

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



**RELATÓRIO FINAL**  
**A-151/CENIPA/2018**

<b>OCORRÊNCIA:</b>	<b>ACIDENTE</b>
<b>AERONAVE:</b>	<b>PR-TLZ</b>
<b>MODELO:</b>	<b>HA-420</b>
<b>DATA:</b>	<b>24SET2018</b>



## **ADVERTÊNCIA**

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

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

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

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

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

## SINOPSE

O presente Relatório Final refere-se ao acidente com a aeronave PR-TLZ, modelo HA-420, ocorrido em 24SET2018, classificado como “[WSTRW] Cortante de vento / Tempestade e [RE] Excursão de Pista | Pouso longo”.

Ao realizar o pouso na cabeceira 32 do Aeródromo Cataratas (SBFI), Foz do Iguaçu, PR, havia precipitação sobre a cabeceira oposta, associada a grandes variações de direção e de intensidade do vento, condizentes com o fenômeno de *windshear* resultante de *microburst*.

Houve a aquaplanagem da aeronave e um súbito aumento da velocidade calibrada (com pico de 32 kt), o qual alterou as condições de sustentação da aeronave e, conseqüentemente, reduziu a aderência dos pneus sobre o solo, acarretando uma frenagem deficiente.

O avião extrapolou os limites da pista, vindo a cair em um barranco.

A aeronave teve danos substanciais.

Os dois tripulantes e o passageiro saíram ilesos.

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

## ÍNDICE

<b>GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS .....</b>	<b>5</b>
<b>1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.....</b>	<b>7</b>
1.1. Histórico do voo.....	7
1.2. Lesões às pessoas.....	7
1.3. Danos à aeronave. ....	7
1.4. Outros danos.....	7
1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.....	8
1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.....	8
1.5.2. Formação.....	8
1.5.3. Categorias das licenças e validade dos certificados e habilitações.....	8
1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.....	8
1.5.5. Validade da inspeção de saúde.....	8
1.6. Informações acerca da aeronave.....	8
1.7. Informações meteorológicas.....	12
1.8. Auxílios à navegação.....	15
1.9. Comunicações.....	15
1.10. Informações acerca do aeródromo.....	16
1.11. Gravadores de voo.....	17
1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.....	17
1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.....	18
1.13.1. Aspectos médicos.....	18
1.13.2. Informações ergonômicas.....	19
1.13.3. Aspectos Psicológicos.....	19
1.14. Informações acerca de fogo.....	19
1.15. Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.....	19
1.16. Exames, testes e pesquisas.....	19
1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.....	27
1.18. Informações operacionais.....	28
1.19. Informações adicionais.....	33
1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.....	34
<b>2. ANÁLISE.....</b>	<b>34</b>
<b>3. CONCLUSÕES.....</b>	<b>37</b>
3.1. Fatos.....	37
3.2. Fatores contribuintes.....	38
<b>4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA .....</b>	<b>38</b>
<b>5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.....</b>	<b>39</b>

**GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS**

AC	<i>Advisory Circular</i> - Circular Informativa (FAA)
ADC	<i>Aerodrome Chart</i> - Carta de Aeródromo
AFM	<i>Aircraft Flight Manual</i> - Manual de Voo da Aeronave
AGL	<i>Above Ground Level</i> - Acima do Nível do Solo
AIRAC	<i>Aeronautical Information Regulation And Control</i> - Regulamentação e Controle de Informação Aeronáutica
AMDT	<i>Amendment (Aip Amendment)</i> - Emenda (emenda à AIP)
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
APP-FI	Controle de Aproximação de Foz do Iguaçu
ASDA	<i>Accelerate-Stop Distance Available</i> - Distância Disponível de Aceleração e Parada
CA	Certificado de Aeronavegabilidade
CAS	<i>Calibrated Airspeed</i> - Velocidade Calibrada
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CG	Centro de Gravidade
CIV	Caderneta Individual de Voo
CMA	Certificado Médico Aeronáutico
CMF	<i>Central Maintenance Function</i> - Função Central de Manutenção
CMV-CW	Centro Meteorológico de Vigilância de Curitiba
CVFDR	<i>Cockpit Voice and Flight Data Recorder</i> - Gravador de Dados de Voo e de Voz da Cabine
DA	Diretriz de Aeronavegabilidade
DACU	<i>Digital Anti-skid Control Unit</i> - Unidade de Controle Digital de <i>Anti-skid</i>
EPBV	<i>Emergency / Park Brake Valve</i> - Válvula do Freio de Emergência / Estacionamento
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i>
FIR	<i>Flight Information Region</i> - Região de Informação de Voo
FL	<i>Flight Level</i> - Nível de Voo
GAMET	<i>General Aviation Meteorological Information</i> - Previsão de Área (FIR) ou Subárea
HACI	<i>Honda Aircraft Company Inc.</i>
IFR	<i>Instrument Flight Rules</i> - Regras de Voo por Instrumentos
IFRA	Habilitação de Voo por Instrumentos – Avião
IMC	<i>Instrument Meteorological Conditions</i> - Condições de Voo por Instrumentos
INFRAERO	Empresa Brasileira de Infraestrutura Aeroportuária
KCAS	<i>Knots Calibrated Air Speed</i> - Velocidade Calibrada, medida em Nós
KGS	<i>Knots Ground Speed</i> - Velocidade em relação ao solo, medida em Nós

KHNR	Designativo de localidade - Aeródromo Municipal de <i>Harlan, Iowa, USA</i>
KPDK	Designativo de localidade - Aeródromo <i>Peachtree DeKalb, Georgia, USA</i>
LABDATA	Laboratório de Leitura e Análise de Dados de Gravadores de Voo
LDA	<i>Landing Distance Available</i> - Distância Disponível de Pouso
METAR	<i>Aviation Routine Weather Report</i> - Informe Meteorológico Aeronáutico Regular
MLTE	Habilitação de Classe Avião Multimotor Terrestre
NTSB	<i>National Transportation Safety Board</i>
PBV	<i>Power Brake Valve</i> - Válvula do Freio Principal
PCM	Licença de Piloto Comercial – Avião
PFD	<i>Primary Flight Display</i> - Mostrador Primário de Voo
PLA	Licença de Piloto de Linha Aérea – Avião
PMD	Peso Máximo de Decolagem
PN	<i>Part Number</i> - Número de Peça
PPR	Licença de Piloto Privado – Avião
RBAC	Regulamento Brasileiro da Aviação Civil
SBCT	Designativo de localidade - Aeródromo Afonso Pena, Curitiba, PR
SBCW	Designativo de Região de Informação de Voo - FIR Curitiba
SBFI	Designativo de Localidade - Aeródromo Cataratas, Foz do Iguaçu, PR
SERIPA V	Quinto Serviço Regional de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SIGWX	<i>Significant Weather</i> - Tempo Significativo
SN	<i>Serial Number</i> - Número de Série
SOV/VC	<i>Shutoff Valve and Volume Compensator</i> - Válvula de Corte e Compensador de Volume
SPECI	Informe Meteorológico Aeronáutico Especial Selecionado
TDZ	<i>Touchdown Zone</i> - Zona de Contato
TODA	<i>Take Off Distance Available</i> - Distância Disponível para Decolagem
TORA	<i>Take Off Run Available</i> - Pista Disponível para Decolagem
TPP	Categoria de Registro de Aeronave de Serviço Aéreo Privado
TSN	<i>Time Since New</i> - Tempo Desde Novo
TWR-FI	Torre de Controle do Aeródromo Cataratas, Foz do Iguaçu, PR
UTC	<i>Universal Time Coordinated</i> - Tempo Universal Coordenado
VFR	<i>Visual Flight Rules</i> - Regras de Voo Visual
V <sub>REF</sub>	<i>Minimum Final Approach Speed</i> - Velocidade Mínima de Aproximação Final
VMC	<i>Visual Meteorological Conditions</i> - Condições de Voo Visual
VTI	Vistoria Técnica Inicial
WST	<i>Wheel Speed Transducer</i> - Transdutor de Velocidade da Roda

## 1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.

<b>Aeronave</b>	<b>Modelo:</b> HA-420	<b>Operador:</b> Alta-América Latina Tecnologia Agrícola Ltda.
	<b>Matrícula:</b> PR-TLZ	
<b>Ocorrência</b>	<b>Fabricante:</b> Honda Aircraft Company	<b>Tipo(s):</b> [WSTRW] Cortante de vento / Tempestade
	<b>Data/hora:</b> 24SET2018 - 16:42 (UTC)	
	<b>Local:</b> Aeródromo Cataratas (SBFI)	<b>Subtipo(s):</b> [RE] Excursão de Pista Pouso longo
	<b>Lat.</b> 25°35'20"S <b>Long.</b> 054°29'46"W	
<b>Município - UF:</b> Foz do Iguaçu - PR		

### 1.1. Histórico do voo.

A aeronave decolou do Aeródromo Afonso Pena (SBCT), Curitiba, PR, com destino ao Aeródromo Cataratas (SBFI), Foz do Iguaçu, PR, por volta das 15h40min (UTC), a fim de transportar pessoal, com dois pilotos e um passageiro a bordo.

Após o pouso na cabeceira 32 de SBFI, a aeronave percorreu toda a extensão da pista, extrapolou os seus limites e caiu em um barranco.

A aeronave teve danos substanciais.

Os tripulantes e o passageiro saíram ilesos



Figura 1 - Aeronave após a ocorrência.

### 1.2. Lesões às pessoas.

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

### 1.3. Danos à aeronave.

A aeronave teve danos substanciais na fuselagem e no trem de pouso.

### 1.4. Outros danos.

Não houve.

## 1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.

### 1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.

Horas Voadas		
Discriminação	Comandante	Copiloto
Totais	5.600:00	660:00
Totais, nos últimos 30 dias	12:40	10:35
Totais, nas últimas 24 horas	01:25	01:00
Neste tipo de aeronave	77:00	14:00
Neste tipo, nos últimos 30 dias	12:00	10:35
Neste tipo, nas últimas 24 horas	01:00	01:00

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

### 1.5.2. Formação.

O comandante realizou o curso de Piloto Privado - Avião (PPR) no Aeroclub de Caxias do Sul, RS, em 1996.

O copiloto realizou o curso de Piloto Privado - Avião (PPR) no Aeroclub do Paraná, PR, em 2007.

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

O comandante possuía a licença de Piloto de Linha Aérea - Avião (PLA) desde 2007 e estava com as habilitações de aeronave tipo HA-420, Avião Multimotor Terrestre (MLTE) e Voo por Instrumentos - Avião (IFRA) válidas.

O copiloto possuía a licença de Piloto Comercial - Avião (PCM) desde 2011 e estava com as habilitações de aeronave tipo HA-420, MLTE e IFRA válidas.

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

O comandante possuía experiência anterior em aeronaves tipo C750, C560, C56X, BE 19 e BE 30, e já havia operado em SBFI, anteriormente.

O copiloto possuía experiência anterior em aeronaves tipo BE90 e LR45, e já havia operado em SBFI, anteriormente.

O comandante e o copiloto estavam qualificados e possuíam 77 horas e 14 horas no modelo da aeronave, respectivamente.

### 1.5.5. Validade da inspeção de saúde.

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

## 1.6. Informações acerca da aeronave.

A aeronave, de número de série 42000068, foi fabricada pela *Honda Aircraft Company*, em 2017, e estava inscrita na Categoria de Registro de Serviços Aéreos Privados (TPP).

O Certificado de Aeronavegabilidade (CA) estava válido.

As cadernetas de célula e motores estavam com as escriturações atualizadas.

A aeronave passou por Vistoria Técnica Inicial (VTI), em 18ABR2018, para nacionalização e, na época, possuía *Time Since New* (TSN - Tempo Desde Novo) de 56 horas e 40 minutos.

Após a VTI, a aeronave voou 8 horas e 5 minutos até a data do acidente.

A aeronave ainda não havia passado por inspeção ou revisão após a VTI.



### Sistema de detecção de *windshear*

A aeronave possuía um sistema reativo de detecção de *windshear* que provia alertas aurais e avisos nos *Primary Flight Display* (PFD - Mostradores Primários de Voo), quando um *windshear* era detectado.

### Sistema de freios da aeronave

Cada trem de pouso principal era equipado com um freio a disco múltiplo que usava quatro discos de aço rotativos e três discos de aço estacionários.

A aplicação do freio era iniciada por meio de uma força na parte superior dos pedais do leme, que fornecia a pressão de controle nos cilindros mestres. A quantidade de força de frenagem era proporcional à força aplicada aos pedais do leme.

A proteção *anti-skid* (antiderrapante) era ativada quando a velocidade da roda da aeronave estava acima de, aproximadamente, 10kt e abaixo de 165kt. A derrapagem da roda, medida pelo transdutor de velocidade, era sinalizada para a unidade de controle que enviava um sinal para a válvula de controle *anti-skid*, a fim de liberar as duas pressões de freio ao mesmo tempo.

A função *anti-skid* automática retomava seu modo de espera depois que qualquer derrapagem da roda ou a pressão do pedal do freio era reduzida abaixo do nível limiar de derrapagem. A frenagem normal ainda ficava disponível mesmo no caso de falha do sistema *anti-skid*.

Uma proteção de *touchdown* (aterragem) impedia a aplicação do freio até que ocorresse o giro da roda. Após três segundos da detecção do peso sobre rodas, a frenagem normal era ativada, independentemente da existência de um sinal de indicação de velocidade da roda.

Uma proteção *crossover* (cruzada) da roda bloqueada era ativada se uma das rodas diminuísse, significativamente, sua velocidade em relação à outra, estando a velocidade da aeronave acima de 25kt. Quando a velocidade de qualquer roda do trem principal desacelerasse para 30% ou menos em relação à outra roda, ocorria uma liberação completa do freio que removia a condição da roda bloqueada.

O sistema de freio de emergência/estacionamento consistia em uma válvula de freio acionada mecanicamente que direcionava a pressão para ambos os freios em proporção ao movimento da alavanca do freio de emergência/estacionamento. O sistema possuía uma válvula de alívio térmico para evitar a sobrepressão dos tubos hidráulicos e dos conjuntos de freios quando houvesse uma grande variação térmica.

O *Master Cylinder* (Cilindro Mestre) era um atuador hidráulico responsável por pressurizar o fluido hidráulico do sistema de freio com base no comando do pedal do freio.

Havia quatro cilindros mestres instalados na aeronave, sendo dois conectados em série entre o piloto e o copiloto, para a frenagem da aeronave (Figura 2). Sua atuação era redundante entre os dois postos de pilotagem.



Figura 2 - Vista de um dos quatro cilindros mestres instalados na aeronave.

A *Shutoff Valve and Volume Compensator (SOV/VC - Válvula de Corte/Compensador de Volume)*, possuía três finalidades. A principal era minimizar o vazamento de fluido interno do sistema hidráulico durante o voo e, assim, reduzir a taxa de ciclos da bomba hidráulica. Durante a frenagem, também servia para fornecer *feedback* de energia ao piloto, utilizando compensação de volume. Por fim, fornecia pressão e fluxo hidráulico para a válvula do freio principal.

Havia uma SOV/VC instalada na aeronave e conectada em série entre o acumulador de freio e o restante do sistema (Figura 3).



Figura 3 - Válvula de corte e compensador de volume.

O *Anti-skid Control (Controle Antiderrapagem)* e a *Power Brake Valve (PBV - Válvula do Freio Principal)* eram dispositivos eletro-hidromecânicos que forneciam pressão aos freios. A PBV fornecia pressão para o freio quando uma pressão de comando era aplicada pelos cilindros principais. A pressão do freio era proporcional à de entrada, aplicada nos cilindros mestres.

A válvula de controle antiderrapagem, na PBV, utilizava um sinal oriundo da *Digital Anti-skid Control Unit (DACU - Unidade de Controle Digital Antiderrapagem)*, a fim de acionar uma servo válvula para aliviar a pressão do freio. A PBV era um dos principais componentes do sistema de freio da aeronave (Figura 4).

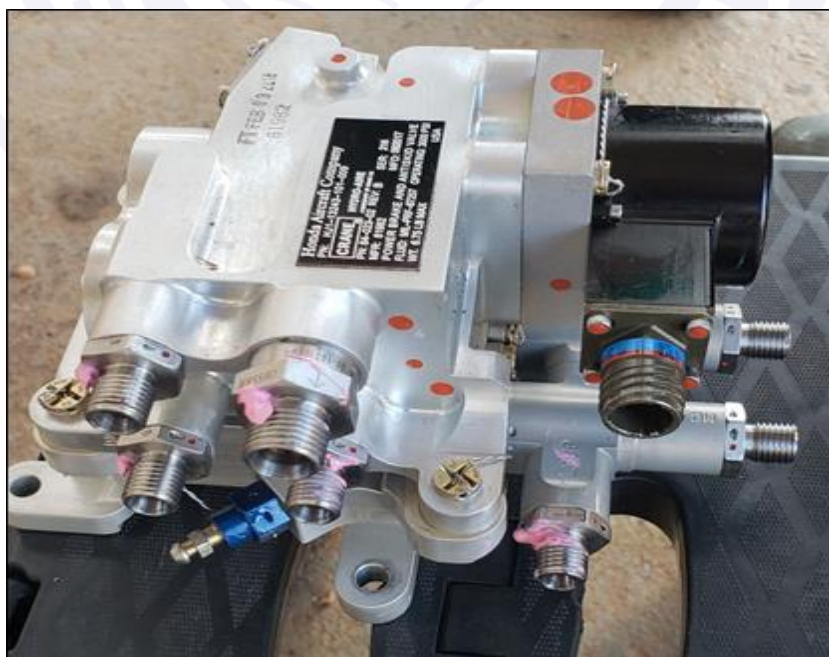


Figura 4 - Power Brake Valve (PBV).

O Conjunto de Freio (*Brake Assembly*) consistia em um freio de disco múltiplo que utilizava quatro discos de aço rotativos e três discos de aço estacionários.

Havia dois conjuntos instalados na aeronave; um em cada trem de pouso principal (Figura 5).



Figura 5 - Conjuntos de freios da aeronave.

#### Wheel Speed Transducer (WST - Transdutor de Velocidade da Roda)

O WST era uma unidade eletromecânica que produzia um sinal senoidal a uma frequência de 36 ciclos por rotação. A velocidade da aeronave podia ser calculada pela unidade de controle de freio *Mark IV*. Essa velocidade era utilizada para fornecer controle de frenagem adequado, além de proteção *anti-skid*. Havia dois WST instalados na aeronave; um em cada trem de pouso principal (Figura 6).



Figura 6 - Vista do *Wheel Speed Transducer* (WST) da roda direita da aeronave.

A *Emergency/Park Brake Valve* (EPBV - Válvula do Freio de Emergência/Estacionamento), era uma válvula hidráulica que possuía dois objetivos principais:

- habilitar a função de frenagem de estacionamento, utilizando fonte de pressão hidráulica para manter a aeronave estacionada; e
- ativar a frenagem de emergência em caso de falha do sistema normal de freio.

A EPBV é mostrada na Figura 7.

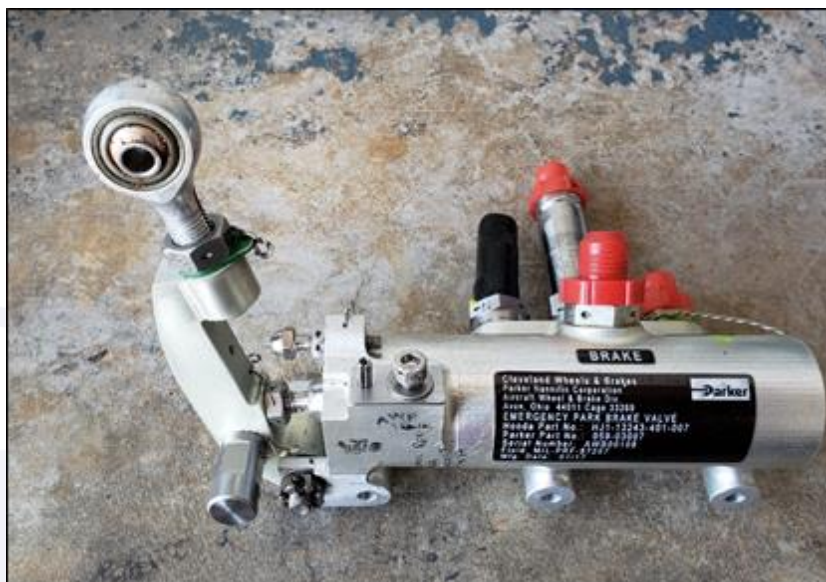


Figura 7 - Emergency/Park Brake Valve (EPBV).

### 1.7. Informações meteorológicas.

O Centro Meteorológico de Vigilância de Curitiba (CMV-CW) confeccionou um parecer meteorológico com os dados predominantes, referentes ao dia 24SET2018, em SBFI, e em um raio de 100 milhas náuticas do aeródromo.

De acordo com a carta *Significant Weather* (SIGWX - Tempo Significativo), das 18h00min (UTC), havia a presença de um sistema frontal semiestacionário sobre o estado do Rio Grande do Sul (RS) com a previsão de *cumulonimbus* sobre os estados do Rio Grande do Sul, Santa Catarina, setor oeste do Paraná e oeste/sul do Mato Grosso do Sul (Figura 8).

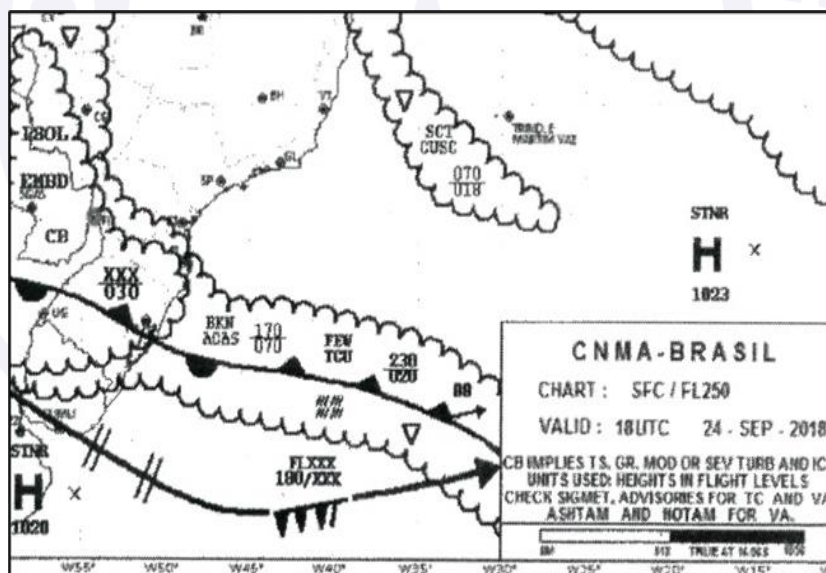


Figura 8 - Carta SIGWX (SFC/FL250) das 18h00min (UTC) do dia 24SET2018.

De acordo com a *General Aviation Meteorological Information* (GAMET - mensagem de previsão de área para voos em níveis baixos), com validade entre às 12h00min (UTC) e 18h00min (UTC), do dia 24SET2018, havia a previsão de áreas extensas com velocidade do vento à superfície com intensidade de 35 kt na *Flight Information Region* (FIR - Região de Informação de Voo), de Curitiba (SBCW).

```

SBCW  GAMET  24/09/2018  SBCW GAMET VALID 241200/241800 SBPA - SBCW CURITIBA FIR/SECTORS 1 TL
12:00  4 AND 10 TL 17 BLW FL100 SECN I SFC WSPD: 35KT SFC VIS: 12/15
3000/5000M RA S OF S26 15/18 3000/5000M RA BTN S24 AND S30 15/18
5000M SHRA N OF S24 W OF W053 SIGWX: 12/15 EMBD TS S OF S26 15/18
EMBD TS BTN S24 AND S30 15/18 OCNL TS N OF S24 W OF W053 15/18 ISOL
TS S OF S30 MT OBSC: SERRA GERAL AND SERRA DO MAR SIG CLD: 12/15
EMBD TCU/CB 3000/ABV 10000FT AGL S OF S26 12/15 BKN 800/1800FT AGL S
OF S26 15/18 EMBD TCU/CB 3000/ABV 10000FT AGL BTN S24 AND S30 15/18
BKN 800/1800FT AGL BTN S24 AND S30 15/18 OCNL TCU/CB 3000/ABV
10000FT AGL N OF S24 W OF W053 15/18 ISOL TCU/CB 3000/ABV 10000FT
AGL S OF S30 ICE: 12/15 SEV/MOD ABV FL120 S OF S26 15/18 SEV/MOD ABV
FL120 BTN S24 AND S30 TURB: MOD ABV FL025 SECN II PSYS: 12 L 1007 HPA
S2600 W06200 STNR NC 12 FRONT S2800 W05700 TO S3600 W03000 MOV
E/NE 10KT NC WIND/T: 2000FT: 100/24KT PS18 S OF S30 VRB/22KT PS20 BTN
S26 AND S30 360/14KT PS27 N OF S26 5000FT: 110/15KT PS14 S OF S31
270/24KT PS18 BTN S26 AND S31 340/22KT PS23 N OF S26 10000FT: 270/35KT
PS07 S OF S26 300/15KT PS10 N OF S26 CLD: 12/15 SCT/BKN CUSC
1800/6000FT AGL S OF S26 12/15 SCT/BKN ACAS 7000/ABV 10000FT AGL S OF
S26 15/18 SCT/BKN CUSC 1800/6000FT AGL S OF S24 15/18 SCT/BKN ACAS
7000/ABV 10000FT AGL S OF S24 15/18 SCT CUSC 2500/6000FT AGL N OF S24
W OF W053 FZLVL: ABV 10000FT AMSL MNM QNH: 1010HPA VA: NIL=

```

Figura 9 - Previsão de área para voos em níveis baixos - GAMET.

Por meio da visualização de imagem do espectro infravermelho da Região Sul do Brasil, foi possível verificar que havia a presença de uma linha de instabilidade atmosférica formando-se sobre a região sul/sudeste do Paraguai, estendendo-se até a região noroeste do Rio Grande do Sul e centro/oeste de Santa Catarina (Figura 10).

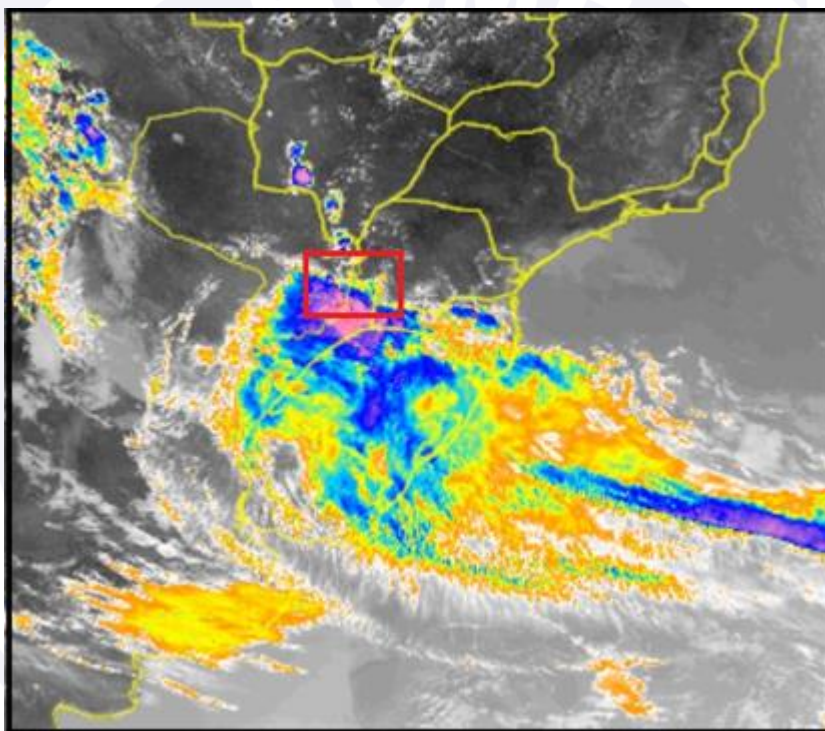


Figura 10 - Imagem do espectro infravermelho do dia 24SET2018, às 16h30min (UTC). A área destacada refere-se ao Aeródromo Cataratas (SBFI).

Às 16h45min (UTC), foi confeccionado um Informe Meteorológico Aeronáutico Especial Seleccionado (SPECI) que reportava a presença de ventos de rajada em superfície com a intensidade de 44kt, trovoadas e precipitação de granizo (Tabela 1).

Localidade	Tipo	Data/Hora	Mensagem
SBFI	METAR	24/09/2018 16:00	METAR SBFI 241600Z 36012KT 9999 TS FEW030CB SCT040 BKN100 34/18 Q1010=
SBFI	SPECI	24/09/2018 16:00	SPECI SBFI 241645Z 03016G44KT 3000 TSGR SCT020 FEW030CB BKN070 24/22 Q1010=

Tabela 1 - No detalhe, o SPECI de SBFI com previsão para as 16h45min (UTC).

Pouco antes do toque, houve um período de 40 segundos em que a intensidade do vento diminuiu de 19kts para 6,5kts.

Essas variações são representadas graficamente. O ponto de variação da velocidade do vento compreende o intervalo 5146 até 5186 na escala de tempo da figura, enquanto a variação em sua direção pode ser observada no momento do pouso, na escala de tempo 5203 (Figura 11).



Figura 11 - Direção x Velocidade do vento durante a aproximação.

Um anemômetro localizado próximo à cabeceira 14 registrou, às 16h42min (UTC), ventos com intensidade de 4,86 kt e, às 16h43min (UTC), ventos com intensidade de 42,18 kt.

Na Figura 12 é possível visualizar as condições meteorológicas registradas por uma câmera de segurança do aeródromo em dois momentos: à esquerda, com a aeronave na pista, nota-se a precipitação sobre a cabeceira 14; à direita, 1 minuto e 28 segundos após o primeiro registro, nota-se uma chuva intensa sobre o aeródromo.



Figura 12 - Comparativo das imagens da cabeceira 14 em dois momentos: 13h42min11s (Local) (aeronave sobre a pista) e 13h43min39s (Local) (chuva sobre o aeródromo).

Após realizar a interpretação dos arquivos de áudio extraídos do CVFDR, foi possível identificar que, durante a corrida após o pouso da aeronave, nos últimos 500 ft de pista disponíveis, havia forte ruído provocado pela chuva e pedras de granizo.

A Figura 13 representa as condições da pista de pouso (cabeceira 14) e sua *stopway*, 10 minutos após o acidente.



Figura 13 - Vista da cabeceira 14 de SBFI e Stopway, 10 minutos após o acidente.

O fenômeno de *windshear* (Cortante de Vento) é caracterizado por uma rápida mudança na direção ou velocidade do vento. *Windshear* severos podem representar mudanças na velocidade horizontal do vento superiores a 15 kt ou mudanças na velocidade vertical superiores a 500 ft/min.

O *windshear* pode estar associado a *microbursts* (microexplosões). As *microbursts* podem ocorrer em qualquer lugar onde as condições climáticas convectivas (tempestades, pancadas de chuva, virga) ocorram. As observações sugerem que, aproximadamente, cinco por cento de todas as tempestades produzem *microburst*.

As correntes descendentes associadas à *microburst* têm, normalmente, de algumas centenas até 3.000 ft de diâmetro. Quando a corrente descendente atinge o solo, ela se espalha horizontalmente e pode formar um ou mais anéis de vórtices horizontais ao seu redor. A região de escoamento tem, normalmente, de 6.000 a 12.000 ft de diâmetro. Os vórtices horizontais podem se estender a mais de 2.000 ft AGL (Figura 14).

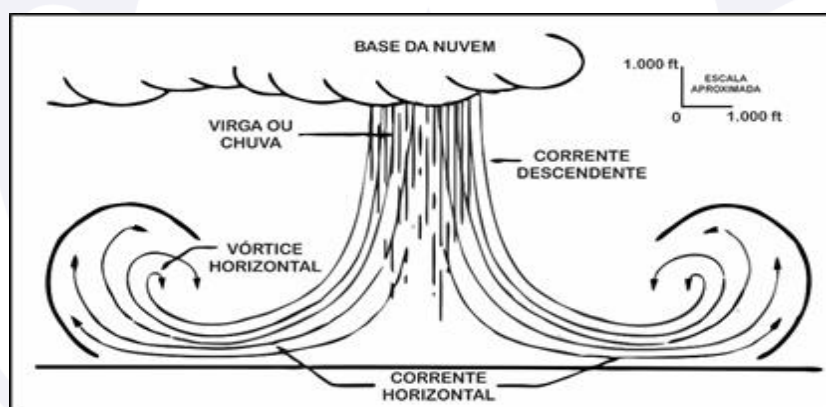


Figura 14 - Ilustração de um fenômeno típico de *windshear*.

As *microbursts* podem ser associadas tanto a chuvas fortes com tempestades como a precipitações mais leves, associadas a nuvens convectivas. Em seu estágio de maior intensidade, as *microbursts* podem ocasionar variações de velocidade do vento da ordem de 45 kt.

### 1.8. Auxílios à navegação.

Nada a relatar.

### 1.9. Comunicações.

De acordo com as transcrições das comunicações entre a aeronave PR-TLZ e os órgãos de controle, verificou-se que a tripulação manteve contato rádio com o Controle de Aproximação (APP-FI) e a Torre de Controle de Foz do Iguaçu (TWR-FI) e que não houve anormalidade técnica de equipamentos de comunicação durante o voo.

Às 16h03min20s (UTC), o piloto foi informado pelo APP-FI que o campo (SBFI) estava operando sob condições visuais, com vento predominante norte, intensidade de 11 kt e que a pista em uso era a 32.

Às 16h03min36s (UTC), o piloto questionou o APP-FI se as formações meteorológicas avistadas estariam próximas ao aeródromo.

Às 16h03min42s (UTC), o APP-FI informou ao piloto que as formações estavam em torno do aeródromo, que havia aeronaves efetuando desvios e que existia uma grande massa se aproximando pelo Paraguai.

Às 16h23min47s (UTC), o APP-FI informou ao piloto quanto à presença de chuvisco sobre o campo e que a pista estava molhada a partir de então.

Às 16h36min14s (UTC), o APP-FI informou ao piloto que havia chuva leve sobre o aeródromo (SBFI).

Às 16h40min41s (UTC), na final para pouso, a TWR-FI autorizou o pouso da aeronave na cabeceira 32 de SBFI, reportando vento de 270° de direção com 12 kt de intensidade.

Às 16h42min06s (UTC), a TWR-FI informou o horário do pouso ao piloto e emitiu instruções para a realização do táxi da aeronave.

A partir de então, foram emitidas 10 mensagens da TWR-FI à aeronave, sem obter resposta.

Havia uma aeronave de operação comercial regular, aguardando no ponto de espera da cabeceira 32 de SBFI. Trinta segundos após a TWR-FI informar o horário de pouso à aeronave PR-TLZ, essa aeronave reportou à Torre de Controle que estava recebendo alerta de *windshear*.

#### 1.10. Informações acerca do aeródromo.

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

A pista era de asfalto, com cabeceiras 14/32, dimensões de 2.195 x 45 m, com elevação de 787 ft. A cabeceira 32 possuía 786 ft de altitude e a cabeceira 14 estava a 732 ft de altitude. A diferença entre as cabeceiras era de 54 ft, o que representava 0,75% de *slope* negativo (declive) no sentido da cabeceira 32 para a 14.

As distâncias declaradas de *Take Off Run Available* (TORA - Pista Disponível para Decolagem), *Take Off Distance Available* (TODA - Distância Disponível para Decolagem), *Accelerate-Stop Distance Available* (ASDA - Distância Disponível de Aceleração e Parada) e *Landing Distance Available* (LDA - Distância Disponível de Pouso), correspondiam àquelas descritas na *Aerodrome Chart* (ADC - Carta de Aeródromo), conforme Tabela 2

RWY	TORA(m)	TODA(m)	ASDA(m)	LDA(m)
14	2095	2895	2155	2195
32	2095	2895	2145	2195

Tabela 2 - Distâncias declaradas da pista de SBFI, conforme AIRAC AMDT 02/18 01MAR2018.

A pista possuía duas *stopways* (áreas de escape após as cabeceiras) de asfalto, localizadas após cada uma das cabeceiras. A *stopway* localizada após a cabeceira 14 possuía dimensões de 50 x 45m. A segunda *stopway*, localizada após a cabeceira 32, possuía dimensões de 60 x 45m (Figura 15).



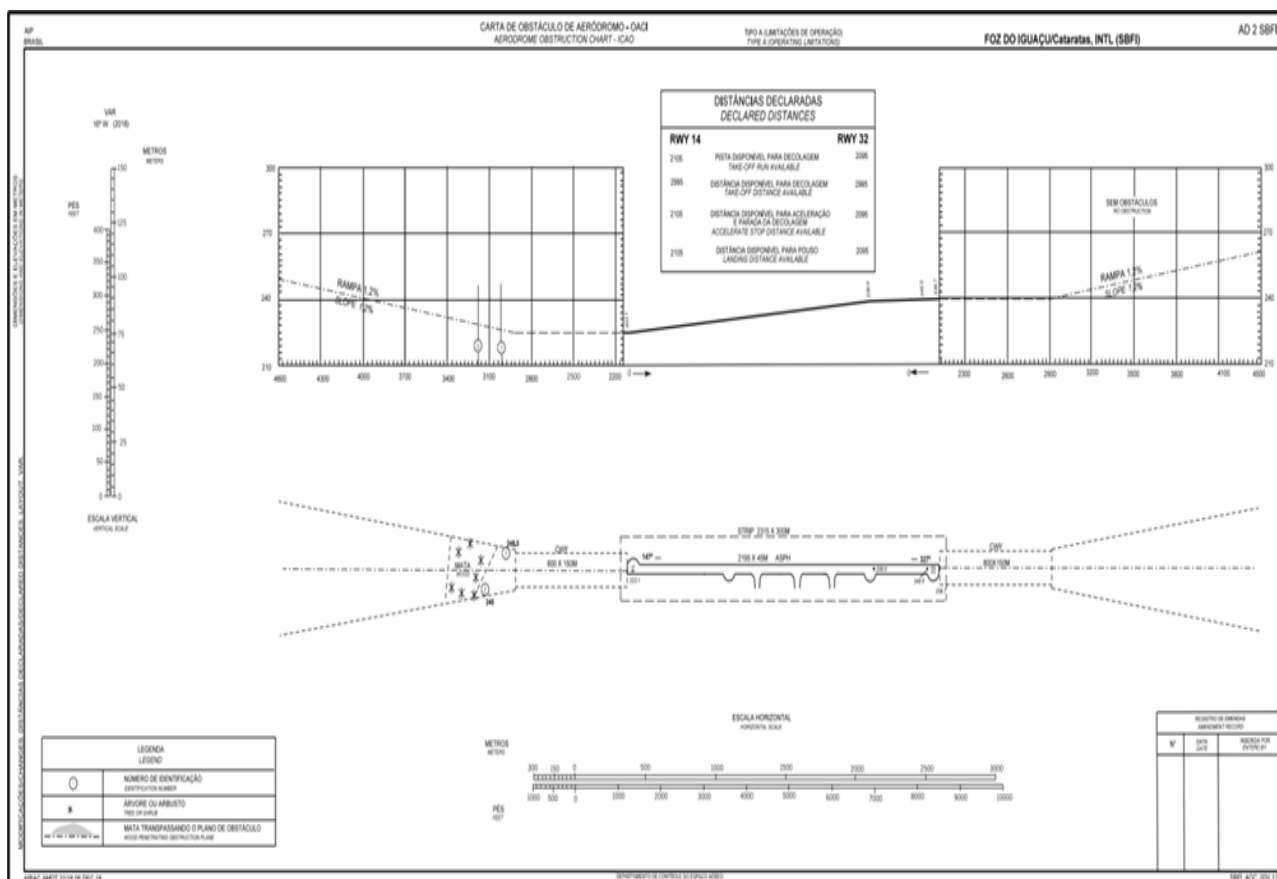


Figura 15 - Carta de obstáculo do Aeródromo de SBFI.

A última medição de coeficiente de atrito da pista havia sido realizada em 06SET2018 e a última medição de macrotextura foi realizada em 28SET2018. As medições de atrito e macrotextura foram realizadas em consonância com as provisões do Regulamento Brasileiro da Aviação Civil (RBAC) 153 (Emenda 02).

De acordo com o relatório de medição de atrito, a pista 14/32 de SBFI foi classificada como “A > Nível Manutenção”, a qual não requeria qualquer ação corretiva. Ainda, segundo o relatório de medição de macrotextura, não existiam trechos da pista 14/32 de SBFI com profundidade média abaixo dos mínimos normativos.

### 1.11. Gravadores de voo.

A aeronave estava equipada com um Gravador de Dados de Voo e de Voz de Cabine (CVFDR W/RIPS), Part Number (PN) 1605-01-00, Serial Number (SN) 1465, fabricado pela *Universal Avionics*.

O gravador de voz e de dados foi encaminhado ao Laboratório de Leitura e Análise de Dados de Gravadores de Voo (LABDATA) do Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos (CENIPA), onde foi realizado o *download* dos dados com sucesso.

O equipamento funcionou normalmente e continha dados relativos ao voo da ocorrência.

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

A aeronave ultrapassou o limite da pista 32, cruzando a cabeceira oposta (14) e a *stopway*.

Ao perceber que iria sair da pista, o piloto comandou uma guinada à direita, parando a 90° em relação à pista (Figura 16).



Figura 16 - Trajetória da aeronave.

Após extrapolar os limites da *stopway*, o avião caiu em um barranco que possuía 7 metros de profundidade. Não houve desprendimento de peças da aeronave (Figura 17).



Figura 17 - Vista do barranco e da aeronave, após a parada total.

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

#### 1.13.1. Aspectos médicos.

Durante a coleta de dados com os tripulantes envolvidos na ocorrência, não foram identificados problemas de saúde que pudessem ter interferido na atividade aérea, sejam eles de ordem física ou mental. Os tripulantes negaram tabagismo ou consumo regular de bebida alcoólica. Não possuíam prescrição de medicamento de uso contínuo, nem histórico de drogadição.

Com relação à inspeção de saúde regular exigida pela ANAC, seus CMA estavam válidos, sem diagnósticos significativos apontados.

Em referência à carga de trabalho dos tripulantes, verificou-se que o voo em questão havia sido o de maior duração nas 48 horas anteriores ao acidente e que o período de descanso foi considerado adequado.

Conforme o histórico médico pregresso, constatou-se que os pilotos não possuíam doenças que pudessem implicar prejuízo no desempenho da pilotagem de aeronave.

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

Nada a relatar.

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

O comandante tinha 39 anos de idade, trabalhava na empresa havia três anos e era responsável pelo controle de manutenção das aeronaves. O copiloto tinha 44 anos de idade e trabalhava na empresa havia três anos.

Os voos eram escalados por demanda do proprietário ou por necessidade de gestores da empresa. Os pilotos realizavam, em média, 170 horas por ano. Eventualmente, ficavam de sobreaviso, aguardando em uma sala da empresa no aeroporto ou em suas residências.

O voo que culminou no acidente estava previsto para o dia 25 de setembro, mas devido às condições climáticas, foi adiantado para o dia 24. No dia do acidente, estavam a bordo o piloto, o copiloto e um passageiro e, segundo a tripulação, não houve intercorrências até o momento do pouso.

Ao avaliar as variáveis individuais e psicossociais relacionadas ao acidente, não foram evidenciadas questões de ordem psicológica que pudessem ter afetado o desempenho dos tripulantes no voo em questão.

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

Não houve fogo.

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

O piloto reportou que, após a parada da aeronave, os procedimentos de corte de motor e de evacuação foram realizados.

O abandono da aeronave se deu pela porta principal e não houve dificuldades adicionais.

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

De acordo com o relato do comandante, os freios da aeronave teriam apresentado pouca efetividade durante a corrida após o pouso. Portanto, foram realizadas pesquisas em coordenação com a *Honda Aircraft Company* (HACI) para verificar as hipóteses de falha do sistema de freio e da ocorrência de hidroplanagem da aeronave.

##### Testes relacionados ao funcionamento do sistema de freios

Quanto ao funcionamento do sistema hidráulico, de acordo com dados obtidos mediante as gravações do CVFDR e da *Central Maintenance Function* (CMF - Função Central de Manutenção), a pressão hidráulica do sistema manteve-se dentro dos parâmetros normais de operação e não foram encontrados indícios de mau funcionamento durante o voo.

Os componentes do sistema de freio foram removidos e encaminhados para a realização de testes na sede da HACI, em *Greensboro*, NC (USA). Os procedimentos técnicos foram executados por profissionais da HACI e acompanhados por representantes do *National Transportation Safety Board* (NTSB) e do Quinto Serviço Regional de Investigação e Prevenção e Acidentes Aeronáuticos (SERIPA V).

A relação de componentes removidos da aeronave para a realização dos testes e seus respectivos SN pode ser visualizada por meio da Tabela 3.

ID	Nomenclature	Serial Number	Notes
01	MASTER CYLINDER	AWB00246	LH Pilot
02	MASTER CYLINDER	AWB00245	RH Pilot
03	MASTER CYLINDER	AWB00244	LH Copilot
04	MASTER CYLINDER	AWB00243	RH Copilot
05	VOLUME COMPENSATOR AND SHUTOFF VALVE	AWB00166	
06	ANTISKID CONTROL AND POWER BRAKE VALVE	0216	
07	BRAKE ASSEMBLY	MAR16/0215	LH MLG
08	BRAKE ASSEMBLY	MAR16/0216	RH MLG
09	WHEEL SPEED TRANSDUCER	0270	LH MLG
10	WHEEL SPEED TRANSDUCER	0271	RH MLG
11	EMERGENCY/PARK BRAKE VALVE	AWB00108	

Tabela 3 - Relação de componentes removidos da aeronave.

Os componentes do sistema de freio da aeronave foram testados de acordo com os protocolos de seu fabricante. A metodologia empregada para a realização dos testes consistiu em sua realização durante duas etapas:

- em um primeiro momento, foram realizadas inspeções visuais e executados testes individuais em todos os componentes. Não foram detectados indícios de qualquer tipo de discrepância ou anormalidade dos componentes em relação aos parâmetros estipulados pelo fabricante. Dessa forma, todos foram considerados “aprovados” nos testes; e
- em um segundo momento, os componentes foram instalados em bancada, a fim de simular o funcionamento do sistema de freio da aeronave e mensurar os resultados obtidos. Cabe ressaltar que não foi possível realizar os testes diretamente na aeronave, devido aos danos sofridos em decorrência do impacto.

Como a bancada não permitia a instalação simultânea dos quatro cilindros mestres do posto do piloto e do copiloto, os testes foram executados com um cilindro instalado de cada vez.

Foram executados quatro testes, alternando a instalação dos cilindros mestres. Em todos, os parâmetros atingidos estavam em conformidade com os estipulados pelo fabricante da aeronave.

A Figura 18 ilustra os resultados obtidos durante a realização do “teste 01”, com o cilindro mestre do posto do piloto instalado. Nota-se que, durante todo o período, a pressão nominal do sistema hidráulico manteve-se estabilizada em 3.000 PSI e, ao simular a aplicação dos freios da aeronave por meio de atuação do cilindro mestre, o sistema atingiu o valor de 3.000 PSI, conforme preconizado pelo fabricante.

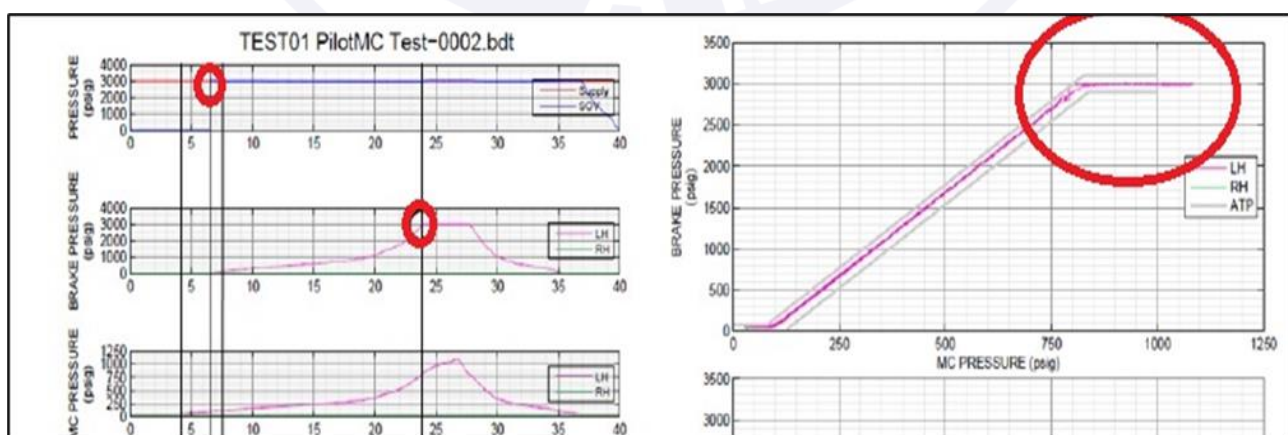


Figura 18 - Resultado do teste de pressão 01, realizado em bancada.

Após a realização dos procedimentos na HACI, a PBV foi encaminhada para novos testes e desmontagem em seu fabricante, a *Crane Aerospace & Electronics*. O procedimento foi acompanhado por um representante do NTSB e por técnicos da HACI e da Crane.

A PBV possuía 64 horas e 48 minutos de operação e 64 ciclos, desde a sua instalação na aeronave até a ocasião do acidente.

A válvula foi inspecionada e nenhum dano visual foi observado. Foi retirada uma amostra de óleo de seu interior e realizada a verificação quanto à limpeza e eventuais impurezas.

Não foram encontradas impurezas no óleo e a unidade foi aprovada em todos os requisitos técnicos de seu fabricante.

Por meio da Figura 19 é possível verificar que, durante testes de pressão realizados com ambos os freios (esquerdo e direito), o sistema atingiu a pressão de 3.000 PSI.

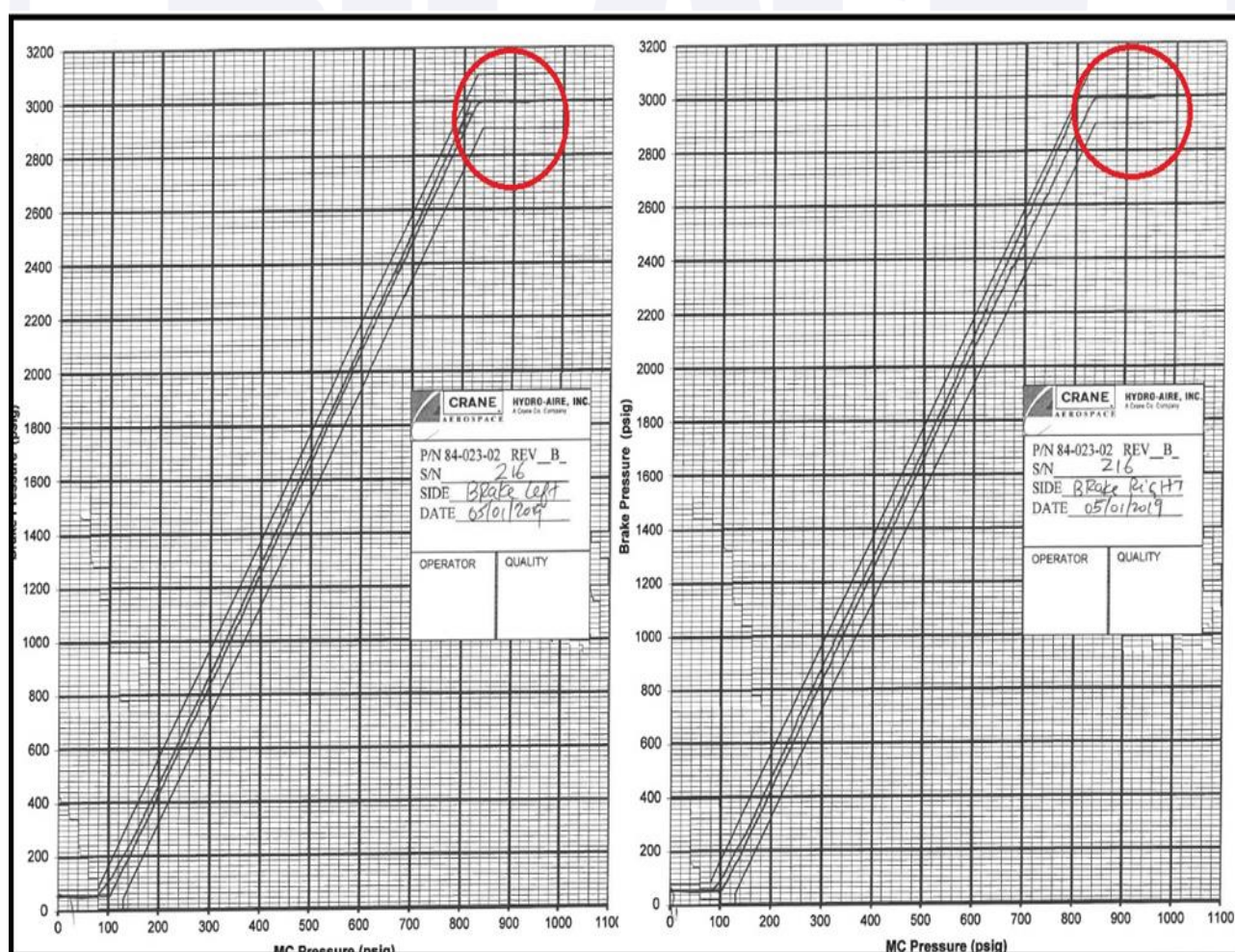


Figura 19 - Resultado de testes de medição de pressão realizados na PBV.

### Pesquisas relacionadas à hidroplanagem.

Uma câmera de vigilância do aeródromo registrou imagens do momento do pouso, nas quais foi possível verificar um *spray* formado na parte de traz da aeronave, denotando a existência de uma quantidade significativa de água na pista (Figura 20).

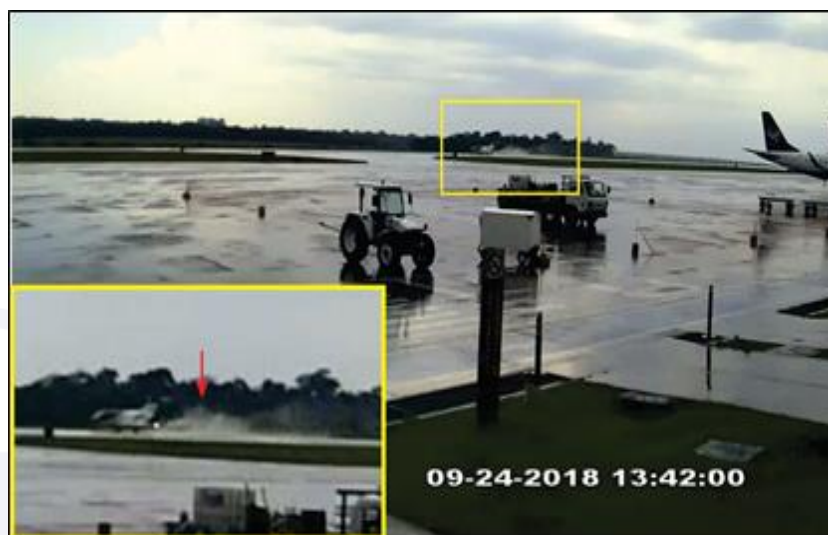


Figura 20 - Detalhe da corrida de pouso, com destaque para o *spray* formado na parte de traz da aeronave.

O Departamento de Ciências de Voo da *Honda Aircraft Company* desenvolveu a curva  $7.5 \sqrt{p}$  para modelar a hidroplanagem prevista para a aeronave HA-420 com a pressão normal dos pneus principais de 215 PSI. O resultado dessa curva correspondeu a uma velocidade de hidroplanagem estimada em 110 kt (Figura 21).

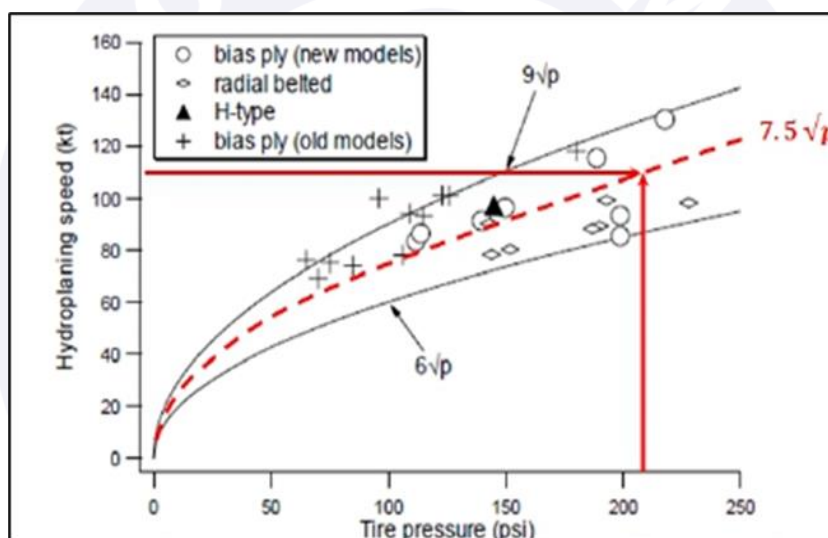


Figura 21 - Velocidades experimentais de hidroplanagem em função da pressão dos pneus da aeronave HA-420.

A Figura 22 mostra a *Calibrated Airspeed* (CAS - Velocidade Calibrada), e a *ground speed* (velocidade em relação ao solo) da aeronave ao longo do tempo, com o *Time 0* (tempo de início) definido como o ponto de toque estimado. As linhas de referência de velocidade estão incluídas em valores para  $V_{REF}$  Nominal, *Nominal Touchdown Speed* (velocidade nominal de toque na pista), velocidade estimada de hidroplanagem (pressão dos pneus  $7,5 \times \text{SQRT}$ ) e 85% da velocidade de hidroplanagem.

O primeiro gráfico mostra que a *ground speed* foi maior que a CAS durante os primeiros 26 segundos do pouso, indicando um vento de cauda. A CAS torna-se maior do que a *ground speed* durante o rápido aumento da CAS a partir de 30 segundos após o *touchdown* (Figura 22). O gráfico também mostra que, a 50 ft AGL, a CAS era, aproximadamente, 117 kt.

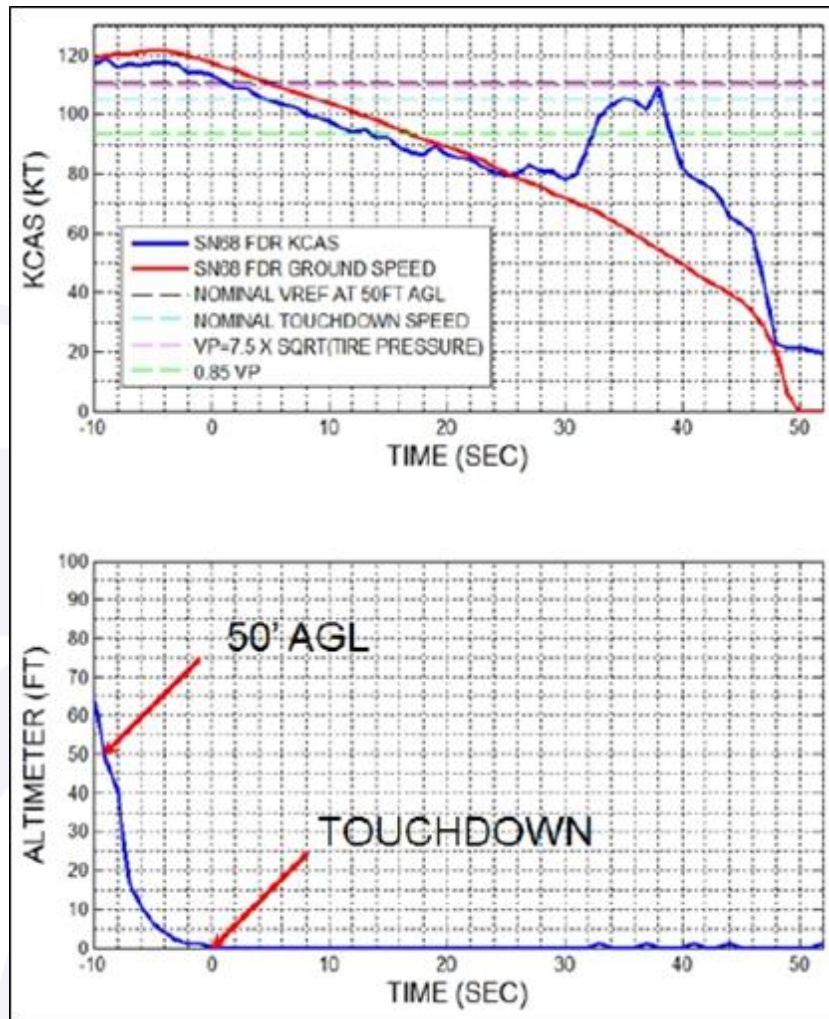


Figura 12 - Velocidade e altura (AGL) vs Tempo, *Touchdown* em  $T=0$ .

A Figura 23 mostra a desaceleração da aeronave registrada após o *touchdown* (linha vermelha) em comparação com uma curva de modelo aerodinâmico da *Honda Aircraft*, mostrando a desaceleração de arrasto aerodinâmico prevista (linha preta, sem freios de aeronave aplicados). Fica evidente pela figura que forças, além do arrasto aerodinâmico, agiram para desacelerar a aeronave após o *touchdown*.

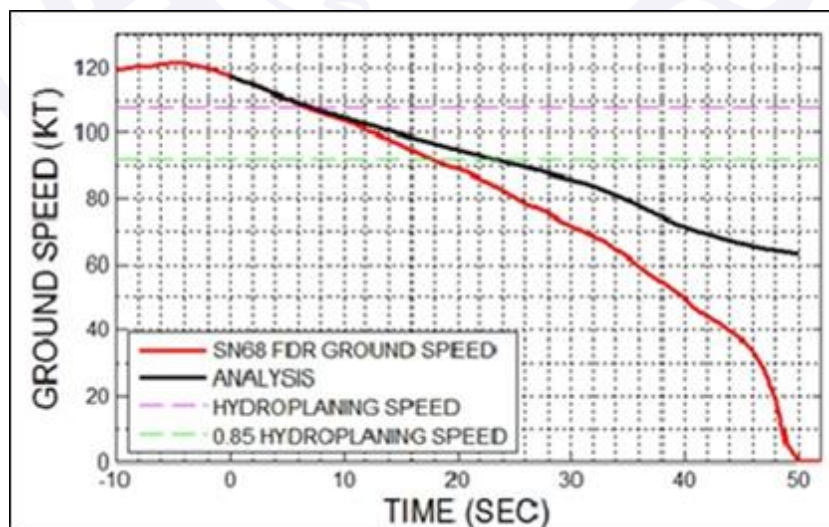


Figura 23 - Modelo de arrasto aerodinâmico (linha preta) e curva de desaceleração em relação ao solo (linha vermelha).

A *Advisory Circular AC 25-31 da Federal Aviation Administration (FAA)* fornecia dados padronizados para o cálculo das operações em pistas contaminadas e fornecia, especificamente, coeficientes estimados de frenagem das rodas em função da condição da superfície da pista.

A Figura 24 é derivada de dados do coeficiente de frenagem da AC 25-31 e gráficos de coeficientes de frenagem da pista molhada em relação à *ground speed* para vários níveis de contaminação por água na pista.

As linhas horizontais sólidas retratam condições de uma pista molhada (FAA WET RWY BRK MU - DEPTH<3mm), uma pista muito molhada (FAA WET RWY BRK MU - DEPTH>3mm) e uma pista muito molhada com hidroplanagem (FAA WET RWY BRK MU - DEPTH>3mm&HYDROPLANING). Qualquer ponto de dados abaixo da linha vermelha indica um potencial para hidroplanagem.

O coeficiente simulado de frenagem para o PR-TLZ, assumindo um valor “0” para todas as velocidades, é mapeado na Figura 24 (círculos pretos). Isso equivale a nenhuma frenagem e que a desaceleração esperada corresponderia à linha preta mostrada na Figura 23 (apenas frenagem aerodinâmica).

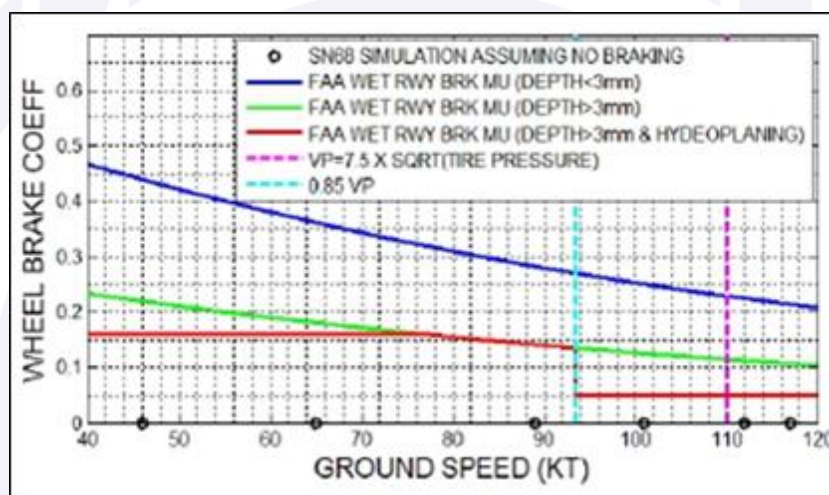


Figura 24 - Apenas arrasto aerodinâmico (círculos pretos, coeficiente de freio = 0 para todas as velocidades) pontos de dados em comparação com as curvas de frenagem do modelo FAA para uma pista molhada com várias profundidades de água.

Se os coeficientes de frenagem da aeronave (círculos pretos) forem progressivamente ajustados até que a curva preta do modelo seja representada e se a Figura 23 corresponder à curva real de desaceleração da aeronave na mesma figura, o ajuste da curva produzirá os valores do coeficiente de frenagem representados nas velocidades listadas na Tabela 4.

As Figuras 25 a 29 descrevem como o ajuste da curva progride à medida que os valores do coeficiente de frenagem são ajustados para corresponder à curva de análise com a curva de *ground speed* (SN68). Os valores do coeficiente de frenagem são aplicados progressivamente até que a curva de análise corresponda à curva de velocidade do solo SN68, rendendo os valores na Tabela 4.

Para melhor entendimento, os coeficientes de frenagem são representados pelo símbolo CF subscrito pelo parâmetro de tempo de corrida no solo da aeronave, em que T representa o instante do toque na pista (*Touchdown*) acrescido do tempo de corrida no solo.

Cada etapa do ajuste da curva é mostrado conforme se segue:

- Figura 25 - Coeficientes de Frenagem:  $CF_T = 0$ ;  $CF_{T+4} = 0,04$ , constante após;
- Figura 26 - Coeficientes de Frenagem:  $CF_T = 0$ ;  $CF_{T+4} = 0,04$ ;  $CF_{T+12} = 0,08$ , constante após;



- Figura 27 - Coeficientes de Frenagem:  $CF_T = 0$ ;  $CF_{T+4} = 0,04$ ;  $C_{T+12} = 0,08$ ;  $CF_{T+18} = 0,10$ , constante após;
- Figura 28 - Coeficientes de Frenagem:  $CF_T = 0$ ;  $CF_{T+4} = 0,04$ ;  $C_{T+12} = 0,08$ ;  $CF_{T+18} = 0,10$ ;  $C_{T+34} = 0,19$ , constante após;
- Figura 29 - Coeficientes de Frenagem:  $CF_T = 0$ ;  $CF_{T+4} = 0,04$ ;  $C_{T+12} = 0,08$ ;  $CF_{T+18} = 0,10$ ;  $C_{T+34} = 0,19$ ;  $CF_{T+46} = 0,65$ .

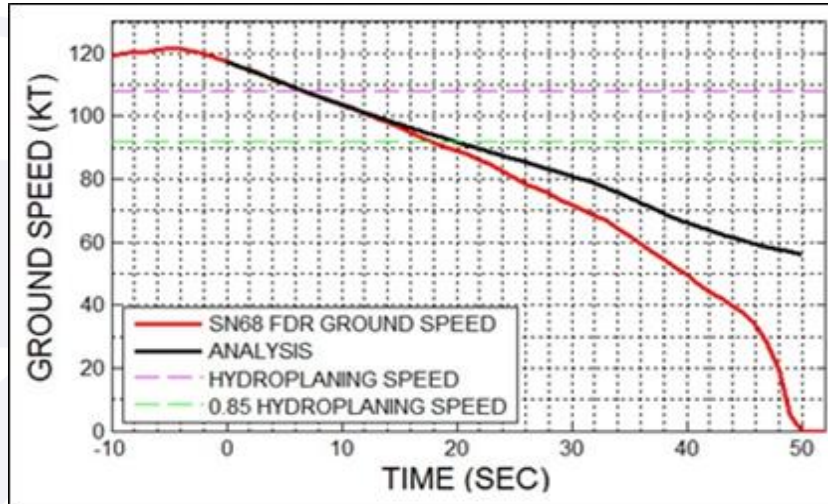


Figura 25 - Análise da curva do coeficiente de frenagem ajustado para *Touchdown*, T+4.

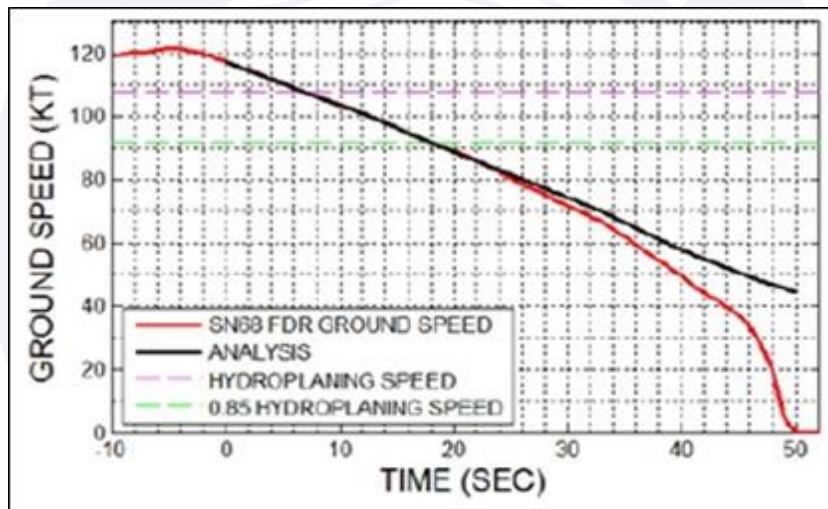


Figura 26 - Análise da curva do coeficiente de frenagem ajustado para *Touchdown*, T+4, T+12.

INTENCIONALMENTE EM BRANCO

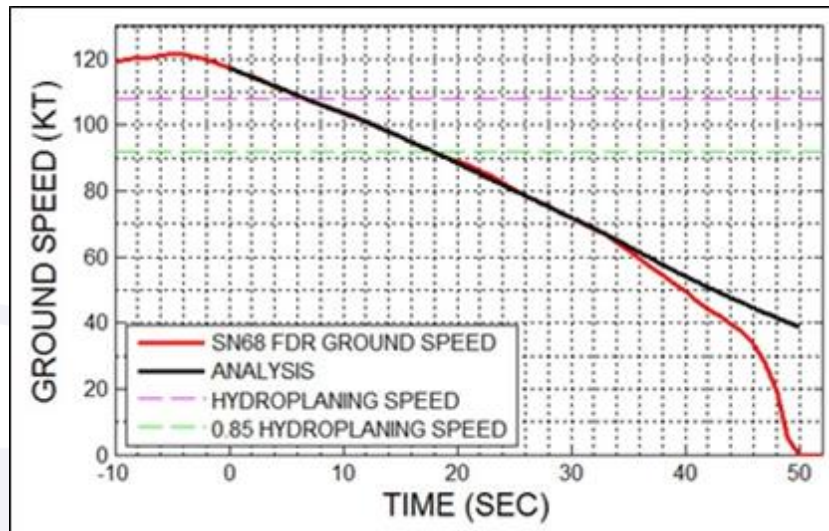


Figura 27 - Análise da curva do coeficiente de frenagem ajustado para Touchdown, T+4, T+12, T+18.

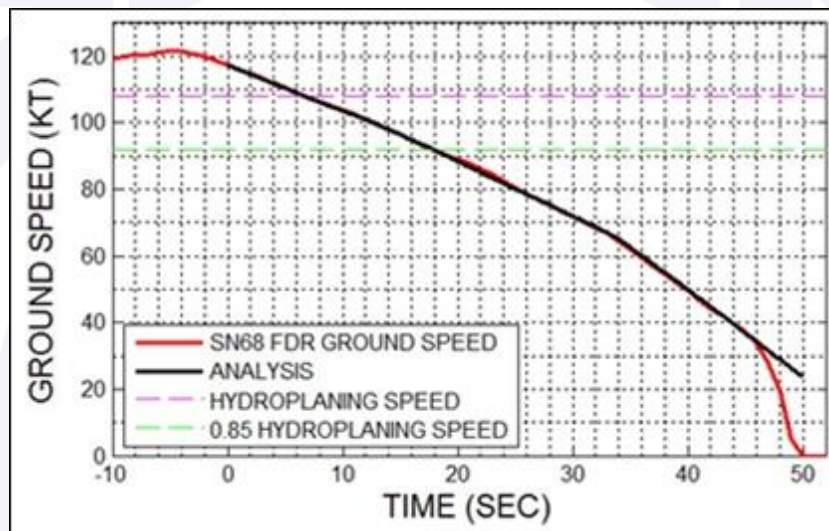


Figura 28 - Análise da curva do coeficiente de frenagem ajustado para Touchdown, T+4, T+12, T+18, T+34.

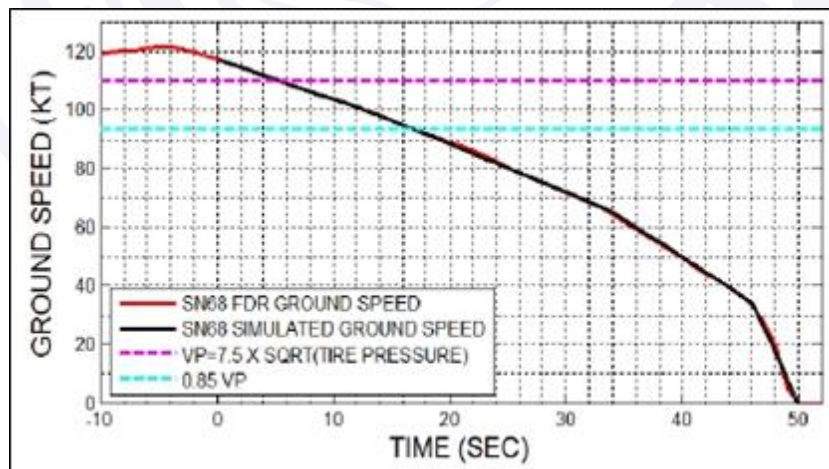


Figura 29 - Análise da curva do coeficiente de frenagem ajustado para Touchdown, T+4, T+12, T+18, T+34, T+46.

TIME AFTER TOUCHDOWN (SEC)	GROUND SPEED (KNOTS)	WHEEL BRAKING COEFFICIENT
0 (T)	117	0
T+4	112	0.04
T+12	101	0.08
T+18	89	0.10
T+34	65	0.19
T+46	46	0.65

Tabela 4 - *Ground Speed* e coeficiente estimado de frenagem da roda durante a corrida de pouso.

A Figura 30 mostra os seis valores da curva da Tabela 4 correspondentes aos coeficientes de frenagem SN68 (círculos pretos) para várias profundidades de água na pista.

Três dos valores de coeficiente de frenagem em maior velocidade (*Touchdown*, T+4 e T+18) estão abaixo da curva de hidroplanagem das aeronaves testadas experimentalmente pela FAA. Nesses pontos, a desaceleração estimada da aeronave corresponde ao que seria esperado de uma aeronave em hidroplanagem. Dois pontos de dados (T+12 e T+34) ficam acima da curva de hidroplanagem da FAA.

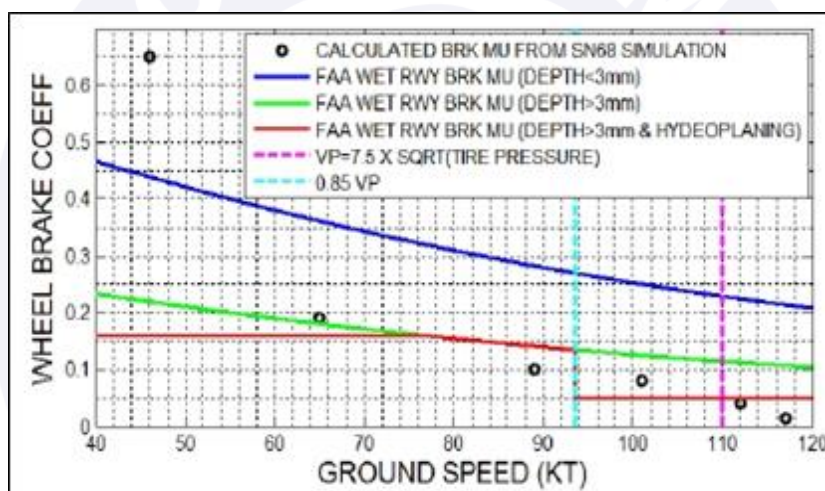


Figura 30 - Pontos de dados de coeficiente de frenagem (círculos pretos) em comparação com as curvas de frenagem do modelo FAA para uma pista molhada com várias profundidades de água.

Tendo derivado valores estimados de coeficiente de frenagem em diferentes velocidades, combinando a desaceleração de aeronaves modeladas com a velocidade real registrada pelo CVFDR e, em seguida, comparando os coeficientes de frenagem com as curvas do modelo FAA para pistas molhadas, a análise mostra que a desaceleração estimada da aeronave correspondeu ao que seria esperado em uma pista muito molhada (> 3mm de água) com hidroplanagem dos pneus nas velocidades mais altas.

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

Segundo relatos, os tripulantes contratados para operar essa aeronave foram submetidos a processo formal de recrutamento e seleção por psicólogo da empresa. Ademais, foram submetidos à avaliação técnica em uma empresa de aviação que operava o mesmo modelo de aeronave, além de terem sido verificadas as referências profissionais anteriores.

### 1.18. Informações operacionais.

A aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento especificados pelo fabricante.

O voo seguinte iria transportar quatro passageiros a partir do município de Foz do Iguaçu, PR, para o município de Goiânia, GO.

Devido ao fato de a aeronave e a tripulação estarem sediadas em Curitiba, PR, foi necessário realizar o deslocamento de SBCT para SBFI, a fim de dar início aos voos planejados.

Decidiu-se que o voo de SBCT para SBFI se daria no dia 24SET2018, antes das 17h00min (UTC), pois havia a previsão de degradação das condições meteorológicas no aeródromo de destino (SBFI). A decolagem ocorreu às 15h40min (UTC) e o voo prosseguiu sem anormalidades em rota.

O peso básico operacional da aeronave era de 7.239,8 lb e esta foi abastecida com 2.680 lb (QAV-1). Acrescidos o peso da tripulação, passageiro, bagagens e provisões de comissaria, obteve-se um peso de decolagem de 10.580 lb. O peso máximo de decolagem (PMD) da aeronave estipulado pelo seu fabricante era de 10.600 lb.

Por meio da degravação de dados de voo da aeronave, verificou-se que a etapa teve a duração de 62 minutos e que esta consumiu 900 lb de combustível.

O peso estimado de pouso, em SBFI, foi de, aproximadamente, 9.600 lb. O peso máximo de pouso estipulado pelo fabricante era de 9.860 lb e o cálculo do centro de gravidade (CG) da aeronave indicou que ela estava dentro dos parâmetros previstos.

Com a finalidade de calcular os parâmetros para a realização do pouso em SBFI, foi utilizada a tabela do *Aircraft Flight Manual* (AFM - Manual de Voo de Aeronave), pág. 236, seção 5, para a obtenção do comprimento de pista requerido. Cabe ressaltar que os valores aplicados nessa tabela se referiam às condições de pista seca, inclinação zero e vento nulo. Não foi utilizada interpolação, o peso considerado da aeronave foi de 9.600 lb e a altitude do campo de 786 ft. Dessa forma, a distância de aterrissagem requerida para essas condições foi calculada em 3.631 ft (1.107 m), conforme observado na Tabela 5.

INTENCIONALMENTE EM BRANCO

Uncorrected Landing Field Length [feet]								
Dry Runway, Zero Slope, No Wind								
Flaps LDG, Ice Protection Off								
ALT [ft]	TEMP [°C]	Landing Weight [lb]						
		7600	8000	8500	9000	9500	9860	10600
		VREF [KIAS]						
		100	102	105	108	111	113	117
-1000	-40	2539	2602	2703	2802	2900	2970	3112
	15	2906	2981	3101	3219	3335	3418	3587
	25	2973	3051	3173	3294	3414	3500	3674
	35	3041	3120	3246	3371	3494	3581	3760
	45	3108	3190	3319	3446	3573	3663	3846
	50	3141	3224	3355	3484	3612	3703	3889
	55	3174	3258	3390	3521	3651	3743	3931
Sea Level	-40	2596	2662	2765	2867	2968	3040	3186
	15	2976	3054	3177	3298	3418	3504	3678
	25	3046	3126	3252	3377	3500	3588	3767
	35	3116	3198	3327	3455	3582	3672	3856
	45	3185	3269	3402	3534	3663	3756	3945
	50	3219	3305	3439	3572	3704	3797	3989
	55	3253	3340	3476	3611	3744	3839	4032
1000	-40	2657	2724	2830	2935	3039	3113	3264
	10	3014	3093	3218	3341	3462	3549	3726
	20	3085	3167	3295	3422	3547	3636	3818
	30	3157	3241	3373	3503	3631	3723	3910
	40	3229	3315	3450	3583	3715	3810	4001
	45	3265	3352	3488	3624	3757	3853	4047
	50	3300	3388	3526	3663	3799	3895	4092
2000	-40	2721	2791	2900	3008	3115	3191	3346
	10	3090	3172	3300	3427	3552	3642	3823
	20	3165	3249	3381	3511	3640	3731	3919
	30	3239	3325	3461	3594	3727	3821	4013
	40	3313	3402	3540	3678	3813	3910	4108
	45	3349	3439	3580	3719	3856	3955	4155
	50	3386	3477	3619	3760	3899	3998	4201

Tabela 5 - Distância de aterragem não fatorada (AFM, pág. 236, seção 5).

De acordo com os dados obtidos por meio da gravação do CVFDR, foi possível verificar que, na ocasião do pouso da aeronave (escala de tempo 5203), a velocidade em relação ao solo era 3,5 kt superior à velocidade calibrada. Sendo assim, pressupôs-se que havia uma componente de vento de cauda, com intensidade de 3,5 kt (Figura 31).

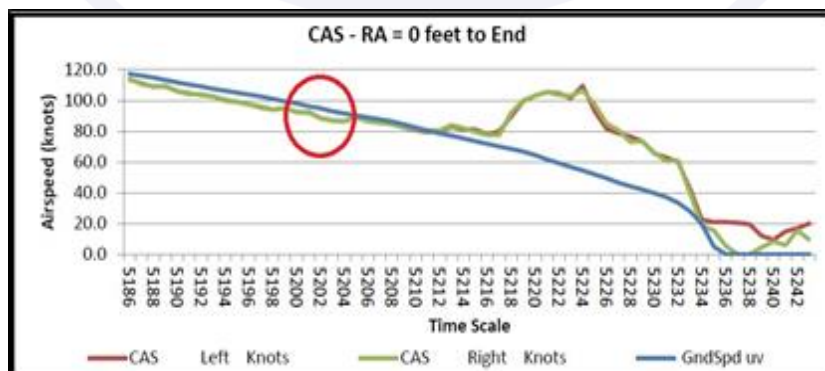


Figura 31 - Velocidade calibrada x ground speed.

Assim, ao utilizar a tabela de correção de vento (AFM, pág. 239, seção 5), verificou-se que seria necessário acrescentar 278 ft à distância de 3.631 ft, totalizando 3.909 ft (1.191 m).

A seguir, foi realizada a correção devido ao gradiente negativo da pista 32, o qual correspondia a 0,75% (vide Item 1.10 - Informações acerca do aeródromo). Após a correção, houve o acréscimo de 730ft à distância de 3.909 ft, totalizando 4.639 ft (1.414 m).

Devido ao fato de a pista estar molhada, houve, ainda, o acréscimo de 30% na distância de pouso, totalizando 6.031 ft (1.838 m).

A análise dos parâmetros de voo da aeronave, obtidos por meio da degravação do CVFDR indicou que, durante a aproximação final, não houve variações significativas no ângulo da rampa.

A velocidade de Referência ( $V_{REF}$ ) prevista no AFM a 50 ft AGL era de 111 KCAS, porém o gravador de dados de voo registrou a velocidade de 118 KCAS. A *ground speed* prevista para o toque era de 105 KGS, no entanto, a velocidade registrada no gravador foi de 117,3 KGS (Tabela 6).

ALTITUDE	NOMINAL	SN68 FDR
50 FT AGL	111 KCAS ( $V_{ref}$ )	118 KCAS
Touchdown	105 KGS	117.3 KGS

Tabela 6 - Velocidades previstas x velocidades registradas no FDR da aeronave.

De acordo com a modelagem aerodinâmica do Departamento de Ciências de Voo da Honda para uma pista seca, plana e sem vento, a realização de um pouso com velocidade 8,5 kt além da nominal prevista, implicaria um incremento de 400 ft na distância de pouso sobre a tabela publicada no AFM.

Acrescentando-se 400 ft ao valor de 6.031 ft encontrado anteriormente, obteve-se a distância de pouso de 6.431 ft (1.960m).

A representação de dados obtidos por meio da degravação do CVFDR indicou que o toque na pista ocorreu na *Touchdown Zone* (TDZ - Zona de Contato), cerca de 70 m antes da marca de 1.000 ft, conforme ilustrado pela Figura 32.



Figura 32 - Ponto de toque na pista em relação à cabeceira 32.

Dados extraídos da CMF demonstraram que, durante a corrida após o pouso, ocorreu alguma espécie de anomalia de velocidade indicada, que ocasionou um súbito aumento da velocidade calibrada da aeronave.

Conforme a Figura 33, nota-se que, a partir de 16:42:21, a velocidade calibrada começa a aumentar, de forma repentina em, aproximadamente, 32 kt, vindo a diminuir novamente em 16:42:34. O ponto "A" mostra o momento do toque da aeronave na pista (16:41:52). O ponto "B" representa o momento em que a aeronave extrapola os limites da pista de pouso (16:42:36). A área circulada, na cor vermelha, indica o intervalo de ocorrência de variação na velocidade calibrada da aeronave iniciada 30 segundos após o toque na pista.

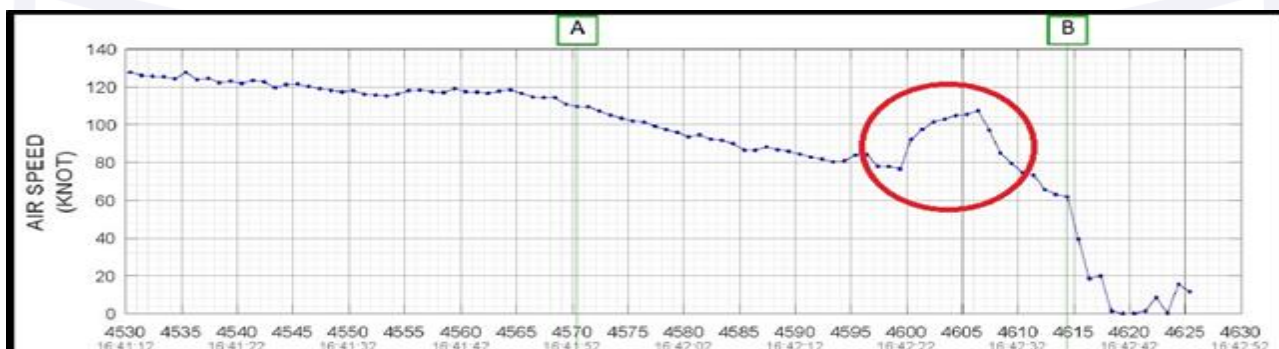


Figura 33 - Variação na velocidade calibrada da aeronave.

Conforme observado na Figura 34, durante esse evento, não houve incremento na potência desenvolvida pelos motores da aeronave. A área circunscrita em vermelho indica o momento do toque da aeronave na pista (16:41:52). Também, não houve alteração no regime dos motores (% N1) durante a corrida após o pouso.

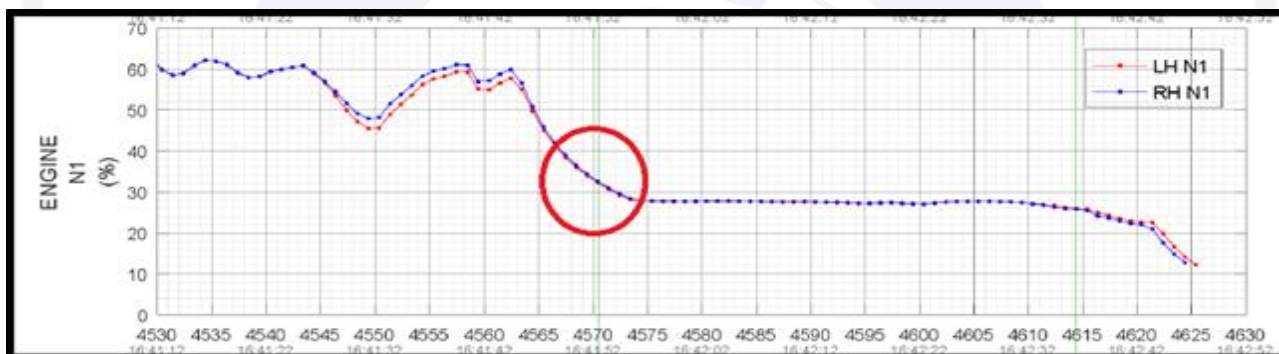


Figura 34 - Variação de N1 dos motores da aeronave.

Por meio de dados de voo obtidos pela degravação do CVFDR, foi possível ilustrar a desaceleração da aeronave, de 100 kt para 60 kt (Figura 35).

INTENCIONALMENTE EM BRANCO



Figura 35 - Representação da distância percorrida pela aeronave a partir do ponto de 100 KGS até 60 KGS.

Os gravadores de dados de voo da aeronave indicaram que o freio de emergência foi acionado quando restavam 500 ft para o final da pista.

O freio de emergência tinha a sua aplicação prevista para o caso de falha do freio normal. O procedimento estava previsto no AFM (seção 3, pág. 28) para esses casos. No entanto, alertava para a condição de inoperância do *anti-skid* e que a distância percorrida em pista molhada seria acrescida em 100% (Figura 36).

**NORMAL BRAKES FAIL**

---

*Normal wheel brakes have failed*

---

**CAUTION** *Anti-skid will not operate. Avoid cycling the brake handle. Approximately ten applications are available with a fully charged system.*

**NOTE** Gradually pull emergency brake handle until desired braking action is achieved.

**NOTE** Landing distance will increase by 50% on a dry runway and 100% on a wet runway.

**1. EMERGENCY BRAKE ..... Apply gradually**

Figura 36 - Nota do AFM (seção 3, pág. 28) para o procedimento de *Normal Brakes Fail*.

Embora se tratasse de um equipamento opcional, a aeronave estava equipada com *speedbrakes*. De acordo com o relato do comandante e por meio de registros dos gravadores de dados de voo, verificou-se que esse recurso não foi utilizado durante a corrida após o pouso.

O AFM (pág. 28, seção 4) preconizava que os *speedbrakes*, se instalados na aeronave, deveriam ser estendidos após o toque na pista (Figura 37).



LANDING	
1. Thrust Levers.....	IDLE
2. Brakes.....	Apply (after touchdown)
<b>NOTE</b> Establish directional control using rudder and then apply brakes symmetrically during the initial part of the landing rollout.	
3. SPEEDBRAKE (if installed).....	EXT
FAA APPROVED	HJ1-29000-003-001
January 15, 2018	Page 4-28

Figura 37 - Checklist de pouso da aeronave (AFM, pág. 28, seção 4).

Não foram localizados, nos manuais de operação da aeronave, dados que quantificassem a eficácia da utilização dos *speedbrakes*. Em consulta ao fabricante da aeronave, foi informado que a sua utilização poderia reduzir a sua distância de pouso em, aproximadamente, 50 ft.

### 1.19. Informações adicionais.

No final do mês de março de 2018, a FAA publicou uma Diretriz de Aeronavegabilidade (AD - 2018-06-10) que exigia a realização de uma revisão temporária do manual de voo da aeronave HA-420 *Honda Jet*. De acordo com a AD, deveriam ser realizadas algumas verificações nos freios da aeronave, por parte dos pilotos. Além disso, as PBV que possuísem algum defeito deveriam ser substituídas.

A demanda surgiu devido ao histórico de reportes de frenagem assimétrica, durante operações no solo e desaceleração de pouso, que envolveram algumas aeronaves daquele modelo.

Em 15ABR2018, o *Honda Jet* de matrícula N10XN, saiu da pista e atingiu a grama enquanto pousava no Aeroporto *Peachtree DeKalb* (KPKD). Dois dias após, em 17ABR2018, o *Honda Jet* N166HJ saiu da pista ao pousar no Aeroporto Municipal de *Harlan*, em *Iowa* (KHNR). No dia 04MAIO2018, durante o pouso no Aeroporto *Lebanon-Springfield* (FAA LID: 6I2), a aeronave de matrícula N144FF também saiu da pista.

A AD (2018-06-10) foi publicada em 29 de março e entrou em vigor em 13ABR2018.

De acordo com essa Diretriz, foi observado que no interior da PBV havia um superdimensionamento da *O-ring*. O fato poderia acarretar uma eventual fuga de pressão hidráulica na válvula. Esse vazamento possuía tendência de aumentar com o decorrer do tempo, vindo a causar falhas no funcionamento da PBV. Como consequências, poderia haver degradação no desempenho de frenagem e redução do controle direcional da aeronave.

Dessa forma, foram contempladas pela AD as aeronaves HA-420, cujos SN fossem de 42000011 até 42000089 e que possuísem instaladas PBV com PN HJ1-13243-101-005 ou HJ1-13243-101-007. Essas PBV deveriam ser substituídas por outras, mais aprimoradas (PN HJ1-13243-101-009).

Na ocasião do acidente, foi verificado que a aeronave PR-TLZ já possuía instalada a PBV aprimorada, PN HJ1-13243-101-009 (Figura 38).

Airframe Airworthiness Directive Status HA-420 Registration No. _____ S/N 4200068					
A.D. NUMBER EFFECTIVE DATE	SUBJECT/APPLICABILITY	METHOD OF COMPLIANCE	RECURRENT Y/N	DUE @	AGENCY SIGNATURE
2018-06-10 APR-13-18	Power Brake Valve PAV's HJ1-13243-101-005 & -007 HA-420 S/N's 11-89	Power Brake Valve PAV HJ1-13243-101-009 Installed 3-26-18	N	N/A	<i>Adulst</i> FAA CAS 3ND13358

Figura 38 - Registro de instalação da última versão da PBV na aeronave (PN HJ1-13243-101-009).

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

Não houve.

## 2. ANÁLISE.

Tratava-se de um voo de transporte de pessoal, de Curitiba, PR, para o Aeródromo Cataratas (SBFI), Foz do Iguaçu, PR, com objetivo de realizar o transporte de passageiros a partir de SBFI para o município de Goiânia, GO, posteriormente.

Após o pouso na cabeceira 32 de SBFI, a aeronave percorreu toda a extensão da pista, extrapolou os seus limites e caiu em um barranco.

De acordo com o relato do comandante, os freios da aeronave teriam apresentado pouca efetividade durante a corrida após o pouso, fato que teria impedido a parada dentro dos limites da pista.

A aeronave modelo HA-420, PR-TLZ, foi fabricada pela *Honda Aircraft Company* em 2017. A Vistoria Técnica Inicial (VTI) havia sido realizada em 18ABR2018 e a aeronave ainda não havia passado por inspeção ou revisão subsequentes. O Certificado de Aeronavegabilidade (CA) estava válido e as escriturações de célula e motores estavam atualizadas.

Devido ao histórico de reportes de frenagem assimétrica que envolveram algumas aeronaves do modelo HA-420, havia sido emitida uma Diretriz de Aeronavegabilidade (AD 2018-06-10), em março de 2018, a qual determinava a substituição das *Power Brake Valve* (PBV) que possuíam algum defeito.

A investigação constatou que essa AD havia sido cumprida antes do acidente e que a última versão da PBV (PN HJ1-13243-101-009) estava devidamente instalada na aeronave.

Assim, foram realizados testes e pesquisas em coordenação com a *Honda Aircraft Company* (HACI) para verificar a hipótese de falha do sistema de freios da aeronave.

Os dados obtidos por meio da degravação do CVFDR e do CMF da aeronave indicaram que a pressão hidráulica gerada pelo sistema se manteve dentro dos parâmetros normais de operação durante todo o voo.

Os componentes do sistema de freios foram testados individualmente e não apresentaram indícios de qualquer tipo de discrepância ou anormalidade em relação aos parâmetros estipulados pelo fabricante.

Também, foram realizados testes em bancada que resultaram em uma operação normal do sistema com a pressão prevista de 3.000 PSI.

Adicionalmente, foram realizados testes específicos da PBV na sede do fabricante do componente, ocasião em que a pressão hidráulica foi aferida e os resultados encontrados se mostraram em conformidade com o preconizado para a operação normal da aeronave.

Com esses resultados, não foram encontradas evidências de mau funcionamento do sistema de freio da aeronave que pudessem ter acarretado a excursão de pista.

O comandante obteve sua licença de Piloto Privado - Avião (PPR) em 1996 e de Piloto de Linha Aérea - Avião (PLA) em 2007. Suas habilitações de aeronave tipo HA-420, Avião Multimotor Terrestre (MLTE) e Voo por Instrumentos - Avião (IFRA) estavam válidas. Trabalhava havia três anos para aquele operador e, além de exercer a função de tripulante das duas aeronaves pertencentes ao grupo (King Air C90GTI e Honda HA-420), ele também controlava as manutenções. Possuía 5.600 horas totais de voo, sendo 77 horas na aeronave HA-420. O seu CMA estava válido.

O copiloto obteve sua licença de PPR em 2007 e de PCM em 2011. Suas habilitações de aeronave tipo HA-420, MLTE e IFRA estavam válidas. Trabalhava havia três anos para o operador da aeronave. Possuía 660 horas totais de voo, sendo 14 horas na aeronave HA-420. O seu Certificado Médico Aeronáutico (CMA) estava válido.

Desse modo, as qualificações técnicas e a experiência de voo da tripulação, ainda que relativamente baixas no tipo HA-420, foram consideradas adequadas para a operação proposta.

No que tange às interações médicas e psicológicas, não houve evidência de que ponderações de ordem fisiológica, de incapacitação, individuais, psicossociais ou organizacionais tenham afetado o desempenho dos tripulantes em voo.

O voo a partir de SBCT transcorreu sem anormalidades e de acordo com os parâmetros de planejamento estabelecidos pelo fabricante da aeronave.

Os cálculos de desempenho de pouso para o Aeródromo de SBFI, considerando um peso de 9.600 lb, resultaram em uma  $V_{REF}$  de 111 KCAS a 50ft AGL, e o toque na pista previsto foi de 105 KGS.

A análise dos dados do CVFDR indicou que, a 50 ft AGL, a aeronave estava com 118 KCAS e que o pouso foi realizado com uma componente de vento de cauda correspondente a 3,5 kt de intensidade, o que resultou em um toque na pista com 117,3 KGS.

Apesar de os parâmetros registrados no CVFDR indicarem componente de vento de cauda, o vento em solo reportado pela Torre de Controle de Foz do Iguaçu (TWR-FI) foi de 270° com 12 kt, o qual correspondia a uma componente de vento de través esquerdo de 9 kt e uma componente de vento de proa de 8 kt.

A análise dos parâmetros de voo da aeronave, obtidos por meio da degravação do CVFDR indicou que, apesar de a velocidade estar 7 KCAS acima da  $V_{REF}$  durante a aproximação final, não houve variações significativas no ângulo da rampa e que a aproximação pôde ser considerada estabilizada. Adicionalmente, constatou-se que o toque na pista ocorreu na TDZ, cerca de 70 m antes da marca de 1.000 ft.

Ao considerar esses parâmetros apresentados pela aeronave antes do pouso e, ainda, que a pista estava molhada, calculou-se que eram requeridos 6.431 ft (1.960 m) para o pouso. Desse modo, constatou-se que, apesar do excesso de *ground speed* da aeronave, a distância requerida de 6.431 ft (1.960 m) era compatível para a operação, haja vista a LDA da pista 32 de SBFI que correspondia a 7.201 ft (2.195 m).

Desse modo, também ficou descartada a possibilidade de falha operacional relacionada ao planejamento do voo ou de julgamento de pilotagem relacionados aos procedimentos de aproximação e pouso.

No momento do pouso, a pista estava molhada e com uma quantidade significativa de água sobre o pavimento. A análise dos dados de arrasto aerodinâmico e de frenagem da aeronave revelou que a desaceleração estimada correspondeu ao que seria esperado em

uma pista muito molhada (> 3mm de água) com hidroplanagem dos pneus nas velocidades mais altas.

De acordo com o relatório de medição de atrito, a pista de SBFI foi classificada como “A > Nível Manutenção”, a qual não requeria qualquer ação corretiva. Ainda, segundo o relatório de medição de macrot textura, não existiam trechos da pista 14/32 de SBFI com profundidade média abaixo dos mínimos normativos e, portanto, considerou-se que esses parâmetros não contribuíram para a deficiente desaceleração da aeronave.

Adicionalmente, os dados meteorológicos registrados no momento do pouso da aeronave denotaram que houve uma rápida mudança das condições de vento e de precipitação sobre o aeródromo.

Um anemômetro localizado próximo à cabeceira 14 registrou, às 16h42min (UTC), ventos com intensidade de 4,86 kt e, às 16h43min (UTC), ventos com intensidade de 42,18 kt. Imagens de uma câmera de segurança revelaram o início de uma chuva intensa sobre o aeródromo, com precipitação a partir da cabeceira 14, quando a aeronave corria sobre a pista.

Adicionalmente, o SPECI das 16h45min (UTC) reportou a presença de ventos de rajada em superfície com intensidade de 44 kt, trovoadas e precipitação de granizo. A análise do áudio do CVFDR, permitiu confirmar que, durante a corrida após o pouso da aeronave, nos últimos 500 ft de pista disponíveis, havia forte ruído provocado pela chuva e pedras de granizo.

As características da precipitação, associadas às grandes variações de direção e de intensidade do vento, eram condizentes com o fenômeno de *windshear*, resultante de um *microburst*. Essa constatação é corroborada pelo alerta de *windshear* emitido cerca de 30 segundos após o pouso do PR-TLZ por uma aeronave que se encontrava na cabeceira 32, assim como pelas características da precipitação observada sobre a cabeceira 14.

Apesar de estar equipada com um sistema reativo de detecção de *windshear*, não houve qualquer alarme emitido para a tripulação do PR-TLZ. A hipótese considerada para a ausência desse alarme é a de que o *microburst* teve início nas proximidades da cabeceira 14 (oposta à cabeceira em uso) e teria se intensificado quando a aeronave corria sobre a pista.

Além disso, verificou-se que as variações de direção e de intensidade do vento detectadas pelos sensores de bordo durante a aproximação para pouso foram relativamente sutis, de modo que elas podem ter permanecido abaixo dos parâmetros de detecção do equipamento.

A grande variação da intensidade do vento foi registrada pela CMF, como um súbito aumento da velocidade calibrada que atingiu um pico de 32 kt quando a aeronave corria sobre a pista (cerca de 30 segundos após o toque). Essa variação teve duração de 13 segundos e elevou a velocidade indicada de 76 kt para 108 kt.

Desse modo, ao considerar que a velocidade de 108 kt estava muito próxima da  $V_{REF}$  (111 KCAS), pode-se afirmar que esse fenômeno alterou as condições de sustentação da aeronave e, conseqüentemente, reduziu a aderência dos pneus sobre o solo, acarretando uma frenagem deficiente nos trechos em que a aeronave já se encontrava com a *ground speed* mais baixa e fora do efeito de aquaplanagem.

Adicionalmente, constatou-se que o freio de emergência foi acionado quando restavam 500 ft para o final da pista. Ao considerar que a utilização desse recurso implicava a inoperância do *anti-skid* e que a distância percorrida em pista molhada seria acrescida em 100% nessas condições, concluiu-se que esse fato também contribuiu para a redução de eficiência de frenagem naquele trecho final da pista.

Por fim, deve-se considerar que os *speedbrakes* não foram estendidos durante a corrida após o pouso, conforme previsto no *Aircraft Flight Manual* (AFM). Esse dispositivo era opcional na aeronave e, segundo o fabricante, a sua utilização poderia reduzir a distância de parada em, aproximadamente, 50 ft. Apesar da sua baixa contribuição para a redução da distância de pouso, os *speedbrakes* representam um recurso de desaceleração por meio de arrasto aerodinâmico que não deve ser desprezado, principalmente durante o pouso em pistas molhadas.

### 3. CONCLUSÕES.

#### 3.1. Fatos.

- a) os pilotos estavam com os Certificados Médicos Aeronáuticos (CMA) válidos;
- b) os pilotos estavam com as habilitações de aeronave tipo HA-420, Avião Multimotor Terrestre (MLTE) e Voo por Instrumentos - Avião (IFRA) válidas;
- c) o comandante e o copiloto estavam qualificados e possuíam 77 horas e 14 horas no modelo da aeronave, respectivamente;
- d) não houve evidência de que ponderações de ordem fisiológica, de incapacitação, individuais, psicossociais ou organizacionais tenham afetado o desempenho dos tripulantes em voo;
- e) a aeronave estava com o Certificado de Aeronavegabilidade (CA) válido;
- f) a aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento;
- g) as escriturações das cadernetas de célula e motores estavam atualizadas;
- h) a aeronave possuía instalada a última versão da *Power Brake Valve* (PBV) (PN HJ1-13243-101-009);
- i) as condições meteorológicas eram propícias à realização do voo em rota;
- j) a aeronave decolou de SBCT com dois tripulantes e um passageiro a bordo, a fim de realizar o traslado para SBF1;
- k) o voo transcorreu normalmente, durante a rota;
- l) não houve variações significativas no ângulo da rampa durante a aproximação final;
- m) a aproximação foi considerada estabilizada;
- n) a distância requerida de 6.431ft (1.960m) para o pouso era compatível para a operação, visto que a LDA da pista 32 de SBF1 correspondia a 7.201ft (2.195m);
- o) não houve evidências de mau funcionamento do sistema de freio da aeronave que pudessem ter acarretado a excursão de pista;
- p) no momento do pouso, a pista estava molhada e com uma quantidade significativa de água sobre o pavimento;
- q) a desaceleração estimada correspondeu ao que seria esperado em uma pista muito molhada (> 3mm de água) com hidroplanagem dos pneus nas velocidades mais altas;
- r) as medições de atrito e de macrotextura apresentavam parâmetros normais e não contribuíram para a deficiente desaceleração da aeronave;
- s) as características da precipitação sobre a cabeceira 14 associadas às grandes variações de direção e de intensidade do vento eram condizentes com o fenômeno de *windshear*, resultante de um *microburst*;

- t) os sensores da aeronave PR-TLZ não detectaram a ocorrência de *windshear* durante a aproximação para pouso;
- u) um súbito aumento da velocidade calibrada que atingiu um pico de 32kt alterou a sustentação da aeronave e, conseqüentemente, reduziu a aderência dos pneus sobre o solo, acarretando uma frenagem deficiente nos trechos em que a *ground speed* estava mais baixa;
- v) os *speedbrakes* não foram estendidos durante a corrida após o pouso, contrariando o previsto no AFM;
- w) a aeronave percorreu toda a extensão da pista, extrapolou os seus limites e caiu em um barranco;
- x) houve um alerta de *windshear* emitido cerca de 30 segundos após o pouso do PR-TLZ por uma aeronave que se encontrava na cabeceira 32;
- y) a aeronave teve danos substanciais; e
- z) os tripulantes e o passageiro saíram ilesos.

### 3.2. Fatores contribuintes.

#### - Aplicação dos comandos - indeterminado.

A despeito da baixa contribuição dos *speedbrakes* para a redução da distância de pouso, este dispositivo representa um recurso de desaceleração por meio de arrasto aerodinâmico que não deve ser desprezado, principalmente durante o pouso em pistas molhadas, e poderia ter contribuído para evitar a excursão de pista.

#### - Condições meteorológicas adversas - contribuiu.

A grande variação da intensidade do vento atingiu um pico de 32 kt. Essa variação teve duração de 13 segundos e elevou a velocidade indicada de 76 kt para 108 kt.

Ao considerar que a velocidade de 108 kt estava muito próxima da  $V_{REF}$  (111 KCAS), pode-se afirmar que esse fenômeno alterou a sustentação da aeronave e, conseqüentemente, reduziu a aderência dos pneus sobre o solo, acarretando uma frenagem deficiente.

## 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. Além das recomendações de segurança decorrentes de investigações de ocorrências aeronáuticas, recomendações de segurança podem resultar de diversas fontes, incluindo atividades de prevenção.*

*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-151/CENIPA/2018 - 01**

**Emitida em: 16/11/2021**

Divulgar os ensinamentos colhidos na presente investigação, a fim de alertar pilotos e operadores da aviação civil brasileira, sobre os riscos da realização de procedimentos de pouso quando condições climáticas propícias à formação de *windshear* (tempestades, pancadas de chuva, virga) estiverem ocorrendo nas proximidades do aeródromo.

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

Nada a relatar.

Em, 16 de novembro de 2021.

