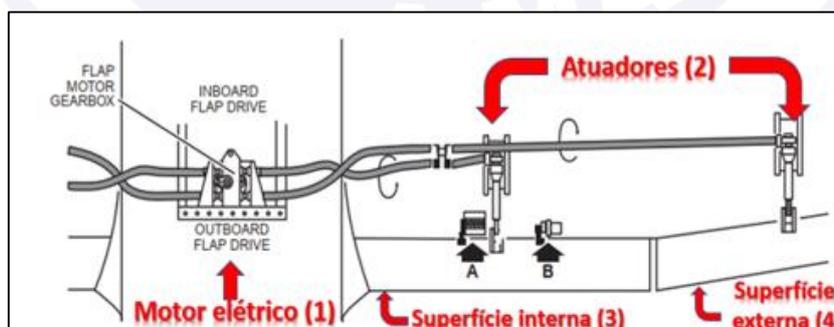


Figura 4 - Motor elétrico (1), atuadores (2), superfície interna (3) e superfície externa (4) do Sistema de Flapes.

O curso dos flapes variava de 0% (*UP*) até 100% (*DOWN*) e sua escala era composta pelas indicações 20, *APPROACH*, 40, 60, 80 e *DOWN*, que significavam porcentagens de curso.

A seletora de posição dos flapes estava localizada no pedestal e a indicação de posição era mostrada em um instrumento em um instrumento no painel acima do pedestal de manetes (Figura 5).

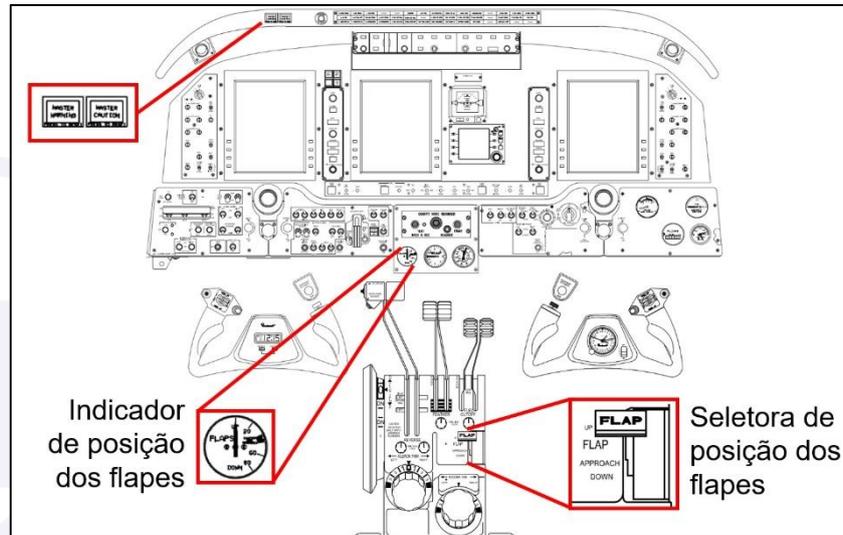


Figura 5 - Seletora da posição de flapes e indicador de posição dos flapes.

A principal diferença do C90GT para o C90GTI era o painel “*glass cockpit*.”

Conjunto de trem de pouso

A aeronave era equipada com trem de pouso triciclo e escamoteável. O sistema utilizava braços chamados *drag legs* que travavam o trem na posição totalmente estendida. As pernas do trem de pouso principal possuíam amortecedores à óleo e eram fixadas à estrutura da aeronave por uma articulação pinada. O amortecedor dianteiro era montado com o mecanismo de comando do trem de pouso de nariz.

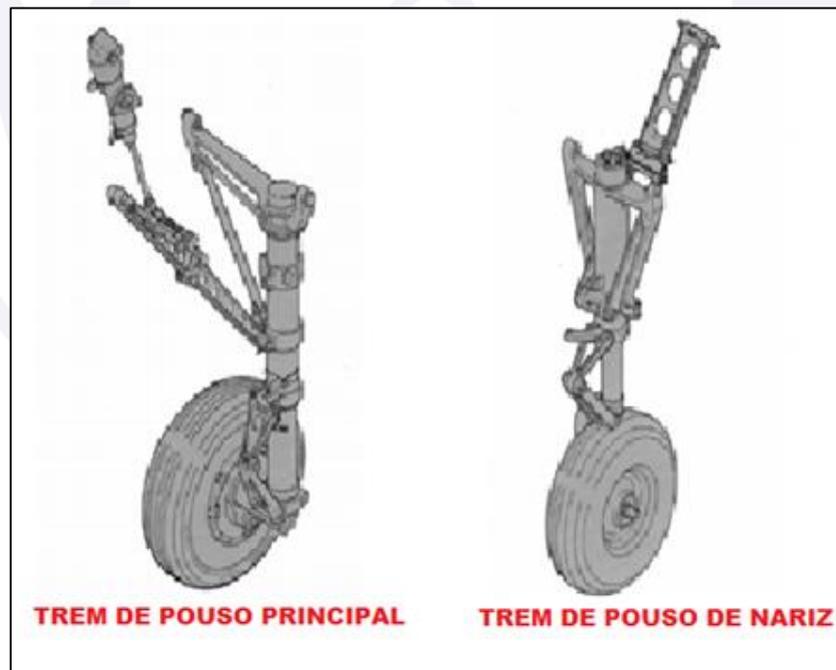


Figura 6 - Conjunto do trem de pouso.

Os trens principais e de nariz eram estendidos e recolhidos por uma *power pack* hidráulica em conjunto com cilindros hidráulicos. A *power pack* estava localizada à frente da longarina principal da seção central.

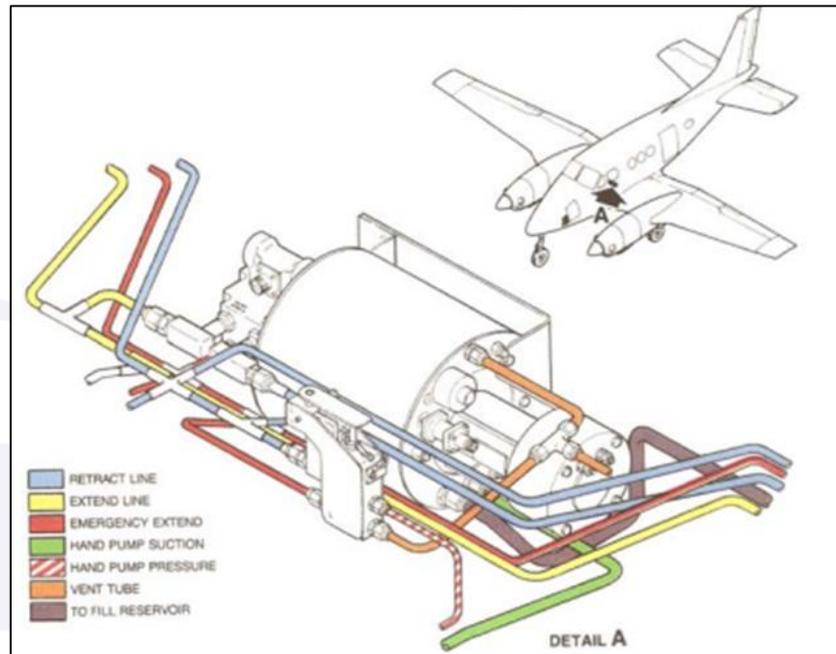


Figura 7 - Detalhes da *power pack* e a sua localização.

Um atuador hidráulico era localizado em cada perna do trem de pouso. A *power pack* consistia de:

- uma bomba hidráulica;
- um motor de 28 VDC;
- um reservatório de fluido hidráulico de duas seções;
- filtro de tela; uma válvula de seleção de trem de pouso;
- uma solenóide;
- um sensor de nível; e
- um *switch* de pressão de trem recolhido.

Para a extensão por emergência, o sistema possuía uma bomba mecânica, acionada por meio da alavanca manual de abaixamento por emergência.

Três linhas hidráulicas eram disponibilizadas para os atuadores dos trens do nariz e principais, sendo uma para a extensão e uma para a retração normal que saíam da *power pack* e uma para a extensão por emergência que saía da bomba mecânica. A linha de extensão normal e a linha de extensão por emergência eram conectadas na parte superior de cada atuador hidráulico, enquanto a linha de retração era montada na parte inferior dos atuadores.

Tanto o trem de pouso do nariz, quanto o trem de pouso principal, eram operados hidráulicamente e possuíam um atuador em cada perna. O comando normal para a extensão e a retração era elétrico.

Para o abaixamento por emergência, o trem de pouso poderia ser acionado manualmente por meio de uma alavanca (*LANDING GEAR ALTERNATE EXTENSION*) localizada no piso da aeronave, à esquerda do pedestal central da cabine de pilotagem (Figura 8).



Figura 8 - Alavanca de acionamento em emergência destacada em vermelho (*LANDING GEAR ALTERNATE EXTENSION*).

Em operação normal, o comandamento do trem de pouso era realizado por meio da alavanca seletora de posição. Após o acionamento da seletora para a posição *UP* ou *DOWN*, o fluido hidráulico sob pressão atuava nas faces dos pistões dos atuadores hidráulicos, tendo por resultado a extensão ou o recolhimento do trem de pouso.

Quando a seletora era comandada para a posição baixada, o trem se movia para baixo e, ao chegar na posição totalmente baixado e travado, *switches* de posição eram ativadas, acionando relés de controle que interrompiam o fornecimento de corrente elétrica para o motor da bomba hidráulica. O motor elétrico continuava acionando a bomba até que as três pernas do trem estivessem baixadas e travadas.

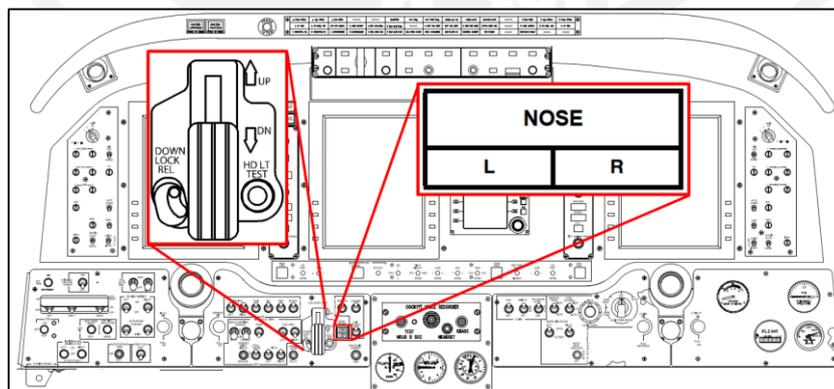


Figura 9 - Seletora de posição de trem de pouso e luzes de indicação.

Quando a luz vermelha *GEAR-IN-TRANSIT* se apagava, as três luzes verdes NOSE - L - R se iluminavam e o trem de pouso deveria estar na posição baixado e travado.

Um solenoide localizado na bomba era energizado quando o trem de pouso estivesse na posição *UP*, atuando na válvula seletora do trem, permitindo que o fluido do sistema fluísse para o lado superior dele. A válvula seletora do trem era mantida na posição *DOWN* com o auxílio de molas de pressão e apenas se movia para a posição *UP* quando energizada.

A indicação de posição do trem era feita por um conjunto de três luzes (NOSE, L, R), em uma unidade luminosa no painel inferior do piloto. Cada uma delas, quando iluminada, indicava que a referida perna do trem estava baixada e travada. A ausência de iluminação, com a alavanca seletora na posição *DOWN*, poderia indicar uma condição transiente ou insegura do trem de pouso. O funcionamento das luzes verdes de indicação de posição poderia ser testado, pressionando-se a face do indicador (*PRESS TO TEST*).



Figura 10 - Seletora de posição do trem de pouso e as luzes indicadoras da posição do trem.

Duas luzes em um circuito paralelo (vermelhas), localizadas na alavanca do trem de pouso, iluminavam-se para mostrar que o trem estava em trânsito ou destravado (Figura 11) e se apagavam quando ele estava travado nas posições *UP* ou *DOWN*. As luzes vermelhas na alavanca também se acendiam quando a buzina de aviso do trem de pouso estivesse tocando.

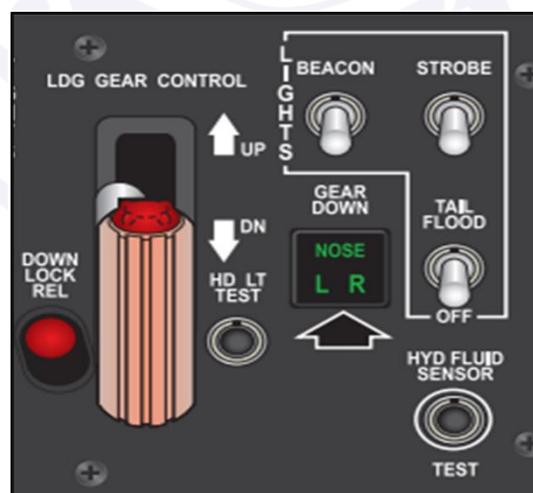


Figura 11 - Punho da alavanca de controle do trem de pouso (vermelho indica trem de pouso em trânsito).

As luzes de controle vermelhas podiam ser checadas pressionando-se o botão *HD LT TEST*, localizado adjacente à alavanca do trem de pouso (Figura 12).



Figura 12 - Botão *HD LT TEST* utilizado para o cheque das luzes de controle vermelhas da alavanca do trem de pouso.

Quando o conjunto do trem de pouso era acionado da posição *UP* para *DOWN*, as luzes de trânsito se acendiam e apagavam quando o braço de arrasto de cada perna do trem de pouso atuasse na sua respectiva chave de posição embaixo para contato do *switch*.

Nessa posição, o *switch* cortava o circuito das luzes *GEAR - IN - TRANSIT*, e completava o caminho para *DOWN POSITION LIGHTS*, com as luzes na posição embaixo. O *switch* de posição embaixo, em cada trem, também funcionava como uma chave de aviso do sistema.

As luzes do trem de pouso em trânsito, *GEAR - IN - TRANSIT*, indicavam uma ou todas as seguintes condições:

- a alavanca do trem de pouso na posição em cima (*UP*) e a aeronave no solo com o peso sobre o trem de pouso;
- flapes na posição *UP* ou *APPROACH*, uma ou ambas as alavancas de potência reduzidas abaixo de, aproximadamente, 79 +/- 2% de N1 e uma ou mais pernas do trem de pouso não abaixadas e travadas;
- uma ou todas as pernas do trem de pouso fora da posição totalmente recolhidas;
- a buzina de aviso tiver sido silenciada e os motores não estiverem operando abaixo de 79 +/- 2% de N1; e
- os flapes estiverem além da posição *APPROACH* (36% ou mais) e uma das pernas do trem de pouso não estiver abaixada.

Os sistemas de indicações *UP*, *DOWN* e de buzina de aviso de trem de pouso eram completamente independentes. Um mau funcionamento em qualquer um deles, não afetaria os outros.

Sistema de aviso de trem de pouso

O sistema de aviso de trem de pouso era dimensionado para avisar ao piloto que o trem de pouso não estava baixado e travado durante regimes específicos de voo. Existiam vários modos de alerta, dependendo da posição dos flapes.

Com flapes na posição *UP* ou *APPROACH* e um ou ambos os manetes de potência recuados abaixo de 79% de N1, a buzina de aviso soaria intermitentemente e as luzes da alavanca do trem de pouso iriam acender.

A buzina podia ser cancelada, pressionando o botão de *GEAR HORN SILENCE*, localizado no manete de potência do motor esquerdo (Figura 13).



Figura 13 - Botão silenciador da buzina de configuração de trem de pouso.

As luzes da alavanca do trem, porém, não poderiam ser canceladas. O sistema iria se rearmar quando os manetes de potência fossem avançados acima de 79% de N1.

Com os flapes além da posição *APPROACH* e sem que o trem de pouso estivesse travado embaixo, a buzina de alarme soaria e as luzes da alavanca do trem de pouso se acenderiam, independentemente da posição dos manetes de potência, não sendo possível silenciar a buzina ou apagar as luzes.

Operação da buzina de aviso do trem de pouso

POSIÇÃO DO TREM	FLAPES	POTÊNCIA / N1	BUZINA	MODO DE SILENCIADOR
Em cima (<i>UP</i>)	Em cima (<i>UP</i>)	Maior que 77% a 81%	Não	N/A
Em cima (<i>UP</i>)	Em cima (<i>UP</i>)	Menor que 77% a 81%	Sim	Botão silenciador
Em cima (<i>UP</i>)	<i>Approach</i>	Menor que 77% a 81%	Sim	Botão silenciador
Em cima (<i>UP</i>)	Além de <i>Approach</i>	Qualquer	Sim	Baixar trem de pouso

Figura 14 - Tabela com os modos de funcionamento da buzina de aviso do trem de pouso.

Extensão manual do trem de pouso

A extensão manual do trem de pouso era feita pelo acionamento de uma alavanca alternativa, localizada no assoalho entre o assento do PIC e o pedestal, a qual poderia ser utilizada quando fosse necessário o abaixamento do trem em emergência. Na alavanca havia uma plaqueta de identificação com o texto *LANDING GEAR ALTERNATE EXTENSION*.

O *Circuit Breaker* (CB - disjuntor elétrico) *LANDING GEAR RELAY*, localizado à esquerda da alavanca do trem de pouso, deveria ser desarmado, certificando-se que a alavanca estivesse em *DOWN*. Então, a alavanca deveria ser removida do seu

ITEM CONTROLÁVEL		Parâmetro de Controle	LIMITES DO COMPONENTE			DADOS NA ÚLTIMA INSTALAÇÃO/REVISÃO				DADOS ATUAIS DO COMPONENTE		VENCIMENTO VALORES DA CÉLULA		DISPONÍVEL DO COMPONENTE	
Nome	Fabricante		PRIMEIRO TBO	Localização na Caderneta	VIDA LIMITE	TSO/CSO	TSN/CSN	DATA REV	TSN/CSN	TSO/CSO	TSN/CSN	CÉLULA	Vida Útil	Até Revisão	
Landing Gear															
Trem pouso nariz	Hawker	CICLOS	8000	N/A	N/A	0,0	0,0	26/11/2014	1092,0	242	242	9092,0	N/A	7758,0	
101-820029-31	07080801 ICT	DATA/DIAS	2190	N/A	N/A	0,0	0,0	26/11/2014	26/11/2014	1091	1091	24/11/2020	N/A	1099,0	
Trem principal LH	Hawker	CICLOS	8000	N/A	N/A	0,0	0,0	26/11/2014	1092,0	242	242	9092,0	N/A	7758,0	
90-810039-1	06230801 ICT	DATA/DIAS	2190	N/A	N/A	0,0	0,0	26/11/2014	26/11/2014	1091	1091	24/11/2020	N/A	1099,0	
Trem principal RH	Hawker	CICLOS	8000	N/A	N/A	0,0	0,0	26/11/2014	1092,0	242	242	9092,0	N/A	7758,0	
90-810039-2	06200801 ICT	DATA/DIAS	2190	N/A	N/A	0,0	0,0	26/11/2014	26/11/2014	1091	1091	24/11/2020	N/A	1099,0	
Actuators (hydraulic) Nose Gear		HORAS	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	
11238002221		CICLOS	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	
Overhaul or replace if hydraulic fluid leaks are noted or if the lock indicator switch fails to operate properly.															
Actuators (hydraulic) Main Gear		HORAS	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	
903880005		CICLOS	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	
Overhaul or replace if hydraulic fluid leaks are noted or if the lock indicator switch fails to operate properly.															
Actuators (mechanical)		HORAS	N/A	N/A	N/A	NA	NA	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	
Overhaul or replace		CICLOS	NA	N/A	N/A	NA	NA	NA	NA	NA	NA	NA	N/A	N/A	
Nota: Aeronave usa atuadores hidráulicos nos trens de pouso															
Main gear wheels, bearings and tires		HORAS	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	
		DATA/DIAS	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	
*Note: Wheels with lose or missing tie bolts should be removed from the airplane, the tie bolts removed and the wheel halves dye penetrant inspection (Chapter 32-40-00, page 209)															
Nose gear wheels, bearings and tires		HORAS	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	
		DATA/DIAS	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	
*Note: Wheels with lose or missing tie bolts should be removed from the airplane, the tie bolts removed and the wheel halves dye penetrant inspection (Chapter 32-40-00, page 210)															
Nose gear retract and emergency Extension chains (mechanical)		HORAS	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	
		DATA/DIAS	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	
*Note: Replace the chains when allowable wear limits specified in Retract Chains Inspection and Replacement procedure in Chapter 32-30-00 are exceeded.															
Landing gear motor (mechanical)		CICLOS	8000,0	N/A	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	N/A	
		DATA/DIAS	2190	N/A	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	O/C	N/A	
*Note: This overhaul must be coincide with the inspection of gearbox. APLICADO LJ1 THRU LJ 1062															
Landing gear retraction and extension		HORAS	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	
Teflon hydraulic hoses		DATA/DIAS	3650	N/A	N/A	0,0	0,0	20/10/2008	15/04/2008	3507	3507	13/04/2018	N/A	143,0	
Landing gear hydraulic system filter and o-ring		HORAS	1200,0		1200,0	0,0	0,0	26/11/2014	1080,0	262,0	262,0	2280,0	938,0	938,0	
		CICLOS	1000		1000	0,0	0,0	26/11/2014	1092,0	242	242	2092,0	758,0	758,0	
*Note: In addition to these frequencies, whenever a hydraulic component is replaced, this filter must be replaced after the system has been checked for operation.															
*Note: This filter must also, be replaced at the next inspection after the component replacement was made.															

Figura 16 - Página referente ao sistema do trem de pouso do PP-SZN no Mapa Informativo de Controle de Componentes.

Sistema de aviso de stall

O sistema de aviso de *stall* do PP-SZN consistia em uma palheta transdutora no bordo de ataque da asa esquerda, uma buzina de aviso montada na frente do painel de instrumentos direito, uma luz de aviso de *stall* na parte de cima do centro do painel de instrumentos, um elemento aquecedor da palheta transdutora, um CB e um *switch* transistor.

A luz de aviso de *stall* possuía um sistema de teste tipo *PRESS TO TEST*.

Quando a possibilidade do *stall* era iminente, forças aerodinâmicas moviam a palheta, fazendo com que o *switch* transistor fechasse o circuito para a buzina de alarme e a luz de aviso de *stall*. Dessa maneira, a buzina tocava e a luz acendia.

A buzina de *stall* era ativada com a velocidade de 5 a 12 kt acima do *stall* com flapes na posição *APPR* e de 8 a 14 kt acima do *stall* com flapes totalmente estendidos.

Rudder Boost System

O sistema de *Rudder Boost* (Figura 17) auxiliava na manutenção do controle direcional no caso de uma falha de motor ou uma grande diferença de potência entre os motores. Dois servos pneumáticos eram incorporados ao sistema de controle do leme e podiam aumentar a ação dos seus cabos, a fim de ajudar a compensar a potência assimétrica.

Durante a operação, um *switch* de pressão diferencial media a diferença de pressão de *bleed air* (ar sangrado do compressor do motor) entre os motores. Se o diferencial de pressão de ar sangrado excedesse cerca de 50 psi de pressão diferencial, um sinal do interruptor de pressão diferencial fazia com que a válvula solenoide atuasse e um dos servos atuadores fosse acionado.

O servo pressurizado iria então puxar um dos cabos do leme. Molas de tensão na conexão entre os servos e o cabo do leme evitavam que o cabo ficasse frouxo quando um ou outro servo estivesse em atuação. Uma queda de pressão da *bleed air* no motor direito iria acionar o respectivo servo e fazer com que o pedal esquerdo se movesse para a frente.

Esse sistema se devia apenas para compensar a potência assimétrica. A trimagem deveria ser feita exclusivamente pelos compensadores.

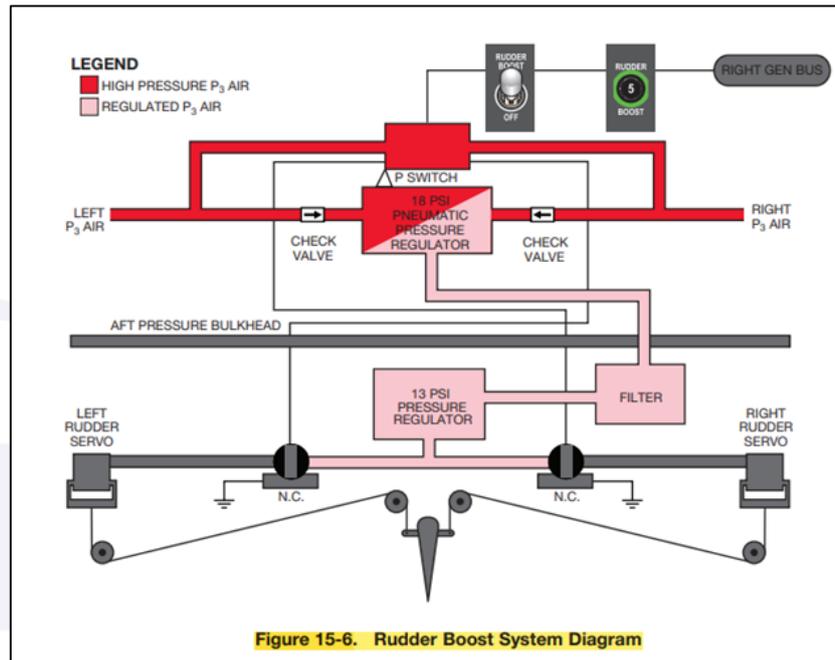


Figura 17 - Diagrama do *Rudder Boost System*.

O sistema era controlado por um *Rudder Boost Switch*, localizado no console central (Figura 18).

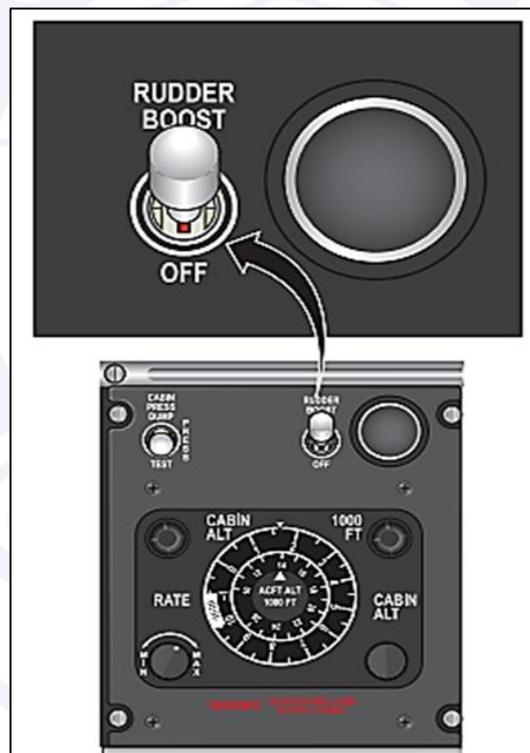


Figura 18 - Localização do *Rudder Boost Switch*.

Segundo o manual do fabricante, o *switch* deveria estar na posição *RUDDER BOOST* antes da decolagem.

O sistema podia ser testado durante o táxi, reduzindo a potência em um dos motores para marcha lenta e avançando a potência no outro motor até que a diferença de potência e de pressão pneumática entre eles fosse suficiente para acionar o sistema de *RUDDER BOOST*. O movimento do pedal correspondente mostrava o adequado funcionamento do sistema.

1.7. Informações meteorológicas.

Os *Meteorological Aerodrome Reports* (METAR - reporte meteorológico de aeródromo) do Aeródromo Campo de Marte (SBMT) traziam as seguintes informações:

METAR SBMT 292000Z 29006KT 9000 NSC 28/08 Q1015=

METAR SBMT 292100Z 34003KT 7000 NSC 27/08 Q1015=

METAR SBMT 292200Z 01002KT 8000 NSC 25/09 Q1016=

Verificou-se que as condições eram favoráveis ao voo visual, com visibilidade de 7.000 m e poucas nuvens. O vento variava entre 2 e 3 kt.

1.8. Auxílios à navegação.

Todos os auxílios à navegação e ao pouso operavam normalmente no momento da aproximação da aeronave.

1.9. Comunicações.

De acordo com as transcrições dos áudios de comunicação entre o PP-SZN e os órgãos de controle, verificou-se que o PIC manteve contato rádio com o Controle de Aproximação de São Paulo (APP-SP) e com a Torre de Controle de SBMT (TWR-MT) e que não houve anormalidade técnica de equipamentos de comunicação durante o voo.

As comunicações do PP-SZN foram realizadas de maneira coordenada e clara, sem que houvesse nada significativo a ser relatado.

Após passar a posição "PERUS", houve a coordenação com o APP-SP para que a aeronave, a partir daquele momento, entrasse em contato com a TWR-MT.

No período compreendido entre 20h26min56s até 21h00min33s (UTC), o PP-SZN coordenou com a TWR-MT toda a sua descida até ingressar na final para a tentativa do pouso em que aconteceu o acidente.

Às 20h38min10s (UTC), o PP-SZN informou a TWR-MT que iria realizar uma passagem baixa sobre a pista de pouso, devido a um aviso visual na configuração da posição do trem de pouso, solicitando que o Controlador de Tráfego Aéreo (ATCO) observasse a condição do seu trem de pouso principal esquerdo. As imagens RADAR mostraram a passagem sobre a pista.

Após a passagem do PP-SZN (20h40min UTC), o ATCO informou ao PIC que visualizou o conjunto de trem de pouso (dianteiro e principais) abaixados, porém não saberia informar se estavam travados. Ato contínuo, o PIC informou que iria ingressar no circuito de tráfego e que iria prosseguir para o pouso.

Na sequência, o PP-SZN questionou o ATCO se teria uma área para realizar os procedimentos de emergência.

O piloto do PR-GCB, que estava próximo à posição três de SBMT, informou na frequência que, da posição na qual ele se encontrava, o trem de pouso principal esquerdo aparentemente não estava na mesma posição que o trem principal direito.

O ATCO informou que após o pouso de outra aeronave que se encontrava na aproximação, o PP-SZN seria a única aeronave no circuito de tráfego, momento esse em que o PIC decidiu manter-se no tráfego a 3.600 ft e realizar os procedimentos previstos para abaixamento do trem de pouso pelo sistema de emergência.

A TWR-MT autorizou o PP-SZN a manter-se no tráfego enquanto gerenciava a decolagem de outra aeronave. Após a decolagem, o ATCO informou ao PIC que ele era o único no circuito de tráfego. Em seguida, o PP-SZN reportou que ficaria circulando na perna do vento até conseguir abaixar o trem de pouso no modo emergência.

De maneira continua, o PP-SZN informou a TWR-MT, após ser questionado das suas intenções, que faria uma outra passagem um pouco mais baixa, uma vez que a tentativa de abaixamento do trem de pouso no modo emergência não estava surtindo efeito. O ATCO respondeu informando que o vento era calmo e que a equipe já estava preparada para uma segunda observação do conjunto do trem de pouso.

Após a segunda passagem, o ATCO informou que, aparentemente, as pernas do trem de pouso principal estavam iguais. Em seguida, o PP-SZN avisou que iria para o pouso devido a não ter mais o que realizar de procedimentos. A TWR-MT respondeu que estava ciente e questionou o número de pessoas a bordo e a autonomia remanescente. O PIC declarou que estava com sete pessoas a bordo e que possuía duas horas e quinze minutos de autonomia. Transmitiu ainda que realizaria um toque-arremetida e que não iria completar o ciclo de pouso.

Na sequência, a TWR-MT questionou se ele teria condições de manter a altitude para não interferir na circulação dos helicópteros. O PIC respondeu que ainda estava tentando abaixar o trem de pouso e gerenciando outros assuntos, porém voltaria para a altitude combinada de 3.600 ft.

A seguir, o ATCO questionou o PIC se ele tinha a bordo algum material inflamável. O PIC respondeu que não e que estava iniciando a aproximação para o toque-arremetida. A TWR-MT informou que estava autorizado e que o vento era calmo.

Após o toque na pista e arremetida, o PP-SZN reportou que a aeronave havia se comportado normalmente e que achava que a indicação seria somente devido a uma lâmpada. A TWR-MT respondeu informando que a equipe de solo estava a postos para apoiar o pouso. Esclareceu ainda que o pessoal da TWR estava à disposição, caso o PIC julgasse necessário fazer mais uma passagem.

A partir desse momento, o PIC informou que correu um pouco na pista e a aeronave havia se comportado adequadamente. Reportou ainda que iria para o pouso e, caso sentisse algo, ele arremeteria, mas caso contrário, manteria o pouso final.

A seguir, o ATCO orientou para que o PP-SZN ingressasse na perna do vento e que reportasse na final. Na sequência, um tripulante de uma outra aeronave similar, que estava na frequência, questionou o ATCO sobre uma possível orientação de teste de lâmpada ao piloto do PP-SZN. A TWR-MT questionou o PP-SZN se ele havia copiado a mensagem sobre o teste de lâmpada.

Ao realizar o contato direto com o PIC do PP-SZN, o piloto do outro *King Air* passou orientações para a realização da troca da lâmpada a fim de verificar o seu funcionamento e, depois, informou as configurações de flape e manete de potência que deveriam ser empregadas para que pudesse ser confirmada a posição do trem por meio da buzina do sistema de aviso de trem de pouso.

Ao realizar as configurações previstas, o PIC informou que a buzina não tocou e o piloto da outra aeronave disse que, dessa maneira, ele poderia ir para o pouso. Após realizar o contato definitivo, o PP-SZN reportou ao ATCO que seguiria para o pouso final.

A TWR-MT confirmou com PP-SZN a realização dos cheques necessários. Depois da confirmação, informou que o vento era de três dois zero graus com quatro nós de intensidade. O PIC do PP-SZN agradeceu.

Esta foi a última transmissão gravada da aeronave para a TWR-MT.

1.10. Informações acerca do aeródromo.

O aeródromo era público/militar, administrado pela INFRAERO e operava sob Regras de Voo Visual (VFR), em período diurno e noturno.

A pista era de asfalto, com cabeceiras 12/30, dimensões de 1.600 x 45 m, com elevação de 2.371 ft.

Verificou-se que não havia reporte de qualquer condição de infraestrutura do aeródromo, que pudesse restringir a operação na localidade, registrada em *Notice to Airmen* (NOTAM - informações aos aeronavegantes) para SBMT.

1.11. Gravadores de voo.

A aeronave estava equipada com um *Cockpit Voice Recorder* (CVR - gravador de voz da cabine), *Part Number* (PN - número de peça) 2100-1010-00, SN 000546991, modelo FA 2100, fabricado pela *L3 Harris Technologies* capaz de gravar os áudios dos últimos 30 minutos de voo (Figura 19).



Figura 19 - Imagem do CVR do PP-SZN.

O sistema de CVR consistia em um gravador de voz do *cockpit*, uma unidade de controle, um microfone de área e um *switch* de impacto. A energia elétrica para o gravador era fornecida por meio do barramento *Triple Fed Bus*. O gravador e o *switch* de impacto estavam localizados no compartimento traseiro dos aviônicos, atrás da parede de pressão.

Os dados para o CVR eram fornecidos por 4 fontes:

- *Cabin Pager* (o que o PIC e o piloto Segundo em Comando (SIC) transmitissem por ele);
- áudio do SIC (o que o SIC ouvisse e transmitisse pelo labiofone, microfone de mão, ou microfone da máscara de oxigênio);
- áudio do PIC (o que o PIC ouvisse e transmitisse pelo labiofone, microfone de mão, ou microfone da máscara de oxigênio); e
- microfone de área.

O microfone de área, responsável pela captação do áudio aberto na cabine de comando, estava localizada na unidade de controle do CVR, situada no sub-painel, acima do pedestal de manetes (Figura 20).



Figura 20 - Unidade de controle do CVR instalado.

As informações contidas no gravador de voz foram analisadas pela Comissão de Investigação.

O equipamento funcionou normalmente e continha dados relativos ao voo da ocorrência. As informações encontradas também permitiram realizar uma análise espectral do ruído dos motores e identificar os alarmes emitidos pela aeronave.

Por meio da voz do piloto, não foram observados sinais de tensão ou estresse que pudessem indicar a existência de anormalidades nos sistemas da aeronave durante o voo em rota e no procedimento de descida para o aeródromo de destino.

A Comissão de Investigação percebeu alterações na voz do tripulante, indicando certo nervosismo, a partir do momento que o sistema indicativo de posição do trem de pouso acusou uma anormalidade no seu funcionamento.

O PIC não proferiu qualquer expressão que indicasse a existência de uma situação anormal nos motores ou nos comandos de voo que pudesse comprometer a pilotagem da aeronave.

Ainda sobre o CVR, segundo o Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica (RBHA) nº 91, vigente à época, a instalação desse equipamento era requerida para aeronaves multimotoras, com motores a reação, que possuíssem uma configuração máxima para passageiros com seis ou mais assentos, e para as quais eram requeridos dois pilotos pelos requisitos de homologação ou por uma regra operacional.

Desse modo, pelo fato de não serem requeridos dois pilotos para o modelo em estudo, tanto por requisito de homologação, quanto por regra operacional, a instalação do CVR não era obrigatória.

1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.

Imagens de vídeos veiculadas pela mídia e algumas disponibilizadas à Comissão de Investigação mostraram que a aeronave perdeu altura em uma trajetória descontrolada.

A distribuição dos destroços foi do tipo linear.

A aproximação final, o cruzamento da cabeceira 30 e o primeiro impacto foram acompanhados por vários observadores que estavam em posições diferenciadas (Figura 21).

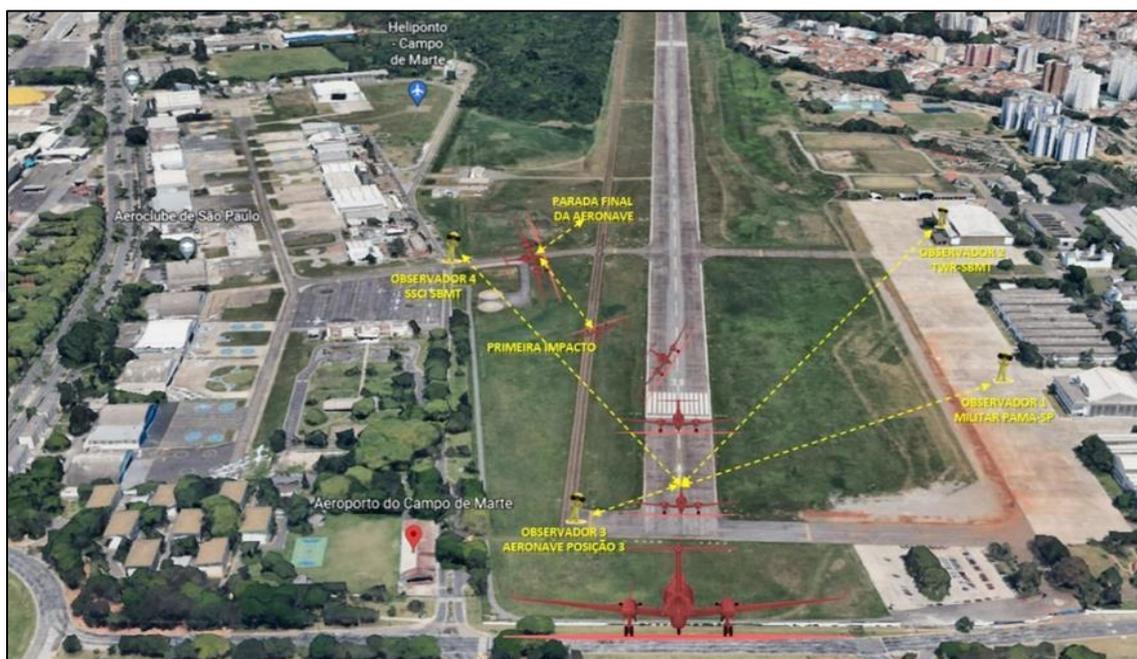


Figura 21 - Croqui a partir da final para a cabeceira 30 de SBMT e posição dos observadores.

O primeiro impacto, ocorrido no extradorso da fuselagem, aconteceu com a aeronave quase que na posição de 180° para a esquerda em torno do seu eixo, com o trem de pouso estendido, seguido do impacto do motor direito e início das chamas devido ao atrito da fuselagem com o solo (Figura 22).

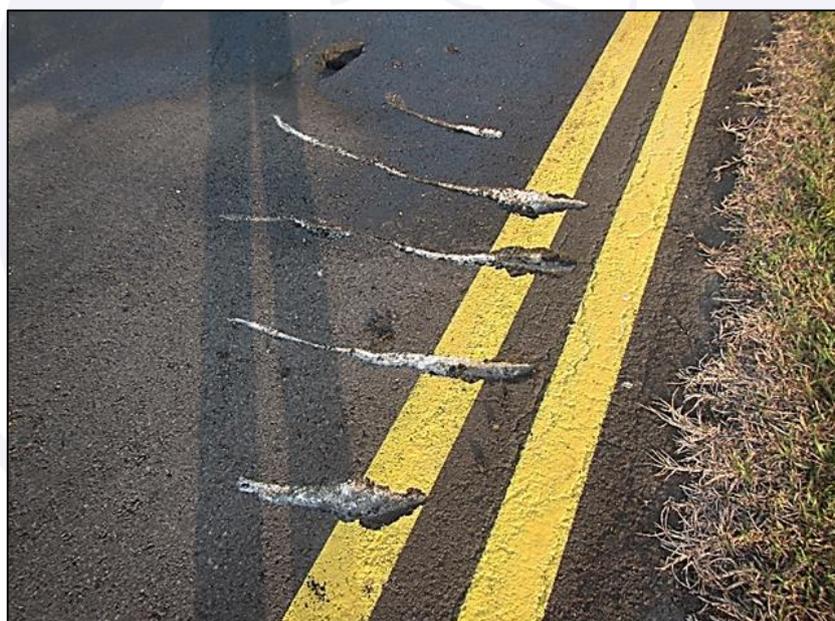


Figura 22 - Cortes no asfalto feitos pelas pás da hélice do motor direito.

Os destroços foram liberados pelos bombeiros para a ação inicial somente na tarde do dia 30JUL2018, após todo o trabalho de rescaldo.

A asa direita, a asa esquerda, a empenagem e os trens de pouso permaneceram presos à estrutura da aeronave. Os danos foram observados, principalmente, na asa direita e no lado direito da fuselagem. As chamas foram mais intensas nesse lado.



Figura 23 - Situação dos destroços após a remoção do local do acidente.

Ambos os motores permaneceram presos em seus berços, porém a hélice esquerda se desprende a partir da ruptura na caixa de redução em função do impacto contra o solo, tendo essa caixa sido encontrada a uma distância de 40 m da aeronave (Figura 24).



Figura 24 - Condição dos motores e posição do trem de pouso após o impacto.

A aeronave, após realizar a aproximação final para pouso na pista 30 de SBMT, colidiu contra o solo na *taxiway* "ALPHA", afastada, aproximadamente, 60 m do eixo da pista e a 95 m longitudinalmente do *Aiming Point* da cabeceira em uso. O impacto da maior parte da fuselagem contra o solo aconteceu com a aeronave já no dorso.

A colisão foi observada pelos operadores da torre de controle, por militares do Parque de Material Aeronáutico de São Paulo (PAMA-SP), pelos bombeiros do aeródromo, por colaboradores da administração aeroportuária, por populares e por uma das câmeras do circuito fechado de vigilância eletrônica de um dos concessionários do aeródromo.

O trem de pouso encontrava-se na posição baixado. Os flapes, tanto da asa esquerda quanto da direita estavam baixados e com a mesma amplitude. As superfícies dos compensadores dos profundores estavam simétricos e posicionados no sentido de "picar".

Os manetes de potência, de hélice e de combustível estavam avançados, porém podem não retratar a condição no momento do impacto devido à possibilidade de movimentação no impacto da aeronave ou na retirada dos ocupantes, visto que a configuração final do *cockpit* apresentava tamanho bastante reduzido e com pouco espaço para movimentação interna.



Figura 25 - Posição dos manetes e do compensador do profundor.

O indicador de posição do compensador do profundor estava em uma posição correspondente a *UP* (cabrar), de acordo com a Figura 25.

Apesar de a alavanca seletora de posição dos flapes encontrar-se danificada pelo impacto, percebeu-se que ela estava comandada para a posição *APPROACH*, correspondente ao evidenciado nas superfícies nas asas.

O painel de disjuntores direito estava quebrado e fora do seu alojamento. Apresentava onze disjuntores desarmados e três ausentes, possivelmente devido à alta temperatura atingida em virtude das chamas e/ou à elevada energia absorvida pela fuselagem no impacto contra o solo (Figura 26).



Figura 26 - Painel de disjuntores do posto da direita.

Os disjuntores desarmados forneciam alimentação elétrica aos seguintes sistemas:

- *Oil Press (WARN)* - desarmado;
- *Stall (WARN)* - desarmado;
- *Power (WARN)* - ausente;
- *Power (WARN) - INS* - desarmado;
- *Landing Gear (WARN)* - ausente;
- *Oil Press (WARN) right* - ausente;
- *Engine / Ignitor Power Right* - desarmado;
- *Fuel Center Heat Right* - desarmado;
- *Flight FGC2 Servo* - desarmado;

- Eletrical / Enviromental Temp - desarmado;
- Furnishing Toilet - desarmado;
- Lights / PLTFLT / Side PNL - desarmado;
- Lights / No SMK / FSB & Reading - desarmado; e
- Engine / Oil Press Right - desarmado.

O switch de comando do sistema *RUDDER BOOST SYSTEM* estava na posição "OFF", porém, este também pode ter sido movimentado durante a retirada dos ocupantes (Figura 27).



Figura 27 - Posição encontrada nos destroços do switch da *Rudder Boost System*.

Durante as análises na aeronave, realizadas pela Comissão de Investigação, foi localizada no cockpit, a cópia da página do *Pilot Training Manual*, referente ao procedimento *Manual Land Gear Extention*.

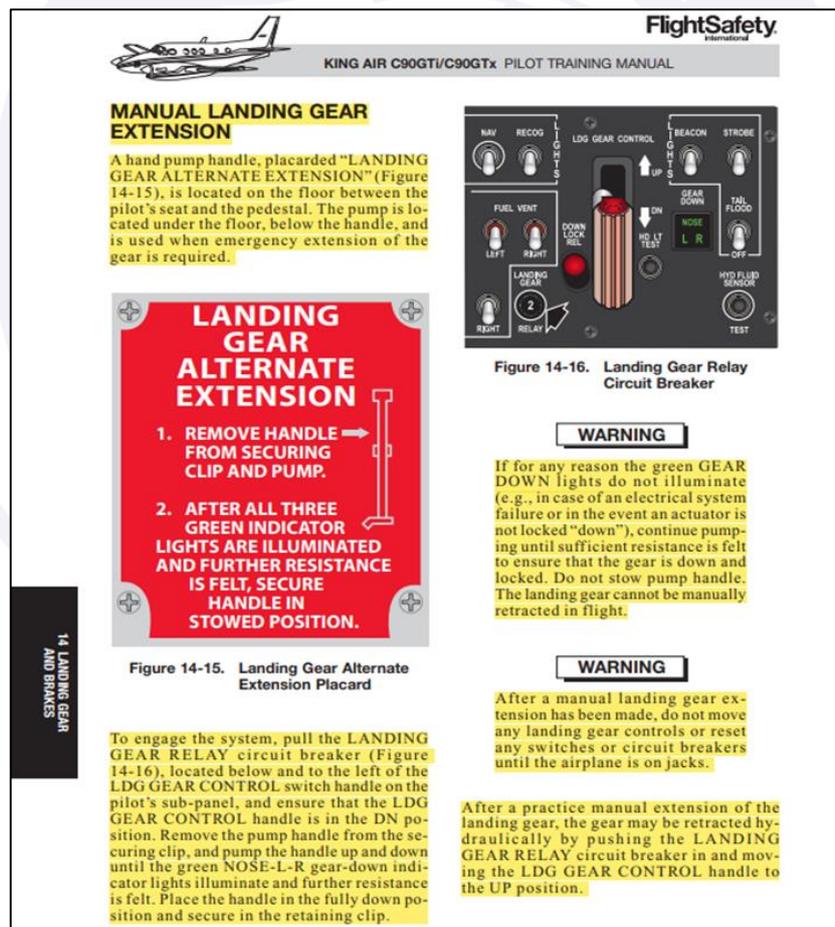


Figura 28 - Cópia da página do manual localizada pela Comissão de Investigação no lado esquerdo da cabine.

O manual e o respectivo *checklist* originais da aeronave também foram localizados, porém, não se pôde precisar qual *checklist*/manual foi seguido pelo PIC durante a emergência, pois eles estavam juntos aos diversos objetos encontrados no piso da aeronave.

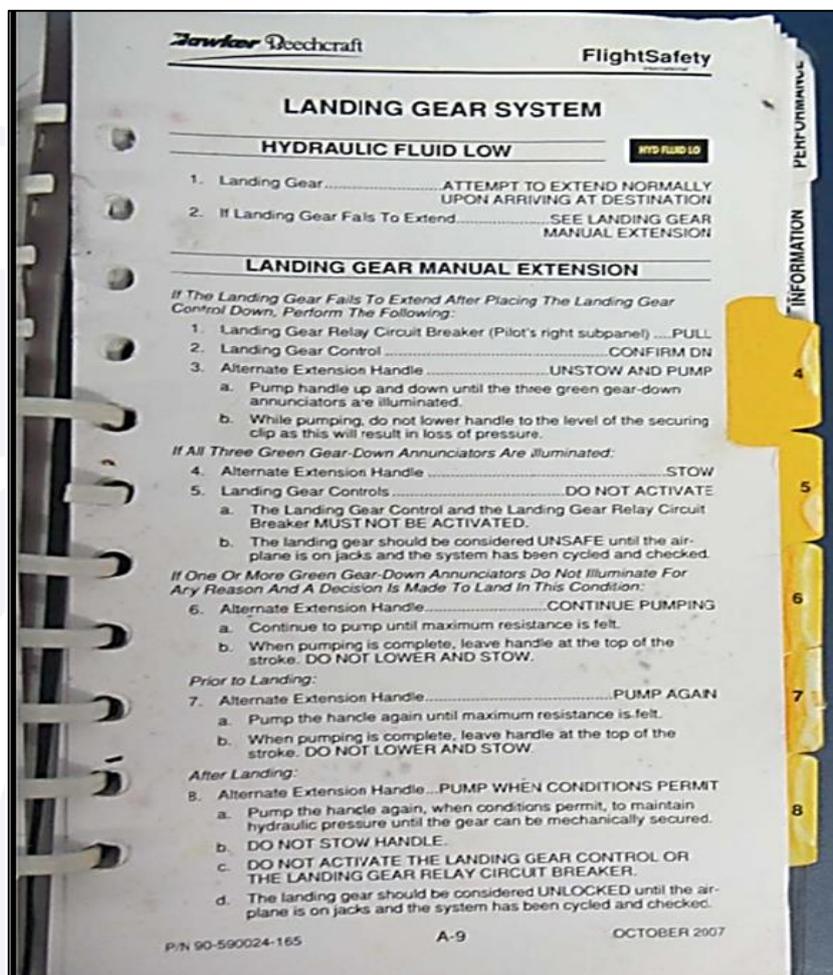


Figura 29 - Manual original da aeronave localizado no lado esquerdo da cabine.

1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.

1.13.1. Aspectos médicos.

Conforme entrevistas, o piloto não tinha problemas de saúde e não houve evidência de ponderações de ordem fisiológica ou de incapacitação que pudessem ter afetado o seu desempenho.

1.13.2. Informações ergonômicas.

Nada a relatar.

1.13.3. Aspectos Psicológicos.

O PIC era da terceira geração de pilotos da família, o avô e o pai também tinham sido pilotos. Ele era piloto há 28 anos e trabalhava na empresa há 18 anos.

Segundo relatos de amigos e familiares, ele era uma pessoa que não admitia erros de si próprio. Devido a isso, era criterioso no estudo dos manuais das aeronaves que operava.

Durante a investigação, pelos materiais de estudo do piloto, foi possível observar que ele tinha um perfil diferenciado em relação à organização e ao estudo dos manuais das aeronaves. Um entrevistado próximo do piloto chegou a relatar que as suas atitudes no decorrer dos voos sempre eram baseadas no que constava nos manuais dos fabricantes.

De acordo com os colegas e chefes que conheciam sua forma de trabalhar, ele era zeloso, criterioso e rigoroso em relação à manutenção da aeronave que voava. Durante a operação, costumava cumprir todos os procedimentos previstos em *checklist*.

O PIC tinha autonomia nas decisões pertinentes à operação, não sofria pressão no trabalho e era ouvido e respeitado pela diretoria da empresa. Segundo familiares, sua rotina de trabalho era considerada “tranquila”, pois dividia os voos com outro piloto da empresa.

Ele não fazia uso de remédios controlados, realizava exames de saúde periodicamente e praticava atividade física diariamente para controle de sobrepeso. Não tinha costume de ingerir bebida alcoólica, não fumava e dormia bem.

No dia do voo ele estava bem, tinha dormido adequadamente na noite anterior e não relatou qualquer queixa aos familiares. Saiu de casa por volta das 14 horas (local) e chegou ao hangar uma hora antes do voo, pois esse já era o padrão dele.

Foi relatado que o PIC estava em um período muito tranquilo e feliz de sua vida, estabilizado financeiramente e sem problemas pessoais que pudessem interferir em seu desempenho profissional.

Relato dos passageiros sobreviventes

Segundo relatos dos passageiros, o voo tinha sido programado com antecedência para o domingo à tarde para chegarem ainda de dia a São Paulo, pois não gostavam de chegar à noite no Campo de Marte.

Relataram que foi um voo sem intercorrências, que o PIC estava tranquilo e que, um dos passageiros havia pedido para ir na frente na cabine de comando, porque para ele era um voo panorâmico, um voo bonito.

Durante a aproximação para SBMT, o passageiro que ocupava o assento da direita na cabine de comando sinalizou aos demais que havia um problema no trem de pouso, que uma de suas lâmpadas não estava acendendo.

De acordo com os relatos, o PP-SZN permaneceu no circuito de tráfego, enquanto contactou várias vezes a TWR-MT e consultou o manual da aeronave. O PIC iniciou o procedimento de acionamento manual do trem de pouso e, por ficar bem cansado, o passageiro que ocupava o assento da direita continuou o bombeamento. Um terceiro passageiro, que acompanhava o processo, levantou-se e também ajudou no procedimento manual de acionamento do trem.

Após a realização do procedimento, o piloto informou que iria fazer um sobrevoo mais baixo para verificar se a torre conseguia identificar o trem baixado. O controlador informou que o trem estava baixado, porém não era possível afirmar se estava travado. Os passageiros relataram que continuaram preocupados, porém não expressaram isso ao piloto.

Após refazer o circuito de tráfego, em um segundo momento, o PIC informou que faria um procedimento de toque e arremetida para “checar se o trem de pouso estava travado”. Segundo os passageiros, nesse momento, a aeronave prosseguiu para o pouso com velocidade maior do que a normal e que o “ambiente ficou cada vez mais tenso”. Durante o toque na pista, os passageiros relataram que sentiram que o trem de pouso estava fixo e que o trabalho que ele havia feito de baixar o trem manualmente tinha funcionado. Em seguida, sentiram o avião balançar um pouco e subir em alta velocidade.

O piloto iniciou, então, um terceiro tráfego e informou à TWR que seguiria para o pouso. Em um dado momento, ele retirou o fone de ouvido e comunicou aos passageiros para lerem as instruções de saída da janela de emergência.

Os passageiros relataram que, quando a aeronave estava em processo de descida, sentiram o avião com muita velocidade e balançando muito de um lado para o outro. Um dos passageiros disse ter ouvido o alarme de *stall* e na sequência perceberam uma aceleração máxima dos motores. De repente, não se soube precisar a que altura do solo estavam, sentiram uma aceleração lateral e o giro do avião, quando não se viu mais nada.

1.14. Informações acerca de fogo.

Não havia evidência de fogo em voo. Imagens cedidas à Comissão de Investigação registraram o momento da aproximação final e do impacto, que confirmam a ausência de fogo em voo (Figura 30).



Figura 30 - Imagens da aeronave em voo sem indicação de fogo, antes do impacto contra o solo.

O fogo iniciou após o impacto contra o solo e seguiu na trajetória da aeronave, alastrando-se para as asas, fuselagem e motores.



Figura 31 - Dinâmica do impacto e início do incêndio.

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

Logo após a parada total da aeronave, a Seção Contraincêndio (SCI) de SBMT, já acionada pela TWR-MT, iniciou os procedimentos para contenção das chamas e resgate dos passageiros e do tripulante.

A aeronave encontrava-se no dorso. A porta principal estava deformada pelo impacto, impossibilitando a sua abertura. A saída de emergência, na lateral direita, também foi afetada pela torção ocorrida na fuselagem.

Os passageiros relataram que não se lembravam se a evacuação da aeronave havia sido realizada pela saída de emergência ou pelas janelas que foram quebradas durante o impacto. A fuselagem não necessitou ser cortada pela equipe de resgate.

A desinterdição do aeródromo somente foi possível dezoito horas após o acidente.

Os cintos de segurança e suspensórios permaneceram íntegros após o impacto. Os suspensórios do piloto foram cortados pela equipe de resgate.

Durante o impacto, segundo relatos nas entrevistas dos passageiros, os cintos de segurança foram fundamentais para que eles permanecessem em suas poltronas.

O PIC e o passageiro sentado à direita na cabine de comando também ficaram presos pelos seus cintos e foram retirados da aeronave pelos socorristas.

1.16. Exames, testes e pesquisas.

Análise espectral de som dos dados do CVR

Com o objetivo de buscar extrair o máximo de informações do áudio gravado pelo CVR, foi realizada uma análise no Laboratório de Leitura e Análise de Dados de Gravadores de Voo (LABDATA) do CENIPA, visando obter informações a partir da leitura espectral do som.

Um espectro é uma representação gráfica que mostra a decomposição de um sinal em suas componentes de frequência. No contexto do som, o espectro de som é uma representação de uma amostra de áudio, ilustrando a distribuição da energia ou intensidade em diferentes frequências. Normalmente, essa representação é exibida como um gráfico que relaciona a potência ou pressão acústica (medida em decibéis) com a frequência (medida em Hz, ou kHz).

A análise foi realizada por meio da comparação gráficas das frequências sonoras obtidas em um voo padrão, emitidas normalmente pela aeronave, com aquelas gravadas pelo CVR do PP-SZN, permitindo a identificação de condições apresentadas na aeronave no decorrer do voo do acidente.

Para definição das frequências e amplitudes sonoras a serem utilizadas como padrão, foram utilizadas gravações realizadas em voo com uma aeronave similar, a qual possuía a mesma configuração da aeronave acidentada.

A análise apontou que houve ciclagens (extensão e retração) do conjunto do trem de pouso. A partir do início da última gravação do CVR, a análise mostrou também que, com 5 minutos e 10 segundos, houve o primeiro abaixamento do trem de pouso. Depois, com 7 minutos e 10 segundos, ocorreu a indicação de recolhimento do trem e, com 7 minutos e 20 segundos, um novo abaixamento. Relacionando-se esses sons com a fraseologia gravada do piloto, pode-se inferir que ele estava na primeira aproximação.

Com 11 minutos e 10 segundos, houve uma nova retração, ocorrida após a primeira passagem baixa e um novo abaixamento apenas com 13 minutos e 40 segundos, que se refere ao abaixamento pelo sistema de emergência.

Nas assinaturas do som das hélices pôde-se observar que as frequências de rotação de ambas as hélices coincidiam ao longo do voo, observando-se uma pequena variação ao final do período da gravação. A Figura 32 mostra apenas uma linha para a NP dos dois motores, indicando que não havia diferença entre eles, sendo que, caso houvesse, seriam apresentadas duas linhas.

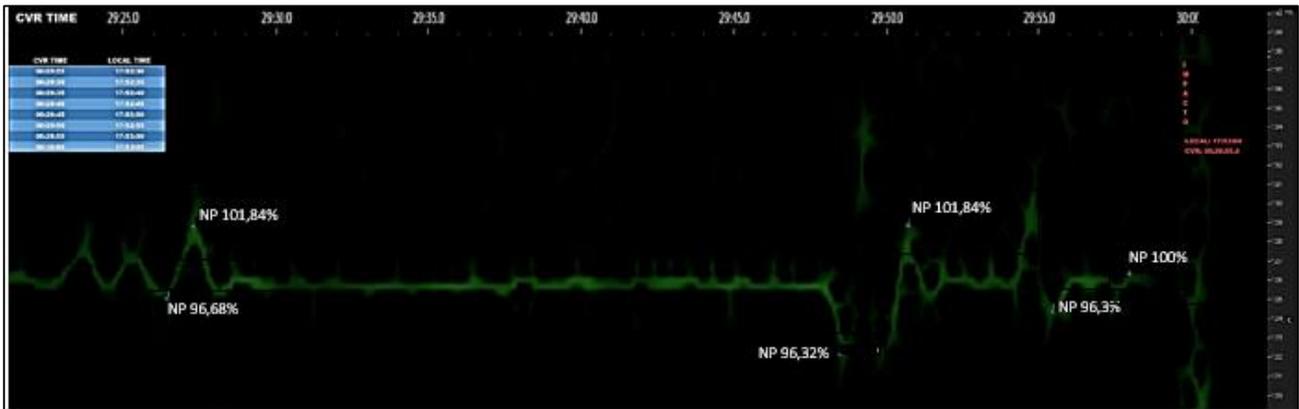


Figura 32 - Variação das frequências de rotação das hélices indicadas no espectro.

Análises subsequentes permitiram identificar os seguintes sons indicativos durante os minutos finais:

- *Altitude Alert*;
- *Stall Warning*;
- *Speech* do tripulante; e
- Som do impacto.

Exame técnico dos motores.

- Motor direito.

Durante a desmontagem do motor direito, modelo PT6A-135A, SN PCE-PZ0738, não foram observadas evidências de falta de lubrificação. Os rolamentos que foram examinados não apresentavam danos ou características decorrentes de lubrificação deficiente. Não havia contaminação por limalha nos detectores de limalha e no filtro de óleo de retorno da caixa de redução.



Figura 33 - Vista do motor e da hélice direita, mostrando as pás com dobramento voltado para a frente.

A *Fuel Control Unit* (FCU - unidade de controle de combustível) estava com danos decorrentes do impacto e isso inviabilizou o seu teste funcional em bancada. É importante salientar que as conexões dos dutos pneumáticos e de combustível que puderam ser verificados estavam com o torque adequado e frenadas de modo correto.

O motor apresentava marcas de roçamento intenso entre as palhetas da turbina do compressor e o anel segmentado, e todas as palhetas apresentaram fraturas. As marcas foram deixadas pelos fragmentos das palhetas no instante em que se desprenderam e foram centrifugadas. O diafragma do motor, em sua posição correta, também apresentava roçamentos intensos. Tais marcas são indicativas de que o motor apresentava funcionamento normal no momento do impacto.

A turbina de potência também possuía marcas de roçamento e parte das aletas estatoras sofreram rupturas. Verificou-se ainda que todas as palhetas do disco do rotor de turbina se desprenderam ou romperam próximas à raiz e foram encontradas no interior do duto de escape.

- Motor esquerdo.

O motor esquerdo, modelo PT6A-135A, SN PCE-PZ0743, apresentava marcas internas menos intensas do que as marcas apresentadas no motor direito, mas também mostrava danos severos decorrente do impacto e ação do fogo.



Figura 34 - Vista da lateral direita do motor esquerdo.

Foram analisados os detectores de limalha da caixa de redução e da caixa de acessórios e os filtros dos sistemas de combustível e de lubrificação do motor. Não foram encontradas limalhas ou contaminantes que pudessem afetar o funcionamento do motor.

Os filtros de combustível estavam limpos. Havia combustível no seu interior e não foi percebida a presença de limalha. Não foram encontradas evidências de superaquecimento na bomba de combustível. As engrenagens e suas respectivas buchas estavam com aspectos de novas. A FCU foi analisada e estava com danos decorrentes do impacto e isso inviabilizou o seu teste funcional em bancada. As conexões dos dutos pneumáticos e de combustível também foram inspecionadas e estavam frenadas e com o torque correto.

As raízes das palhetas do rotor de turbina do compressor apresentaram marcas de roçamentos menos intensos, isto se comparado ao motor direito. As palhetas estavam íntegras, não causando danos no anel segmentado. Não foram encontradas marcas de roçamentos e/ou danos nos termopares do diafragma da turbina de potência. Algumas palhetas se romperam na metade do seu comprimento e as demais apresentavam deformações.

Assim, o resultado dos exames concluiu que ambos os motores estavam em operação e desenvolvendo potência no momento do impacto.

Exame técnico do combustível.

A amostra do combustível (aproximadamente 2 litros) da asa esquerda da aeronave foi enviada para ensaios físico-químicos sendo comparada com os padrões estabelecidos no Regulamento Técnico 6/2009 da Agência Nacional de Petróleo, Gás Natural e Biocombustíveis (ANP).

O combustível foi submetido a ensaios físico-químicos de aspecto, corrosividade, ponto de fulgor, massa específica e destilação.

As amostras estavam claras, límpidas e isentas de água não dissolvida e materiais sólidos, estando dentro dos limites estabelecidos pela ANP e órgãos internacionais.

CARACTERÍSTICAS	Regulamento Técnico ANP N° 6/2009	AMOSTRA ASA ESQUERDA	
		1	2
1. Aspecto	(#)	(*)	(**)
2. Corrosividade ao Cobre (2 h/100 °C)	1 (máx.)	1	1
3. Ponto de Fulgor TAG (°C)	40 (mín.)	42 ± 1	42 ± 1
4. Massa Específica a 20 °C (kg/m ³)	771,3 a 836,6	794,0 ± 0,1	794,0 ± 0,1
5. Destilação			
Ponto Inicial de Ebulição (P.I.E.) (°C)	anotar	148,1 ± 1,9	148,3 ± 1,1
10 % evaporado (°C)	205 (máx.)	166,2 ± 0,8	163,4 ± 0,9
50 % evaporado (°C)	anotar	187,8 ± 0,9	188,9 ± 1,2
90 % evaporado (°C)	anotar	231,0 ± 1,5	232,0 ± 1,2
Ponto Final de Ebulição (P.F.E.) (°C)	300 (máx.)	261,9 ± 3,2	263,4 ± 0,9
Resíduo (% volume)	1,5 (máx.)	1,3 ± 0,5	1,0 ± 0,5
Perda (% volume)	1,5 (máx.)	0,5 ± 0,5	0,5 ± 0,5

Figura 35 - Resultado da análise da amostra de combustível.

Conjunto do trem de pouso.

A análise do conjunto do trem de pouso foi realizada em duas oportunidades distintas, por especialistas que compunham a Comissão de Investigação.

A primeira foi realizada ainda com a aeronave no sítio do acidente e na sua posição final de parada. Os trens de pouso estavam estendidos e travados, porém o trem de pouso dianteiro estava fora da sua posição normal, apresentando um deslocamento à frente em função da deformação que a estrutura dianteira da aeronave recebeu após o impacto contra o solo.



Figura 36 - Posição e condição do conjunto de trem de pouso após parada final.

Após a liberação dos bombeiros, dos trabalhos da equipe de investigadores que realizou a ação inicial e da liberação para as demais forças públicas, iniciaram-se os trabalhos de remoção.

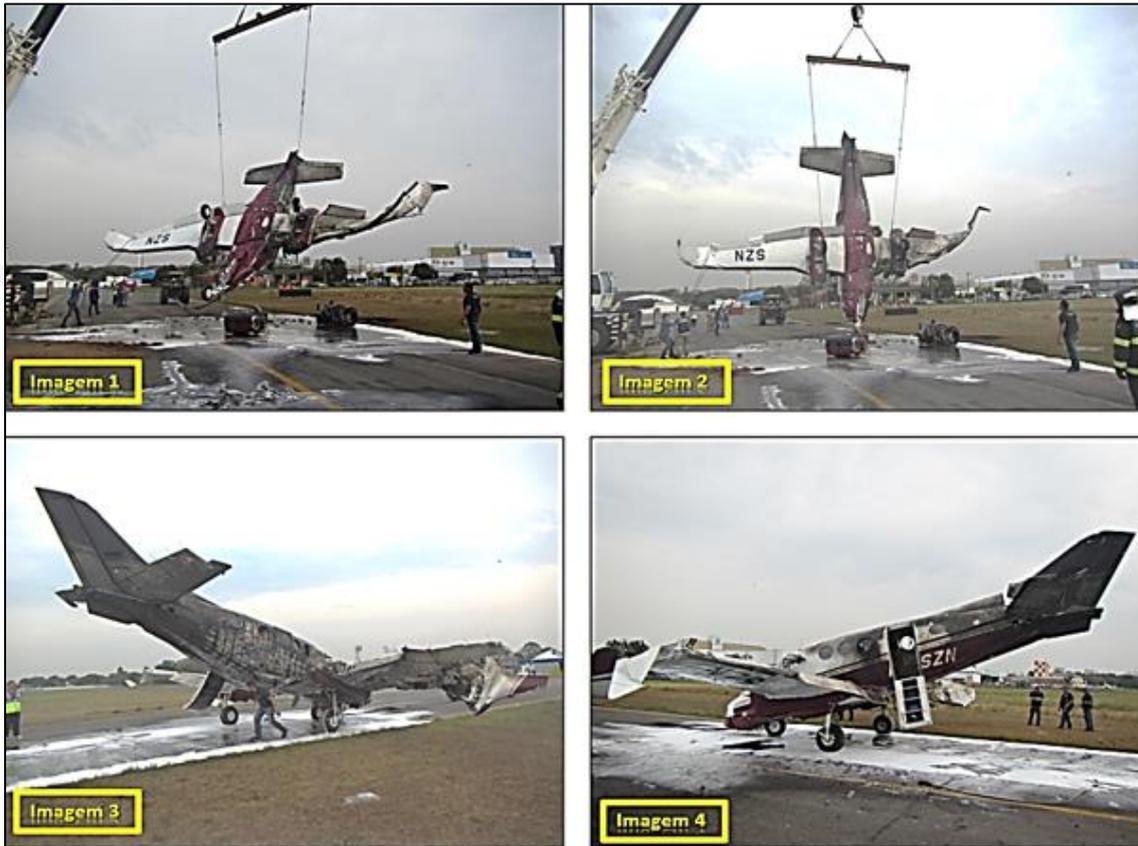


Figura 37 - Processo de reposicionamento da aeronave.

Ao retornar a aeronave para sua posição normal, percebeu-se que o conjunto de trem de pouso principal, que estava baixado e travado, sustentou o seu peso.

O trem de pouso dianteiro retornou parcialmente para o seu alojamento em virtude de, durante o processo de reposicionamento da aeronave na sua posição com os trens para baixo, ela ter sido apoiada nesse trem, o que motivou o retorno para o seu alojamento (Figura 38).



Figura 38 - Momento do retorno do trem dianteiro para o seu alojamento.

O conjunto do sistema de trem de pouso e as luzes de indicação de posição do trem foram submetidas à testes.

Foram observadas que as duas lâmpadas de indicação do trem de pouso dianteiro estavam funcionando.



Figura 39 - Teste nas lâmpadas do sistema de indicação de posição do trem de pouso dianteiro.

As lâmpadas de indicação de posição do trem de pouso principal, esquerdo e direito, não estavam funcionais durante o teste de bancada.



Figura 40 - Teste de bancada nas lâmpadas do sistema de indicação de posição do trem de pouso principal.

As respectivas lâmpadas foram encaminhadas para testes laboratoriais e apresentaram fraturas características de rompimento quando as lâmpadas estão apagadas (Figura 41).



Figura 41 - Teste laboratorial das lâmpadas.

As pesquisas e testes mostraram que as lâmpadas indicadoras da posição do trem de pouso dianteiro estavam funcionais e que as lâmpadas do conjunto principal se apresentavam não funcionais antes do acidente.

1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.

O operador do PP-SZN era um grupo que atuava no mercado de embalagens. A empresa executava atividades diretamente relacionadas à aviação somente para benefício próprio.

O processo de contratação dos pilotos seguiu critérios de seleção e era coordenado pelo piloto mais antigo da equipe, visando à admissão de pilotos tecnicamente confiáveis pela empresa.

A experiência pregressa do PIC, antes de voar o PP-SZN, era como tripulante no mesmo operador, voando aeronaves de motor a reação (*Phenom 100 - check ANAC em 2014*), de propriedade da empresa e vendida em 26NOV2015, e alguns modelos de aeronaves monomotoras e multimotoras.

Entre as equipes de trabalho, predominava um relacionamento interpessoal agradável e cooperativo, o qual favorecia a influência nos processos de comunicação, sobretudo com relação ao planejamento das atividades, apesar desse modelo de operação (particular) exigir, muitas vezes, flexibilidade de planejamento.

O operador encaminhava, regularmente, a aeronave para realizar serviços de manutenção em oficinas escolhidas pelos pilotos. Normalmente, era designado um piloto de seu quadro de colaboradores para acompanhar os serviços executados pelas organizações de manutenção. Esse acompanhamento ocorria de forma parcial e não consistia em um procedimento formal estabelecido pelo operador.

Os voos realizados poderiam ocorrer com a presença de apenas um piloto ou, em algumas ocasiões, com a presença de um piloto Segundo em Comando (SIC). Não havia, contudo, um critério definido sobre os voos que poderiam demandar a presença de um segundo piloto.

As atividades de gerenciamento foram delegadas aos pilotos, inclusive questões relativas à manutenção da aeronave. Os serviços eram realizados após a aprovação do operador. Verificou-se que não havia uma rotina de trabalho previamente estabelecida.

De acordo com os dados obtidos, o PIC demonstrava interesse em realizar treinamento em simuladores de voo para a manutenção de sua proficiência técnica. No ano anterior ao acidente, foram realizadas consultas a um centro de treinamento em simuladores de voo, contudo, não houve confirmação da realização desse tipo de treinamento, o qual não era requerido para a categoria de operação da aeronave.

1.18. Informações operacionais.

Tratava-se de um voo de transporte de membros da empresa operadora da aeronave. Ele estava sendo executado segundo os requisitos estabelecidos no RBHA 91, vigente à época e era tripulado por um único piloto (operação *single pilot*).

O PIC operava com certa frequência em SBMT, tendo realizado, aproximadamente, 22 etapas, chegando e/ou saindo daquela localidade nos doze meses anteriores ao acidente.

O plano de voo apresentado seguiu o padrão adotado habitualmente, sendo planejado decolar de SSVI, às 19h00min (UTC), voar sob VFR, via corredores visuais, no FL135 e descer, com proa do aeródromo de destino. Estimava um tempo em rota de 1 hora e 45 minutos, com autonomia de voo declarada de quatro horas.

3 TIPO DE MENSAGEM Message type <<= (FPL)		7 IDENTIFICAÇÃO DA AERONAVE Aircraft identification PPSZN		8 REGRAS DE VOO Flight rules V		TIPO DE VOO Type of flight Z <<=	
9 NÚMERO Number 1		TIPO DE AERONAVE Type of aircraft BE9L		CAT. DA ESTEREA DE TURBULENCIA Wake turbulence Cat L		10 EQUIPAMENTO Equipment SBDGFR/S <<=	
11 AERÓDROMO DE PARTIDA Departure aerodrome SSVI		HORA Time 19 00 <<=		12 VELOCIDADE DE CRUIZADO Cruise speed N0230		NIVEL Level F135	
13 VELOCIDADE DE CRUIZADO Cruise speed N0230		ROTA Route DCT CTB250100/N0230F250 IFR DCT CTB DCT		14 AERÓDROMO DE DESTINO Destination aerodrome SBMT		EST TOTAL Total EST 01 45	
15 VELOCIDADE DE CRUIZADO Cruise speed N0230		ROTA Route DCT CTB250100/N0230F250 IFR DCT CTB DCT		16 AERÓDROMO ALTN Alt. aerodrome SBB1		2º AERÓDROMO ALTN 2nd Alt. aerodrome	
17 OUTROS DADOS Other information PBN/B2B4C2D202S1 DOF/180729 OPR/VIDEPLAST LTDA ORGN/SBCTYOYX PER/B RALT/F200 DCT SBB1 RMK/REA OSC		18 OUTROS DADOS Other information AR DELTA ALT MAX REA FROM SBMT		19 AUTONOMIA Endurance HR MIN E 04 00		20 PESSOAS A BORDO Persons on board P TBN	
21 EQUIPAMENTO DE SOBREVIVÊNCIA Survival equipment		22 EQUIPAMENTO BÁSICO DE EMERGÊNCIA Emergency radio VHF VHF ELT X X E		23 INFORMAÇÕES SUPLEMENTARES (NÃO SERÁ TRANSMITIDO NA MENSAGEM FPL) Supplementary information (Not to be transmitted in FPL message)			

Figura 42 - Campos de dados da aeronave e da rota planejada no Plano de Voo apresentado.

Desenvolvimento do voo

Todos os procedimentos relacionados à preparação da aeronave, análises meteorológicas e rota a ser realizada foram executados pelo PIC. Conforme declaração dos observadores, durante os procedimentos de partida, nenhuma anormalidade da aeronave foi comentada por ele.

O manual de voo previa as seguintes velocidades de aproximação para o pouso normal de acordo com o peso da aeronave:

NORMAL LANDING APPROACH SPEED	
LANDING WEIGHT LBS	KNOTS
10.100	102
9600	101
8000	99
7000	99

Utilizando-se o peso aproximado da bagagem embarcada, pessoas a bordo e combustível, estimou-se que o PP-SZN estava com peso estimado na faixa de 8.000 LBS (3.628 kg) a 9.600 LBS (4.082 kg). Dessa maneira, as velocidades que deveriam ser empregadas na aproximação final eram de 99 a 101 kt.

De acordo com as coordenções do PP-SZN com os órgãos de *Air Traffic Control* (ATC - controle de tráfego aéreo) e pela observação das visualizações do RADAR da *Terminal Control Area* (TMA-SP - terminal de São Paulo) observou-se que a decolagem na origem, voo de cruzeiro e descida para o tráfego em SBMT, transcorreu sem anormalidades.

Às 20h26min (UTC), a imagem apresenta o momento em que o PP-SZN ingressou na Rota Especial de Avião (REA) controlada da TMA-SP 2, instantes após passar a posição VARGEM GRANDE.

Destacado na cor verde, tem-se o modo A do transponder com o código 3314 acionado e, logo abaixo, a altitude proveniente do modo C, indicando 4.600 ft. Na sequência, tem-se a velocidade de solo calculada pelo RADAR por volta de 200 kt e o rumo voado de 071° (Figura 43).

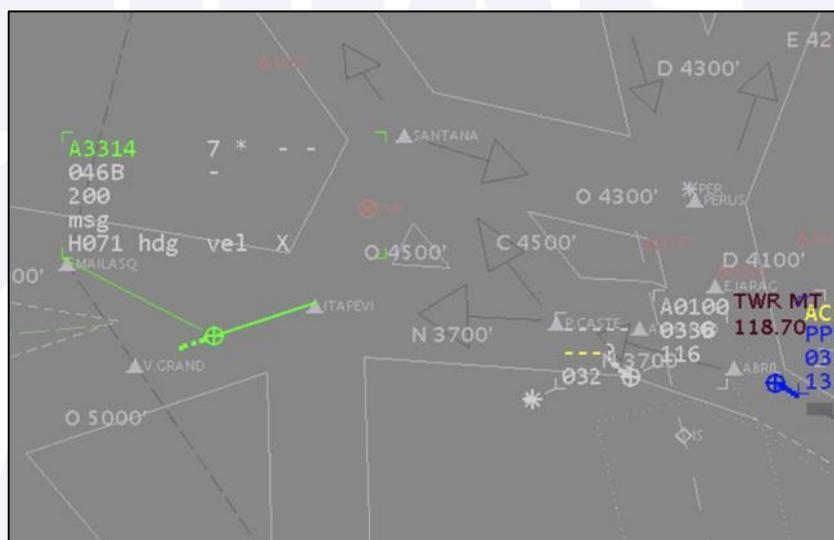


Figura 43 - Dados do PP-SZN, às 20h26min (UTC), na TMA-SP 2.

Às 20h29min (UTC), a aeronave surgiu com a pista RADAR já correlacionada com o código transponder atribuído, mantendo as REA nas proximidades da posição SANTANA, município de Santana de Parnaíba, SP, indicando 4.600 ft, com a velocidade de solo calculada pelo RADAR por volta de 180 kt e o rumo voado de 024° (Figura 44).



Figura 44 - Dados do PP-SZN, às 20h29min (UTC), na TMA-SP 2 com a pista RADAR correlacionada.

Às 20h34min (UTC), o PP-SZN ingressou na Zona de Tráfego de Aeródromo do Campo de Marte (ATZ-MT) após passar a vertical da posição ABRIL, indicando 3.600 ft, velocidade de solo por volta de 169 kt e o rumo voado de 157° (Figura 45).



Figura 45 - Dados do PP-SZN, às 20h34min (UTC), na ATZ-MT.

Às 20h36min (UTC), a imagem RADAR apresentou o PP-SZN na perna do vento da pista 30 de SBMT para a primeira aproximação, indicando 3.700 ft, velocidade de solo por volta de 130 kt e o rumo voado de 122° (Figura 46).



Figura 46 - Dados do PP-SZN, às 20h36min (UTC), na perna do vento de SBMT.

A imagem RADAR das 20h38min (UTC) mostra a aeronave na curta final da pista 30 de SBMT com a velocidade de 94 kt, 2.600 ft no rumo 301° (Figura 47).



Figura 47 - Dados do PP-SZN, às 20h38min (UTC), na curta final de SBMT.

Às 20h40min (UTC), o RADAR apresentou o PP-SZN no procedimento de sua primeira arremetida da pista 30 de SBMT (Figura 48).

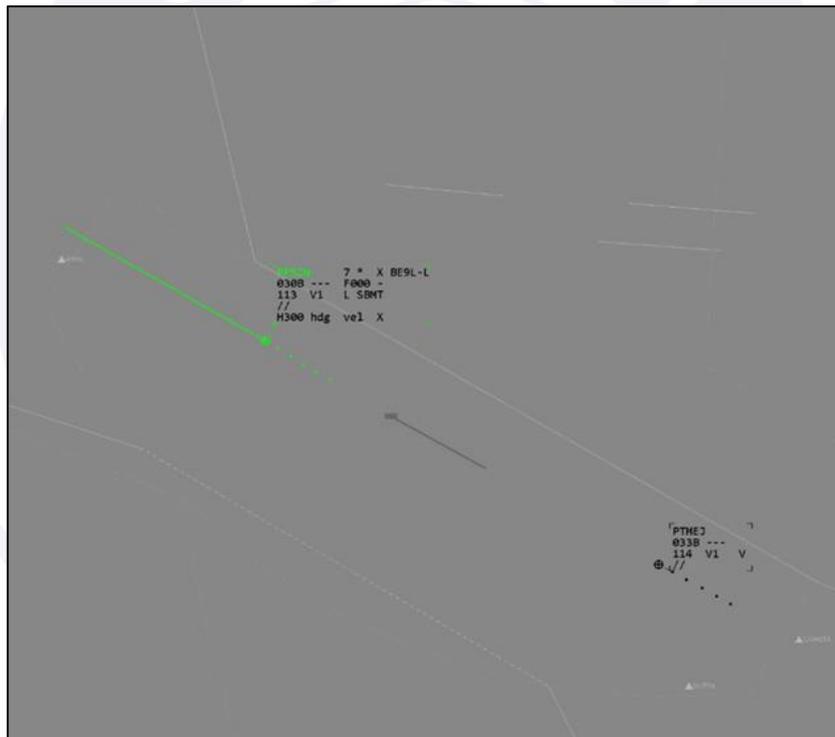


Figura 48 - Imagem RADAR do PP-SZN na sua primeira arremetida em SBMT.

Às 20h43min (UTC), o RADAR gerou a imagem do PP-SZN ingressando pela segunda vez na perna do vento da pista 30 de SBMT (Figura 49).



Figura 49 - Imagem RADAR do PP-SZN registrada às 20h43min (UTC), ingressando na perna do vento.

Às 20h45min (UTC), a imagem RADAR registrou o PP-SZN ingressando pela segunda vez na reta final da pista 30 de SBMT com 99 kt de velocidade (Figura 50).



Figura 50 - Imagem RADAR do PP-SZN, registrada às 20h45min (UTC), com a aeronave ingressando na reta final pela segunda vez.

Às 20h48min (UTC), o RADAR registrou o PP-SZN pela terceira vez na perna do vento da pista 30 de SBMT (Figura 51).

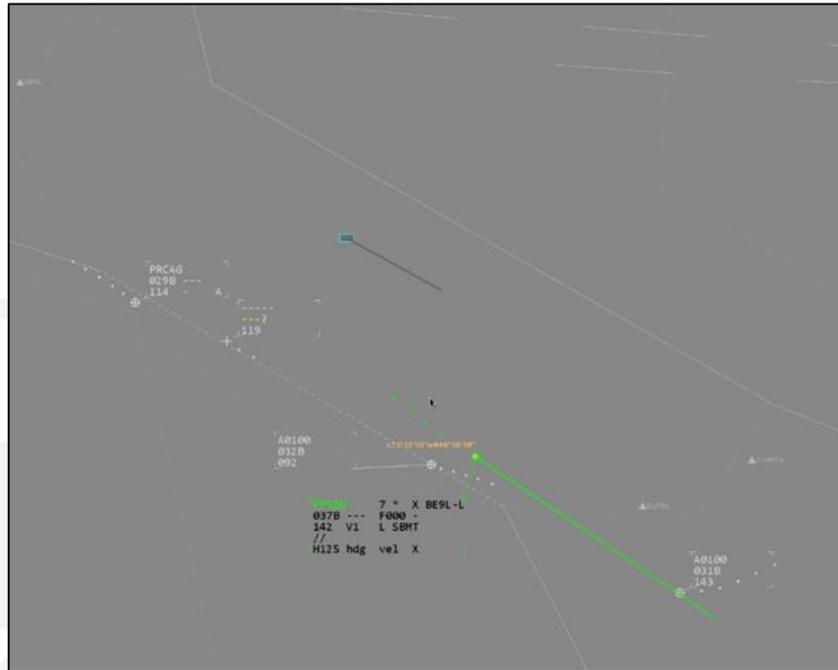


Figura 51 - Registro do PP-SZN pela terceira vez na perna do vento.

Às 20h50min (UTC), foi gerada a imagem do PP-SZN na curta final da pista 30 de SBMT com 142 kt de velocidade, motivado pela manobra de toque-arremetida que o PIC informou ao ATC que iria executar (Figura 52).



Figura 52 - Registro do PP-SZN na final de SBMT com 142 kt.

Às 21h00min13s (UTC), a aeronave realizou novo circuito de tráfego como nas situações anteriores e o registro apresentou o PP-SZN na curta final da pista 30 de SBMT com a velocidade de 84 kt (Figura 53).

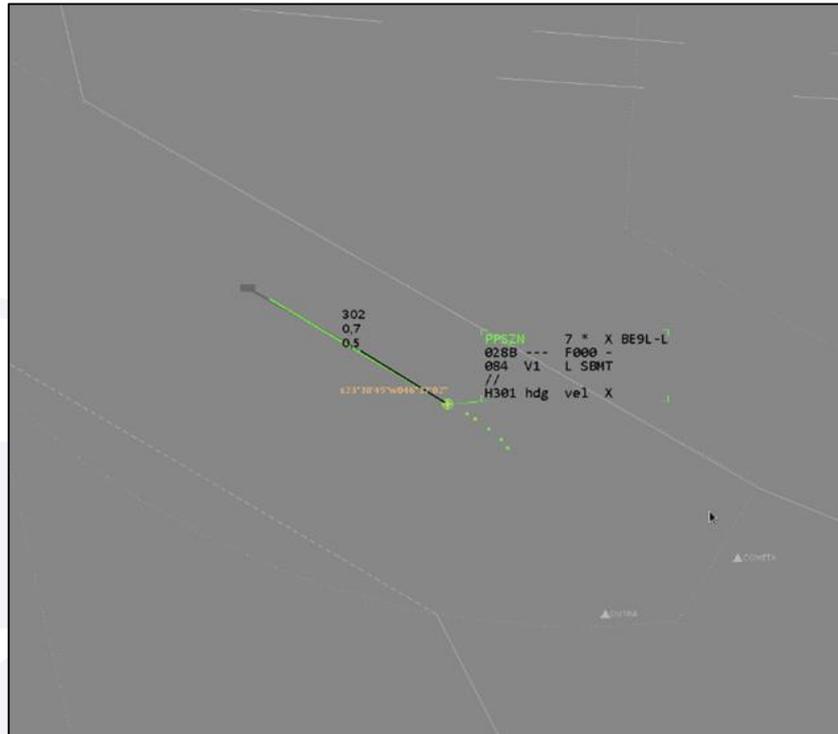


Figura 53 - Registro do PP-SZN na aproximação final de SBMT com 84kt.

Às 21h00min21s (UTC), houve o registro de um desvio à esquerda do eixo de aproximação a cerca de 0,5 NM de distância da cabeceira 30 de SBMT (Figura 54)

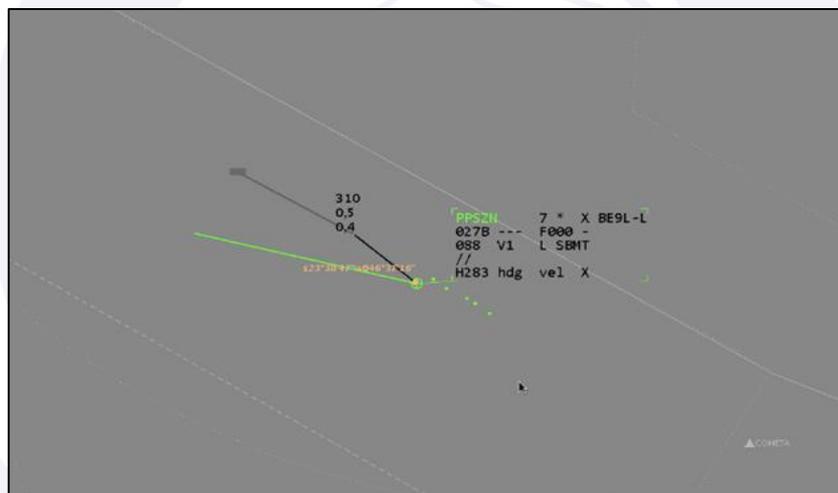


Figura 54 - Registro do desvio à esquerda do eixo da pista.

Às 21h00min33s (UTC), houve a última apresentação com a pista RADAR correlacionada do PP-SZN, estando a 0,4 NM da cabeceira 30 de SBMT, ligeiramente à esquerda do eixo de aproximação com a velocidade de 88 kt (Figura 55).

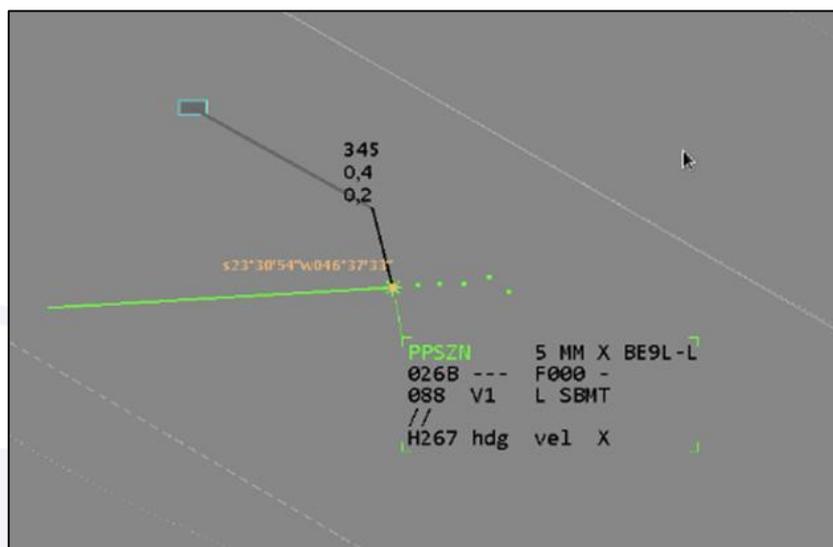


Figura 55 - Registro da última apresentação com a pista RADAR da aeronave.

De acordo com os dados extraídos do CVR, verificou-se que, em algumas aproximações, houve o aumento significativo da razão de descida, ocasionando um alerta de *Sink Rate* (alta razão de descida), o qual foi possivelmente inibido pelo piloto no equipamento *Enhanced Ground Proximity Warning System* (EGPWS - sistema avançado de aviso de proximidade com o solo) ou pela correção na operação da aeronave.

Até o momento da primeira aproximação final, onde o trem foi baixado, nada de anormal foi percebido pelo tripulante ou outro ocupante da aeronave, inclusive foi informado pelo PIC ao ATCO que o trem de pouso estava baixado e travado. Ao realizar o cheque antes do pouso, ele percebeu que a luz de confirmação de trem baixado e travado da perna esquerda estava apagada.

Imediatamente, o tripulante solicitou ao órgão de controle (TWR-MT), uma passagem baixa para que os observadores da torre pudessem constatar a condição do trem de pouso.

Após a passagem e a constatação pela TWR-MT da posição do conjunto do trem de pouso baixado, o tripulante decidiu retornar ao circuito de tráfego e prosseguir para o pouso, momento esse em que um piloto de uma aeronave que estava no solo (PR-GCB), próximo à posição 3, via fonia, informou que o trem de pouso principal esquerdo estava em uma posição diferente do direito.

Depois disso, o PIC solicitou ao órgão ATC uma área onde pudesse executar os procedimentos de abaixamento do trem de pouso pelo sistema de emergência previstos pelo fabricante. A TWR-MT respondeu que o PP-SZN era o único no tráfego de SBMT.

Ainda no circuito de tráfego, o PIC recebeu auxílio, via fonia, de um piloto de *King Air* que estava na mesma frequência. Este o assessorou com a possibilidade de troca da respectiva lâmpada que não acusou acendimento, cuja finalidade seria verificar a integridade das informações do painel. Foi possível identificar nas gravações que o PIC iniciou o processo de troca de lâmpadas e instruiu o passageiro que ocupava o assento da direita a fazê-lo, porém, não ficou claro se houve ou não a troca das lâmpadas.

Antes da informação sobre a conclusão dos *checks* das lâmpadas, foi sugerido pelo piloto da outra aeronave que ele checasse se a buzina iria tocar com os flapes na posição *full*. O PIC respondeu que estava o tempo todo com flapes *full* e ela não estava tocando.

Em seguida, foi sugerido que o PIC recolhesse os flapes e reduzisse os manetes, sendo que, ao realizar esses procedimentos, ele informou que a buzina não tocou. Dessa maneira, os dois pilotos concluíram que a pane era apenas na indicação do trem (lâmpada) e o PIC informou que prosseguiria para o pouso.

Perfil padrão a ser executado - Manual da *Flight Safety Internacional*

O manual fornecido à Comissão de Investigação trazia na sua página 26 o perfil de aproximação a ser realizado pela aeronave em condições normais de operação e no perfil de aproximação visual.

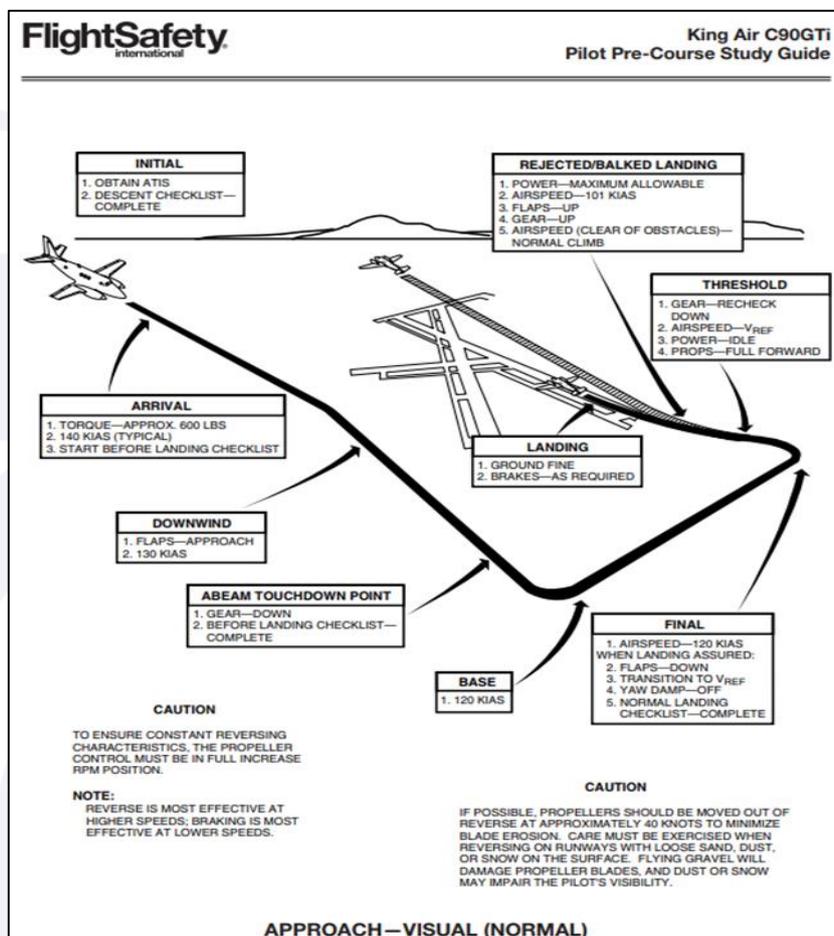


Figura 56 - Perfil de aproximação e configurações em um circuito de voo visual.

A leitura do respectivo *checklist* (*Before Landing*) somente foi realizada na primeira aproximação, durante as outras, percebeu-se que o PIC estava com a sua atenção voltada à comunicação com o ATCO, ao tráfego aéreo e à condição do trem de pouso.

1.19. Informações adicionais.

Considerações acerca do registro de experiência em Caderneta Individual de Voo (CIV) de pilotos da aviação civil.

Segundo a Instrução da Aviação Civil (IAC) 3203, de 19MAIO2002, a CIV era o documento legal para a verificação de comprovação das horas de voo de pilotos, quando operavam as aeronaves segundo os requisitos do Regulamento Brasileiro da Aviação Civil (RBAC) nº 91. As horas de voo deveriam ser registradas na CIV de acordo com os diferentes tipos de licença.

Em 01DEZ2011, a ANAC publicou a IS 61-001, Revisão "A", que tratava de procedimentos para a declaração online de experiência de voo, a chamada CIV eletrônica, cujo objetivo era:

oferecer a todo piloto procedimentos para demonstrar a experiência de voo requerida para fins de concessão e/ou revalidação de licenças ou habilitações, ou para a demonstração de cumprimento dos requisitos das seções 61.65, 61.67, 61.95, 61.97, 61.115, 61.117, 61.173, 61.185 e 61.187 do RBHA 61, ou RBAC que venha a substituí-lo, através da declaração online de experiência de voo.

Essa declaração de horas de voo por meio eletrônico representava um grande avanço no que dizia respeito ao registro e à comprovação de experiência dos pilotos para obtenção de licenças e habilitações, uma vez que todos os registros ficavam concentrados em um banco de dados que permitia o rápido e preciso tratamento das informações.

No entanto, o meio principal de registro ainda era a caderneta física e, na prática, o uso da CIV eletrônica ficava limitada aos voos de treinamento e de avaliação. No caso do PIC do PP-SZN, a CIV digital não continha os lançamentos de todas as horas de voo realizadas pelo piloto. Como as cadernetas físicas não foram localizadas, isso dificultou a verificação e a comprovação da experiência do piloto.

Controle direcional em bimotores leves.

Vale salientar alguns aspectos relacionados à operação de aeronaves bimotoras leves, em especial do controle direcional em bimotores leves. Nesse ponto, cabe citar alguns conceitos.

O equilíbrio de um corpo rígido se dá quando o somatório de forças e momentos em torno do seu Centro de Gravidade (CG) é zero, ou seja, as forças e momentos se anulam e se equilibram. Logo, as forças de Sustentação, Tração, Arrasto e Peso devem se equilibrar em torno dos eixos Lateral, Longitudinal e Vertical da aeronave.

Conhecimentos de aerodinâmica e controle de voo aprendidos e aplicados para se voar um monomotor também devem ser aplicados e ajustados na transição dos pilotos ao voo em aeronaves bimotoras.

Para aeronaves a hélice, seja mono ou bimotoras e, com base no *Airplane Flying Handbook* (FAA-H-8083-3C), cabe citar alguns efeitos advindos da interação motor-hélice:

- Efeito Torque;
- “*P-Factor*”;
- Efeito Giroscópico; e
- Escoamento Helicoidal (*Spiraling Slipstream*).

O Efeito Torque nada mais é do que a atuação da 3ª Lei de Newton, ou seja, o torque produzido pelo motor e entregue à hélice (ação) atua no ar ao seu redor em um sentido de rotação e com uma intensidade. Assim, o ar atua na hélice com a mesma intensidade e sentido contrário (reação), gerando um momento (torque) na aeronave e, conseqüentemente, impondo uma tendência de rolagem em torno do eixo de torque no sentido contrário ao giro da hélice.

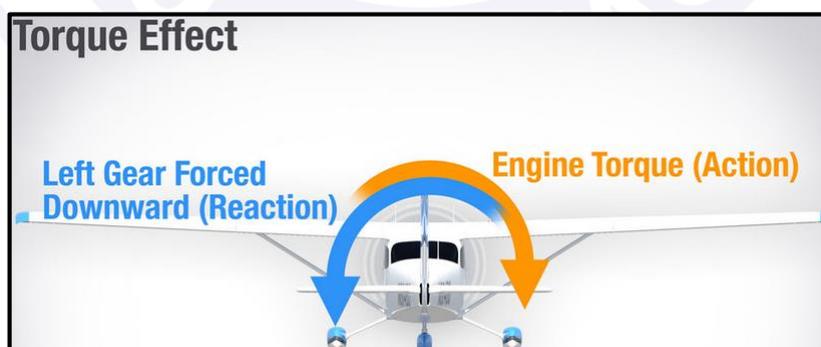


Figura 57 - Efeito Torque atuando em aeronave monomotor a hélice.
Fonte: imagem do site www.boldmethod.com.

Quando há o aumento do ângulo de ataque da aeronave e, conseqüentemente, da hélice, as pás que se encontram na seção descendente do disco de rotação possuem um ângulo de ataque maior do que as ascendentes gerando, assim, mais tração. Isso faz com

que o vetor resultante de tração seja deslocado para o lado do disco de hélice que contém as pás descendentes.

Esse efeito gera um momento de guinada na aeronave (giro em torno do eixo vertical) e exige uma correção nos comandos de voo por parte do piloto em um determinado fator, conhecido como “*P-Factor*”.



Figura 58 - “*P-Factor*” gerando assimetria de tração em aeronave monomotora a hélice. Fonte: imagem do site www.boldmethod.com.

O Efeito Giroscópico é um fenômeno físico que ocorre em motores aeronáuticos à hélice devido ao movimento rotacional da hélice. Quando a hélice de um motor está girando, ela se comporta como um giroscópio, resistindo a mudanças na direção de seu eixo de rotação. Este efeito é resultado da conservação do momento angular e pode influenciar significativamente a manobrabilidade da aeronave.

Quando uma força é aplicada ao eixo de rotação da hélice, a precessão giroscópica causa uma reação 90 graus adiante na direção de rotação. Isso pode afetar a atitude da aeronave, especialmente durante manobras bruscas. Mais uma vez, há um vetor com componente capaz de gerar um momento de rolagem em torno do eixo longitudinal da aeronave em sentido contrário ao da rotação da hélice, e/ou componente de guinada em torno do eixo vertical.

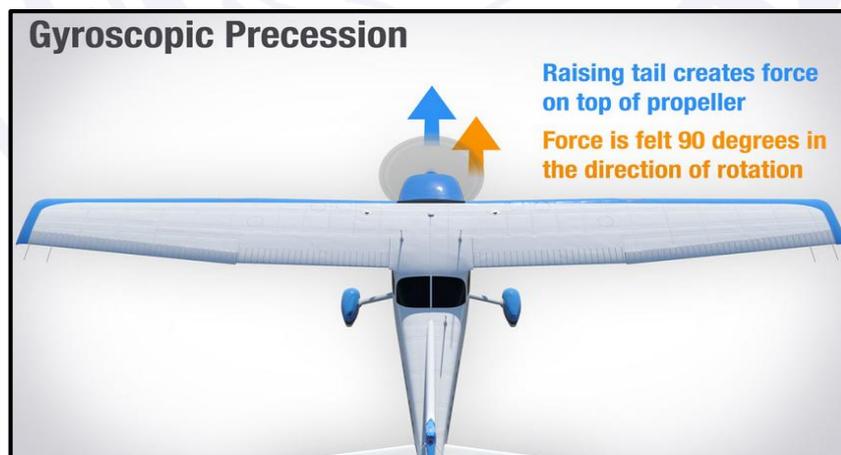


Figura 59 - Figura indicando a componente de força que aparece durante o Efeito Giroscópico. Fonte: imagem do site www.boldmethod.com.

O Escoamento Helicoidal (*Spiraling Slipstream*) possui efeitos que normalmente produzem menos reações que os demais citados, sendo mais pronunciado em monomotores a bimotores. *Jeppesen* (2007), afirma que, com a hélice desenvolvendo uma alta velocidade de rotação no sentido horário e com baixa velocidade de avanço - como

acontece nas decolagens - cria-se um fluxo de ar acelerado e rotacional. Quando este fluxo de ar acelerado contorna a fuselagem de forma helicoidal e atinge a empenagem vertical da aeronave, surge uma tendência de guinada em torno do eixo vertical do avião.

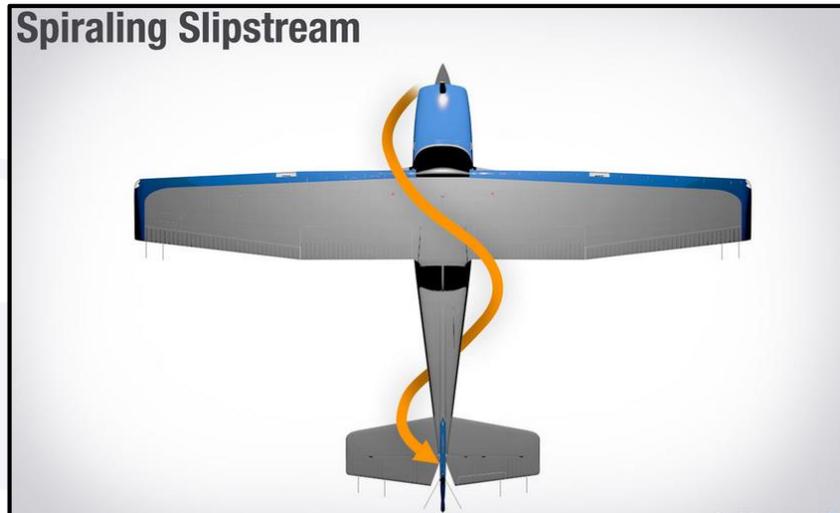


Figura 60 - Figura indicando o escoamento helicoidal e a tendência de guinada após o impacto do escoamento na empenagem vertical da aeronave. Fonte: imagem do site www.boldmethod.com.

Basicamente, em voo reto e nivelado, com velocidade constante e aeronave estabilizada, as forças e momentos aplicados sobre a aeronave se encontram balanceadas. No caso dos bimotores, há dois vetores paralelo da força de tração, não mais alinhados ao eixo longitudinal da aeronave como ocorre nos monomotores, mas um sobre cada asa do bimotor (Figura 61).

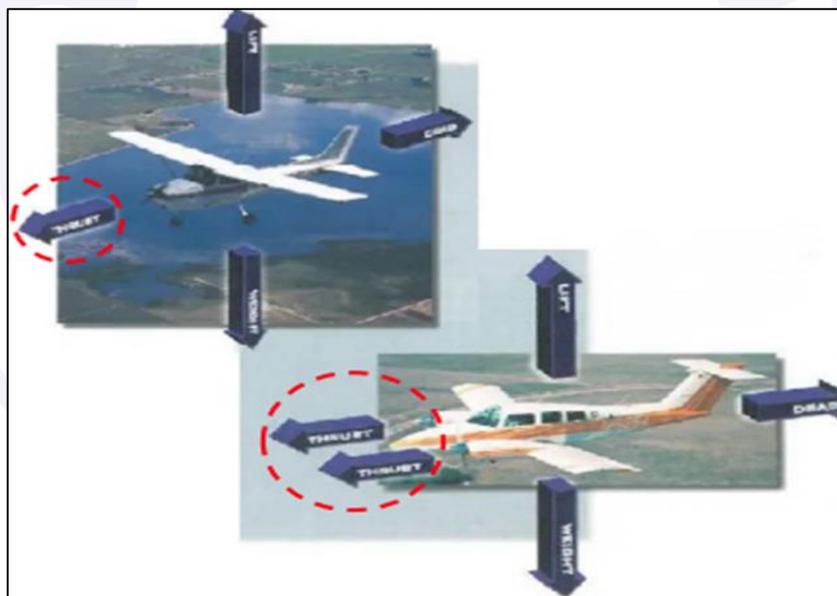


Figura 61 - Semelhança das forças que atuam em aeronaves monomotoras e bimotoras. Fonte: *Multi-Engine Manual, Jeppesen, 1996*.

Os mesmos efeitos advindos da interação motor-hélice presentes em monomotores e exemplificados acima aparecem também em bimotores, gerando consequências na dinâmica do voo e exigindo ajustes constantes por parte do piloto para manter a estabilidade e o controle da aeronave.

Com a evolução dos conceitos de projeto, fabricantes adotaram alguns padrões diferenciados para equipar os motores das aeronaves bimotoras a hélice. O padrão mais

adotado foi o de equipar os motores sobre as asas da aeronave, os quais podem ter o giro da hélice no mesmo sentido de rotação ou em sentidos contrários (contrarrotativos).

A finalidade de estabelecer um projeto com motores contrarrotativos era a de eliminar a condição de existência de um “motor crítico” em caso de falha de motor; o que não é o caso do estudo deste relatório, visto que foi constatado que ambos os motores estavam operacionais.

Para o caso de aeronaves com hélices girando no sentido horário, conceito mais utilizado em bimotores e utilizado no PP-SZN, o Efeito Torque irá gerar uma reação com tendência de rolagem em torno do eixo longitudinal à esquerda.

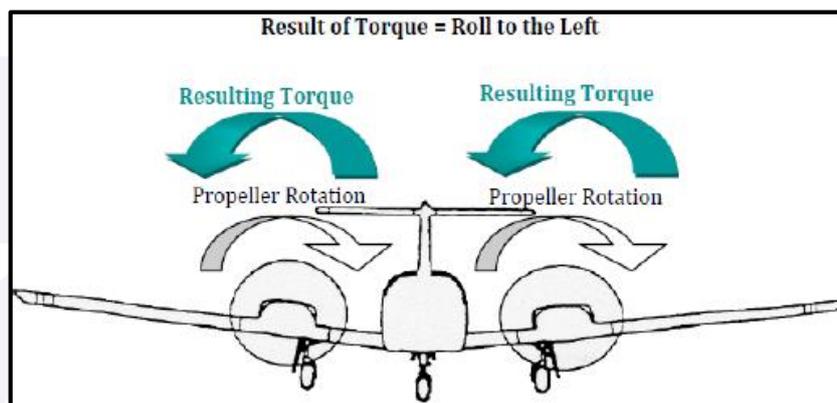


Figura 62 - Resultante do Efeito Torque para bimotor com hélices girando no sentido horário. Fonte: *Embry-Riddle Aeronautical University*, 2009.

Com aumento do ângulo de ataque da aeronave, o “*P-Factor*” aparece gerando uma tendência de guinada à esquerda, em torno do eixo vertical da aeronave.

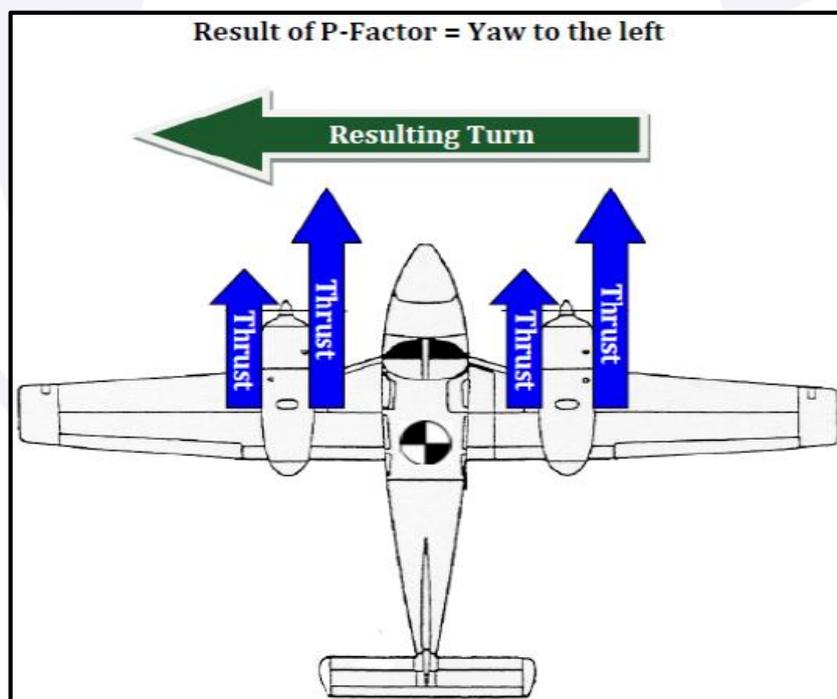


Figura 63 - Resultante do “*P-Factor*” para bimotor com hélices girando no sentido horário. Fonte: *Embry-Riddle Aeronautical University*, 2009.

Semelhante ao que acontece em monomotores, a precessão giroscópica em um bimotor com hélices girando no sentido horário, em caso de movimentos abruptos dos comandos voo capazes de gerar um esforço inercial; poderá estabelecer o aparecimento de uma força com uma componente de guinada e outra de rolagem à esquerda.

Semelhante ao que acontece nas aeronaves monomotoras, a consequência do escoamento helicoidal em bimotores com hélices girando em sentido horário será uma tendência de guinada à esquerda.

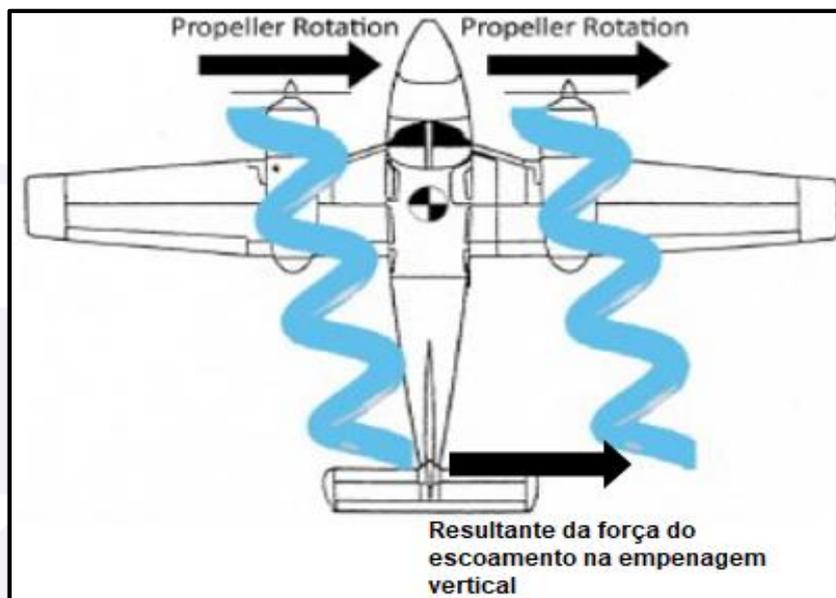


Figura 64 - Resultante do Escoamento Helicoidal para bimotor com hélices girando no sentido horário. Fonte: adaptado de *Embry-Riddle Aeronautical University*, 2009.

O sentido de rotação das hélices de uma aeronave bimotora, desempenha um importante papel nas forças que irão atuar na estabilidade direcional do avião. No início do aprendizado, ainda em sala de aula e nos treinamentos em voo, em um monomotor, o aluno piloto já toma ciência dos efeitos do torque e o que se deve fazer para compensá-los com o uso dos pedais. Essas tendências se tornam mais presentes nos bimotores convencionais, em que ambos os motores possuem o mesmo sentido de rotação.

Informações sobre *stall* e *spin* nas aeronaves da série *King Air*.

A empresa fabricante da aeronave emitiu uma publicação contendo um compilado de assuntos relacionados à segurança operacional das aeronaves da família *King Air* (*King Air Series Safety Information*).

Esta publicação trazia, dentre outras informações, que a entrada em uma condição de *spin* não poderia ocorrer se o *stall* não ocorrer anteriormente.

SPINS

A major cause of fatal accidents in general aviation airplanes is a spin. Stall demonstrations and practice are a means for a pilot to acquire the skills to recognize when a stall is about to occur and to recover as soon as the first signs of a stall are evident. IF A STALL DOES NOT OCCUR - A SPIN CANNOT OCCUR. It is important to remember, however, that a stall can occur in any flight attitude, at any airspeed, if controls are misused.

Figura 65 - Trecho do *Beechcraft King Air Series*. Fonte: *Safety Information Manual*.

Ainda, o manual trazia informações gerais sobre as condições de entrada em *spin* em aeronaves bimotoras, abordando fundamentos para se evitar e recuperar dessa condição, frisando que os pilotos deviam evitar de qualquer maneira a entrada nessa condição, visto que a aeronave se tornava incontrollável.

Quando da entrada em *stall*, se houver uma força resultante de guinada e/ou rolagem em torno dos eixos vertical e longitudinal, respectivamente, a aeronave entra em condição de *spin*, caso os comandos de voo não sejam imediatamente aplicados para a correção da atitude e para a recuperação do *stall*. Ou seja, se os procedimentos de recuperação forem

atrasados, a aeronave pode entrar em um movimento de rolamento e guinada rapidamente, podendo até inverter-se.

Visão de túnel.

A expressão "visão de túnel", quando utilizada na aviação, representa situações durante as quais a atenção do piloto volta-se para um único detalhe na operação, enquanto outros itens relativos à segurança operacional são deixados de lado, ou seja, privilegia-se um procedimento em detrimento dos demais.

1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.

Não houve.

2. ANÁLISE.

A aeronave *King Air C90GTI* (PP-SZN) estava inscrita na Categoria de Registro de Transporte Público Privado (TPP) e era operada pela Videplast Indust. de Embalagens Ltda., desde 07AGO2017.

Todas as tarefas referentes ao gerenciamento da manutenção da aeronave eram realizadas pelos pilotos, após aprovação do operador (proprietário da aeronave).

De acordo com os registros de manutenção, as cadernetas de célula, motores e hélices estavam desatualizadas na sua Parte 1, porém os registros primários de manutenção em sua Parte 2, assim como as Diretrizes de Aeronavegabilidade estavam atualizadas.

Na análise dos destroços, verificou-se a existência de onze disjuntores desarmados, no entanto, as características de danos e de deformação do painel de disjuntores sugere que eles tenham desarmado por consequência do impacto contra o solo e pelo calor do fogo.

No que se refere à integridade dos comandos de voo primários e secundários, nas entrevistas e pelo registro do CVR, não se observou qualquer anormalidade durante a operação da aeronave que pudesse ter interferido na autoridade dos comandos.

Com relação aos motores, as análises dos seus componentes e das características dos danos indicaram que eles operavam normalmente no momento do impacto. Observadores que presenciaram a ocorrência, informaram que ouviram os dois motores em funcionamento.

Desse modo, não foram evidenciadas quaisquer condições de falha ou mau funcionamento de sistemas e/ou de componentes da aeronave que pudessem ter afetado o seu desempenho ou o seu controle em voo.

O exame nas lâmpadas de indicação do trem de pouso indicou que as duas relacionadas ao trem de pouso auxiliar estavam operacionais, porém a de indicação do trem principal esquerdo e a do direito não se mostraram funcionais e apresentavam características de rompimento quando estavam apagadas.

Quando se analisa o evento por completo, é sabido que a lâmpada do trem esquerdo estava apagada (queimada) antes do impacto, gerando a dúvida no PIC quanto a real posição do trem. Tal situação era condizente com as demais evidências, porém não foi possível identificar em que momento a lâmpada do trem direito queimou, sendo que não há qualquer referência a falta de indicação desse trem. Foi confirmado nos destroços da aeronave que todas as pernas estavam baixadas e travadas.

Quanto ao *switch* de comando do sistema *RUDDER BOOST SYSTEM*, apesar de ele ter sido encontrado na posição *OFF*, considerou-se que ele foi movimentado após o acidente, durante a retirada do piloto da cabine. Caso o *switch* tivesse sido colocado nessa

posição propositalmente pelo PIC, a falta do sistema não teria influenciado no acidente, pois constatou-se que os dois motores estavam operando.

O piloto trabalhava há 18 anos na empresa e, pelo trabalho desempenhado, tinha a confiança e o respeito dos diretores. Ele operava com certa frequência em SBMT, tendo realizado, aproximadamente, 22 etapas, chegando e/ou saindo daquela localidade nos doze meses anteriores ao acidente.

Conforme histórico de formação teórica e prática, verificado por entrevistas com pessoas próximas, assim como a sua experiência tanto na aeronave quanto em SBMT, não se verificaram questões de qualificação que indicassem deficiências nas operações conduzidas pelo piloto.

Segundo relatos de amigos e familiares, ele era uma pessoa que não admitia erros pessoais, para isso costumava ser criterioso no estudo dos manuais das aeronaves que voava.

O PIC tinha autonomia nas decisões pertinentes à operação, não sofria pressão e sua rotina de trabalho era considerada “tranquila”, pois revezava os voos com outro piloto da empresa.

Conforme entrevistas, o PIC não tinha problemas de saúde e estava em um período muito tranquilo e feliz da sua vida, sem relato de problemas pessoais que pudessem ter interferido em seu desempenho durante o voo que culminou no acidente.

No dia 28JUL2018, o PIC apresentou o plano de voo com previsão de decolagem para às 19h00min (UTC).

No voo do acidente, um passageiro ocupou o assento da direita da cabine de comando, sendo que essa configuração de transporte era permitida pelo fabricante, assim como pela Agência Reguladora.

Não foi possível determinar se, em razão da necessidade de transportar todos os passageiros, a empresa dispensou um segundo piloto nesse voo. Apesar de a aeronave ser *single pilot*, tal procedimento elevaria o nível da segurança operacional ao reduzir a carga de trabalho individual, notadamente em voos com a meteorologia adversa ou que exigissem um gerenciamento de emergências, condição experimentada pelo PP-SZN.

Com relação à preparação para o voo, verificou-se que não havia reporte de qualquer condição de infraestrutura de SBMT registrada em NOTAM que pudesse restringir a operação na localidade.

As informações meteorológicas para a região de destino indicavam condições favoráveis ao voo visual.

A decolagem ocorreu no horário previsto e não se observaram anormalidades durante a subida, voo de cruzeiro e aproximação dentro da TMA-SP.

No período compreendido entre 20h40min05s até 20h44min33s (UTC), o PP-SZN coordenou com a TWR-MT toda a sua descida até ingressar na final para pouso.

A aeronave, na curta final para a pista 30 de SBMT, segundo imagens do RADAR, estava com a velocidade de 94 kt.

Às 20h45min02s (UTC), o PP-SZN informou a TWR-MT que iria realizar uma passagem baixa sobre a pista de pouso, devido à luz de confirmação de travamento do trem de pouso esquerdo não ter acendido, solicitando que o ATCO observasse a condição do conjunto do trem. De acordo com as imagens RADAR, verificou-se a passagem sobre a pista.

Após a passagem do PP-SZN (21h00min UTC), o ATCO informou à aeronave que visualizou o conjunto de trem de pouso baixado, porém não saberia informar se as pernas estavam travadas. Ato contínuo, o PIC informou que iria prosseguir para o pouso.

Após a resposta da TWR, o tripulante, ainda em dúvida sobre o travamento do trem de pouso embaixo, solicitou uma área para tentar abaixá-lo pelo sistema de emergência.

O piloto do PR-GCB, que estava próximo à posição três de SBMT, informou na frequência que, da posição na qual ele se encontrava, o trem de pouso principal esquerdo aparentemente não estava na mesma posição que o trem principal direito. Provavelmente, essa consideração reforçou a decisão do abaixamento do trem de pouso pelo sistema de emergência.

O fato de ser o único tráfego no aeródromo, provavelmente, deixou o PIC confortável para manter-se no circuito em torno do campo. Dessa maneira, ele permaneceu no tráfego, a 3.600 ft, a fim de realizar os procedimentos previstos para abaixamento do trem de pouso pelo sistema de emergência.

Nas gravações do CVR ficou claro que o tripulante teve dificuldades em manusear a alavanca dedicada ao sistema manual de abaixamento do trem de pouso, bem como foi registrado em entrevistas com os passageiros que o procedimento realizado provocou cansaço no PIC, sendo que dois passageiros assumiram alternadamente a referida manobra no sistema.

Convencido de que todos os procedimentos tinham sido realizados e de que nada mais poderia ser feito, o PIC informou ao ATC que realizaria o procedimento de toque-arremetida, com a finalidade de verificar se os procedimentos realizados atingiram o objetivo de travamento do trem de pouso.

Durante o circuito, o piloto solicitou aos passageiros que se familiarizassem com as portas e saídas de emergência.

O perfil de voo no circuito de tráfego aéreo realizado pela aeronave, seguiu praticamente o mesmo padrão, com pequenas variações de velocidade. Um aspecto que despertou a atenção da Comissão foi a decisão do PIC em realizar toque e arremetida com a aeronave na terceira passagem. Mesmo ao perceber que todo o conjunto do trem de pouso suportou o peso da aeronave, realizou uma nova arremetida, talvez por estar com velocidade acima da prevista para desacelerar a aeronave no restante de pista.

Cerca de cinco minutos após o toque-arremetida, o PIC trocou algumas informações com um piloto de *King Air* que estava na mesma frequência e realizou testes no sistema, orientado por esse piloto. Convencido de que o conjunto do trem de pouso estava travado, informou ao órgão de controle que iria prosseguir para o pouso final, reingressando na perna do vento de SBMT, com o trem de pouso baixado e sem a indicação de travado.

Verificou-se pelas gravações que, entre a primeira passagem baixa sobre a pista e a aproximação final que culminou no acidente, o piloto demonstrou sinais de apreensão, indicando um estado emocional compatível com o estresse.

O perfil descrito do piloto apontava para uma característica de não admitir erros pessoais e ser criterioso na sua forma de agir. Possivelmente, ele realizou diversos tráfegos como forma de garantir que o trem de pouso estivesse travado embaixo, a fim de evitar as consequências de um pouso sem trem, o que refletiu dificuldades na sua forma de pensar, levando a improvisação de procedimentos.

A apresentação da pista RADAR do PP-SZN mostrava a aeronave a 0,4 NM da cabeceira 30 de SBMT, ligeiramente à esquerda do eixo de aproximação com a velocidade de 88 kt.

Ao focar toda a sua atenção no problema de indicação luminosa do trem de pouso, o PIC pode ter deixado de observar os demais procedimentos, em decorrência de uma percepção seletiva ou "visão de túnel".

Como o PIC não possuía treinamento em simuladores, ele pode não ter adquirido a habilidade adequada à realização dos procedimentos afetos ao gerenciamento da emergência.

A despeito de as análises dos destroços não evidenciarem qualquer falha que pudesse ter comprometido o desempenho e/ou a controlabilidade da aeronave, verificou-se que foi realizada uma aproximação final com velocidade próxima à de *stall*.

Após o toque da buzina de *stall*, é possível que o PIC tenha completado a potência dos motores, avançando os manetes rapidamente a fim de se evitar a entrada na condição de *stall*. Com esse repentino avanço dos manetes, o Efeito Torque, associado ao "*P-Factor*", ao Efeito Giroscópico e ao do Escoamento Helicoidal, podem ter contribuído para o aumento da tendência de guinada e/ou rolagem à esquerda.

Tanto com base na análise dos dados de voo, como pelo relato dos passageiros, confirmou-se a ocorrência do aviso de *stall* e outros alarmes nos instantes que antecederam o giro de asa da aeronave. A identificação tardia de tais sinais pode ter levado à perda de controle da aeronave a baixa altura, tornando irreversível a recuperação das condições de voo.

É possível que os comandos não tenham sido aplicados adequadamente, a fim de contrapor os efeitos e manter o voo controlado, resultando então em uma inclinação abrupta da aeronave para a esquerda e entrada em uma condição de *spin* decorrente do *stall*.

3. CONCLUSÕES.

3.1. Fatos.

- a) o PIC estava com o Certificado Médico Aeronáutico (CMA) em vigor;
- b) o PIC estava com as habilitações de Avião Multimotor Terrestre (MLTE) e Voo por Instrumentos - Avião (IFRA) em vigor;
- c) o PIC estava qualificado e possuía experiência no tipo de voo;
- d) a aeronave estava com o Certificado de Aeronavegabilidade (CA) válido;
- e) a aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento;
- f) as escriturações das cadernetas de célula, motores e hélices estavam desatualizadas;
- g) as condições meteorológicas eram propícias à realização do voo
- h) não houve anormalidades durante a decolagem, subida, voo em rota e descida;
- i) na primeira tentativa de aproximação, não houve a indicação no painel de que o trem de pouso esquerdo havia travado embaixo;
- j) a primeira tentativa de aproximação foi cancelada e foi realizada uma passagem baixa com a finalidade de verificação visual pela TWR da condição da perna do referido trem de pouso;
- k) uma aeronave no solo informou na frequência que a perna do trem de pouso principal esquerda da aeronave, aparentemente estava em posição diferente da perna do trem de pouso direito;

- l) o PP-SZN realizou uma segunda passagem pela pista e recebeu a confirmação do órgão ATC de que todos os trens de pouso estavam embaixo, não sendo possível verificar o travamento;
- m) após a segunda arremetida, ainda no circuito de tráfego, o PIC realizou os procedimentos para abaixamento do trem de pouso pelo sistema de emergência;
- n) dois passageiros ajudaram na execução do procedimento manual de abaixamento do trem de pouso devido ao cansaço físico do PIC;
- o) ainda durante o circuito de tráfego, o PP-SZN recebeu auxílio verbal de um outro tripulante do mesmo modelo da aeronave que estava na escuta da fonia;
- p) após realizar os procedimentos de checagem do trem e ter convicção de que eles estavam travados, o PIC informou ao órgão ATC que iria realizar um procedimento de toque-arremetida;
- q) na subida, após o toque na pista com arremetida, o tripulante informou que a aeronave se manteve sobre o conjunto de trem de pouso e que iria realizar novo tráfego para o pouso final;
- r) o PIC pediu aos passageiros que verificassem a posição e a operação das saídas de emergência;
- s) no quarto tráfego, após cruzar a cabeceira da pista, a aeronave inclinou-se para a esquerda em torno do seu eixo longitudinal e chocou-se contra o solo;
- t) a aeronave teve danos substanciais; e
- u) o PIC sofreu lesões fatais, dois passageiros sofreram lesões graves e quatro sofreram lesões leves.

3.2. Fatores contribuintes.

- **Aplicação dos comandos - indeterminado.**

É provável que uma inadequada aplicação nos comandos durante a aproximação final tenha permitido o voo em velocidades próximas a de *stall*. Além disso, é possível que os comandos não tenham sido aplicados adequadamente, a fim de contrapor os efeitos e manter o voo controlado, resultando então em uma inclinação abrupta da aeronave para a esquerda e entrada em uma condição de *spin* decorrente do *stall*.

- **Atitude - indeterminado.**

O perfil descrito do piloto apontava para uma característica de não admitir erros pessoais e ser criterioso na sua forma de agir. Possivelmente, ele realizou diversos tráfegos como forma de garantia de que o trem de pouso estivesse travado embaixo, a fim de evitar as consequências de um pouso sem trem, o que refletiu dificuldades na sua forma de pensar, levando a improvisação de procedimentos.

- **Capacitação e Treinamento - indeterminado.**

Uma vez que o PIC não possuía treinamento em simuladores, ele pode não ter adquirido a habilidade adequada à realização dos procedimentos afetos ao gerenciamento da emergência.

- **Estado emocional - indeterminado.**

Não se pode desconsiderar a contribuição de um estado de tensão e estresse, devido a uma sobrecarga, visto que o PIC estava diante da necessidade de realizar um pouso com a possibilidade de recolhimento do trem de pouso principal com seus empregadores a bordo, além da possibilidade de danos à aeronave como consequência disso.

-

- **Julgamento de Pilotagem - contribuiu.**

Apesar de estar qualificado e habilitado para operar a aeronave, não houve uma adequada avaliação da pane e dos procedimentos a serem adotados durante a situação vivenciada.

- **Percepção - indeterminado.**

Ao focar toda a sua atenção no problema de indicação luminosa do trem de pouso, o PIC pode ter deixado de observar os demais procedimentos, em decorrência de uma percepção seletiva ou "visão de túnel".

- **Processo decisório - contribuiu.**

Houve um julgamento inadequado causado pela fixação na solução da falha de indicação do trem de pouso, afetando a análise e a escolha de alternativas melhores dentre as condições apresentadas.

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-128/CENIPA/2022 - 01

Emitida em: 08/04/2025

Divulgar os ensinamentos colhidos nesta investigação aos detentores de habilitação MLTE a fim de que eles revisem seus treinamentos de limitações e emergências, notadamente em função da carga de trabalho demandada pelo equipamento em situações de emergência, principalmente quando operando *single pilot*.

5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.

Nada a relatar.

Em 8 de abril de 2025.