

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



**RELATÓRIO FINAL**  
**A-091/CENIPA/2019**

<b>OCORRÊNCIA:</b>	<b>ACIDENTE</b>
<b>AERONAVE:</b>	<b>PR-MPN</b>
<b>MODELO:</b>	<b>ATR-42-320</b>
<b>DATA:</b>	<b>15JUN2019</b>



## ADVERTÊNCIA

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

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

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

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

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

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

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

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

## SINOPSE

O presente Relatório Final refere-se ao acidente com a aeronave PR-MPN, modelo ATR-42-320, ocorrido em 15JUN2019, tipificado como “[SCF-NP] Falha ou mau funcionamento de sistema/componente da aeronave”.

A aeronave decolou do Aeródromo Eduardo Gomes (SBEG), Manaus, AM, com destino ao Aeródromo de Carauari (SWCA), AM, a fim de realizar transporte aéreo público regular, com quatro tripulantes e trinta e quatro passageiros a bordo.

Após a decolagem de SBEG, houve uma falha elétrica e a aeronave regressou para Manaus, executando o pouso com trem recolhido. Foi realizada a evacuação de emergência pela porta principal traseira.

A aeronave teve danos substanciais.

Os quatro tripulantes e trinta e dois passageiros saíram ilesos. Dois passageiros sofreram lesões leves.

Houve a designação de Representante Acreditado do *Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité del l'Aviation Civile* (BEA) - França, Estado de fabricação da aeronave.

Houve a designação de Representante Acreditado do *National Transportation Safety Board* (NTSB) - Estados Unidos, Estado fabricante de componentes do motor 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. ....	8
1.4. Outros danos.....	9
1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.....	9
1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.....	9
1.5.2. Formação.....	9
1.5.3. Categorias das licenças e validade dos certificados e habilitações.....	9
1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.....	10
1.5.5. Validade da inspeção de saúde.....	10
1.6. Informações acerca da aeronave.....	10
1.7. Informações meteorológicas.....	19
1.8. Auxílios à navegação.....	20
1.9. Comunicações.....	20
1.10. Informações acerca do aeródromo.....	21
1.11. Gravadores de voo.....	22
1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.....	23
1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.....	24
1.13.1. Aspectos médicos.....	24
1.13.2. Informações ergonômicas.....	25
1.13.3. Aspectos Psicológicos.....	25
1.14. Informações acerca de fogo.....	25
1.15. Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.....	25
1.16. Exames, testes e pesquisas.....	25
1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.....	34
1.18. Informações operacionais.....	35
1.19. Informações adicionais.....	40
1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.....	42
<b>2. ANÁLISE.....</b>	<b>42</b>
<b>3. CONCLUSÕES.....</b>	<b>48</b>
3.1. Fatos.....	48
3.2. Fatores contribuintes.....	49
<b>4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA .....</b>	<b>51</b>
<b>5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.....</b>	<b>52</b>

**GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS**

APP	<i>Approach Control</i> - controle de aproximação
APP-MN	Controle de Aproximação de Manaus
ASDA	<i>Accelerate-Stop Distance Available</i> - distância disponível de aceleração e parada
BTC	<i>Bus Tie Contactor</i> - contactor de interligação de barramento
CA	Certificado de Aeronavegabilidade
CAP	<i>Crew Awareness Panel</i> - painel de alerta à tripulação
CAC	<i>Crew Alerting Computer</i> - computador de alerta à tripulação
CCAS	<i>Centralized Crew Alerting System</i> - sistema central de alerta à tripulação
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CMA	Certificado Médico Aeronáutico
CRM	<i>Crew Resource Management</i> - gerenciamento de recursos de equipe/tripulação
CVR	<i>Cockpit Voice Recorder</i> - gravador de voz da cabine
DECEA	Departamento de Controle do Espaço Aéreo
EADI	<i>Electronic Attitude Direction Indicator</i> - indicador eletrônico de atitude e direção
EHSI	<i>Electronic Horizontal Situation Indicator</i> - indicador eletrônico de situação horizontal
FCOM	<i>Flight Crew Operating Manual</i> - manual de operação de tripulação de voo
FDR	<i>Flight Data Recorder</i> - gravador de dados de voo
GPWS	<i>Ground Proximity Warning System</i> - sistema de aviso de proximidade com o solo
IFR	<i>Instrument Flight Rules</i> - regras de voo por instrumentos
IFRA	Habilitação de Voo por Instrumentos - Avião
LDA	<i>Landing Distance Available</i> - distância disponível de pouso
METAR	<i>Meteorological Aerodrome Report</i> - reporte meteorológico de aeródromo
MGM	Manual Geral de Manutenção
MOM	Manual de Organização de Manutenção
OM	Organização de Manutenção
PF	<i>Pilot Flying</i> - piloto que opera
PIC	<i>Pilot in Command</i> - piloto em comando
PLA	Licença de Piloto de Linha Aérea - Avião
PM	<i>Pilot Monitoring</i> - piloto que monitora
PN	<i>Part Number</i> - número de peça
PPR	Licença de Piloto Privado - Avião
QRH	<i>Quick Reference Handbook</i> - manual reduzido de referência da aeronave

RBAC	Regulamento Brasileiro da Aviação Civil
SBEG	Designativo de localidade - Aeródromo Internacional Eduardo Gomes, Manaus, AM
SWAC	Designativo de localidade - Aeródromo de Carauari, AM
SN	<i>Serial Number</i> - número de série
SIC	<i>Second in Command</i> - piloto segundo em comando
SOP	<i>Standard Operating Procedures</i> - procedimentos operacionais padrão
TCU	<i>Towering Cumulus</i> - cumulus encastelados
TODA	<i>Take Off Distance Available</i> - distância disponível para decolagem
TORA	<i>Take Off Run Available</i> - pista disponível para decolagem
TPR	Categoria de Registro de Serviço de Transporte Aéreo Público Regular
TWR-EG	Torre de Controle do Aeródromo Eduardo Gomes
UTC	<i>Universal Time Coordinated</i> - tempo universal coordenado
VFR	<i>Visual Flight Rules</i> - regras de voo visual

## 1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.

<b>Aeronave</b>	<b>Modelo:</b> ATR-42-320 <b>Matrícula:</b> PR-MPN <b>Fabricante:</b> ATR - <i>GIE Avions de Transport Régional</i>	<b>Operador:</b> MAP Transportes Aéreos Ltda.
<b>Ocorrência</b>	<b>Data/hora:</b> 15JUN2019 - 16:45 (UTC) <b>Local:</b> Aeródromo Eduardo Gomes (SBEG) <b>Lat.</b> 03°02'28"S <b>Long.</b> 060°03'02"W <b>Município - UF:</b> Manaus - AM	<b>Tipo(s):</b> [SCF-NP] Falha ou mau funcionamento de sistema / componente

### 1.1. Histórico do voo.

A aeronave decolou do Aeródromo Eduardo Gomes (SBEG), Manaus, AM, por volta das 16h39min (UTC), com destino ao Aeródromo de Carauari (SWCA), AM, a fim de realizar transporte aéreo público regular, com quatro tripulantes e trinta e quatro passageiros a bordo.

Após a decolagem, houve uma falha elétrica e a aeronave regressou para pouso em SBEG.

O pouso ocorreu com as três pernas do trem de pouso recolhidas.



Figura 1 - Vista da aeronave após o pouso em SBEG com o trem recolhido.

A aeronave teve danos substanciais.

Os quatro tripulantes e trinta e dois passageiros saíram ilesos. Dois passageiros sofreram lesões leves.

### 1.2. Lesões às pessoas.

Lesões	Tripulantes	Passageiros	Terceiros
Fatais	-	-	-
Graves	-	-	-
Leves	-	2	-
Ilesos	4	32	-

### 1.3. Danos à aeronave.

Devido ao atrito com o solo durante o pouso com o trem recolhido, houve danos substanciais no intradorso da fuselagem, conforme Figuras 2 e 3.



Figura 2 - Danos na parte central inferior da fuselagem.

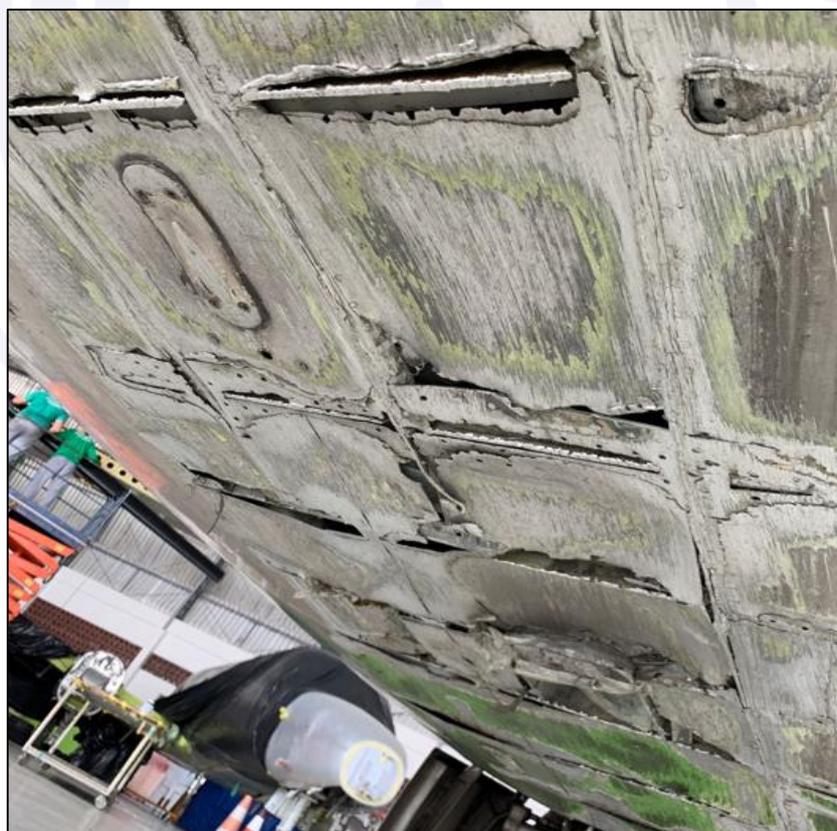


Figura 3 - Danos na parte frontal inferior da fuselagem.

Também houve danos nas comportas do trem de pouso, nas rodas e nos pneus da aeronave (Figura 4).



Figura 4 - Danos nas rodas, pneus e comportas do trem de pouso.

#### 1.4. Outros danos.

Não houve.

#### 1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.

##### 1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.

Discriminação	Horas Voadas	
	PIC	SIC
Totais	12.312:00	5.000:00
Totais, nos últimos 30 dias	45:00	71:00
Totais, nas últimas 24 horas	08:00	06:00
Neste tipo de aeronave	5.600:00	4.340:00
Neste tipo, nos últimos 30 dias	45:00	71:00
Neste tipo, nas últimas 24 horas	08:00	06:00

**Obs.:** os dados relativos às horas voadas foram obtidos por meio de informações da empresa operadora da aeronave, complementados pelos próprios tripulantes.

##### 1.5.2. Formação.

O Piloto em Comando (PIC) realizou o curso de Piloto Privado - Avião (PPR) no Aeroclube do Amazonas, AM, em 1999.

O piloto Segundo em Comando (SIC) realizou o curso de Piloto Privado - Avião (PPR) no Aeroclube de Sorocaba, SP, em 2008.

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

O PIC possuía a licença de Piloto de Linha Aérea - Avião (PLA) e estava com as habilitações de aeronave tipo AT47 (que incluía o modelo ATR-42-320) e Voo por Instrumentos - Avião (IFRA) em vigor.

O SIC possuía a licença de PLA e estava com as habilitações de aeronave tipo AT47 e IFRA em vigor.

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

O PIC realizou o treinamento inicial reduzido da empresa em 2019, pois já havia voado o modelo ATR-42 em outra empresa aérea.

O treinamento inicial reduzido, conforme previsto no Manual de Treinamento Operacional da empresa aérea, era composto por uma fase de instrução teórica, com carga horária de 97 horas e 30 minutos, e uma fase de voo, com 23 horas.

O segmento do currículo de voo era constituído por:

- Experiência Operacional em Rota - 20 horas; e
- *Check Ride - Type Rating* - 3 horas.

O treinamento teórico foi concluído cerca de um mês antes do acidente. De maneira geral, o piloto obteve um bom rendimento. No segmento correspondente às “Emergências Gerais”, o tripulante foi aprovado com a nota mínima.

Após o treinamento, o PIC realizou as instruções de operação normal em rota, totalizando 22 horas e 5 minutos, novamente apresentando um bom desempenho. Na sequência, foi submetido à primeira avaliação da empresa, obtendo aprovação no exame.

Foi analisada a experiência do PIC na empresa aérea em que havia trabalhado anteriormente. Em seu histórico, foram observados relatos correspondentes à dificuldade no treinamento em simulador de voo, principalmente no que dizia respeito à pilotagem manual (sem piloto automático), desconhecimento do funcionamento de sistemas da aeronave e baixa consciência situacional.

Também foi verificado que o piloto havia sido submetido à Junta Técnica da empresa, por ter sido reprovado no treinamento de requalificação, devido ao deficiente gerenciamento do voo manual, bem como por dificuldades em interpretar o *Quick Reference Handbook* (QRH - manual reduzido de referência da aeronave).

O SIC realizou o treinamento inicial da empresa em 2011, conforme o previsto no Manual de Treinamento Operacional, sendo composto por um currículo de instrução teórica, com carga horária total de 155 horas e um currículo de voo, com carga horária de 52 horas de instrução.

O segmento de voo era constituído por:

- *Cockpit Procedures Training* - 12 horas;
- *Full Flight Simulator ATR42* - 36 horas; e
- *Check Ride - Type Rating* - 4 horas.

O SIC obteve desempenho satisfatório em todo o treinamento. No tocante ao programa inicial em simulador de voo, o treinamento atinente aos procedimentos anormais do sistema elétrico foi devidamente realizado nas seções 3, 6, 7, 8 e 9 de voo simulado. Nos comentários dos instrutores, foi relatado que o piloto apresentou bom padrão de *Crew Resource Management* (CRM - gerenciamento de recursos de equipe/tripulação), sendo, entretanto, reportada a necessidade de mais estudo do *Standard Operating Procedures* (SOP - procedimentos operacionais padrão) da empresa e dos sistemas da aeronave.

#### 1.5.5. Validade da inspeção de saúde.

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

#### 1.6. Informações acerca da aeronave.

A aeronave, de número de série 020, foi fabricada pela *ATR - GIE Avions de Transport Régional*, em 1986, e estava inscrita na Categoria de Registro de Serviço de Transporte Aéreo Público Regular (TPR).

O Certificado de Aeronavegabilidade (CA) estava válido.

Os registros de manutenção estavam com as escriturações atualizadas.

A última inspeção da aeronave, do tipo "1YE", foi realizada em 11JUN2019 pela Organização de Manutenção (OM) Manaus Aerotáxi, em Manaus, AM, estando com 5 horas e 6 minutos voados após a inspeção.

A aeronave estava com 45.506 horas e 42 minutos totais no momento do acidente.

No que diz respeito ao sistema elétrico, havia três tipos de correntes elétricas disponíveis, sendo uma *Direct Current* (DC) e duas *Alternating Current* (AC).

A energia elétrica da aeronave era provida pelas seguintes fontes:

- uma bateria principal tipo Níquel-Cádmio (Ni-Cd) de 24 Volts DC (VDC) e 27 A/h de carga elétrica;
- uma bateria de emergência tipo Ni-Cd de 24 VDC e 15 A/h de carga elétrica;
- dois *Starter-Generators* (DC-GEN);
- dois geradores AC de frequência variável (ACW); e
- duas tomadas de energia externas (AC e DC).

A aeronave também possuía dois inversores estáticos supridos com energia DC, com a função de prover energia AC.

A distribuição elétrica era realizada por meio de barramentos, com a finalidade de alimentar os equipamentos, havendo duas redes separadas (direita e esquerda), as quais poderiam ser conectadas em caso de falha de um dos *Starter-Generators*, por meio do *Bus Tie Contactor* (BTC - contactor de interligação de barramento).

Os *Starter-Generators* eram acionados por meio das caixas de acessórios dos motores, tendo como função fornecer energia elétrica a uma tensão nominal de 28,5 VDC, com capacidade de 400 A, além de atuar como motor de arranque para partida dos motores.

Quando atuando no modo "gerador", cada *Starter-Generator* alimentava com energia DC o seu respectivo barramento associado (*DC BUS 1* ou *2*) por meio de um contactor específico.

No que diz respeito à alimentação de energia DC na aeronave, esta era distribuída por meio de barramentos, sendo eles:

- dois barramentos principais: *DC BUS 1* e *DC BUS 2*;
- *HOT MAIN BAT BUS* e *HOT EMER BAT BUS*;
- *DC EMER BUS*, *DC ESS BUS* e *DC STBY BUS*;
- *UTLY BUS 1* e *UTLY BUS 2*;
- *DC SVCE BUS*; e
- *GND HDLG BUS*.

A *DC BUS 1* era suprida pelo *Starter-Generator* nº 1, enquanto a *DC BUS 2* era suprida pelo *Starter-Generator* nº 2. Em caso de falha de algum dos geradores, o seu respectivo barramento seria suprido pelo outro gerador por meio da atuação dos BTC.

Em funcionamento normal, a *DC BUS 1* era responsável por suprir energia elétrica para os seguintes barramentos:

- *HOT EMER BAT BUS* (durante o carregamento das baterias);
- *DC EMER BUS*;

- *DC STBY BUS*;
- *UTLY BUS 1*;
- *DC SVCE BUS*; e
- *INV 1* (Sistema AC).

Em funcionamento normal, a *DC BUS 2* era responsável por suprir energia elétrica para os seguintes barramentos:

- *HOT MAIN BAT BUS* (durante o carregamento das baterias);
- *DC ESS BUS*;
- *UTLY BUS 2*; e
- *INV 2* (Sistema AC).

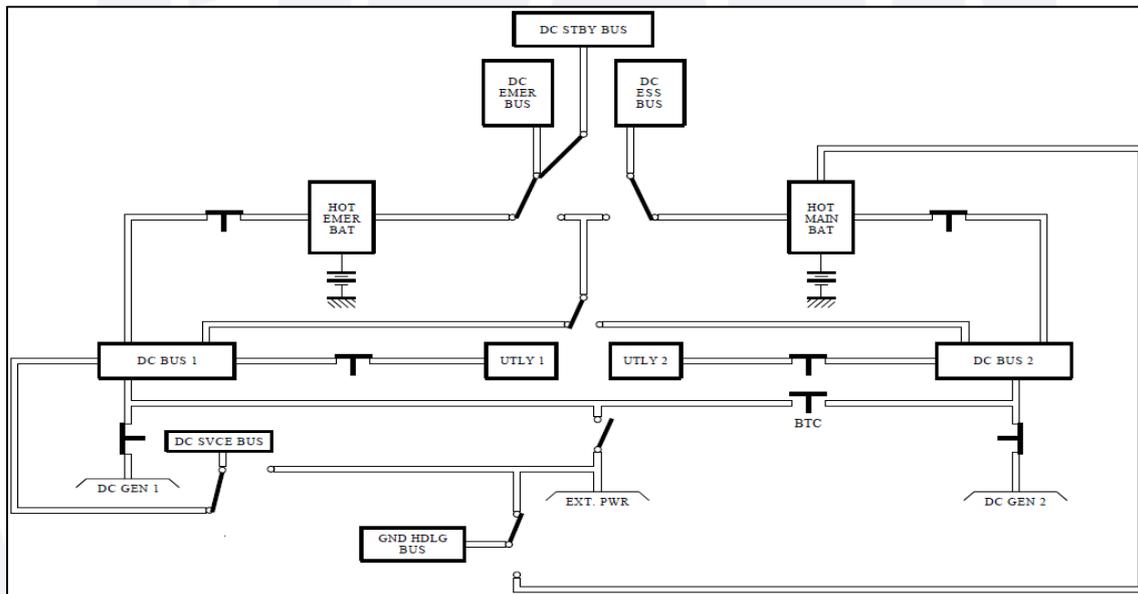


Figura 5 - Distribuição de energia elétrica DC.

A arquitetura do sistema elétrico DC possuía as malhas 1 e 2, dos lados esquerdo e direito da aeronave, respectivamente, operando individualmente, e com a alimentação primária sendo feita pelos respectivos *Starter-Generators* através da *DC BUS 1* e *DC BUS 2*.

Em caso de falha de algum dos geradores, a respectiva malha passaria a ser alimentada pela malha do outro lado por meio de um contator de ligação (*Bus Tie Contactor - BTC*).

Em condição normal de voo, cada gerador alimentaria seu respectivo barramento e o BTC se manteria aberto, isolando as malhas direita e esquerda.

Na ocorrência de falha de alimentação elétrica do barramento *DC STBY BUS*, haveria a inoperância do controle dos flapes e da indicação primária da situação do trem de pouso.

Em caso de falha de alimentação do barramento *DC EMER BUS*, destacava-se a inoperância do rádio de comunicação VHF-1, do controle da *Blue Pump* (bomba hidráulica do sistema hidráulico azul) e da indicação de torque dos motores.

No caso de falha na alimentação elétrica da *DC BUS 2*, destacava-se a inoperância do Electronic Attitude Direction Indicator (EADI - indicador eletrônico de atitude e direção) e do Electronic Horizontal Situation Indicator (EHSI - indicador eletrônico de situação horizontal), ambos do lado do SIC, do rádio de comunicação VHF-2, da *Green Pump*

(bomba hidráulica do sistema hidráulico verde) e da indicação secundária da situação do trem de pouso.

Dentre os principais equipamentos inoperantes em caso de falha da *DC ESS BUS*, destacavam-se os interfonos que permitiam a comunicação entre os pilotos e entre eles e a tripulação de cabine.

A alimentação elétrica do EADI e do EHSI do lado do PIC era provida pela *DC STBY BUS* e pela *DC BUS 1*, respectivamente.

Com relação ao sistema elétrico AC, a aeronave possuía dois inversores estáticos, com a finalidade de prover energia elétrica em Corrente Alternada (AC) com frequência constante de 400 Hz. Cada um desses inversores era alimentado pelo respectivo gerador DC. O Inversor 1 era alimentado pela *DC BUS 1*, que recebia energia do Starter-Generator nº 1, e o Inversor 2 era alimentado pela *DC BUS 2*, que por sua vez recebia energia do Starter-Generator nº 2. Cada inversor estático fornecia tensões de 115 VAC e 26 VAC.

Em condições normais de voo, o Inversor 1 era responsável por alimentar a *AC BUS 1* e a *AC STBY BUS*. O Inversor nº 2 era responsável por suprir a *AC BUS 2*.

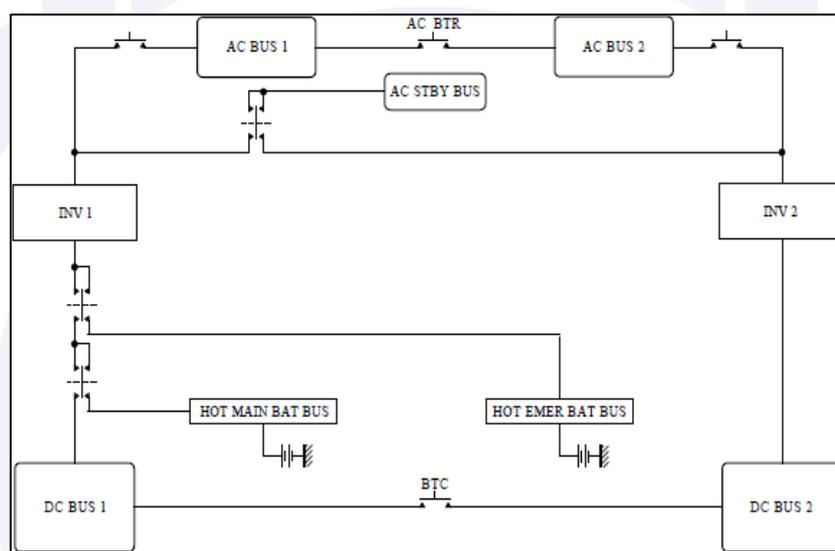


Figura 6 - Distribuição de energia elétrica AC.

Em caso de falha na alimentação de uma das *DC BUS*, o inversor correspondente deixaria de ser alimentado eletricamente. Nessa situação, o respectivo barramento AC seria isolado de seu inversor, sendo conectado ao outro barramento AC por meio de um relé de ligação (*AC Bus Tie Relay - ACBTR*), sendo assim alimentado eletricamente pelo inversor remanescente.

A fim de permitir a compreensão do presente acidente, no caso de falha da *AC STBY BUS*, dentre as condições de funcionamento da aeronave estava a inoperância da indicação de posição dos flapes.

Ainda com relação ao sistema elétrico AC, o ATR-42-320 possuía dois geradores trifásicos acionados pelas caixas de redução das hélices dos motores, com tensão nominal de saída entre 115 V e 200 V, mas com fornecimento em uma faixa de frequência entre 341 e 488 Hz, sendo denominado de Sistema AC *Wild* (ACW).



Quanto ao monitoramento do sistema elétrico, no caso de falha de alimentação da *DC BUS 1*, ocorreriam as seguintes indicações para a tripulação:

- luzes âmbar *DC BUS OFF (1)*, *INV 1 FAULT* e *DC SVCE/UTLY BUS SHED* no *Overhead Panel*;
- tom simples no sistema aural; e
- luzes *MASTER CAUTION* e *ELEC* âmbar no *Crew Alerting Panel (CAP)* - painel de alerta à tripulação), painel indicativo de mensagens de falhas dos sistemas da aeronave.

No caso de falha de alimentação da *DC BUS 2*, haveria as seguintes indicações para a tripulação:

- *Master Caution* na cor âmbar piscando;
- inscrição *ELEC* cor âmbar no *CAP*;
- tom simples no sistema aural; e
- luzes âmbar: *DC BUS OFF (2)*, *INV 2 FAULT* e *DC SVCE/UTLY BUS SHED* acesas no *Overhead Panel*.

No caso de falha de alimentação da *DC ESS BUS*, haveria as seguintes indicações para a tripulação:

- *Master Caution* na cor âmbar piscando;
- inscrição *ELEC* cor âmbar no *CAP*;
- tom simples no sistema aural;
- luzes na cor âmbar: *DC GEN 2 FAULT*, *DC BUS OFF (2)*, *INV 2 FAULT* e *DC SVCE/UTLY BUS SHED* acesas no *Overhead Panel*; e
- a seta âmbar direita no *Overhead Panel* seria iluminada indicando que o barramento passou a ser alimentado pela bateria principal.

No caso de falha nos inversores, por sobrevoltagem ou subvoltagem, haveria as seguintes indicações para a tripulação:

- *Master Caution* na cor âmbar piscando;
- inscrição *ELEC* cor âmbar no *CAP*;
- tom simples no sistema aural;
- luz na cor âmbar *INV FAULT* no *Overhead Panel* do respectivo lado (*AC BUS 1* ou *AC BUS 2*).

Quanto ao sistema hidráulico, a aeronave ATR-42-320 possuía o sistema *Blue* (lado esquerdo) e o sistema *Green* (lado direito), sendo pressurizados por bombas alimentadas pelo sistema elétrico ACW (*Blue Pump* alimentada pelo *ACW BUS 1* e *Green Pump* alimentada pelo *ACW BUS 2*).

O sistema *Blue* fornecia pressão hidráulica para os seguintes componentes:

- sistema de extensão e retração dos flaps;
- *spoilers*;
- *steering* do trem de pouso do nariz;
- freio de hélice do motor direito; e
- freio de estacionamento e de emergência das quatro rodas do trem de pouso principal.

O sistema *Green* fornecia pressão hidráulica para os seguintes componentes:

- sistema de extensão e retração do trem de pouso; e
- sistema normal de freio para as quatro rodas do trem de pouso principal.

Em caso de uma falha em uma das bombas, o seu respectivo sistema poderia ser suprido pela bomba hidráulica remanescente, através do acionamento, pela tripulação, da válvula de alimentação cruzada (*X FEED*), localizada no painel de controle do sistema hidráulico (*Overhead Panel*). Essa válvula permitia a passagem de fluido hidráulico pressurizado do sistema da bomba operante para o da bomba inoperante.

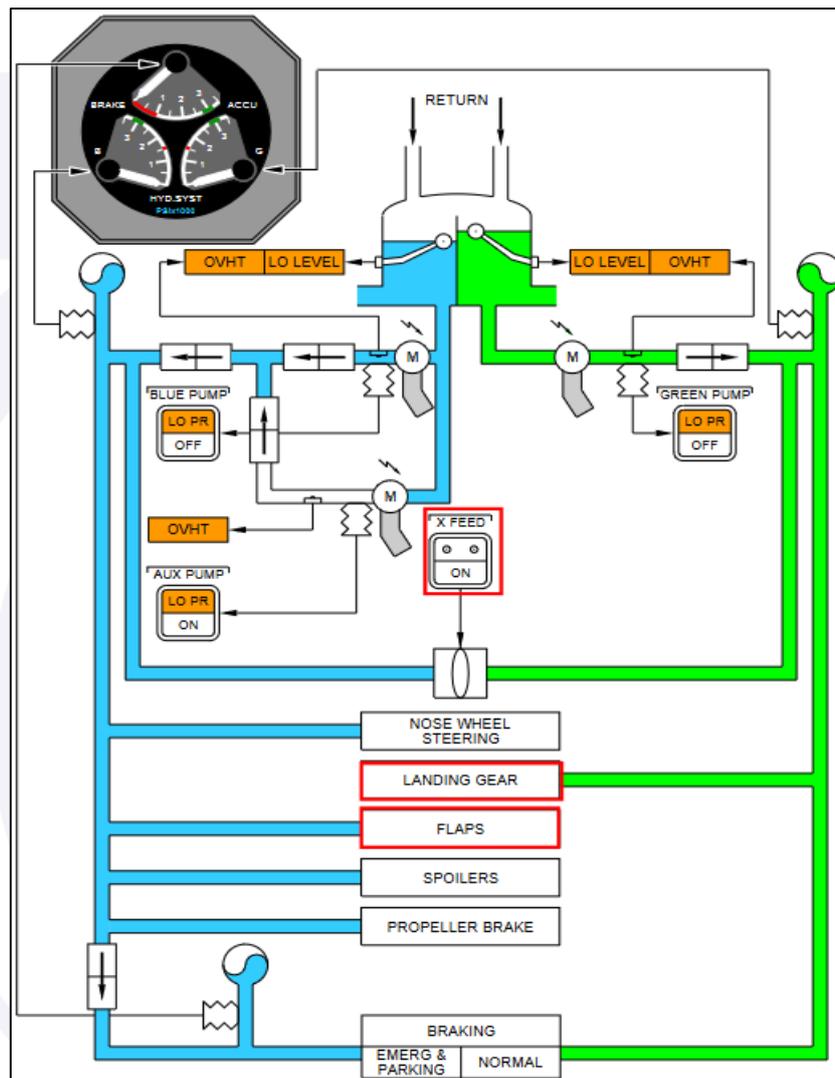


Figura 9 - Representação do sistema hidráulico do ATR-42, com destaque para a linha de alimentação da *X FEED*, do trem de pouso e dos flapes.

A aeronave possuía um conjunto de trem de pouso composto por duas pernas principais e uma perna no nariz. Todo o sistema era operado hidráulicamente e controlado eletricamente. A pressão hidráulica utilizada para a operação do trem de pouso era proveniente do sistema *Green*. Em caso de falha hidráulica ou elétrica era possível realizar o baixamento do trem de pouso por gravidade.

O trem de pouso da aeronave possuía, ainda, dois sistemas isolados de indicação de posição, sendo um sistema principal e outro secundário.

O sistema principal de indicação obtinha a informação quanto à situação das pernas do trem de pouso por meio de sensores de proximidade e *switches* de travamento, de modo a disponibilizar a indicação da situação do trem de pouso em um painel de indicação

localizado no painel de instrumentos principal. Esse painel ficava disposto próximo à alavanca de acionamento do trem de pouso e consistia de três indicadores luminosos, sendo um para cada perna do trem. As luzes de indicação recebiam alimentação de energia elétrica do barramento *STBY BUS*.

Já o sistema secundário fornecia indicação de situação do trem de pouso em um painel localizado no *Overhead Panel*, e também consistia de três indicadores luminosos, sendo um para cada perna do trem. As luzes de indicação recebiam alimentação de energia elétrica do barramento *DC BUS 2*.

Dessa forma, o trem de pouso deveria ser considerado baixado e travado se as três luzes verdes aparecessem em um dos dois sistemas de indicação (principal ou secundário).

Tanto o sistema primário quanto o sistema secundário de indicação do trem de pouso eram compostos por três indicadores, sendo um para cada perna. A indicação da perna travada embaixo era representada por uma seta verde para baixo. Quando a perna do trem de pouso não estivesse travada de acordo com a seleção da alavanca de acionamento, a inscrição UNLK em cor vermelha ficaria disponibilizada no respectivo indicador.

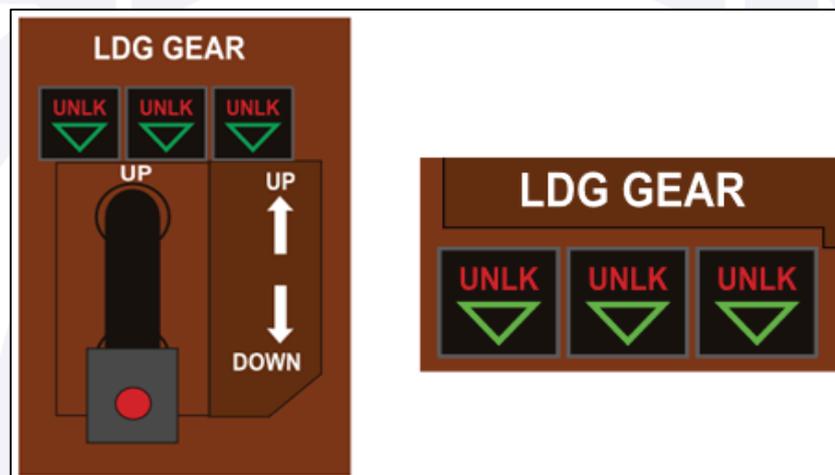


Figura 10 - Indicadores primário e secundário do trem de pouso.

A alavanca de acionamento do trem de pouso possuía uma luz vermelha. Essa luz acenderia enquanto, após o acionamento do trem de pouso pela alavanca, qualquer uma das pernas estivesse em trânsito, apagando após o baixamento e travamento do trem de pouso. Caso o trem não fosse baixado e travado corretamente, além da luz indicativa na alavanca, uma mensagem de falha seria ativada no *Centralized Crew Alerting System* (CCAS - sistema central de alerta à tripulação).

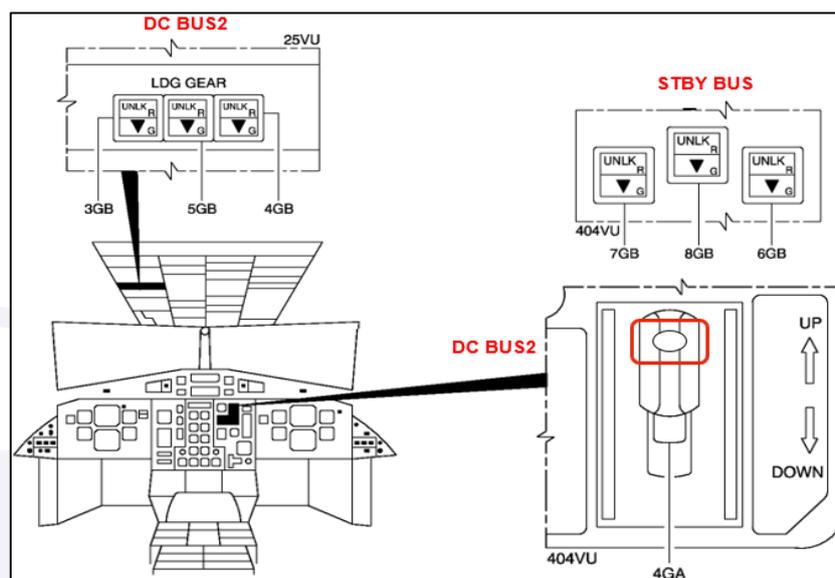


Figura 11 - Localização dos painéis de indicação de posição do trem e barramentos de alimentação de energia elétrica. Fonte: *Flight Crew Operations Manual* (FCOM - manual de operação de tripulação de voo).

O CCAS tinha a função de computar e fornecer alertas das falhas dos sistemas afetados ou das condições com significância operacional. O sistema utilizava quatro tipos de indicações:

- luzes *MASTER WARNING* e *MASTER CAUTION*;
- luzes no *CREW ALERTING PANEL* (CAP);
- luzes *LOCAL ALERT* no painel do respectivo sistema; e
- alerta aural para a tripulação.

O componente central do CCAS era o *Crew Alerting Computer* (CAC - computador de alerta à tripulação), responsável por receber, computar e processar falhas nos sistemas e, assim, direcionar os sinais para as indicações visuais e aurais.

O sistema de indicação secundário de posição do trem de pouso no *Overhead Panel* também era responsável por enviar um sinal para o CCAS, caso alguma das pernas do trem de pouso não se encontrasse baixada e travada, independentemente da posição da alavanca de acionamento. A partir desse sinal enviado pelo sistema secundário, o CCAS geraria um sinal de alerta para a tripulação no CAP.

Dentre os tipos de alarmes para as diferentes condições operacionais havia:

- alerta aural para extrapolação da velocidade máxima de flape estendido;
- alerta aural para a condição de trem de pouso não baixado e travado.

O alerta aural para a condição de trem de pouso não baixado e travado seria acionado quando, estando alguma das pernas do trem de pouso não baixada e travada, fossem atingidas as seguintes condições:

- flapes 30° e altura abaixo de 500 ft (medida pelo rádio altímetro); ou
- flapes 45°.

A alimentação elétrica do CCAS era provida pelos barramentos *DC ESS BUS* e *DC BUS 1*.

O sistema de indicação secundária de posição do trem de pouso era alimentado eletricamente pelo barramento *DC BUS 2*. Uma vez que esse sistema era responsável por

enviar o *input* de posição de trem de pouso ao CAC, para a geração ou não de mensagem de alarme, não havendo fornecimento de energia elétrica pela *DC BUS 2*, o sistema secundário não estaria operacional e, logo, não haveria *input* de posição de trem para o CAC e, portanto, o alarme não seria ativado.

A aeronave ainda contava com o sistema *Ground Proximity Warning System* (GPWS - sistema de aviso de proximidade com o solo), que fornecia alertas visuais e aurais à tripulação no caso de trajetória de voo com possibilidade de resultar contato inadvertido com o solo. O sistema gerava alertas caso fossem atingidos envelopes de risco para situações pré-definidas. Uma dessas situações dizia respeito à aproximação do terreno com o trem de pouso ou os flapes fora da configuração de pouso.

Nessa situação, caso a aeronave ingressasse no envelope de proximidade com o terreno a uma velocidade acima de 175 kt, com o trem não baixado e travado, soaria o alarme “*TOO LOW TERRAIN*”. Caso a velocidade estivesse abaixo de 175 kt, soaria o alarme “*TOO LOW GEAR*”, de modo a alertar a tripulação quanto à condição do trem de pouso e proximidade com o solo.

Para o acionamento do alarme relativo à proximidade com o solo e o trem de pouso ou os flapes fora da configuração para pouso, o sistema GPWS obtinha informações do transmissor de posição dos flapes e do transmissor de posição da alavanca de acionamento do trem de pouso.

Sobre o sistema de controle de voo, havia as superfícies móveis de comando, os mecanismos de atuação e os sistemas de controle de posição, a fim de prover a movimentação da aeronave nos eixos longitudinal, vertical e lateral.

O controle de arfagem era provido por meio de dois profundores, acionados pela respectiva coluna de comando no *cockpit*, as quais eram acopladas entre si mecanicamente.

A aeronave possuía um sistema de compensação de arfagem (*pitch trim*) comandado eletricamente, composto por duas aletas (*tabs*) compensadoras situadas no bordo de fuga de cada um dos profundores. No modo “*Normal*” de operação, essa compensação era realizada através de ajustes comandados por meio de um interruptor situado na coluna de comando. Já em modo *Stand By*, o ajuste de compensação era feito por atuação em um interruptor localizado no console central.

Em caso de dessincronização entre os *tabs* dos dois profundores, o piloto automático da aeronave seria desacoplado e o sistema de compensação ficaria inoperante, tanto no modo “*Normal*” quanto no modo “*Stand By*”.

### **1.7. Informações meteorológicas.**

Os *Meteorological Aerodrome Reports* (METAR - reporte meteorológico de aeródromo) de SBEG, local do acidente, traziam as seguintes informações:

METAR SBEG 151600Z 34006KT 9999 SCT020 FEW025TCU 29/24 Q1013=

METAR SBEG 151700Z 34006KT 9999 SCT020 FEW025TCU 29/24 Q1012=

METAR SBEG 151800Z 26006KT 9999 SCT018 FEW025TCU BKN080 28/25 Q1011=

A imagem de satélite realçada gerada às 16h10min (UTC) do dia 15JUN2019 ilustrava a presença de poucas formações do tipo *Towering Cumulus* (TCU - *cumulus* encastelados) nas vizinhanças do aeródromo, com base a 2.500 ft.

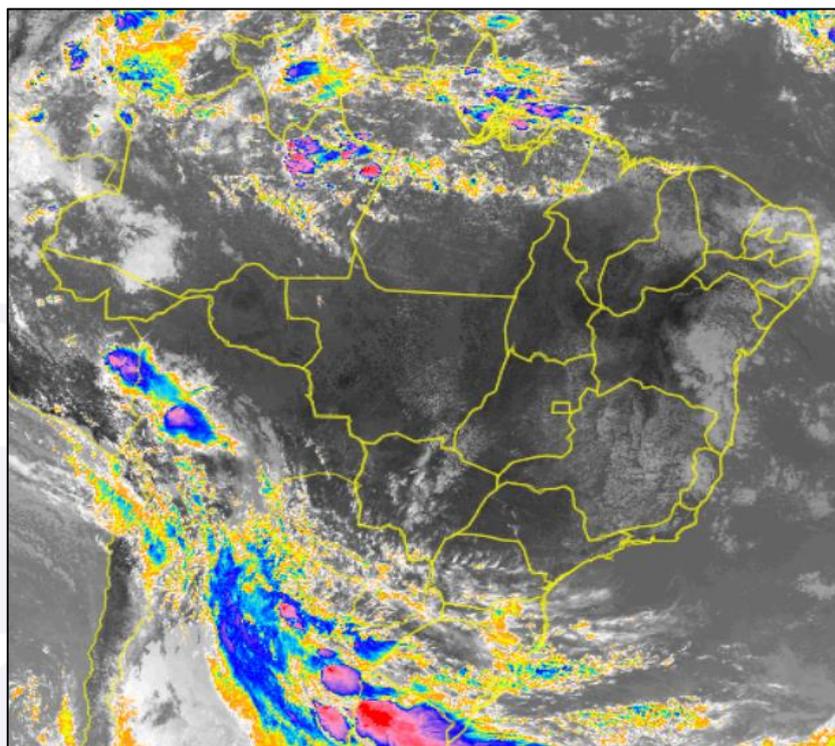


Figura 12 - Imagem satélite realçada gerada às 16h10min (UTC) do dia 15JUN2019.

As condições estavam acima dos mínimos para a realização do voo, com visibilidade acima de 10 km e poucas nuvens a 2.500 ft, com TCU. O vento tinha intensidade de 6 kt e possuía a direção de 340°.

### 1.8. Auxílios à navegação.

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

### 1.9. Comunicações.

De acordo com as transcrições dos áudios das comunicações entre o PR-MPN e os órgãos de controle, verificou-se que a tripulação manteve contato rádio com o Controle de Aproximação de Manaus (APP-MN) e com a Torre de Controle do Aeródromo Eduardo Gomes (TWR-EG), não havendo anormalidades técnicas de equipamentos de comunicação durante o voo.

Após a falha elétrica ocorrida no PR-MPN, o APP-MN realizou a vetoração RADAR até a final da cabeceira 11 de SBEG, além de ter coordenado o tráfego aéreo local, visando dar prioridade de pouso à aeronave em pane.

Com a finalidade de fundamentar as análises acerca da sequência de eventos que antecederam ao pouso da aeronave, a Comissão de Investigação destacou algumas transmissões extraídas dos dados do *Cockpit Voice Recorder* (CVR - gravador de voz da cabine), as quais podem auxiliar no entendimento da dinâmica do acidente.

Depois da decolagem do PR-MPN, a TWR-EG informou: “MAP 5914 decolado aos zero zero, chame controle em uno uno nove decimal sete”.

Imediatamente após a mensagem da TWR-EG, o PIC perguntou ao SIC: “O que...o que a gente perdeu? A DC”?

A resposta do SIC foi: “Perdemos a Essencial Bus”. Houve uma comunicação ininteligível e, logo após, o SIC informou: “Controle MAP 5914 solicita retorno para a perna do vento da uno uno, estamos com problema elétrico”.

O APP-MN respondeu: “Autorizado curva pela direita para ingresso do setor sul, MAP 5914”.

Mais uma vez o PIC comentou sobre a pane elétrica: “Perdemos a essencial”. Momentos após, o SIC comentou: “Tamo só com o *stand by*, né comando?”

O APP-MN autorizou a aeronave a descer: “MAP 5914 descida autorizada para mil e quinhentos pés”. O SIC informou “Mil e quinhentos pés, descendo MAP 5914”.

O SIC comunicou à comissária chefe de cabine a situação do voo: “Estamos com um problema elétrico na aeronave, a gente tá retornando”. A comissária respondeu: “Tá bom. Eu percebi aqui. Você comunica aos passageiros ou eu comunico?”

O SIC respondeu: “Apagou tudo pra gente aqui. Vou comunicar já”.

Na sequência, o APP-MN autorizou o MAP 5914 a ingressar na perna do vento da pista 11 de SBEG: “MAP 5914 visual com Eduardo Gomes?”

O SIC cotejou a autorização: “Visual com Eduardo Gomes, MAP 5914”.

Na sequência, o APP-MN informou: “Autorizado base, uno uno oito três”. O SIC cotejou: “Vai se ajustar à base, MAP 5914”.

O SIC informou sobre a leitura do *checklist*: “Vamo lá...fazer o *approach: seat belt - on; landing lights - on; set altitude - check; cabin crew...* eu já avisei ela aqui”.

O PIC questionou sobre o baixamento do trem: “*Landing gear down*?”

O SIC então respondeu: “*Landing gear... checked landing gear down, take off data*”.

O APP-MN questionou ao PR-MPN: “MAP 5914 na escuta do controle?”

O SIC respondeu: “Na sua escuta agora MAP 5914, ingressando final”. Logo após, o APP-MN comandou a troca de canal: “Ciente chame torre, uno uno oito três, MAP 5914”; e o SIC cotejou: “Ciente chame torre uno uno oito três, MAP 5914”.

O SIC fez a chamada inicial para a TWR-EG, sendo autorizado a pousar na pista 11: “MAP 51 MAP 5914, autorizado pouso pista uno uno, vento zero zero graus com cinco nós, ajuste uno zero uno três”.

Na final para pouso, o PIC perguntou ao SIC: “Landing tá completo aí?” O SIC respondeu: “Landing gear”.

O PIC informou: “Down, three green lights”. O SIC comentou “flape” e o PIC respondeu “Tá tudo... aqui tá ok tá”.

Seguem-se os *callouts* do SIC de velocidade e altura: “Cento e vinte... Cento e dez... Agora passamos cem pés... oitenta... cinquenta... quarenta... vinte... quinze... dez... cinco”.

Logo após a aeronave tocou na pista com o trem de pouso recolhido.

#### **1.10. Informações acerca do aeródromo.**

O aeródromo era público, administrado pela INFRAERO, operava sob *Visual Flight Rules* (VFR - regras de voo visual) e por *Instrument Flight Rules* (IFR - regras de voo por instrumentos), em período diurno e noturno.

A pista era de asfalto, com cabeceiras 11/29, dimensões de 2.700 x 45 m, com elevação de 264 ft.

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 carta de aeródromo.

RWY	TORA(m)	TODA(m)	ASDA(m)	LDA(m)
11	2700	2700	2700	2700
29	2700	2700	2700	2700

Figura 13 - Distâncias declaradas da pista de SBEG.

### 1.11. Gravadores de voo.

A aeronave estava equipada com um CVR, *Part Number* (PN - número de peça) 2100-1020-02, *Serial Number* (SN - número de série) 190688, fabricado pela *L-3 Communications*; e com um *Flight Data Recorder* (FDR - gravador de dados de voo), PN 2100-4043-00 e SN 147122, também fabricado pela *L-3 Communications*.

Os gravadores de voz e de dados foram encaminhados ao Laboratório de Leitura e Análise de Dados de Gravadores de Voo do Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos (CENIPA), onde foi realizado o *download* com sucesso.

Os equipamentos funcionaram normalmente e continham dados relativos ao voo da ocorrência.

Os dados de CVR referentes às comunicações internas e com os órgãos de controle de tráfego aéreo foram descritos no campo 1.9.

A partir dos dados extraídos do FDR buscou-se identificar o tipo de falha elétrica ocorrida, bem como os barramentos afetados, de modo a identificar quais equipamentos estavam funcionando durante o voo e em quais barramentos eles estavam conectados.

Inicialmente, foi verificado que os flapes operaram normalmente. A partir dessa informação, foi possível constatar que a *DC STBY BUS* estava sendo alimentada.

Uma vez que o indicador de posição dos flapes estava funcionando, também foi possível constatar que a *AC STBY BUS* estava disponível, visto que os indicadores eram alimentados por aquele barramento.

Toda a comunicação externa da aeronave foi realizada por meio do rádio de comunicação VHF-1, indicando que o barramento *DC EMER BUS* estava sendo alimentado por energia elétrica e, conseqüentemente, alimentava o VHF-1.

O não funcionamento dos instrumentos EADI e EHSI no lado do SIC, inoperantes logo no começo da pane, aliado ao não funcionamento do rádio de comunicação VHF-2, indicavam uma possível falha de alimentação elétrica da *DC BUS 2*, visto que esses componentes deveriam ser alimentados por esse barramento.

Somado a isso, os dados gravados pelo FDR indicaram um pico de corrente elétrica no barramento *DC BUS 2*, no momento inicial da pane, seguido por uma queda na indicação de corrente elétrica para valores próximos a zero, apresentando pequenas oscilações a partir desse momento. Esses dados eram condizentes com uma falha na *DC BUS 2*.

Os dados gravados pelo FDR também indicaram um valor de 97 Amperes de corrente elétrica no barramento *DC BUS 1*, no momento inicial da pane. O valor de corrente elétrica no barramento *DC BUS 1* manteve-se em torno desse valor, mesmo após a queda da corrente elétrica do barramento *DC BUS 2*, até o pouso da aeronave, indicando que não houve um acréscimo na demanda elétrica proveniente daquele barramento.

Em resumo, por meios dos dados extraídos dos gravadores de voo foi possível constatar que os seguintes barramentos estavam fornecendo corrente elétrica:

- *DC STBY BUS* (controle dos flapes);
- *AC STBY BUS* (indicador de posição dos flapes);
- *DC EMER BUS* (VHF-1); e
- *DC BUS 1* (dados do FDR).

Ademais, foi possível identificar uma falha na *DC BUS 2*, visto que o EADI e o EHSI no lado do SIC, assim como o rádio de comunicação VHF-2 não estavam funcionando, bem como o fato de a corrente elétrica registrada pelo FDR ter apresentado valores próximos de zero.

Por fim, verificou-se que, aproximadamente, seis segundos após o início da falha elétrica (16h39min43s UTC) ocorreram diversas variações abruptas nos parâmetros do compensador (*Trim Tab*) do profundor esquerdo, que foram mantidas até o final das gravações.

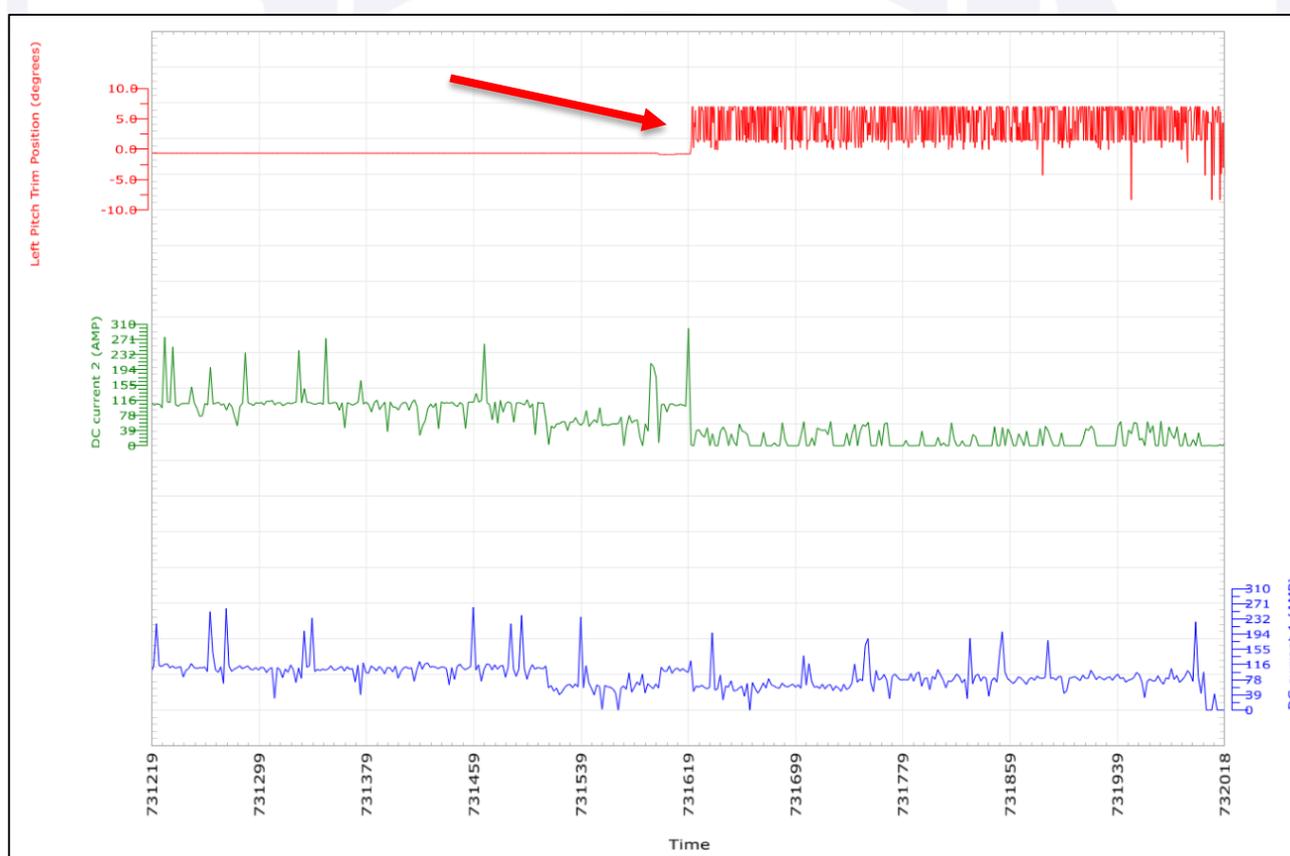


Figura 14 - Dados extraídos do FDR relativos à indicação do compensador esquerdo de arfagem.

O sinal de posição desse compensador era obtido por meio da alimentação elétrica do barramento *AC BUS 1*, o qual, por sua vez, era alimentado pelo Inversor Estático nº 1. Por esse motivo, este componente também foi segregado e submetido a exames e testes.

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

De acordo com as evidências físicas do local do acidente, a aeronave realizou o pouso na cabeceira 11 de SBEG. O toque ocorreu a 410 m da cabeceira 11, com o trem de pouso recolhido.

As marcas do atrito da aeronave contra o solo se estenderam por cerca de 540 m, desde o ponto do primeiro impacto até a parada total, que ocorreu a 950 m da cabeceira 11 (Figura 15).



Figura 15 - Croqui do ponto de toque e deslocamento da aeronave pela pista de SBEG.

O grau de destruição da fuselagem, decorrente do atrito abrasivo contra o asfalto da pista, evidenciou que a aeronave estava com elevada velocidade horizontal e baixa razão de afundamento no momento do impacto.

Os flapes internos e externos das asas encontravam-se defletidos em 30°, posição condizente com a requerida para a aproximação e pouso. As hélices não tiveram contato com a pista devido à aeronave ser do tipo asa alta.

Após o pouso, as portas dianteira e traseiras foram abertas para que fosse realizada a evacuação dos passageiros e tripulantes.



Figura 16 - Vista da aeronave na pista de SBEG após a parada total.

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

#### **1.13.1. Aspectos médicos.**

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

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

Nada a relatar.

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

Após o acidente, foram realizadas entrevistas com os tripulantes da aeronave, de modo a elucidar como as questões de ordem psicológica poderiam ter afetado o desempenho durante a ocorrência.

Nessa ocasião, os pilotos relataram certa dificuldade em identificar com clareza as panes apresentadas, devido ao acúmulo sucessivo de falhas, aliado à preocupação em manter o controle da aeronave, uma vez não ter sido possível ajustar a compensação de arfagem, que estava na configuração relativa à decolagem, ou seja, levemente cabrada.

Ainda segundo os tripulantes, a decisão pelo regresso e pouso após a pane elétrica foi tomada com a intenção de que o voo se encerrasse com a maior brevidade possível, tendo em vista a dificuldade de pilotagem da aeronave.

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

Não houve fogo.

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

Após a parada total da aeronave, os pilotos realizaram os procedimentos para evacuação.

As portas da aeronave não se deformaram pelo impacto e atrito produzidos entre a aeronave e o solo, decorrentes do pouso com trem recolhido.

Depois do corte dos motores, os comissários realizaram a abertura da porta traseira da aeronave, coordenando a evacuação dos passageiros. Os cintos e suspensórios de todos os ocupantes a bordo da aeronave permaneceram íntegros após o pouso.

Dois passageiros sofreram lesões leves em decorrência da evacuação. O atendimento inicial aos passageiros foi realizado no próprio aeroporto.

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

Após a remoção do avião da pista, foram realizados diversos testes e análises no sistema elétrico, conforme recomendação do fabricante. Durante os testes iniciais, a aeronave se encontrava hangarada.

Inicialmente, foi observada uma instabilidade no sistema elétrico, com diversos relés e luzes ciclando aleatoriamente. Somente após a substituição dos relés 3PA (*DC ESSENTIAL BUS TRANSFER CONTACTOR*) e 58 PA (*DC EMERGENCY BUS TRANSFER CONTACTOR*), o sistema voltou a operar de forma satisfatória, passando nos testes indicados pelo fabricante. Naquele contexto, dentre as não conformidades inicialmente encontradas, a intermitência na atuação do BTC resultava na falta de alimentação do barramento *DC BUS 2*. Entretanto, não foi possível confirmar o motivo do funcionamento inadequado do BTC.

Durante a inspeção visual do relé 58PA, foi observado que um de seus terminais estava solto e com cerca de 5 mm a mais de comprimento, em comparação aos demais terminais (Figura 17).



Figura 17 - Relé 58PA com diferença de altura em um dos terminais.

Devido a esses motivos, os relés foram segregados para serem submetidos a exames e testes em oficina especializada do fabricante dos componentes.

Também foi realizada uma inspeção visual no *Starter-Generator* nº 2, sendo observado que um de seus terminais (A+) apresentava montagem indevida. Uma das arruelas de contato para fixação da fiação elétrica no terminal apresentava deformação plástica e estava fora de posição (Figura 18).



Figura 18 - Deformação de uma das arruelas de contato do terminal A+ do Starter-Generator nº 2.

Devido a isso e, levando-se em consideração a falha da *DC BUS 2*, barramento alimentado diretamente pelo *Starter-Generator* nº 2, esse item também foi segregado e submetido a exames e testes em oficina especializada do fabricante do componente.

Os exames e testes em bancada realizados no relé 3PA (PN SM150D8, SN MFD 1008) foram conduzidos, pela Comissão de Investigação, no laboratório da empresa fabricante, não sendo identificadas alterações nas suas condições visuais nem de funcionamento.

O relé 58PA (PN SM150D8, SN MFD 8551) também foi recebido no laboratório da empresa para os exames de conformidade e para testes em bancada. Durante a inspeção visual de conformidade desse componente, foi ratificado que um de seus terminais contactores estava com mau posicionamento, com altura diferente da prevista. As análises indicaram que essa discrepância se deu, possivelmente, devido à aplicação de um sobretorque durante serviço de manutenção (Figura 19).

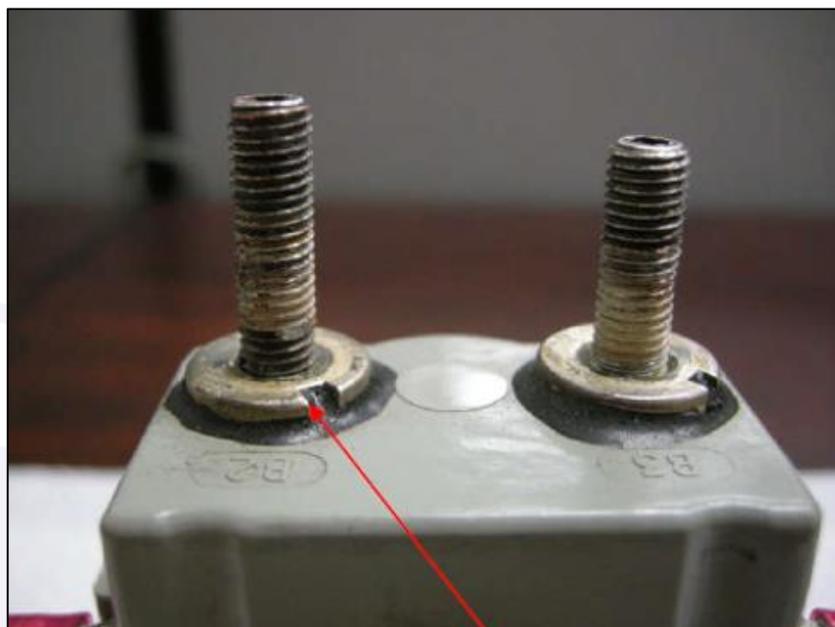


Figura 19 - Discrepância visual no relé 58PA: terminal de contato B2 com maior comprimento que o terminal B3.

Os testes funcionais concluíram que o relé estava em condições não aceitáveis, fora dos requisitos mínimos para a operação. Os contatos dos terminais B2 e B3, os quais são do tipo normalmente fechados, também não estavam em condições funcionais.

Após a desmontagem do item e a sua inspeção interna, foi identificada uma discrepância em um dos botões de atuação do relé, o qual estava em uma posição colapsada, o que teria contribuído para o seu funcionamento intermitente (Figura 20). Esse funcionamento intermitente poderia refletir na operação inadequada dos sistemas alimentados por ele, dentre eles a intermitência na atuação do BTC.

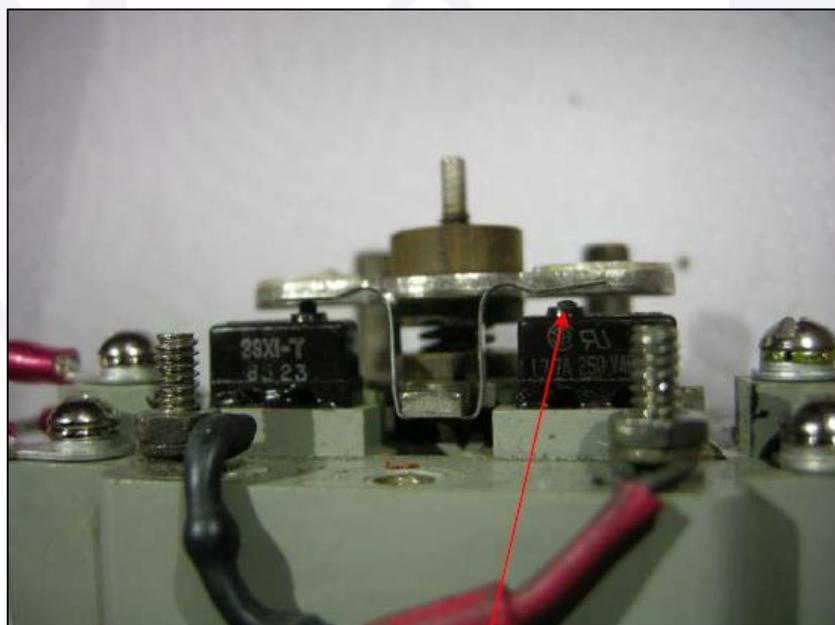


Figura 20 - Posição colapsada do botão de atuação do relé 58PA. Botão referente à *switch* 11/12/13.

O *Starter-Generator* nº 2 (PN 8260-123, SN 2394) foi recebido em laboratório da empresa fabricante do componente. A inspeção de conformidade evidenciou que o gerador estava com aspecto grudento, decorrente de derramamento de óleo em sua carcaça externa, e com uma condição de conservação ruim, conforme Figura 21.



Figura 21 - Vista geral do *Starter-Gerador* nº 2.

Também foi ratificada a observação inicial relativa à montagem indevida no contato do terminal “A+” desse gerador, com seu revestimento de isolamento danificado (Figura 22).



Figura 22 - Detalhe do amassamento no ponto de fixação da fiação conectada ao terminal “A” do gerador e revestimento de isolamento danificado.

A montagem feita de forma errada e a deformação plástica, induzida por esforço de ferramenta em uma das arruelas de contato da fiação no terminal, fez com que essa arruela, situada entre a porca de travamento e o terminal, ficasse solta e passível de movimentação. Essa movimentação, associada à deformação, concorria para o aparecimento de um esforço mecânico abrasivo na camada de isolamento da fiação, desgastando essa camada.

Foi verificado que o sensor de velocidade do *Starter-Generator* não era o modelo correspondente do fabricante, bem como a frenagem empregada estava em desconformidade. Durante a realização de testes estáticos, foi constatado que o isolamento do componente estava fora dos parâmetros previstos.

Foram realizados exames estáticos qualitativos e quantitativos no componente, a fim de se avaliar suas condições elétricas e mecânicas antes de se performar um ensaio dinâmico. Foram identificadas as seguintes discrepâncias no *Starter-Generator*: medição de isolamento do gerador abaixo do valor de referência e sensor de velocidade instalado diferente do previsto pelo fabricante do gerador.

Também foram realizados ensaios dinâmicos em bancada nesse gerador, a fim de simular sua condição de funcionamento. Durante os ensaios, diversos parâmetros se

apresentaram fora das faixas de referência estipuladas pelo fabricante, sendo observada a formação de arco voltaico entre o enrolamento do estator e a carcaça do rotor.

A conclusão dos ensaios dinâmicos foi a reprovação do item no teste de aceitação estabelecido pelo fabricante para operação em aeronave.

Após os testes dinâmicos, o *Starter-Generator* nº 2 foi desmontado para análise de todos os seus componentes (*teardown*), a fim de se aprofundar os exames. Diversas não conformidades foram encontradas no componente:

- montagem indevida no contato do terminal “A+” do gerador, com arruela de contato fora de posição e apresentando deformação plástica decorrente de esforço de ferramenta. A fiação conectada ao terminal “A+”, de fornecimento de corrente de excitação do campo magnético do gerador estava com sua camada de isolamento danificada;
- sensor de velocidade não era previsto no catálogo de peças do fabricante;
- isolamento do enrolamento do estator do gerador danificado;
- os parafusos de fixação do estator na carcaça do gerador não eram os previstos no catálogo de peças do fabricante;
- quantidade anormal de poeira metálica (limalhas) encontrada no rotor do gerador;
- marcas decorrentes de arcos voltaicos presentes no *hoop* do rotor do gerador; e
- rotor com características físicas diferentes da estabelecida pelo fabricante.

As discrepâncias supramencionadas podem ser observadas nas Figuras 23, 24, 25 e 26.

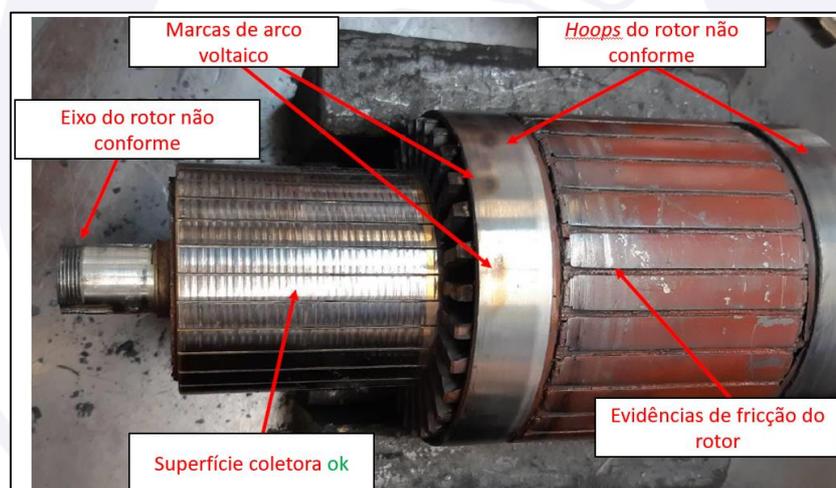


Figura 23 - Desconformidades evidentes no rotor do *Starter-Generator*.



Figura 24 - Desconformidades evidentes na carcaça e no enrolamento do *Starter-Generator*.



Figura 25 - Elevada quantidade de limalha presente no rotor do gerador.

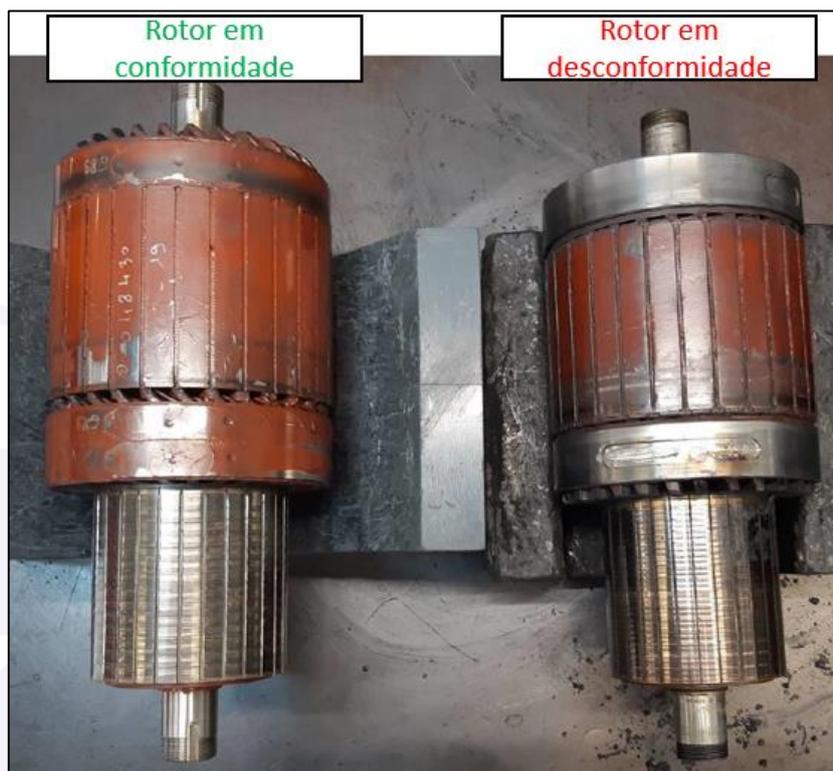


Figura 26 - Comparação entre um rotor de *Starter-Generator* em conformidade com o fabricante (à esquerda) e o rotor que equipava a aeronave PR-MPN (à direita).

A quantidade anormal de poeira metálica (limalhas) encontrada no rotor do gerador pode estar associada à falta ou desconformidade na manutenção do componente. Conforme previsto no Manual de Manutenção do Componente, a limpeza do rotor deveria ser feita durante as revisões gerais do item. O parecer dos técnicos que realizavam revisões gerais foi que, com base na quantidade de poeira metálica encontrada, essa limpeza não foi feita na última revisão geral.

O valor obtido pela medição de isolamento da carcaça do gerador foi de 5kOhm, sendo o valor de referência de 20kOhm. Essa condição possivelmente estava atrelada ao fato de o componente estar coberto por poeira metálica, indicando que o gerador estava em uma condição operacional desgastada e antiga. A poluição do gerador por poeira metálica aumentava a condutividade elétrica na sua carcaça e reduzia, portanto, sua capacidade isolante.

De maneira resumida, os exames revelaram que o gerador não estava funcionalmente operacional, sendo evidenciado que os serviços de manutenção anteriores, necessários à restituição do componente à sua condição de operacionalidade e confiabilidade, possivelmente não foram executados de acordo com as especificações do fabricante.

O Inversor Estático nº 1, *Static Inverter*, (PN 559-012A, SN 20432) também foi submetido a exames, testes e pesquisas na organização fabricante do componente.

Durante a realização dos testes elétricos, as medições de voltagem de saída ficaram fora dos parâmetros de tolerância, evidenciando defeito no sistema de regulação de sobrevoltagem.

Após os testes elétricos, foi realizada a desmontagem do Inversor Estático de modo a aprofundar a análise do componente. Foram observadas diversas inconformidades (Figuras 27, 28 e 29):

- circuito de potência: 3 transistores apresentando marcas de sobreaquecimento;

- circuito de controle e regulação: emprego de 2 resistores de 1 Ohm em série, ao invés de 1 resistor de 2 Ohm, visando obter a resistência de 2 Ohm em um dos circuitos, conforme previsto pelo fabricante;
- circuito de controle e regulação: marcas de superaquecimento devido a retrabalho, em desconformidade às normas atinentes; soldas realizadas no circuito também em desconformidade;
- ausência de 1 dos diodos relacionados à proteção contra sobretensão;
- existência de 1 dos diodos relacionados à proteção contra sobretensão em curto-circuito; e
- ajuste para proteção contra sobre/subtensão feito incorretamente.

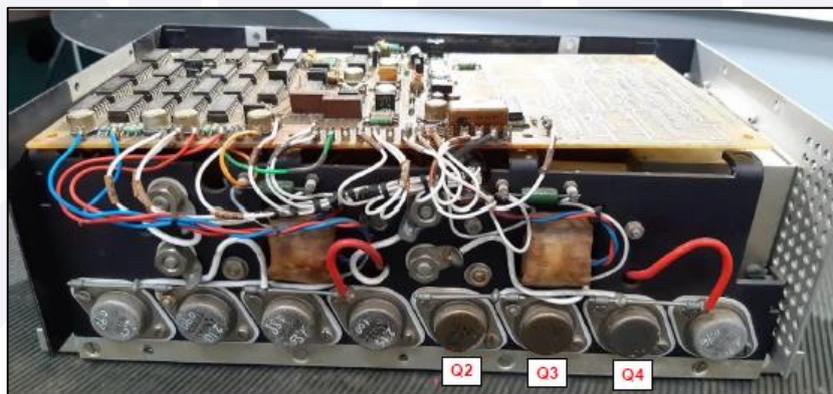


Figura 27 - Transistores Q2, Q3 e Q4 apresentando descoloração devido à superaquecimento.

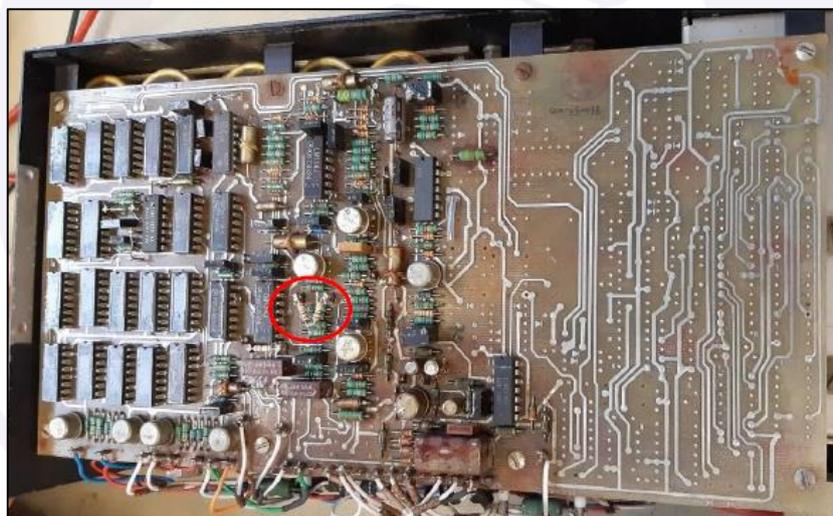


Figura 28 - Emprego de 2 resistores de 1 Ohm em série, ao invés de 1 resistor de 2 Ohm.

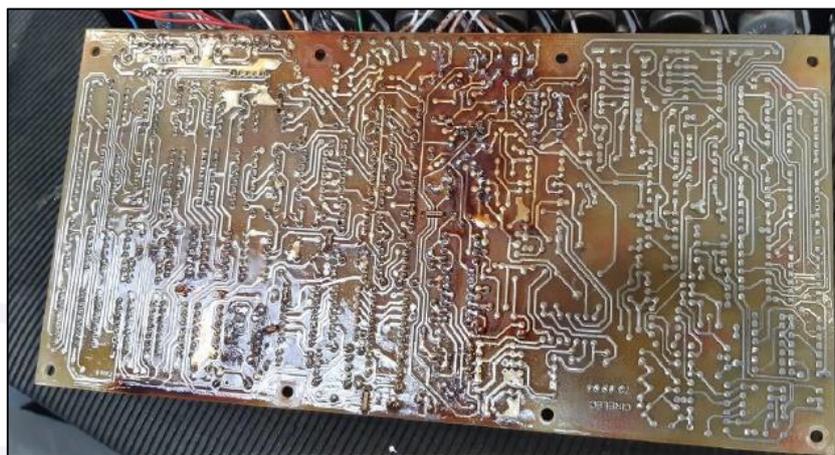


Figura 29 - Marcas de sobretemperatura devido a retrabalho e soldas realizadas em desconformidade.

Portanto, os exames e testes realizados no Inversor Estático nº 1 (INV 1) concluíram que esse componente não se encontrava nas condições operacionais previstas.

Diversas discrepâncias contribuíam para que seu funcionamento não ocorresse dentro dos requisitos técnicos mínimos, sendo tais discrepâncias associadas a não conformidade na execução de procedimentos de manutenção.

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

No que diz respeito às questões organizacionais, durante a condução da investigação, foram realizadas entrevistas com funcionários da empresa, por meio das quais foi possível identificar a existência de fragilidades no relacionamento entre a organização e seus colaboradores.

Por fim, foi verificado que o operador estava passando por um processo de venda, e que os colaboradores não recebiam informações claras acerca da efetiva situação da instituição, gerando um clima de apreensão e incertezas acerca de suas situações laborais.

Após a ocorrência, foi verificado que o operador não possuía Organização de Manutenção certificada conforme o RBAC 145 vigente à época.

Nas Especificações Operativas da empresa aérea constavam as seguintes informações:

“Parte C.2 - Serviços de Manutenção Autorizados: Nível de manutenção Check A”;

“Parte C.3 - Provedores de Serviços de Manutenção Autorizados: O operador não possui provedores terceirizados de manutenção de linha”. Também não há provedores de manutenção autorizados para qualquer outro nível de manutenção;

“Parte C.4 - Estações de Linha e Bases de Manutenção Nacionais: Manutenção própria, nível Check A, em SBEG”. Não há prestadores de manutenção terceirizada, em nenhum outro nível, em SBEG, sede da empresa e em nenhum dos aeródromos em que ela opera.

Entretanto, no Manual Geral de Manutenção (MGM) do operador, constava que a mesma era realizada de forma primária pela própria empresa, limitando-se à execução de linha, conforme a Especificação Operativa aprovada.

A manutenção de hangar que exigisse certificação conforme o RBAC 145 deveria ser realizada por uma segunda empresa, a qual era do mesmo grupo econômico do operador da aeronave, certificada pelo RBAC 145. Todos os serviços executados por essa segunda empresa deveriam estar de acordo com a sua Especificação Operativa, seguindo os procedimentos do MGM e dos manuais aprovados pela ANAC.

Segundo o MGM do operador, a manutenção de linha compreendia o *Check A*, tratando-se de uma adequação do termo consagrado pela Agência Reguladora à nomenclatura estabelecida pela empresa.

Ainda conforme constava no MGM e no Manual de Organização de Manutenção (MOM) da empresa secundária que realizava os serviços de manutenção, os endereços das duas organizações eram os mesmos. Durante as ações de investigação realizadas na sede da empresa aérea, foi constatado que as duas empresas compartilhavam os mesmos hangares e instalações.

Durante a visita às instalações das empresas, não foi possível identificar os limites de responsabilidades estabelecidos entre as duas empresas, tanto no que dizia respeito à subordinação dos funcionários, quanto a qual organização pertencia cada setor nos hangares.

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

A aeronave decolou de SBEG com destino a SWCA, a fim de realizar transporte aéreo público regular. Estavam a bordo quatro tripulantes e trinta e quatro passageiros. A duração prevista para o voo era de 2 horas.

A aeronave encontrava-se dentro dos limites de peso e balanceamento especificados pelo fabricante. O mecânico responsável por realizar a inspeção pré-voo na aeronave reportou não ter encontrado qualquer anormalidade no avião durante a verificação.

O SOP da empresa aérea estabelecia que, na ocorrência de uma situação anormal, antes da tomada de qualquer linha de ação, a situação deveria ser cuidadosamente analisada pela tripulação.

O documento estabelecia uma sequência de passos a serem observados pelos pilotos durante a condução das ações. O primeiro passo elencado era a manutenção do controle da aeronave, o qual deveria ser realizado concomitantemente à definição das tarefas.

Uma vez mantido o controle da aeronave e definidas as responsabilidades a bordo, a tripulação deveria proceder com a análise das informações disponíveis, de modo a determinar a situação enfrentada e as ações a serem tomadas. Para tanto, o SOP estabelecia que deveriam ser exploradas as ferramentas de CRM, visando ao compartilhamento de informações, de modo a possibilitar a melhor tomada de decisão.

Quanto ao processo decisório, o SOP estabelecia que, antes da tomada de decisão, deveriam ser analisados os impactos nos aspectos técnicos (consequências da falha e sistemas comprometidos) e operacionais (possibilidade de prosseguir ou não no voo). O manual ainda destacava que, durante a execução das ações corretivas, o PIC deveria comandar a leitura do QRH e a execução dos procedimentos correspondentes ao SIC.

No que diz respeito às comunicações durante situações de urgência ou emergência, o SOP preconizava que estas somente deveriam ser realizadas após a tomada de decisão pelo PIC, e assim que a situação permitisse.

Durante a preparação para o voo, o PIC realizou a inspeção externa enquanto o SIC realizou a preparação da cabine. Todos os checks foram realizados conforme o previsto e nenhuma anormalidade foi notada pelos pilotos. Os procedimentos de embarque dos passageiros, partida dos motores e táxi ocorreram sem intercorrências.

Os parâmetros de decolagem foram atingidos conforme o previsto, sendo que logo após o recolhimento do trem de pouso, ocorreu uma falha elétrica na aeronave. A aproximadamente 725 ft de altitude, soou o alarme aural "*TOO LOW TERRAIN*" do GPWS, com o apagamento de alguns instrumentos de voo no painel. De acordo com o relato dos tripulantes, restaram disponíveis apenas o velocímetro reserva, o horizonte artificial reserva e o altímetro reserva. O comando de compensação de arfagem ficou inoperante nos seus

modos *normal* e *stand by*, ficando a compensação travada em uma posição condizente com a decolagem.

Em função disso, o piloto automático do avião deixou de funcionar, sendo toda a pilotagem executada de maneira manual.

A tripulação iniciou um breve debate acerca do problema elétrico ocorrido. Inicialmente, o PIC questionou ao SIC se haviam perdido o barramento elétrico "DC". O SIC respondeu que perderam o barramento elétrico "*Essential*". A seguir, o SIC reportou ao Controle de Aproximação (APP) de Manaus que estavam com um problema elétrico na aeronave, solicitando o ingresso na perna do vento da pista 11 de SBEG sem, entretanto, declarar emergência.

A solicitação foi atendida pelo APP-MN, o qual autorizou a realização de curva pela direita, para ingresso na perna do vento pelo setor sul de SBEG. O tempo decorrido entre o alarme do GPWS e a solicitação para ingresso no circuito de tráfego visual foi de 55 segundos. Não foram realizados novos debates entre a tripulação acerca de quais barramentos haviam ficado inoperantes, bem como qual o procedimento de emergência deveria ser realizado.

Segundo o relato dos pilotos, a tripulação optou por não declarar emergência por julgar que tinha a situação sob controle.

Inicialmente, não foi realizado o recolhimento dos flapes, tampouco foram executados os procedimentos normais de *After Take Off Checklist*, conforme previsto no QRH. Decorridos 1 minuto e 55 segundos do alarme do GPWS, ao ser atingida a velocidade de 165 kt, a aproximadamente 3.300 ft de altitude, soou o alarme de sobrevelocidade do uso dos flapes, os quais permaneciam na posição de 15°, correspondente à configuração de decolagem. Após o acionamento do alarme, os flapes foram recolhidos.

A aeronave permaneceu em voo ascendente até 2 minutos e 24 segundos decorridos do princípio da emergência, atingindo a altitude máxima de 3.779 ft. A interrupção da subida foi iniciada após o APP-MN autorizar a descida para a altitude de 1.500 ft.

Após a aeronave ter ingressado no circuito de tráfego visual de SBEG, o SIC procedeu uma chamada para a comissária chefe de cabine, informando-a sobre o problema elétrico da aeronave e que iriam regressar para SBEG. A comissária questionou o SIC sobre quem faria a comunicação da situação aos passageiros, tendo o SIC informado que ele faria, todavia não foi identificada a comunicação aos passageiros nas gravações do CVR.

O APP-MN autorizou o ingresso na perna base do circuito de tráfego visual de SBEG. Ainda na perna do vento, foi selecionada a posição de 15° dos flapes. Logo após, foi iniciada pelo SIC a execução dos procedimentos normais de *Approach Checklist*.

Após o término da execução do *Approach Checklist*, o PIC comandou o baixamento do trem de pouso para o SIC, que respondeu ao PIC "*LANDING GEAR DOWN*", 2 segundos depois de ter atuado na alavanca de baixamento do trem de pouso (4 minutos e 8 segundos após o início da falha).

Segundo o SOP da empresa, o *callout* "*GEAR DOWN*" deveria ser enunciado pelo *Pilot Monitoring* (PM - piloto que monitora), após confirmar as três luzes verdes de indicação de travamento do trem de pouso embaixo. No voo do acidente, não foi reportado pelo SIC qualquer anormalidade de indicação de travamento do trem de pouso pelo sistema primário de indicação, nem foi mencionada a verificação pelo sistema secundário de indicação.

Decorridos três segundos do *callout* "*GEAR DOWN*" (4 minutos e 11 segundos após o início da falha), o PIC questionou o SIC se a proximidade da aeronave em relação à pista permitiria o ingresso na perna base do circuito, obtendo a resposta positiva para realizar a curva e iniciar o ingresso na mesma.

Durante o ingresso na perna base foi selecionada a posição de 30° dos flapes. Decorridos 4 minutos e 32 segundos do princípio da falha, o PIC reportou ao SIC que estava visual com a pista. Logo após, o SIC reportou ao APP-MN que estava ingressando na final, sendo instruído pelo órgão de controle de tráfego aéreo para trocar para a frequência da TWR-EG. Após a mudança de frequência e chamada inicial no canal da TWR-EG, foi autorizado o pouso na pista 11.

Com a aeronave já alinhada na aproximação final para a pista 11 de SBEG, o PIC solicitou ao SIC a execução do procedimento *Before Landing Checklist* (Figura 30).

BEFORE LANDING CHECKLIST		
Checklist read by PM	PF	PM
LDG GEAR .....3 GREEN	"Down, 3 green"	
FLAPS .....30	"Thirty"	
PWR MGT ..... TO	"Takeoff"	
TLU ..... LO SPD	"Lo speed" (ATR 72)	
CONDITION LEVER 1+2 ..... AUTO ou MÁX	"Auto" ou "max"	
ICING AOA LIGHT ..... CHECK	"No light / On"	
EXT LIGHTS ..... ON	"On"	

Figura 30 - Procedimento *Before Landing Checklist* descrito no SOP.

Durante a execução desse procedimento, o SIC ao ler o item *LDG GEAR - 3 GREEN* teve como resposta do PIC, menos de 1 segundo após, *DOWN, 3 GREEN*, sem qualquer menção à verificação da posição do trem pelo sistema de indicação secundário.

A aproximação final para pouso na pista 11 de SBEG foi realizada de forma estabilizada. Não houve acionamento dos alarmes de trem de pouso em posição insegura quando abaixo de 500 ft de altura.

A, aproximadamente, 360 ft de altitude, o PIC mencionou estar com dificuldade para atuação no manche. Decorridos 6 minutos e 4 segundos do início da falha, a aeronave tocou o solo, antes da marca de 1.000 ft, com todas as pernas do trem de pouso travadas na posição em cima. Após a parada da aeronave na pista, e seguindo o comando dos pilotos, foi iniciada pelos comissários a evacuação dos passageiros por meio das portas traseiras.

Nas entrevistas pós-acidente, os pilotos foram capazes de apontar, com elevado grau de assertividade, que houve uma falha do sistema *Direct Current Bus 2 (DC BUS 2)*, devido ao acendimento da luz âmbar *DC BUS 2 OFF* no painel de controle elétrico do *Overhead Panel*, bem como acendimento da seta âmbar da *DC ESS BUS*, indicando alimentação desta barra pela Bateria Principal.

Os pilotos ainda consideraram a possibilidade de ter ocorrido falha da *DC BUS 1* e dos Inversores Estáticos 1 e 2 (*INV 1* e *2*), entretanto sem terem certeza quanto às indicações ou acendimento das respectivas luzes no painel elétrico.

Durante o voo, não foram solicitados ou realizados quaisquer procedimentos anormais ou de emergência estabelecidos no QRH para falhas elétricas, tão somente os procedimentos normais relativos ao *Approach Preparation*, com a solicitação do trem de pouso embaixo, e ao *Before Landing Checklist*, no qual era prevista a verificação do travamento das pernas do trem embaixo (3 luzes verdes acesas). Segundo os pilotos, a decisão por não realizar os procedimentos elencados no QRH se deu pelo motivo de não terem identificado com exatidão a pane ocorrida.

Ainda nas entrevistas, os pilotos reportaram ter checado a situação das pernas do trem de pouso travado embaixo por meio do painel de indicação secundário, localizado no *Overhead Panel*. Entretanto, durante a execução do *Before Landing Checklist*, o PIC reportou o *callout "down 3 green"* menos de 1 segundo após ser questionado pelo SIC, sem fazer qualquer menção à verificação pelo sistema secundário de indicação (Figura 31).

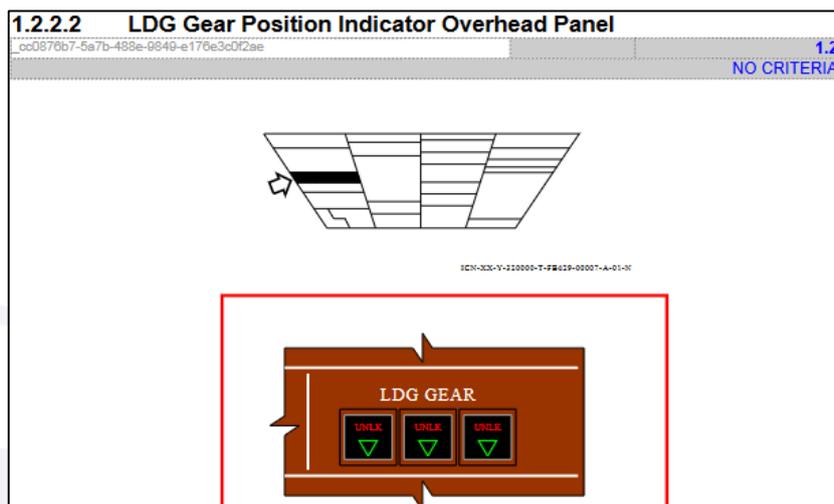


Figura 31 - Localização do indicador de posição do trem de pouso no *Overhead Panel*.

O QRH da aeronave estabelecia no 5º item de ação da falha *DC BUS 2 OFF* o acionamento da válvula de alimentação cruzada do sistema hidráulico (*HYD X FEED - ON*), conforme Figura 32.

A24.10		DC BUS 2 OFF		0020,0295
▶	DC GEN 2	.....	OFF	
▶	PF	.....	CAPT	
▶	VHF	.....	SELECT SYS 1	
▶	ATC	.....	SELECT SYS 1	
▶	HYD X FEED	.....	ON	
▶	DC BUS 2 LOST EQUIPMENT LIST	.....	CHECK	
▶	AFFECTED EQUIPMENT FAULT procedure	.....	APPLY	
▶	PAX INSTRUCTIONS	.....	USE PA	
•	For go-around and gear retraction			
■	If LDG GEAR RET OVRD pb installed			
▶	LDG GEAR RET OVRD	.....	PRESS	
	LDG GEAR RETRACTION NOT AVAILABLE			
•	After touchdown			
▶	TAXI : ON ENG 1+2			

Figura 32 - Procedimentos para acendimento da luz "DC BUS 2 OFF" do QRH.

Ademais, direcionava a leitura do *DC BUS 2 LOST EQUIPMENT LIST* (Figura 33).

Lost Equipment List	
<b>Air</b>	<b>Navigation</b>
- LANDING ELEVATION indicator	- F/O EADI/EHSI
<b>Auto flight</b>	- SGU #2
- ADU	- VOR #2
<b>Doors</b>	- ILS #2
- DOORS UNLK Lights	- DME #2
- CDLS	- ADF #2
<b>Flight controls</b>	- CAPT RMI
- STBY PITCH TRIM CTL	- VHF #2
- CAPT STICK SHAKER	- HF #2
<b>Hydraulic Power</b>	- ATC #2
- GREEN PUMP	- ADC #2
- HYD PWR AUX PUMP IND	- ALT ALERT #2
- HYD PWR AUX PUMP AUTO MODE	- F/O CLOCK
<b>Ice and Rain protection</b>	- TCAS
- F/O STATIC PORTS ANTI ICING	- GPS/GNSS
- F/O SIDE WINDOWS ANTI ICING	- GPWS FAULT indicator
- F/O WINDSHIELD HTG indicator	<b>Power Plant</b>
- F/O PROBES indicator	- FF/FU #2
- F/O WIPER	- FUEL TEMP #2
<b>Indicating - Recording Systems</b>	- FUEL CLOG #2
- GPWS FAULT on CAP	- OIL PRESS #2
<b>Landing Gear</b>	- OIL TEMP #2
- SECONDARY indicator	- IDLE GATE CAUTION
<b>Lights</b>	
- F/O CHARHOLDER	
- F/O READING Lights	
- F/O FLOOD PANELS	
- INTEGRATED INSTRUMENTS Lights	
- INTEGRATED PANELS Lights	
- RH LDG Light	
- WING Lights	
- PAX SIGNS Lights	

Figura 33 - Lista de equipamentos inoperantes com a pane "DC BUS 2 OFF" do QRH.

O funcionamento da *Green Hydraulic Pump* (bomba hidráulica do sistema "Green"), responsável pelo acionamento da extensão ou retração do trem de pouso, se tornava inoperante em caso de falha da *DC BUS 2*. O uso da válvula de alimentação cruzada (*HYD X FEED*) permitiria o acionamento do trem de pouso pela pressão fornecida pela outra bomba hidráulica. Contudo, a alimentação cruzada do sistema hidráulico (*X FEED*) não foi acionada, bem como a verificação dos equipamentos inoperantes.

O 6º item de ação previsto no QRH determinava a verificação dos equipamentos inoperantes em decorrência da falha da *DC BUS 2*. Dentre a lista desses equipamentos, destacou-se, além da *Green Hydraulic Pump*, a inoperância do *Secondary Indicator* do trem de pouso, que, segundo o relato dos pilotos, supostamente teria sido utilizado para a verificação do travamento das pernas do trem de pouso embaixo.

O SOP do operador estabelecia que, durante a ocorrência de situações anormais em voo, o PIC deveria nomear o SIC como *Pilot Flying* (PF - piloto que opera), a não ser que existisse alguma razão específica para não o fazer.

Tal procedimento visava prover o PIC de melhores condições de gerenciamento da situação, visto que ele era o responsável pela tomada de decisões. Ainda de acordo com o SOP, durante o gerenciamento da situação anormal, o PF ficaria responsável pela pilotagem e comunicações com os órgãos de controle de tráfego aéreo, cabendo ao PM a leitura dos procedimentos previstos no QRH (Figura 34).

PF	PM
<b>Responsável por:</b> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Trajetória de voo e Power levers;</li> <li>• Navegação;</li> <li>• Configuração da aeronave;</li> <li>• <b>Comunicações ATC.</b></li> </ul> <p><i>Obs: O PF é responsável pelas Condition Levers na descida de emergência.</i></p>	<b>Responsável por:</b> <ul style="list-style-type: none"> <li>• <b>Leitura de QRH</b></li> <li>• Executar ações solicitadas pelo PF</li> <li>• Condition Levers e OVHD panel</li> <li>• <b>Operação dos seguintes itens com o consentimento do PF:</b> <ul style="list-style-type: none"> <li>— Condition Lever</li> <li>— Fire EXTG handles</li> <li>— P/B dos geradores DC e ACW</li> </ul> </li> </ul>

Figura 34 - Divisão de tarefas aplicada aos procedimentos anormais e de emergência, segundo o SOP.

Durante todo o voo, o PIC permaneceu como PF. Entretanto, a comunicação com os órgãos de controle de tráfego aéreo ficou sob responsabilidade do SIC, que seguiu operando como PM. Em nenhum momento o PM realizou a leitura do QRH correspondente à situação anormal em que a aeronave se encontrava, conforme previsto no SOP do operador.

### 1.19. Informações adicionais.

Após o acidente, o operador solicitou ao fabricante do avião uma avaliação da aeronave, de modo a verificar o nível dos danos decorrentes do pouso com o trem recolhido (*Damage Assessment*).

Após realizar a avaliação, o fabricante emitiu um relatório, no qual, além dos danos referentes ao trem de pouso, foram reportados diversos focos de corrosão em estruturas e painéis. Dentre esses, a título de exemplo, destacou-se:

- seção central da fuselagem traseira, no interior da aeronave, nas proximidades da *frame 33*, com *stringer 20RH* severamente corroído, comprometendo a respectiva função estrutural naquele ponto (Figuras 35 e 36).

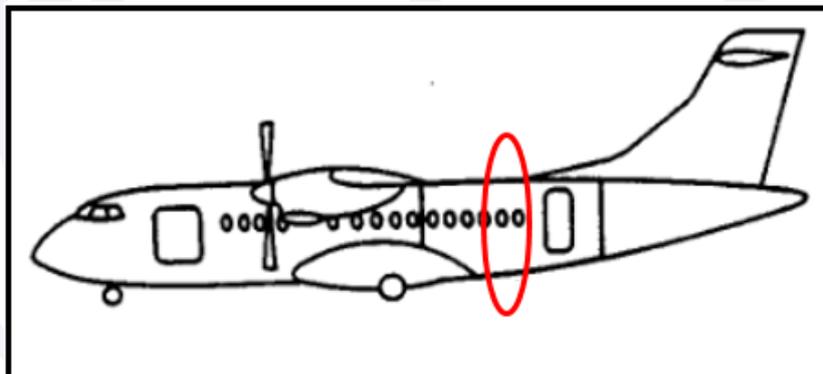


Figura 35 - Localização aproximada da *frame 33*.



Figura 36 - Stringer 20RH, próximo à frame 33, severamente corroído.

- Na parte inferior da *frame* 12, localizada na seção do nariz da fuselagem, foi encontrado foco de corrosão que se estendia por toda a face da *frame*. Nessa mesma região, foi encontrada uma fratura que se estendia por mais de 50% da face da *frame*. (Figuras 37 e 38).

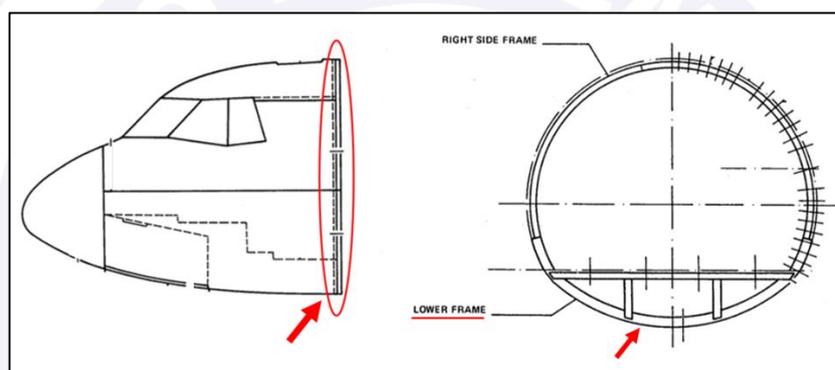


Figura 37 - Localização da *frame* 12 e área corroída/fraturada.



Figura 38 - Segmento inferior da *frame* 12 corroído e fraturado.

- Na região compreendida entre as *frames* 36 e 39 foram encontradas diversas áreas com corrosão nos trilhos das poltronas de passageiros, nas soleiras das portas de serviço e de passageiros, bem como nos painéis do piso. Especificamente, no elemento estrutural onde o piso era fixado, foram encontrados pontos de corrosão perforante (Figura 39).



Figura 39 - Corrosão perforante no elemento estrutural onde o piso era fixado.

Na documentação referente ao Programa de Manutenção do Operador, foi possível verificar a existência de definições de níveis de corrosão, processos para identificação de corrosão nas aeronaves e protocolos relacionados aos reparos necessários. Esses processos e protocolos eram a referência para a execução das tarefas com o objetivo de identificar e corrigir discrepâncias referentes à corrosão nas aeronaves.

A respeito da documentação referente ao cumprimento da programação de manutenção, face à constatação pela Comissão de Investigação da existência dos focos de corrosão na aeronave, a empresa apresentou registros de realização das tarefas previstas em seu Programa de Manutenção.

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

Não houve.

## **2. ANÁLISE.**

Tratava-se de um voo de transporte aéreo público regular de SBEG para SWCA, com duração prevista de duas horas.

Todos os cheques e verificações antes do voo foram realizados, não sendo observadas anormalidades. A aeronave se encontrava dentro dos limites de peso e balanceamento.

A decolagem foi realizada normalmente, sendo que, após o recolhimento do trem de pouso, ocorreu uma falha elétrica na aeronave. Inicialmente, houve o acionamento do alarme aural *TOO LOW TERRAIN* do GPWS, seguido do apagamento dos instrumentos de voo do *cockpit* (EADI e EHSI), nas posições do PIC e do SIC, de acordo com o relato dos tripulantes. Segundo os pilotos, restaram disponíveis apenas o velocímetro reserva, o horizonte artificial reserva e o altímetro reserva. Também o comando de compensação de arfagem se tornou inoperante, o qual permaneceu em uma posição correspondente à configuração de decolagem.

Foi solicitado pela tripulação o regresso para SBEG, sendo executando o circuito de tráfego visual para a pista 11, com curva base pela direita. O pouso ocorreu com as pernas do trem recolhidas e travadas na posição em cima.

Após a remoção do avião da pista e liberação da autoridade de Investigação SIPAER, foram realizados diversos testes, conforme recomendação do fabricante, sendo verificada a operação instável do sistema elétrico da aeronave, com diversos relés e luzes ciclando de forma intermitente e aleatória.

Houve a substituição dos relés 3PA (*DC ESSENTIAL BUS TRANSFER CONTACTOR*) e 58 PA (*DC EMERGENCY BUS TRANSFER CONTACTOR*), e o sistema passou a funcionar de maneira satisfatória. Esses relés foram segregados para serem submetidos a exames, testes e pesquisas em oficina especializada do fabricante dos componentes.

Na análise desses componentes foi observado que o relé 3PA não apresentou alterações nos testes de bancada. Já no que diz respeito ao relé 58PA, foram observadas diversas discrepâncias, indicando que o mesmo não estava em condições operacionais. As condições evidenciadas estavam associadas à execução de procedimentos inadequados de manutenção.

A partir da análise dos dados registrados pelo FDR, a Comissão de Investigação pôde inferir que os barramentos *DC BUS 1* e *DC STBY BUS* encontravam-se operacionais no momento do evento, uma vez que alguns equipamentos por eles alimentados permaneceram ativos. Contudo, não foi possível identificar a causa associada à perda dos indicadores *EADI* e *EHSI* do lado do PIC (alimentados pela *DC STBY BUS* e pela *DC BUS 1*, respectivamente), conforme relatado pelos pilotos.

Ainda a partir da análise dos dados registrados pelo FDR, foi possível constatar que houve uma falha de alimentação elétrica da *DC BUS 2*.

Uma vez que esse barramento era normalmente suprido pelo *Starter-Generator* nº 2, este item foi submetido a exames e testes.

Durante a realização dos exames e testes dinâmicos, diversas não conformidades foram encontradas, condizentes com o mau funcionamento do componente. Uma quantidade anormal de limalhas foi encontrada no rotor do gerador, podendo estar associada à falta ou não conformidade na manutenção desse item. Conforme previsto no Manual de Manutenção do Componente, a limpeza do rotor deveria ser feita nas revisões gerais do item.

Nas análises executadas, concluiu-se que, com base na quantidade de poeira metálica encontrada, essa limpeza possivelmente não foi realizada na última revisão geral.

Além disso, os exames de conformidade do *Starter-Generator* nº 2 evidenciaram características físicas diferentes das estipuladas nos manuais técnicos do fabricante do componente, bem como no seu catálogo de peças.

Portanto, essas discrepâncias decorreram do não cumprimento ou cumprimento inadequado das tarefas previstas no plano de manutenção, tanto da aeronave quanto do componente.

Também foi observado, com base nos dados registrados no FDR, que a partir do momento em que ocorreu a falha elétrica, os parâmetros de posição do compensador de arfagem esquerdo ficaram inconsistentes, com variações abruptas de indicação até o final das gravações.

Uma vez que esses parâmetros eram obtidos por meio do barramento *AC BUS 1*, o qual recebia energia elétrica do inversor estático nº 1, este componente também foi submetido a exames e testes.

Durante os exames, o inversor estático nº 1 falhou nos testes de entrada elétrica, uma vez que a medição da voltagem de saída obteve resultados fora da faixa de tolerância, sendo observada a não atuação da proteção de sobretensão.

Durante a inspeção interna, ficou evidenciado que o inversor estático nº 1 já havia sido reparado anteriormente, mas apresentava discrepâncias decorrentes de procedimentos de manutenção executados, os quais não estavam em conformidade com o fabricante.

Dessa forma, a hipótese mais provável para a pane de alimentação na *DC BUS 2* é que tenha ocorrido uma falha no *Starter-Generator* nº 2, ocasionada pelo fato deste não estar em condições operacionais, devido à manutenção inadequada. Assim, o *Starter-Generator* não foi capaz de suprir energia elétrica para o barramento nos parâmetros previstos.

Após a falha do *Starter-Generator* nº 2, a alimentação elétrica do barramento *DC BUS 2* foi suprimida. Nesse momento, o contactor de ligação (BTC) deveria ter atuado de modo a permitir que a *DC BUS 2* passasse a ser alimentada pela *DC BUS 1*, com energia elétrica proveniente do *Starter-Generator* nº 1, o qual permanecia em operação. Entretanto, ocorreu uma falha na atuação do BTC, permanecendo o barramento *DC BUS 2* sem alimentação elétrica. Não foi possível confirmar porque o BTC não funcionou corretamente, ficando como hipótese a não conformidade encontrada no relé 58PA que fazia parte do seu circuito de alimentação.

A falha de alimentação elétrica da *DC BUS 2* impossibilitou que a *Green Pump* do sistema hidráulico fosse acionada, impedindo que houvesse pressão hidráulica para o baixamento normal do trem de pouso, visto que a tripulação não acionou a válvula de alimentação cruzada do sistema (*X FEED*).

Devido à falha de alimentação na *DC BUS 2*, o inversor nº 2 deixou de ser alimentado, visto que era conectado a este barramento. Dessa forma, por atuação do ACBTR, o inversor nº 1 passou a suprir as barras *AC BUS 1*, *AC STBY BUS* e a *AC BUS 2*.

É possível que, ao sofrer uma demanda relativamente superior à operação normal, quando deveria suprir apenas a *AC BUS 1* e a *AC STBY BUS*, o inversor nº 1 tenha falhado, devido ao fato de também não estar nas condições operacionais previstas, conforme foi constatado nos exames do item. Em decorrência da falha do inversor nº 1, é possível que tenha ocorrido a falha na alimentação da *AC BUS 1*.

Uma vez que o sinal de posição do compensador (*Trim Tab*) de profundor esquerdo era suprido por um indicador de posição alimentado pela *AC BUS 1*, é possível que as variações abruptas ocorridas nas indicações desse parâmetro tenham sido ocasionadas pela falha de alimentação nesse barramento.

As inconsistências nas indicações do compensador de profundor esquerdo podem ter gerado um erro de sincronização com as indicações do compensador de profundor direito, fazendo com que ocorresse a inoperância do sistema de compensação, tanto no modo "Normal" quanto no modo "Stand By".

Para facilitar o entendimento dos eventos supramencionados, foi desenvolvido um diagrama de blocos (Figura 40).

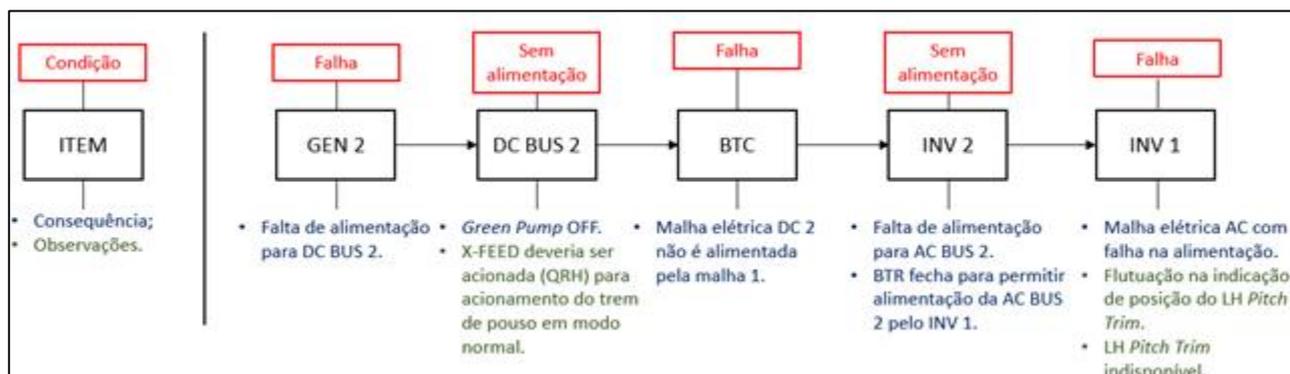


Figura 40 - Diagrama de blocos representando a árvore de eventos relacionada às falhas no sistema elétrico da aeronave PR-MPN.

Após a ocorrência da pane e o consequente apagamento de diversos instrumentos de voo no *cockpit*, os pilotos realizaram um breve debate sobre qual seria o problema elétrico ocorrido na aeronave e quais os barramentos estariam inoperantes.

Sem chegar a um consenso sobre qual pane estava realmente ocorrendo, a tripulação decidiu solicitar o regresso para o aeródromo de origem, por meio do circuito de tráfego visual. A partir desse momento, e uma vez tomada a decisão pelo retorno a SBEG, não foram realizadas novas discussões acerca da falha elétrica ou dos sistemas afetados.

Durante entrevistas realizadas após o acidente, os pilotos relataram sobre a decisão de regresso imediato para SBEG, com a intenção de encerrar o voo com a maior brevidade possível. Os pilotos informaram que a decisão foi motivada pela dificuldade de pilotagem ocasionada pela inoperância do comando de compensação de arfagem.

Uma vez autorizado o regresso pelo APP-MN, a tripulação deixou de solicitar e realizar os procedimentos anormais estabelecidos no QRH para falhas elétricas. Os pilotos justificaram a não realização dos procedimentos anormais por não compreenderem com clareza qual pane se apresentava na aeronave.

O SOP da empresa aérea determinava que, na ocorrência de situações anormais, antes da tomada de qualquer linha de ação, o cenário deveria ser cuidadosamente analisado a partir das informações disponíveis, de modo a serem verificadas as implicações de ordem técnica e operacional acarretadas por cada ação. O manual também estabelecia que as ferramentas de CRM deveriam ser empregadas no processo decisório.

O CRM pode ser compreendido como uma sistemática de gerenciamento do voo na qual a tripulação emprega todos os recursos à sua disposição (pessoas, procedimentos, equipamentos), de modo a aumentar a segurança e a eficiência da operação aérea.

O curto espaço de tempo compreendido entre o início da pane e a solicitação para o regresso (55 segundos) evidenciou que a tomada de decisão foi realizada de forma apressada, havendo inobservância dos procedimentos previstos. A utilização do *checklist* presente no QRH teria evidenciado os procedimentos ignorados pelos pilotos, elevando a consciência situacional da tripulação e colaborando com um processo decisório assertivo para o cenário apresentado. Ademais, não foram ponderadas, entre os tripulantes, as implicações do curso de ação tomado, bem como não foram analisadas as decisões alternativas, explicitando uma comunicação falha.

A comunicação entre os tripulantes foi bastante resumida frente à complexidade da situação, não sendo expostas suas compreensões individuais do cenário ou os motivos pelos quais estavam optando pelas decisões tomadas.

Apesar da compreensão correta dos pilotos quanto à falha da *DC BUS 2*, observada nas gravações do CVR e reportada nas entrevistas, a não realização dos procedimentos

estabelecidos no QRH, justificada por eles por uma não compreensão plena da falha elétrica, corrobora a degradada consciência situacional da tripulação, bem como um processo decisório realizado de maneira apressada e sem análise das possíveis consequências.

Por meio da leitura dos procedimentos para falha na *DC BUS 2*, disponibilizados no QRH, os pilotos poderiam ter identificado a necessidade de selecionar a válvula de alimentação cruzada (*X FEED*) do sistema hidráulico, o que permitiria o baixamento do trem de pouso.

A não execução do acionamento da válvula de alimentação cruzada (*X FEED*) do sistema hidráulico, item previsto no QRH para o gerenciamento da falha do barramento *DC BUS 2 (DC BUS 2 OFF)*, tornou o baixamento do trem de pouso pelo sistema normal inviável, o que culminou no pouso com o trem travado em cima.

Cabe ressaltar que a falha na *DC BUS 2* também resultou na indisponibilidade do indicador secundário de posição do trem de pouso. Uma vez que esse sistema de indicação secundário era responsável por enviar ao CCAS um sinal caso alguma das pernas do trem de pouso não se encontrasse baixada e travada, o seu não funcionamento impediu que o sistema de alarmes identificasse a situação do trem de pouso em cima, e consequentemente emitisse o alerta relativo ao trem de pouso não baixado e travado.

Durante todo o voo, mesmo após a ocorrência da falha elétrica, o PIC continuou como PF, ao contrário do procedimento estabelecido no SOP para as situações anormais, quando o SIC deveria acumular a pilotagem (PF) e a comunicação externa da aeronave. Em momento algum foi realizado qualquer debate acerca da divisão das tarefas entre a tripulação, sendo mantidas as mesmas funções desde a decolagem até o pouso.

Dessa forma, a deficiente divisão de tarefas entre os pilotos pode ter contribuído para deixar os dois tripulantes sobrecarregados, de modo que nenhum deles conseguisse gerenciar de maneira eficaz a identificação da pane e dos procedimentos a serem executados, como por exemplo, a leitura do QRH.

Durante realização do circuito de tráfego visual para pouso em SBEG, após chamar a comissária chefe de cabine e informar que a aeronave estava com um problema elétrico, o SIC informou que ele mesmo iria comunicar a situação aos passageiros. Entretanto, tal comunicação não foi realizada, denotando uma inadequada divisão das tarefas entre a tripulação, visto que tal ação poderia ter sido delegada para a comissária, aliviando a carga de trabalho dos pilotos. A não realização da comunicação aos passageiros denota um possível esquecimento ocasionado pela sobrecarga do SIC.

Ainda durante as entrevistas, os pilotos informaram que não declararam urgência por julgarem que tinham a situação sob controle. Entretanto, essa afirmação é contraditória com a declaração dos próprios pilotos, ao informar que não executaram a leitura do QRH por não compreenderem com exatidão qual pane era apresentada.

A não declaração de urgência, estando a aeronave em condições anormais de voo, elevou os riscos, uma vez que impediu que ações mitigadoras pudessem ser realizadas por parte da equipe em solo.

Os tripulantes também justificaram a rápida decisão de regresso imediato para SBEG devido à dificuldade de pilotagem da aeronave, ocasionada pela indisponibilidade do comando de compensação de arfagem. Durante a ocasião, o piloto automático do avião deixou de funcionar, sendo toda a pilotagem executada de maneira manual.

A decisão apressada por retornar para SBEG, sem a observação adequada dos procedimentos previstos, pode ter sido influenciada por uma condição de ansiedade por parte do PIC.

Ademais, ao ser analisado o histórico operacional do PIC, antes de ingressar na empresa aérea, observou-se que ele apresentou dificuldade em pilotagem manual e que havia relatos de desconhecimento sobre o funcionamento de sistemas da aeronave, sendo inclusive submetido à Junta Técnica no empregador anterior, por esses motivos.

Considerando que o PIC realizou na atual empresa um treinamento inicial reduzido, obtendo nota mínima no segmento correspondente às “Emergências Gerais”, é possível que os processos sistematizados que visavam ao aprimoramento de seus conhecimentos, habilidades e atitudes não tenham sido suficientes, acarretando inadequado desempenho no gerenciamento da emergência vivenciada.

Nesse contexto, é possível que o receio do piloto em voar de forma manual, condição na qual ele apresentava um histórico de dificuldades de desempenho, tenha prejudicado o processo decisório, precipitando a decisão pelo retorno sem a leitura do QRH e a declaração de urgência.

Uma vez tomada a decisão, não foram realizadas novas discussões acerca da pane elétrica ou de quais barramentos ou sistemas haviam sido inoperantes, estando toda a atenção dos pilotos voltada para a execução do retorno para SBEG. A manutenção desse curso de ação, independente de considerar qualquer procedimento alternativo, pode indicar uma fixação dos tripulantes, uma “visão de túnel”, contribuindo para a manutenção de uma baixa consciência situacional.

Nas entrevistas realizadas após o acidente, a tripulação reportou que, durante a execução do *Approach* e *Before Landing Checklist*, a situação do trem de pouso foi verificada por meio do indicador secundário do sistema, localizado no *Overhead Panel*. Entretanto, ao se analisar a transcrição da gravação do CVR, notou-se que em nenhum momento os pilotos fizeram menção ao fato de terem observado a situação do trem de pouso pelo sistema secundário. Cabe salientar que esse sistema estava indisponível, conforme mencionado anteriormente.

Durante a execução do procedimento *Before Landing*, foi observado o intervalo de dois segundos entre o comandamento do PIC para o baixamento do trem de pouso e o *callout* do SIC: “LANDING GEAR DOWN”.

Esse curto espaço de tempo entre o comandamento do trem e a resposta da sua posição, aliado à ausência de qualquer reporte quanto a qual sistema foi utilizado para a verificação, indica uma possível resposta automática do SIC, sem a execução da efetiva verificação das luzes correspondentes no indicador de posição do trem de pouso.

Durante o *Before Landing Checklist*, o SIC, ao ler o item “LDG GEAR - 3 GREEN”, teve como resposta do PIC, menos de um segundo após, “DOWN, 3 GREEN”. Esse curto espaço de tempo, aliado novamente à ausência de qualquer menção ao sistema utilizado para checagem do trem de pouso, também pode indicar uma possível resposta automática do PIC quanto à posição do trem de pouso sem a efetiva verificação nos indicadores. Assim, pode ter havido um esquecimento da verificação das condições do trem de pouso por parte dos pilotos.

Tal situação pode ter sido ocasionada pela fixação dos pilotos na decisão de regressar para o pouso em SBEG com a maior brevidade possível, sem realizar uma análise pormenorizada da situação. Tal hipótese reforça a baixa consciência situacional da tripulação durante o gerenciamento da emergência, aliada à dificuldade de pilotagem experimentada pelo PIC, devido ao não funcionamento do sistema de compensação.

Quanto aos aspectos organizacionais, foi observado que, ao contrário do estabelecido nas Especificações Operativas da empresa aérea, havia outra organização executando os serviços de manutenção das aeronaves, em níveis diferentes do *Check A*.

Ainda foi observado que o acompanhamento técnico por parte do operador quanto aos trabalhos executados pela organização de manutenção extrapolava o nível de serviços aprovados nas Especificações Operativas.

Outro aspecto relevante observado foi a dificuldade em se diferenciar os limites de responsabilidade das duas empresas, visto o fato de ambas serem do mesmo grupo econômico e compartilharem o mesmo endereço, além de não haver uma separação clara quanto a quem pertenciam as salas e setores dos hangares.

Dessa forma, não foi possível constatar que os serviços executados pela empresa secundária de manutenção tenham ocorrido efetivamente, de acordo com os requisitos estabelecidos no Programa de Manutenção da empresa aérea.

Aliado a isso, foi observado que, apesar de a aeronave estar com o seu Certificado de Aeronavegabilidade válido à época do acidente, a mesma apresentava focos de corrosão significativos e avançados, inclusive em itens estruturais, não condizendo com o padrão estabelecido no Programa de Manutenção do operador.

Tal situação, somada ao fato de a principal hipótese para a falha da *DC BUS 2* ter sido o emprego de um *Starter-Generator* fora de condições operacionais, denota a possível existência de falhas nos processos de supervisão e gerenciamento, no que diz respeito à manutenção das aeronaves da empresa.

Foi observada a falta de comunicação clara entre a empresa aérea e seus colaboradores acerca da situação reinante, levando-se em conta o momento delicado pelo qual a organização estava passando no processo de venda e transição de gestão.

Em situações em que a comunicação extraoficial toma o lugar da comunicação formal, alimentando a propagação de suposições e criando um ambiente onde informações equivocadas ganham força, o ambiente de trabalho fica propenso ao estresse psicológico nos colaboradores, que pode se manifestar por meio da irritabilidade, dificuldade de concentração e preocupações excessivas.

Essas vulnerabilidades podem influenciar o desempenho das atividades aéreas ou de manutenção, mesmo sem que se perceba. Além disso, podem gerar conflitos interpessoais devido à apreensão geral. Quando os colaboradores estão expostos a um ambiente menos confiável, a segurança operacional pode ser comprometida, aumentando o risco de acidentes.

Assim, é possível que a falta de comunicação clara dentro da empresa aérea, frente ao processo de venda pelo qual estava passando, tenha influenciado no nível de desempenho de seus colaboradores, comprometendo os aspectos operacionais dos tripulantes e da manutenção.

### **3. CONCLUSÕES.**

#### **3.1. Fatos.**

- a) os pilotos estavam com os Certificados Médicos Aeronáuticos (CMA) em vigor;
- b) os pilotos estavam com as habilitações de aeronave tipo AT47 em vigor;
- c) a aeronave estava com o Certificado de Aeronavegabilidade (CA) válido;
- d) a aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento;
- e) os registros de manutenção estavam com as escriturações atualizadas;
- f) as condições meteorológicas estavam acima das mínimas para a realização do voo;
- g) os serviços de manutenção foram considerados periódicos, porém não adequados;
- h) a decolagem ocorreu normalmente;

- i) após a decolagem, houve uma falha elétrica na aeronave;
- j) houve falha de alimentação elétrica do barramento elétrico *DC BUS 2*;
- k) ocorreu uma falha na atuação do BTC, impedindo que o barramento *DC BUS 2* fosse alimentado pelo barramento *DC BUS 1*;
- l) ocorreu o apagamento do EADI e do EHSI nas posições do PIC e SIC;
- m) o comando de compensação de arfagem ficou inoperante, permanecendo os compensadores em uma posição correspondente à configuração de decolagem;
- n) a tripulação solicitou o ingresso no circuito de tráfego visual para pouso em SBEG;
- o) não foram realizados os procedimentos anormais previstos no QRH para a falha no sistema elétrico;
- p) não foi declarada urgência pela tripulação;
- q) a aproximação final foi realizada de forma estabilizada;
- r) o pouso ocorreu antes da marca de 1.000 ft, com todas as pernas do trem de pouso travadas na posição em cima;
- s) a aeronave teve danos substanciais;
- t) os quatro tripulantes e trinta e dois passageiros saíram ilesos; e
- u) dois passageiros sofreram lesões leves em decorrência da evacuação da aeronave.

### 3.2. Fatores contribuintes.

#### - **Atenção - indeterminado.**

Durante a execução do *Approach e Before Landing Checklist*, a condição do trem de pouso não foi verificada. A possível resposta automática dos pilotos, informando que o trem de pouso estava baixado e travado sem, entretanto, realmente checarem os painéis indicadores correspondentes, pode ter sido ocasionada por uma atenção degradada decorrente de uma fixação em outras tarefas naquele momento do voo.

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

A improvisação e a inobservância dos procedimentos previstos no QRH da aeronave e no SOP da empresa aérea contribuiu para o deficiente gerenciamento da ocorrência, acarretando o acidente.

#### - **Capacitação e treinamento - indeterminado.**

Ao ser analisado o histórico operacional do PIC, antes de ingressar na empresa aérea, observou-se que ele apresentou dificuldade em pilotagem manual e que havia relatos de desconhecimento sobre o funcionamento de sistemas da aeronave, sendo inclusive submetido à Junta Técnica no empregador anterior, por esses motivos.

Considerando que o PIC realizou na atual empresa um treinamento inicial reduzido, obtendo nota mínima no segmento correspondente às "Emergências Gerais", é possível que os processos sistematizados que visavam ao aprimoramento de seus conhecimentos, habilidades e atitudes não tenham sido suficientes, acarretando inadequado desempenho no gerenciamento da emergência vivenciada.

#### - **Clima Organizacional - indeterminado.**

O sentimento de insegurança e apreensão entre os colaboradores diante do processo que a empresa estava passando de venda e transição de gestão, sem que houvesse uma comunicação formal a respeito, pode ter comprometido o desempenho nas atividades

aéreas e de manutenção, bem como degradado a segurança operacional, aumentando o risco de acidentes.

- **Comunicação - contribuiu.**

As escassas comunicações entre os tripulantes acerca dos aspectos técnicos da situação anormal vivenciada em voo, somadas à dificuldade para a organização de uma ideia da ação corretiva necessária para combater a falha elétrica, contribuíram para o desencadeamento do acidente.

- **Coordenação de cabine - contribuiu.**

A inadequada divisão das tarefas entre os tripulantes durante a condução da emergência, em que mantiveram as mesmas funções correspondentes a um voo normal, refletiu a inobservância das determinações contidas no SOP da empresa para situações anormais. Tal fato contribuiu para gerar uma elevada carga de trabalho dos pilotos, acarretando o pouso com o trem recolhido.

- **Estado emocional - indeterminado.**

É possível que a pilotagem manual, condição na qual o PIC apresentava um histórico de dificuldade em voo, tenha gerado um estado de tensão e ansiedade, que pode ter contribuído para a tomada de decisão precipitada, sem que fosse feita a leitura do QRH e a declaração de urgência.

- **Manutenção da aeronave - contribuiu.**

As diversas discrepâncias técnicas observadas nos exames e testes executados no *Starter-Generator* nº 2 e no Inversor Estático nº 1, bem como o fato de ambos os equipamentos estarem sendo utilizados na aeronave sem, entretanto, estarem em condições operacionais, evidenciou a inadequação dos serviços de manutenção realizados.

- **Percepção - contribuiu.**

A execução do retorno para SBEG, independente de considerar qualquer procedimento alternativo, aliada ao fato de não ter sido percebida a real posição do trem de pouso, sugere uma percepção seletiva ou “visão de túnel” por parte dos tripulantes, bem como uma degradação da consciência situacional, que comprometeu a interpretação dos estímulos e condições presentes na operação, levando ao acidente.

- **Planejamento gerencial - contribuiu.**

O acompanhamento técnico exercido pelo operador sobre os trabalhos realizados pela empresa de manutenção, em níveis de serviço que excediam a autorização constante em suas Especificações Operativas, aliado à dificuldade de se diferenciar os limites de responsabilidade e supervisão entre as duas empresas, denotou que houve uma inadequação no planejamento da empresa no que diz respeito à alocação de recursos humanos e materiais para as suas atividades operacionais, bem como na definição da terceirização dos serviços de manutenção.

- **Processo decisório - contribuiu.**

Após a ocorrência da falha elétrica, a tripulação prontamente decidiu por regressar para SBEG, sem antes analisar outras alternativas possíveis ou realizar um debate mais detalhado acerca da situação de emergência e suas consequências. Desse modo, não foram definidos os procedimentos previstos no QRH a serem executados, tampouco foram analisados os sistemas da aeronave comprometidos pela falha elétrica.

Isso posto, a tomada de decisão por parte dos pilotos foi realizada de maneira prematura, baseada em julgamentos inadequados, sendo estes amparados por um baixo nível de consciência situacional, contribuindo para a ocorrência do acidente.

#### - Supervisão gerencial - contribuiu.

As diversas discrepâncias técnicas observadas nos exames e testes executados no *Starter-Generator* nº 2 e no Inversor Estático nº 1, bem como o fato de ambos os equipamentos estarem sendo utilizados na aeronave sem, entretanto, estarem em condições operacionais, denota que houve falha na supervisão gerencial da empresa, no que diz respeito à sua responsabilidade de assegurar a real execução das ações de manutenção previstas e averiguação da efetividade e eficácia dos serviços.

#### 4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA

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

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

**Recomendações emitidas anteriormente à data de publicação deste relatório.**

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

**A-091/CENIPA/2019 - 01**

**Emitida em: 28/10/2019**

Atuar junto à MAP Linhas Aéreas LTDA., a fim de que essa empresa realize um treinamento extraordinário de gerenciamento de recursos de equipes (*Corporate Resource Management - CRM*), contemplando todo o programa estabelecido na IAC 060-1002A e no ML.DRH.002-16, para todos os seus tripulantes de voo.

Foco especial deverá ser despendido nas ações adotadas durante o gerenciamento de situações anormais e de emergências, ocorridas em voo, com os modelos de aeronaves que compõem a frota da empresa de acordo com as Especificações Operativas.

**A-091/CENIPA/2019 - 02**

**Emitida em: 28/10/2019**

Realizar uma inspeção de acompanhamento do treinamento de *CRM* na MAP Linhas Aéreas LTDA., de acordo com os termos estabelecidos pela IAC 060-1002A.

**A-091/CENIPA/2019 - 03**

**Emitida em: 28/10/2019**

Atuar junto à MAP Linhas Aéreas LTDA., a fim de que essa empresa ministre aulas de reciclagem sobre os sistemas elétricos das aeronaves ATR-42 e ATR-72 para todos os seus pilotos. Especial atenção deverá ser dispendida no correto entendimento da lista de equipamentos dependentes que serão afetados por uma falha elétrica ocorrida em cada barramento da aeronave.

**A-091/CENIPA/2019 - 04**

**Emitida em: 28/10/2019**

Atuar junto à MAP Linhas Aéreas LTDA., a fim de assegurar que os serviços de manutenção efetivamente realizados nas aeronaves operadas pela empresa ocorram em total conformidade com as previsões das Especificações Operativas, Manual Geral de Manutenção e Programa de Manutenção, aprovados pela Autoridade de Aviação Civil.

**A-091/CENIPA/2019 - 05**

**Emitida em: 28/10/2019**

Atuar junto à MAP Linhas Aéreas LTDA., de forma a assegurar que o Programa de Manutenção da empresa esteja em conformidade com os requisitos estabelecidos pelo fabricante, a fim garantir as adequadas condições de aeronavegabilidade das aeronaves, especificamente no que se refere ao Programa de Prevenção e Controle de Corrosão.

**A-091/CENIPA/2019 - 06****Emitida em: 28/10/2019**

Atuar junto à MAP Linhas Aéreas LTDA., a fim de garantir que as demais aeronaves da frota da empresa estejam em condições adequadas de aeronavegabilidade, especificamente no que se refere ao Programa de Prevenção e Controle de Corrosão, haja vista as condições encontradas pela ATR durante a avaliação feita na aeronave acidentada, as quais culminaram com a emissão do *DAMAGE ASSESSMENT REPORT*, *reference ES-3495/19-ATR0100625*.

**A-091/CENIPA/2019 - 07****Emitida em: 28/10/2019**

Atuar junto à MAP Linhas Aéreas LTDA., a fim de que essa empresa aprimore seus processos de comunicação interna, buscando a estabilização do clima organizacional, por meio da troca de informações regulares com os funcionários, com o objetivo de mantê-los cientes das mudanças administrativas e operacionais em curso na organização.

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

Nada a relatar.

Em 23 de junho de 2025.