

COMANDO DA AERONÁUTICA
CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE
ACIDENTES AERONÁUTICOS



RELATÓRIO FINAL
I - 053/CENIPA/2014

<u>OCORRÊNCIA:</u>	INCIDENTE
<u>AERONAVE:</u>	PT-TPY
<u>MODELO:</u>	EMB-500
<u>DATA:</u>	08AGO2012



ADVERTÊNCIA

Conforme 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 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 podem ter contribuído para desencadear esta ocorrência.

Não é foco do mesmo quantificar o grau de contribuição dos fatores contribuintes, incluindo as variáveis que condicionaram o desempenho humano, sejam elas individuais, psicossociais ou organizacionais, e que interagiram, propiciando o cenário favorável ao acidente.

O objetivo exclusivo deste trabalho é recomendar o estudo e o estabelecimento de providências de caráter preventivo, cuja decisão quanto à pertinência a acatá-las será de responsabilidade exclusiva do Presidente, Diretor, Chefe ou o que corresponder ao nível mais alto na hierarquia da organização para a qual estão sendo dirigidas.

Este relatório não recorre a quaisquer procedimentos de prova para apuração de responsabilidade civil ou criminal; estando em conformidade com o item 3.1 do Anexo 13 da Convenção de Chicago de 1944, recepcionada pelo ordenamento jurídico brasileiro através 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. A utilização deste Relatório para fins punitivos, em relação aos seus colaboradores, macula o princípio da "não autoincriminação" deduzido do "direito ao silêncio", albergado pela Constituição Federal.

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

ÍNDICE

SINOPSE.....	4
GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS.....	5
1 INFORMAÇÕES FACTUAIS	6
1.1 Histórico da ocorrência.....	6
1.2 Lesões pessoais.....	6
1.3 Danos à aeronave	6
1.4 Outros danos	6
1.5 Informações acerca do pessoal envolvido.....	6
1.5.1 Informações acerca dos tripulantes.....	6
1.6 Informações acerca da aeronave	7
1.7 Informações meteorológicas.....	7
1.8 Auxílios à navegação.....	7
1.9 Comunicações.....	7
1.10 Informações acerca do aeródromo	7
1.11 Gravedores de voo	7
1.12 Informações acerca do impacto e dos destroços	8
1.13 Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.....	8
1.13.1 Aspectos médicos.....	8
1.13.2 Informações ergonômicas	8
1.13.3 Aspectos psicológicos	8
1.14 Informações acerca de fogo	8
1.15 Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.....	8
1.16 Exames, testes e pesquisas	8
1.17 Informações organizacionais e de gerenciamento	8
1.18 Informações operacionais.....	10
1.19 Informações adicionais.....	10
1.20 Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação	16
2 ANÁLISE	17
3 CONCLUSÃO.....	19
3.1 Fatos.....	19
3.2 Fatores contribuintes	19
3.2.1 Fator Humano.....	19
3.2.2 Fator Operacional.....	19
3.2.3 Fator Material	20
4 RECOMENDAÇÃO DE SEGURANÇA.....	20
5 AÇÃO CORRETIVA OU PREVENTIVA JÁ ADOTADA	21
6 DIVULGAÇÃO	21
7 ANEXOS.....	21

SINOPSE

O presente Relatório Final refere-se ao incidente com a aeronave PT-TPY, modelo EMB-500 - *PHENOM 100*, ocorrido em 08AGO2012, classificado como estouro de pneu.

Durante a corrida na pista, após o pouso, o pneu do trem de pouso principal esquerdo foi arrastado até romper a banda de rodagem. A aeronave parou na lateral direita da pista, tendo percorrido aproximadamente 700 metros.

O piloto e os passageiros saíram ilesos.

A aeronave teve danos substanciais no pneu e no cubo da roda do trem principal esquerdo.

Não houve a designação de representante acreditado.

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS

AFM	<i>Aircraft Flight Manual</i>
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
BA	<i>Brake Assembly</i>
BCU	<i>Brake Control Unit</i>
BCV	<i>Brake Control Valve</i>
BIT	<i>Built-in Test</i>
CAS	<i>Crew Alerting System</i>
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CHT	Certificado de Habilitação Técnica
CMA	Certificado Médico Aeronáutico
CMC	<i>Central Maintenance Computer</i>
CVDR	<i>Cockpit Voice and Data Recorder</i>
EPBV	<i>Emergency Parking Brake Valve</i>
HASS	<i>High Accelerated Stress Screening</i>
IFR	<i>Instruments Flight Rules</i>
LRU	<i>Line Replaceable Unit</i>
MLTE	Multimotor Terrestre
PLA	Piloto de Linha Aérea
QRH	<i>Quick Reference Handbook</i>
SBMK	Designativo de localidade – Aeródromo de Montes Claros, MG
SBMS	Designativo de localidade – Aeródromo de Mossoró, RN
SIPAER	Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SOV	<i>Shut Off Valve</i>
UTC	<i>Universal Coordinated Time</i>
VFR	<i>Visual Flight Rules</i>
WOW	<i>Weight On Wheels</i>
WST	<i>Wheel Speed Transducer</i>

AERONAVE	Modelo: EMB-500 Matrícula: PT-TPY Fabricante: EMBRAER	Operador: EMBRAER
OCORRÊNCIA	Data/hora: 08AGO2012 / 14:30 UTC Local: Aeródromo de Mossoró (SBMS) Lat. 05°11'45"S – Long. 037°42'42"W Município – UF: Mossoró – RN	Tipo: Estouro de pneu

1 INFORMAÇÕES FACTUAIS

1.1 Histórico da ocorrência

A aeronave decolou do Aeródromo de Montes Claros, MG (SBMK), com destino ao Aeródromo de Mossoró, RN (SBMS), às 12h00min (UTC), com um piloto e seis passageiros a bordo.

Durante o pouso, logo após o toque dos trens principais no solo, aproximadamente a 200 metros da cabeceira 23, ocorreu o acendimento do *CAS MESSAGE "ANTISKID FAIL"* no painel, acompanhado de aviso aural.

O piloto percebeu uma tendência da aeronave em guinar para a esquerda.

O pneu do correspondente trem de pouso foi arrastado até romper a banda de rodagem. A aeronave parou na lateral direita da pista, tendo percorrido aproximadamente 700 metros.

1.2 Danos pessoais

Lesões	Tripulantes	Passageiros	Terceiros
Fatais	-	-	-
Graves	-	-	-
Leves	-	-	-
Ilesos	01	06	-

1.3 Danos à aeronave

Danos no pneu e no cubo da roda do trem principal esquerdo.

1.4 Outros danos

Não houve.

1.5 Informações acerca do pessoal envolvido

1.5.1 Informações acerca dos tripulantes

HORAS VOADAS	
DISCRIMINAÇÃO	PILOTO
Totais	4.900:00
Totais nos últimos 30 dias	51:10
Totais nas últimas 24 horas	03:50
Neste tipo de aeronave	600:00
Neste tipo nos últimos 30 dias	51:10
Neste tipo nas últimas 24 horas	00:00

Obs.: Os dados relativos às horas voadas foram fornecidos pelo piloto.

1.5.1.1 Formação

O piloto concluiu o curso de Formação de Oficiais Aviadores na Academia da Força Aérea, em 1982.

1.5.1.2 Validade e categoria das licenças e certificados

O piloto possuía a licença de Piloto de Linha Aérea – Avião (PLA) e estava com as habilitações técnicas de aeronave tipo E50P/S, Multimotor Terrestre (MLTE) e voo por instrumentos (IFR) válidos.

1.5.1.3 Qualificação e experiência de voo

O piloto estava qualificado e possuía experiência suficiente para realizar o tipo de voo.

1.5.1.4 Validade da inspeção de saúde

O piloto estava com o Certificado Médico Aeronáutico (CMA) válido.

1.6 Informações acerca da aeronave

A aeronave, de número de série 500-00273, foi fabricada pela EMBRAER, em 2012.

O Certificado de Aeronavegabilidade (CA) estava válido.

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

A aeronave ainda não havia sido submetida à revisão geral.

1.7 Informações meteorológicas

As condições eram favoráveis ao voo visual.

1.8 Auxílios à navegação

Nada a relatar.

1.9 Comunicações

Nada a relatar.

1.10 Informações acerca do aeródromo

O aeródromo era público, administrado pelo Governo do Estado do Rio Grande do Norte, RN e operava VFR (voo visual) e IFR (voo por instrumentos), em período diurno e noturno.

A pista era de asfalto, com cabeceiras 05/23, dimensões de 2.000m x 30m, com elevação de 76 pés.

A cabeceira 23, normalmente, era a mais utilizada para pousos. No momento da ocorrência, a pista se encontrava desobstruída e seca.

1.11 Gravadores de voo

Os dados do *Cockpit Voice and Data Recorder* (CVDR) foram analisados após serem tratados pelo correspondente *software* interpretativo.

1.12 Informações acerca do impacto e dos destroços

Nada a relatar.

1.13 Informações médicas, ergonômicas e psicológicas**1.13.1 Aspectos médicos**

Não pesquisados.

1.13.2 Informações ergonômicas

Nada a relatar.

1.13.3 Aspectos psicológicos

Não pesquisados.

1.13.3.1 Informações individuais

Nada a relatar.

1.13.3.2 Informações psicossociais

Nada a relatar.

1.13.3.3 Informações organizacionais

Nada a relatar.

1.14 Informações acerca de fogo

Não houve fogo.

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

Nada a relatar.

1.16 Exames, testes e pesquisas

O *Brake Assembly - BA* (P/N 90005025-3, S/N OCT11-0765) e o *Wheel Speed Transducer - WST* (P/N 90005036, S/N MAY-0644) foram analisados nas instalações da empresa *MEGGIT Aircraft Brake Systems (MABS)* em *Akron, Ohio* - EUA, enquanto que a *Brake Control Unit (BCU)* (P/N 90005034-5, S/N FEB11-1272) foi analisada nas dependências da empresa *Projects Unlimited Inc.*, em *Dayton, Ohio* – EUA.

O teste de cablagem, que estabelece a comunicação entre os componentes do subsistema de freio principal foi realizado no Centro de Serviços da EMBRAER.

Os resultados dos exames, testes e pesquisas realizados comprovaram o seguinte:

Exames no *Brake Assembly*

Inspeção Visual - não foram constatados danos cuja ocorrência pudesse ter sido anterior a este incidente. Não havia sinais de danos causados por superaquecimento ou danos físicos à estrutura como um todo.

Teste de *Overhaul* – o teste foi realizado seguindo o Manual de Manutenção da aeronave, conforme o procedimento da tabela 1004, 32-44-90, página 1023, de 25 de Janeiro de 2011.

O *Brake Assembly* foi aprovado no teste, sendo concluído que não houve falha durante a operação da aeronave.

Exames no WST

Inspeção Visual - não foram constatados danos cuja ocorrência pudesse ter sido anterior a este incidente. Não havia sinais de danos físicos à sua estrutura como um todo ou danos causados por superaquecimento.

Teste de Vibração com Temperatura - foi realizado um procedimento padrão de teste de vibração com temperatura. O WST foi aprovado no teste.

Teste de *Touchdown* - foi realizado o teste de *Touchdown* de acordo com o Manual de Manutenção, conforme o procedimento nº ATP 00004 CAGE CODE 0B9R9 REV D da página 11 de 11. Não foi encontrada nenhuma discrepância.

Exames na BCU

Inspeção Visual - não foram constatados danos cuja ocorrência pudesse ter sido anterior a este incidente. Não havia sinais de danos causados por superaquecimento ou danos físicos à sua estrutura como um todo.

Exame das conexões e funcionamento do sistema da BCU - não foram constatadas discrepâncias no funcionamento da BCU, durante a realização do ensaio.

HASS

Trata-se de uma verificação de estresse acelerado, sendo um teste onde o equipamento é submetido, alternadamente, a condições extremas de temperatura (+85°C a -55°C), em intervalos de 10 minutos, a uma razão de 25°C por minuto. A capacidade de processamento das informações recebidas e os comandos decorrentes delas, por parte da BCU, foram verificados neste intervalo.

Não foram constatadas discrepâncias no funcionamento da BCU durante a realização do ensaio HASS.

Exames das evidências colhidas durante a Ação Inicial

Foi verificado nas imagens registradas, durante a Ação Inicial, que ocorreu um dano no pneu do trem de pouso esquerdo decorrente de derrapagem na pista, gerando o rompimento da sua banda de rodagem, por desgaste excessivo.

Do mesmo modo, foram analisadas as imagens das marcas na pista, correlacionadas com os vídeos e gráficos obtidos com o tratamento dos dados do CVDR e da BCU da aeronave.

A análise das informações relativas ao autoteste do subsistema de freios principal e à lógica do *software* da BCU indicou a possibilidade da ocorrência de leitura de velocidade da roda esquerda, durante a realização do autoteste.

Exame da cablagem

A cablagem do sistema de freio da aeronave, que estabelece a comunicação entre os componentes BCU, WST e BCV, foi submetida a testes. O teste foi realizado pelo fabricante da aeronave, conforme o estabelecido no *Fault Isolation Manual* - 2674 - 32-41-00-810-803-A. Além da verificação da impedância, também foi observada a continuidade dos sinais nos pontos de contato, incluindo o conector da própria BCU.

O resultado do teste da cablagem não apontou qualquer discrepância que pudesse levar a uma interferência ou falha do autoteste executado no subsistema de freios principal, no momento do incidente.

Discussão dos resultados

Por meio dos testes realizados, não foi constatada falha nos componentes BA, WST e BCU.

Um dos pontos levantados durante a investigação é o fato de o autoteste, gerenciado pela BCU, poder ser realizado mesmo durante o pouso. Segundo informações dos fabricantes do sistema de freio, um autoteste durante o pouso deve ser interrompido automaticamente caso ocorra indicação positiva de WOW ou velocidade de roda.

No caso de uma detecção de velocidade de roda sem a informação de *Weight On Wheels* (WOW), durante a execução do autoteste, ocorrerá uma discrepância entre os sinais processados (recebidos e esperados) segundo a lógica do *software* da BCU que gerencia o autoteste. Desse modo, essa condição será processada como uma falha e, sendo confirmada nos dois pulsos subsequentes, a BCU “declara” falha do sinal do WST, considerando inválida a informação vinda desse sensor anunciando aos pilotos a mensagem *ANTISKID FAIL*.

Análise dos dados da BCU:

O relatório decorrente das informações extraídas da BCU, por meio da *Brake Control Unit Fault Log*, referentes ao momento do pouso, mostrou que:

- estava ocorrendo um autoteste no subsistema principal esquerdo de freio da aeronave, que só deveria ser executado com a aeronave em voo (velocidade de rodas zero, sem indicação de WOW), o qual declarou falha no transdutor de velocidade da roda esquerda;
- o circuito externo do transdutor de velocidade da roda esquerda registrou um erro por meio da informação *LT xcdr err*;
- a BCU, em resposta a esta falha, declarou a informação do WST esquerdo inválida, sendo a mesma registrada como zero pelo sistema aviônico (que se comunica com o CVDR);
- a característica funcional *Locked Wheel Protection* foi desabilitada; e
- houve degradação da função *antiskid* na roda esquerda.

A análise dos dados gravados mostrou que a frenagem da aeronave permaneceu disponível por intermédio dos pedais, todavia, com a função *antiskid* degradada na roda esquerda.

1.17 Informações organizacionais e de gerenciamento

A aeronave estava registrada na categoria de Serviços Aéreos Privados (TPP), operava sob as regras do RBHA 91 e era utilizada pelo seu fabricante/operador para fins de demonstração.

1.18 Informações operacionais

A aeronave decolou do Aeródromo de Montes Claros, MG (SBMK), com destino ao Aeródromo de Mossoró, RN (SBMS), às 12h00min (UTC), com um piloto e cinco passageiros a bordo.

O pouso foi realizado na cabeceira da pista 23 de SBMS.

Logo após o toque dos trens de pouso principais no solo, aproximadamente a 200 metros da cabeceira 23, ocorreu o acendimento do CAS MESSAGE “ANTISKID FAIL” no painel, acompanhado de aviso aural.

Durante a corrida do pouso, o piloto percebeu sinais de travamento da roda do trem principal esquerdo, em razão de a aeronave tender a guinar para a esquerda.

O pneu do correspondente trem de pouso foi arrastado até romper a banda de rodagem. O piloto controlou a aeronave até a sua parada na lateral direita da pista, tendo percorrido aproximadamente 700 metros.

Segundo o fabricante da aeronave, o treinamento dos pilotos do PHENOM 100, para efeito do surgimento do aviso CAS MESSAGE “ANTISKID FAIL”, ocorre durante a fase inicial, conforme a Seção de Trem de Pouso e Freios do currículo de Programa de Treinamento.

Durante o treinamento, é enfatizada a necessidade da aplicação gradual e da modulação dos pedais (até a sensação de desaceleração), havendo o alerta sobre a influência desse procedimento na distância de pouso.

Na instrução em simulador, todos os pilotos realizam treinamento de pouso com o sistema de *antiskid* desabilitado, seja por uma mensagem de ANTISKID FAIL, seja por outra situação que requeira o uso do freio de emergência, anunciada antes ou durante o pouso.

Segundo informações do fabricante da aeronave, com base no *Quick Reference Handbook* (QRH), as mensagens CAUTION requerem ciência imediata do piloto, bem como a subsequente tomada de ação corretiva ou de compensação.

Sendo assim, nesses casos, espera-se que a falha seja prontamente identificada e que o procedimento contido no QRH seja seguido assim que possível.

Quanto à classificação das mensagens, o QRH estabelece os seguintes tipos: *warning*, *caution* e *advisory*.

Sobre o aparecimento do aviso CAS MESSAGE “ANTISKID FAIL”, do tipo CAUTION, o *Quick Reference Handbook* -2658 - revisão nº 8, de 06 de junho de 2012, no capítulo sobre *Emergency and Abnormal Procedures*, na seção correspondente a *Landing Gear and Brakes*, estabelece o seguinte:

Apply moderate brake application according to the runway condition. Continuous brake applications may be applied below 10 kias.

BEFORE LANDING:

FlapFull

Airspeed.....VREF FULL

CAUTION: MULTIPLY THE FLAP FULL UNFACTORED LANDING DISTANCE BY 1.5.

Estas ações descritas no QRH não são envoltas por quadros - *Square Boxes*.

No QRH, as ações que devem ser executadas de memória são envoltas por quadros - *square boxes*.

O procedimento a ser executado para a mensagem de ANTISKID FAIL não possui quadros que sinalizem a necessidade de execução de memória.

Dessa forma, o fabricante da aeronave considera que essa mensagem, assim como algumas outras mensagens de CAS, é autoexplicativa, e que o piloto, mesmo sem abrir o QRH e sem ler o procedimento correspondente, tendo ciência imediata da situação e o conhecimento geral dos sistemas da aeronave, passe a aplicar os freios moderadamente.

A figura 1 apresenta diversos parâmetros relacionados ao funcionamento do subsistema de freios da aeronave, durante a ocorrência deste incidente.

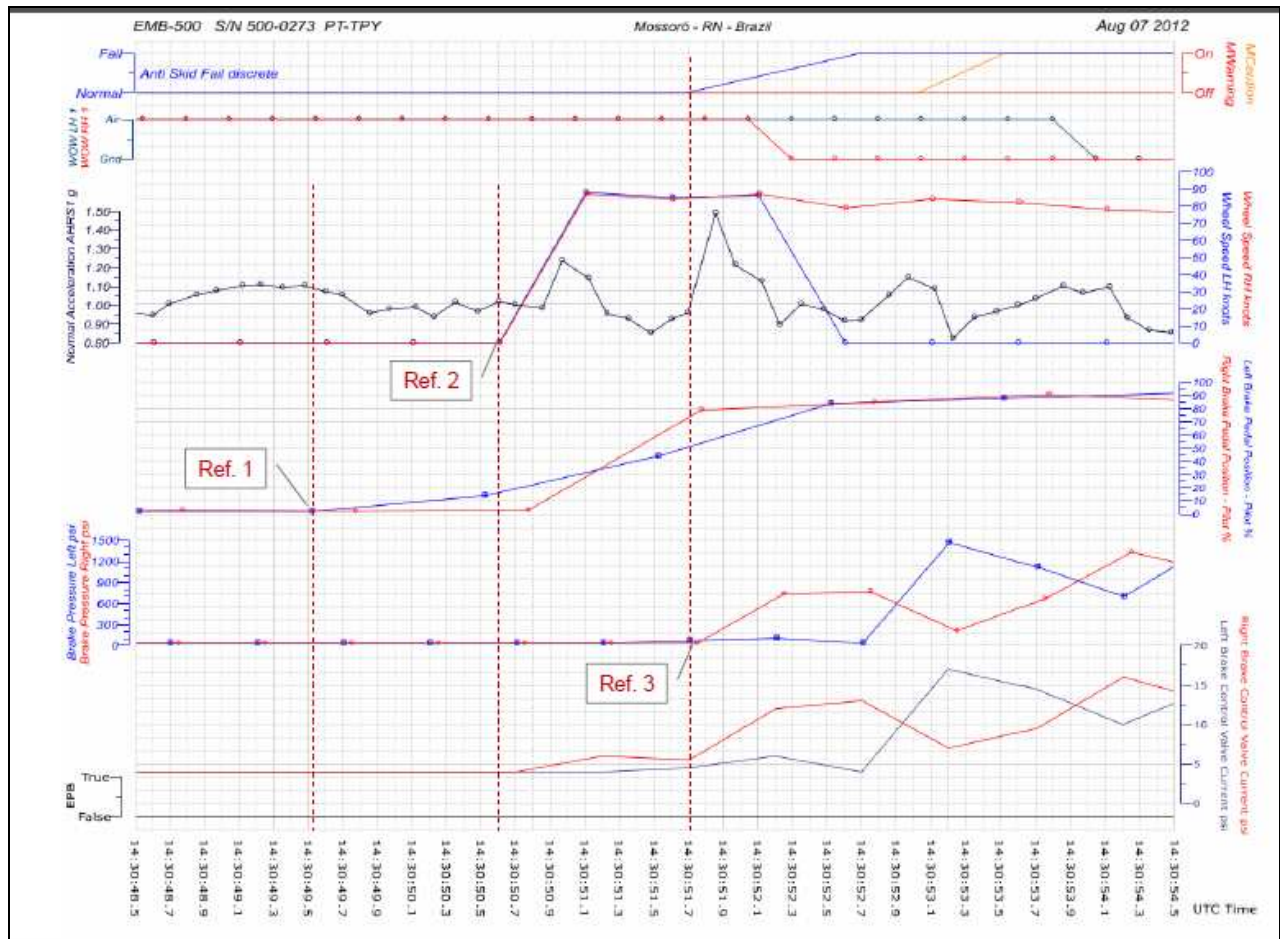


Figura 1 - Zoom Landing.

- A - (14:30:49.5) Indicação do acionamento do pedal esquerdo do freio.
- B - (14:30:50.6) Indicação de *spin up* das rodas.
- C - (14:30:51.7) Indicação do início da liberação da pressão hidráulica para os freios.
- D - (14:30:52.6) Indicação de *Wheel Speed LH* zero, após a declaração da falha.
- E - (14:30:51.7) Indicação do momento em que a BCU declara falha do subsistema principal de freio (CAS MESSAGE "ANTISKID FAIL"), associado ao momento da desabilitação da função *antiskid* da roda esquerda.
- F - (14:30:51.7) Indicação do curso dos pedais do freio, no momento da desabilitação da função *antiskid* da roda esquerda.
- G - (14:30:53.2) Indicação da pressão aplicada ao conjunto de freio da roda esquerda após a desabilitação da correspondente função *antiskid*.

H - (14:30:54. 0) Indicação de *Weight On Wheels* nas duas rodas.

SISTEMA DE FREIOS

O sistema de freios da aeronave conta com um subsistema principal e outro de emergência.

O sistema de emergência é acionado por meio de uma alavanca no console central do painel, que aciona, através de cabos, a *Emergency Parking Brake Valve* (EPBV).

Esse acionamento libera pressão hidráulica de um acumulador para o conjunto de freios.

O sistema de freio de emergência não conta com as funções *antiskid*, *touchdown protection* e *locked wheel protection*, as quais estão presentes no sistema principal.

A figura abaixo ilustra a arquitetura do sistema de freio principal do EMB-500.

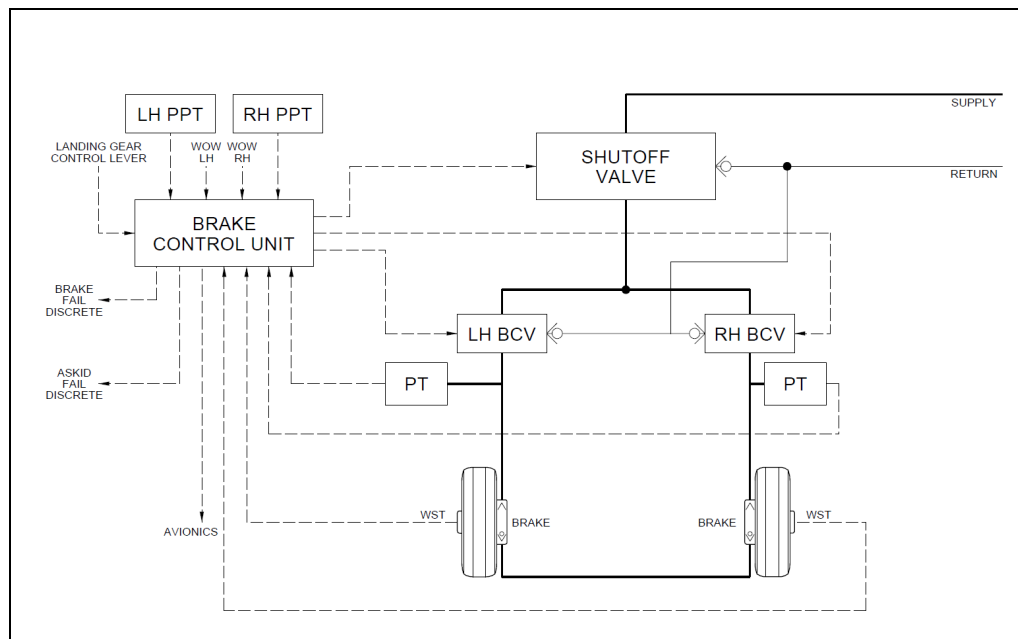


Figura 2 - Diagrama do subsistema de freio principal.

O subsistema de freios principal, do tipo *brake by wire*, é equipado com uma funcionalidade *antiskid* para prevenir a derrapagem das rodas principais e, desta maneira, maximizar a eficiência de frenagem.

Esse subsistema é controlado eletronicamente por uma *Brake Control Unit* (BCU), digital, a qual controla os freios, esquerdo e direito, independentemente.

Este subsistema opera com pressão hidráulica, que alcança um valor máximo de 3.000psi, fornecida por uma bomba de fluxo constante eletricamente acionada.

Durante a operação normal, os freios são atuados por intermédio dos pedais no cockpit.

A pressão aplicada a cada um dos freios é proporcional ao deslocamento de cada um dos pedais, exceto quando a pressão aplicada tender a causar uma derrapagem da roda.

Neste caso, o sistema atenua a pressão para um nível que evite esta derrapagem.

A figura a seguir mostra a relação entre a deflexão dos pedais e a correspondente pressão aplicada ao sistema de freio sem a proteção de *antiskid*.

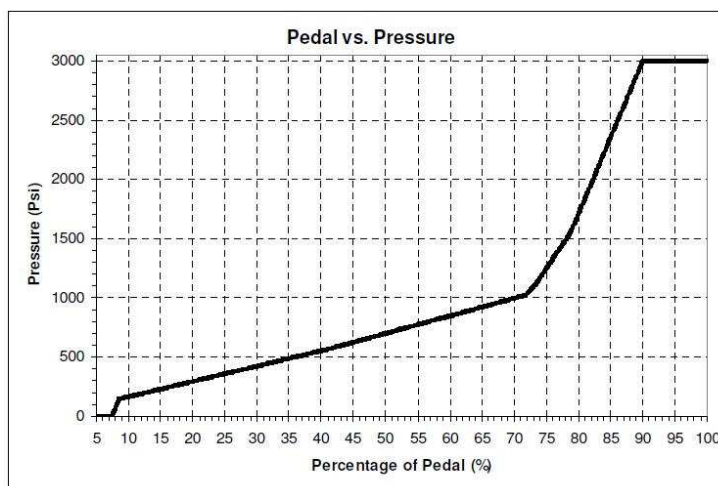


Figura 3 - Deflexão dos pedais x pressão nos freios.

O posicionamento de zero até 70% do curso dos pedais corresponde a uma elevação linear e progressiva da pressão até aproximadamente 1.000psi.

Para o deslocamento da posição dos pedais a partir de 70% até 90%, observa-se um incremento acentuado da pressão aplicada ao sistema de freio, a ponto de um posicionamento de 90% de deflexão de pedal corresponder a um comando de aproximadamente 3.000psi.

O subsistema de freios principal entrega a pressão hidráulica em função da informação recebida pelos pedais de freio, combinado com a correção comandada pela função *antiskid*, e proporcionando uma capacidade de frenagem diferencial para o direcionamento da aeronave, conforme a atuação dos pedais de freio do piloto e do copiloto.

A informação de deflexão dos pedais de freio é enviada à *Brake Control Unit* (BCU), por meio de transdutores.

A informação de rotação das rodas é fornecida a BCU por dois *Wheel Speed Transducers* (WST), montados axialmente, os quais são acionados por uma calota integrante do cubo de rodas.

A pressão hidráulica que chega aos conjuntos de freio é controlada pelas *Brake Control Valves* (BCV), sendo que estas são moduladas pela BCU.

No sistema de freio principal, a pressão hidráulica é disponibilizada por meio de uma válvula de corte (*Shut Off Valve – SOV*).

Esta válvula de corte permite a passagem da pressão somente quando os pedais são acionados e a aeronave se encontra no solo ou ainda durante os autotestes que exigem pressão hidráulica.

Em caso de falha no subsistema de freios principal, a SOV fecha-se para evitar eventuais assimetrias de frenagem.

O conjunto de freio de cada roda é acionado por uma *Brake Control Valve* (BCV), específica.

A BCU mede o sinal enviado pelos transdutores dos pedais de freio, pelos transdutores de velocidade das rodas e pelos transdutores de pressão, fornecendo um comando elétrico para cada válvula de controle de freio.

A informação de pressão nos freios, correspondente à atuação nos pedais de acionamento, é proveniente de dois transdutores de pressão instalados em cada uma das linhas de saída das válvulas de controle de freios.

Além da função *antiskid*, o subsistema de freios principal conta com:

- Locked Wheel Protection - destinada a aliviar a pressão de frenagem para a recuperação de uma acentuada derrapagem, resultante de uma condição de roda travada, que a função de *antiskid* não tivesse sido capaz de prevenir. A proteção das rodas é realizada de forma independente. A condição de roda travada é aquela quando a velocidade de uma das rodas cai para menos de 30% da velocidade de referência. A velocidade de referência é definida como a velocidade na qual a roda tivesse uma desaceleração negativa de 25ft/sec². A velocidade de desarmamento dessa função é 30kt, permitindo uma frenagem diferencial.

- Touchdown Protection – permite que as rodas girem quando tocam na pista mesmo que o piloto comande uma frenagem pelos pedais antes da aeronave tocar as rodas na pista. Isto evita o estouro de pneus no momento do toque na pista. Esta proteção é propiciada para prevenir qualquer aplicação de freios antes do *Weight On Wheels* (WOW) ou, antes que as rodas principais tenham girado.

- Integrated Maintenance / Built-in Test (BIT) – é um conjunto de autotestes, executados nas diversas fases de operação, que proporcionam o monitoramento de erros e as suas consequências para o sistema. Um desses testes é o *bias test*, um autoteste realizado pela BCU para verificar a integridade dos WST.

- A BCU instalada na aeronave PT-TPY continha a quinta versão do software, sendo a mais atualizada na data da ocorrência. Nessa versão, dentre outras melhorias, foram incorporadas:

- Aperfeiçoamento do *software* de detecção de derrapagem;
- Introdução do modo degradado da função *antiskid*;
- *Check do wheel speed transducer* a cada 2 segundos durante todo o voo.

FUNÇÃO ANTISKID

A função *antiskid* é destinada a proporcionar uma frenagem eficiente em todas as condições de pista.

Se uma derrapagem for detectada pela BCU, por intermédio da comparação dos sinais dos dois WST, o sinal para a BCU é modificado para reduzir a pressão para os freios com um valor abaixo do limiar de derrapagem.

A velocidade no qual o *antiskid* é desabilitado, automaticamente, é de 10kt.

A função *antiskid* depende, entre outros componentes, dos WST.

Na quinta versão do software da BCU, quando ocorre declaração de falha de um dos WST, a função *antiskid* na roda afetada é feita replicando o alívio de pressão aplicada na roda oposta (com o WST operacional).

Desta maneira, a função *antiskid* não é completamente desativada, porém passa para um modo degradado de funcionamento.

As condições degradada ou desabilitada, sem distinção, são informadas à tripulação por meio de uma mensagem CAS de “ANTISKID FAIL”.

BIAS TEST (AUTOTESTE)

O *bias test* consiste em um dos tipos de autoteste realizado pela BCU e visa, especificamente, checar a integridade dos WST.

Nas versões anteriores do *software* da BCU, o *bias test* consistia no cheque da integridade do sistema uma vez após o comando para baixar os trens de pouso.

Na sua quinta versão, as melhorias que foram incorporadas à lógica do *software* da BCU, dentre outros aspectos, permitiram que a realização do autoteste do sistema de freio ocorresse continuamente até a informação de velocidade de roda ou *Weight On Wheels*.

Esse teste consiste na verificação da integridade do *wheel speed transducer* através de um pulso elétrico do qual a resposta em condição sem falha é conhecida pela BCU.

Esses sinais são simulados por 60 milissegundos, alternando entre roda esquerda e direita a intervalos de 1 segundo, até o recebimento do sinal de *Weight On Wheels*.

Caso uma falha seja detectada no primeiro pulso, e confirmada nos dois pulsos subsequentes que são emitidos dentro de um intervalo de 840 milissegundos, o sinal do WST passa a ser considerado inválido, gerando a mensagem de CAS “*ANTISKID FAIL*”.

Caso o *spin up* da roda ocorra durante a janela de 60 milissegundos, na qual o seu correspondente WST esteja sendo testado, sem a indicação de WOW nos dois pulsos subsequentes de confirmação, a BCU acusará falha do WST afetado e uma mensagem CAS de “*ANTISKID FAIL*” será exibida para a tripulação.

A aeronave estava dentro dos limites de peso e do centro de gravidade (CG) especificados pelo fabricante.

1.19 Informações adicionais

Com objetivo de orientar os operadores das aeronaves *PHENOM 100* equipadas com a BCU-5, em relação à possibilidade de aparecimento do aviso *ANTISKID FAIL* no CAS, durante o pouso, o fabricante da aeronave emitiu o *Operational Bulletin*, nº 500-004/12, Oct 26, 2012.

O referido boletim alerta aos referidos operadores sobre a possibilidade do surgimento da mensagem “*ANTISKID FAIL*” durante a corrida do pouso, em consequência das modificações implementadas na lógica do *software* da BCU-5, quando ocorre o teste dos WST combinado com certas condições de funcionamento do sistema de freio da aeronave.

Nesses casos, após o *touchdown*, a função *ANTISKID* se torna inativa, podendo afetar a distância de pouso, dependendo das condições da pista, da técnica de pouso e da aplicação dos freios.

Outro alerta consignado no citado boletim está relacionado aos procedimentos que aumentam a possibilidade do surgimento da mensagem “*ANTISKID FAIL*”, com a utilização de técnicas de pouso diferentes do preconizado no AFM da aeronave, voltadas, particularmente, para a realização de um toque muito suave na pista - *very soft touchdown*.

O fabricante da aeronave estabelece, por meio do QRH, que nos casos do surgimento da mensagem “*ANTISKID FAIL*”, o piloto deve aplicar os freios de forma moderada, com a modulação de acordo com a análise de pista realizada.

As publicações técnicas que dispõem sobre a operação e funcionamento dos sistemas da aeronave - *Pilot's Operating Handbook* (QRH), *Operational Bulletin* nº 500-

004/12 e *Aircraft Maintenance Manual* – apontam para a desabilitação do *antiskid protection*, após o surgimento da mensagem “ANTISKID FAIL” no CAS.

1.20 Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação

Não houve.

2 ANÁLISE

As condições meteorológicas em SBMS favoreciam a realização do voo em condições visuais.

O pouso foi realizado na cabeceira 23 de SBMS, normalmente a pista mais utilizada para pousos e decolagens. No momento da ocorrência, a pista se encontrava desobstruída e seca.

Logo após o toque dos trens principais no solo, aproximadamente a 200 metros da cabeceira, ocorreu o acendimento do CAS MESSAGE “ANTISKID FAIL” no painel, acompanhada de aviso aural.

Ainda durante a corrida de pouso, o piloto percebeu sinais de travamento da roda do trem principal esquerdo, com a tendência da aeronave em guinar para a esquerda.

O pneu do correspondente trem de pouso foi arrastado até romper a banda de rodagem.

O piloto controlou a aeronave até a sua parada na lateral direita da pista, tendo percorrido no solo a distância aproximada de 700 metros.

Os testes em bancada realizados no *Brake Assembly*, *Wheel Speed Transducer*, *Brake Control Unit* e cablagens do sistema não identificaram falhas nos respectivos componentes.

O relatório decorrente das informações extraídas da BCU (*Event Data Analysis*) mostrou que no momento do pouso havia um autoteste em curso (*bias test*), no subsistema principal de freio da aeronave.

Nas versões anteriores da BCU, o *bias test* consistia no cheque da integridade do sistema uma vez após o comando para baixar os trens de pouso.

Na sua quinta versão, as melhorias que foram incorporadas à lógica do *software* da BCU, dentre outros aspectos, permitiram que a realização do autoteste do sistema de freio durante o pouso ocorresse continuamente até a informação de *Weight On Wheels*.

No referido pouso, o primeiro toque da roda esquerda com a pista e, conseqüentemente, sua aceleração (*spin up*), ocorreu justamente no período de 60 milissegundos, durante o qual se realizava o *bias test*.

Como a indicação de *Weight On Wheels* do trem de pouso esquerdo não ocorreu dentro do intervalo de 840 milissegundos após a aceleração dessa roda, a leitura proveniente da aceleração da roda esquerda resultou em uma leitura que diferiu do comportamento normal “esperado” pela BCU.

O *spin up* da roda ocorreu durante a janela de 60 milissegundos, na qual o seu WST estava sendo testado, sem a indicação de WOW nos dois pulsos subsequentes de confirmação, o que levou a BCU a “declarar” que a informação do WST não era confiável e, por conseguinte, a desabilitar a função *antiskid protection* da roda esquerda e a acionar o aviso CAS MESSAGE “ANTISKID FAIL”.

É possível que nesta ocorrência, a realização de um pouso suave tenha contribuído para a perda das funções do *antiskid protection*.

Portanto, para mitigar a probabilidade de recorrência de eventos semelhantes com aeronaves equipadas com a BCU-5, o fabricante da aeronave emitiu o *Operational Bulletin*, nº 500-004/12, Oct 26, 2012, dispondo sobre os procedimentos relacionados ao surgimento da mensagem “ANTISKID FAIL” durante a corrida do pouso, além de contemplar recomendações expressas visando evitar a realização de pousos muito suaves (*very soft landing*).

A leitura dos gráficos da figura 01 mostra que, no momento em que houve a desabilitação do *antiskid* da roda esquerda (letra F), o pedal de freio correspondente se encontrava acima de 80% da sua deflexão, fato que concorreu para o travamento da respectiva roda.

A figura 03 mostra que uma pequena diferença na posição dos pedais, quando acima dos 70%, pode significar uma grande diferença na pressão aplicada quando não há a proteção do *antiskid*.

Segundo o fabricante da aeronave, a curva de autoridade do pedal, apresentada na figura 3, foi definida com o objetivo de linearizar a relação entre desaceleração e força aplicada nos pedais.

Os eventos acima descritos e a análise dos dados constantes da figura 01 mostraram que:

- no início da corrida do pouso, o *touchdown protection* atuou nas duas rodas;
- uma falha no WST da roda esquerda foi identificada;
- a BCU enviou um sinal, correspondente à informação (LT *xcdr err*) da velocidade da roda esquerda para o sistema CVDR, a qual foi registrada como zero (letra D);
- a BCU declarou falha do subsistema principal de freio por meio do aviso CAS MESSAGE “ANTISKID FAIL” (letra E); e
- a roda esquerda teve a função *antiskid* desabilitada pela lógica do software da BCU.

O WST do lado direito permaneceu gerando informação sobre a rotação da correspondente roda, considerada como funcional, concorrendo para a manutenção da função *antiskid* ativada e para evitar o sua derrapagem.

O fato de o piloto ter aplicado os pedais de freios antes do toque das rodas dos trens principais na pista não influenciou na derrapagem e no estouro do pneu da roda esquerda, em razão da atuação do *touchdown protection*.

O piloto havia cumprido o programa de instrução relativo à operação da aeronave e o seu desempenho no controle da mesma após o surgimento da mensagem *ANTISKID FAIL*, na corrida do pouso, foi considerado de acordo com o estabelecido no *QRH*.

Embora as publicações técnicas que dispõem sobre a operação e funcionamento dos sistemas da aeronave apontem para a desabilitação do *antiskid protection*, após o surgimento da mensagem “ANTISKID FAIL” no CAS, neste incidente, observou-se que não houve a desabilitação no subsistema de freio principal do lado direito.

Este comportamento foi resultado de uma alteração da lógica introduzida na quinta versão do software da BCU que, numa situação de falha de um dos *Wheel Speed Transducer*, replica a correção produzida pela função *antiskid* no lado oposto.

Nesse caso, portanto, o alívio de pressão comandado no freio direito foi replicado para o freio esquerdo.

A introdução dessas modificações no *software* da BCU não foi refletida nas publicações técnicas correlatas.

Embora, neste incidente, tais mudanças não tenham influenciado no comportamento do piloto durante a frenagem da aeronave, nas situações em que houver o surgimento da mensagem “*ANTISKID FAIL*” no CAS, o conhecimento prévio sobre a funcionalidade *antiskid* concorrerá para o aumento da consciência situacional da tripulação.

3 CONCLUSÃO

3.1 Fatos

- a) o piloto estava com o CMA válido;
- b) o piloto estava com o CHT válido;
- c) o piloto era qualificado e possuía experiência suficiente para realizar o voo;
- d) a aeronave estava com o CA válido;
- e) a aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento;
- f) a aeronave decolou de SBMK, às 12h00min (UTC), com destino a SBMS;
- g) o pouso foi realizado na cabeceira 23 de SBMS;
- h) após o toque dos trens principais no solo, aproximadamente a 200 metros da cabeceira 23, ocorreu o acendimento do CAS MESSAGE “*ANTISKID FAIL*” no painel, acompanhada de aviso aural;
- i) o piloto percebeu sinais de travamento da roda do trem principal esquerdo, com a tendência da aeronave em guinar para a esquerda;
- j) houve o estouro do pneu da roda do trem principal esquerdo;
- k) o piloto controlou a aeronave até a sua parada na lateral direita da pista, tendo percorrido aproximadamente 700 metros;
- l) os testes em bancada realizados no *Brake Assembly*, *Wheel Speed Transducer*, *Brake Control Unit* e cablagens do sistema não identificaram falhas nos respectivos componentes;
- m) o piloto e os passageiros saíram ilesos; e
- n) a aeronave teve danos substanciais no pneu e no cubo da roda do trem principal esquerdo.

3.2 Fatores contribuintes

3.2.1 Fator Humano

3.2.1.1 Aspecto Médico

Nada a relatar.

3.2.1.2 Aspecto Psicológico

3.2.1.2.1 Informações Individuais

Nada a relatar.

3.2.1.2.2 Informações Psicossociais

Nada a relatar.

3.2.1.2.3 Informações organizacionais

Nada a relatar.

3.2.2 Fator Operacional**3.2.2.1 Concernentes à operação da aeronave**

Não contribuiu.

3.2.2.2 Concernentes aos órgãos ATS

Não contribuiu.

3.2.3 Fator Material**3.2.2.1 Concernentes à aeronave****a) Projeto – contribuiu**

A falha identificada pelo autoteste do subsistema de freio principal da aeronave, no gerenciamento das informações originadas no WST da roda esquerda, durante a corrida do pouso, foi decorrente da programação inadequada de condição lógica do *bias test* do *software* da BCU.

3.2.2.2 Concernentes a equipamentos e sistemas de tecnologia para ATS

Não contribuiu.

4 RECOMENDAÇÃO DE SEGURANÇA

É o estabelecimento de uma ação que a Autoridade Aeronáutica ou Elo-SIPAER emite para o seu âmbito de atuação, visando eliminar ou mitigar o risco de uma condição latente ou a consequência de uma falha ativa.

Sob a ótica do SIPAER, é essencial para a Segurança de Voo, referindo-se a um perigo específico e devendo ser cumprida num determinado prazo.

Recomendações de Segurança emitidas pelo CENIPA:

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

I-053/CENIPA/2014 – 001

Emitida em: 22/05/2014

Por se tratar do certificador primário da aeronave, assegurar-se que a lógica do software da BCU que equipa as aeronaves modelo EMB-500, evite que durante o pouso, considerando-se o momento do toque das rodas na pista, o autoteste do seu sistema de freio se encontre em curso ou venha a se iniciar.

I-053/CENIPA/2014 – 002

Emitida em: 22/05/2014

Por se tratar do certificador primário da aeronave, reavaliar a atualização das publicações técnicas que tratam do sistema de freio das aeronaves modelo EMB-500 e dos dispositivos que contemplem informações sobre a manutenção das funções do *antiskid protection* após o surgimento da mensagem “ANTISKID FAIL” no CAS, de modo a facilitar o entendimento do operador quanto à diferença da condição de “falha” ou “degradação” do sistema.

5 AÇÃO CORRETIVA OU PREVENTIVA JÁ ADOTADA

–A EMBRAER emitiu o *Operational Bulletin*, nº 500-004/12, Oct 26, 2012, com o objetivo de orientar os operadores das aeronaves EMB-500 equipadas com a BCU-5, em relação ao aparecimento do aviso *ANTISKID FAIL* no CAS durante o pouso.

6 DIVULGAÇÃO

–Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC)

–EMBRAER

–SERIPA II (Segundo Serviço Regional de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos)

7 ANEXOS

Não há.

Em, 22 / 05 / 2014.