

COMANDO DA AERONÁUTICA
CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE
ACIDENTES AERONÁUTICOS



RELATÓRIO FINAL
IG-190/CENIPA/2018

OCORRÊNCIA:	INCIDENTE GRAVE
AERONAVE:	PT-MUG
MODELO:	777-32WER
DATA:	20DEZ2018



ADVERTÊNCIA

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

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

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

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

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

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

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

SINOPSE

O presente Relatório Final refere-se ao incidente grave com a aeronave PT-MUG, modelo 777-32WER, ocorrido em 20DEZ2018, classificado como “[SCF-NP] Falha ou mau funcionamento de sistema/componente”.

Durante o nivelamento, a tripulação identificou a mensagem *ELEC BACKUP SYS* e, após consultar o *Quick Reference Handbook* (QRH), o sistema foi reiniciado, porém, a mensagem permaneceu.

Aproximadamente onze minutos após a mensagem *ELEC BACKUP SYS*, tanto o *Pilot Flying* (PF) quanto o *Pilot Monitoring* (PM) perderam as informações do *Primary Flight Display* (PFD), do *Navigational Display* (ND) e dos dois *Engine Indicating and Crew Alerting Systems* (EICASs). Houve também a perda simultânea da iluminação primária da cabine de passageiros e da cabine da tripulação.

Após alguns segundos, o PFD e o ND do PF foram restaurados, assim como os do PM. As telas do EICAS, aproximadamente trinta segundos depois, foram restauradas.

A tripulação acionou a *Auxiliary Power Unit* (APU) e consultou a tela *Synoptic* do sistema elétrico para verificar a configuração de energia da aeronave. A tela do EICAS exibia os *Integrated Drive Generators* (IDG) esquerdo e direito, o gerador de APU e o *Backup Generator* (BUG) esquerdo com energia disponível. O BUG direito apresentava um “X” ambar, indicando que ele estava indisponível como fonte de energia.

O *Synoptic* do sistema elétrico indicava que os barramentos não forneciam energia de qualquer fonte disponível.

A aeronave apresentou a mensagem *RAT DEPLOYED* e a geração de energia passou a ser provida pelo sistema de *Standby*.

A tripulação decidiu efetuar um pouso de emergência, acima do Peso Máximo de Pouso certificado, no Aeródromo Tancredo Neves (SBCF), Confins, MG. Após o pouso acima do peso, excesso de calor proveniente do calor dos freios do trem de pouso principal causou o esvaziamento dos pneus por meio dos fusíveis térmicos.

A aeronave teve danos leves.

Os ocupantes da aeronave saíram ilesos.

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

ÍNDICE

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS	5
1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.....	8
1.1. Histórico do voo.....	8
1.2. Lesões às pessoas.....	8
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.	10
1.5.3. Categorias das licenças e validade dos certificados e habilitações.	10
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.	21
1.8. Auxílios à navegação.	21
1.9. Comunicações.....	21
1.10. Informações acerca do aeródromo.....	25
1.11. Gravadores de voo.....	25
1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.	26
1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.	26
1.13.1. Aspectos médicos.....	26
1.13.2. Informações ergonômicas.....	26
1.13.3. Aspectos Psicológicos.	26
1.14. Informações acerca de fogo.	27
1.15. Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.	27
1.16. Exames, testes e pesquisas.....	28
1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.	37
1.18. Informações operacionais.	37
1.19. Informações adicionais.....	39
1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.....	40
2. ANÁLISE.....	40
3. CONCLUSÕES.....	49
3.1. Fatos.	49
3.2. Fatores contribuintes.....	51
4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA	52
5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.....	53

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS

AC	<i>Alternating Current</i> - Corrente Alternada
ACC-BS	Centro de Controle de Área de Brasília
AMM	<i>Aircraft Maintenance Manual</i>
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
APOC	Centro de Operações Aeroportuárias
APP-BH	<i>Approach Control</i> - Controle de Aproximação de Área de Belo Horizonte
APU	<i>Auxiliary Power Unit</i>
ATC	<i>Air Traffic Control</i> - Controle de Tráfego Aéreo
BPCU	<i>Bus Power Control Unit</i>
BTB	<i>Bus Tie Breaker</i>
BUC	<i>Backup Converter</i>
BUG	<i>Backup Generator</i>
CA	Certificado de Aeronavegabilidade
CCB	<i>Converter Circuit Breaker</i>
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CIV	Caderneta Individual de Voo
CMA	Certificado Médico Aeronáutico
CMM	<i>Component Maintenance Manual</i>
COE	Centro de Operações Emergenciais
CSN	<i>Cycles Since New</i> - Ciclos Desde Novo
CTR	<i>Control Zone</i> - Zona de Controle
CVR	<i>Cockpit Voice Recorder</i> - Gravador de Voz da Cabine
DC	<i>Direct Current</i> - Corrente Contínua
DP	<i>Differential Protection</i>
EFB	<i>Electronic Flight Bag</i>
EGLL	Designativo de localidade - Aeródromo Internacional <i>Heathrow</i> , Londres, Inglaterra
EICAS	<i>Engine Indicating and Crew Alerting System</i>
ELMS	<i>Electrical Load Management System</i>
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i>
FCDC	<i>Flight Control Direct Current</i>
FDR	<i>Flight Data Recorder</i> - Gravador de Dados de Voo
FIM	<i>Fault Isolation Manual</i>
GCR	<i>Generator Control Relay</i>
GCS	<i>Generator Control Switch</i>

GCU	<i>Generator Control Unit</i>
IDG	<i>Integrated Drive Generator</i>
IFRA	Habilitação de Voo por Instrumentos - Avião
ILS	<i>Instrument Landing System</i> - Sistema de Pouso por Instrumentos
IMC	<i>Instrument Meteorological Conditions</i> - Condições de Voo por Instrumentos
KVA	<i>Quilo Volt-Ampere</i>
LGE	Líquido Gerador de Espuma
METAR	<i>Aviation Routine Weather Report</i> - Informe Meteorológico Aeronáutico Regular
NTSB	<i>National Transportation Safety Board</i>
NVM	<i>Non-Volatile Memory</i>
OPAS	<i>Overhead Panel ARINC-629 System</i>
PCM	Licença de Piloto Comercial - Avião
PF	<i>Pilot Flying</i> - Piloto Voando
PMG	<i>Permanent Magnet Generator</i>
PLA	Licença de Piloto de Linha Aérea - Avião
PLEM	Plano de Emergência Aeronáutica
PM	<i>Pilot Monitoring</i> - Piloto Monitorando
PN	<i>Part Number</i> - Número de Peça
PPR	Licença de Piloto Privado - Avião
PRAI	Plano de Remoção de Aeronave Inoperante
PSA	<i>Power Supply Assembly</i>
QRH	<i>Quick Reference Handbook</i> - Manual reduzido de referência da aeronave
RAT	<i>Ram Air Turbine</i>
ROLS	<i>Remote Oil Level Sensing</i>
RS	Recomendação de Segurança
SBCF	Designativo de localidade - Aeródromo Tancredo Neves, Confins, MG
SBGR	Designativo de localidade - Aeródromo Governador André Franco Montoro, São Paulo, SP
SCI	Seção Contra Incêndio
SN	<i>Serial Number</i> - Número de Série
TBB	<i>Transfer Bus Breaker</i>
TPR	Categoria de Registro de Aeronave de Transporte Aéreo Público Regular
TRU	<i>Transformer Rectifier Unit</i>
TWR-CF	Torre de Controle do Aeródromo Tancredo Neves, Confins, MG
UTC	<i>Universal Time Coordinated</i> - Tempo Universal Coordenado
VFR	<i>Visual Flight Rules</i> - Regras de Voo Visual

VMC *Visual Meteorological Conditions* - Condições de Voo Visual
VSCF *Variable Speed Constant Frequency*



1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.

Aeronave	Modelo: 777-32WER	Operador: TAM Linhas Aéreas S.A.
	Matrícula: PT-MUG	
	Fabricante: Boeing Company	
Ocorrência	Data/hora: 20DEZ2018 - 03:43 (UTC)	Tipo(s): [SCF-NP] Falha ou mau funcionamento de sistema/componente
	Local: Aeródromo Tancredo Neves (SBCF)	
	Lat. 19°37'28"S Long. 043°58'19"W	Subtipo(s): NIL
	Município - UF: Confins - MG	

1.1. Histórico do voo.

A aeronave decolou do Aeródromo Governador André Franco Montoro (SBGR), São Paulo, SP, com destino ao Aeródromo de Heathrow (EGLL), Londres, Inglaterra, por volta das 02h30min (UTC), a fim de realizar um voo de transporte aéreo público regular, com dois comandantes, dois copilotos, doze comissários e 339 passageiros a bordo.

Com cerca de dezessete minutos de voo, durante o nivelamento, apareceram as mensagens de aviso *ELEC BACKUP SYS*. A tripulação executou os procedimentos descritos no *Quick Reference Handbook* (QRH) para a falha. Decorridos onze minutos, ocorreram falhas no sistema elétrico com o comprometimento de outros sistemas da aeronave. A tripulação decidiu prosseguir para um pouso de emergência no Aeródromo Tancredo Neves (SBCF), Confins, MG.

O toque foi realizado com a aeronave acima do peso máximo de pouso (*Overweight Landing*). Ocorreu o superaquecimento no sistema de frenagem com o esvaziamento dos pneus dos trens de pouso principais por meio do fusível térmico.

A aeronave teve danos leves. Todos os tripulantes e passageiros saíram ilesos.

1.2. Lesões às pessoas.

Lesões	Tripulantes	Passageiros	Terceiros
Fatais	-	-	-
Graves	-	-	-
Leves	-	-	-
Ilesos	16	339	-

1.3. Danos à aeronave.

A aeronave apresentou travamento e danos nas *sleeves* dos freios e das rodas. Devido ao *Overweight Landing*, houve superaquecimento dos pneus e consequente esvaziamento (Figura 1).



Figura 1 - Imagem da aeronave e dos pneus.

Também foram encontrados danos à cablagem W8821 e ao conector D7232 relacionados aos eventos das múltiplas falhas ocorridas em voo (Figura 2).

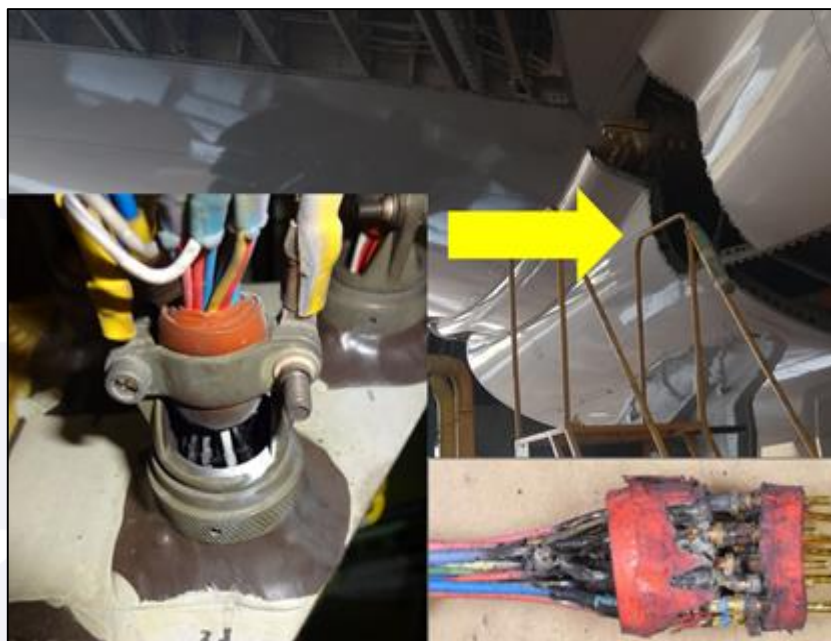


Figura 2 - Localização e danos ao conector D7232.

1.4. Outros danos.

Não houve.

1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.

1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.

Horas Voadas		
Discriminação	Comandante	2º Copiloto
Totais	22.200:00	10.000:00
Totais, nos últimos 30 dias	55:10	67:20
Totais, nas últimas 24 horas	02:00	02:00
Neste tipo de aeronave	7.755:00	4.330:25
Neste tipo, nos últimos 30 dias	55:10	67:20
Neste tipo, nas últimas 24 horas	02:00	02:00

Obs.: os dados relativos às horas voadas foram obtidos por meio dos registros da Caderneta Individual de Voo (CIV) dos pilotos. O Comandante e o 2º Copiloto estavam operando a aeronave durante a sequência de eventos descritos no presente relatório.

Horas Voadas		
Discriminação	Comandante Master	1º Copiloto
Totais	29.000:00	9.159:40
Totais, nos últimos 30 dias	38:25	28:25
Totais, nas últimas 24 horas	02:00	02:00
Neste tipo de aeronave	4.806:30	4.310:40
Neste tipo, nos últimos 30 dias	38:25	28:25
Neste tipo, nas últimas 24 horas	02:00	02:00

Obs.: os dados relativos às horas voadas do Comandante Master e do 1º Copiloto foram obtidos por meio dos registros da CIV dos pilotos.

1.5.2. Formação.

O Comandante Master realizou o curso de Piloto Privado - Avião (PPR) no Aeroclube de Bragança Paulista, SP, em 1976.

O Comandante realizou o curso de Piloto Privado - Avião (PPR) no Aeroclube do Brasil, Rio de Janeiro, RJ, em 1990.

O 1º Copiloto realizou o curso de Piloto Privado - Avião (PPR) no Aeroclube de Jundiaí, SP, em 2001.

O 2º Copiloto realizou o curso de Piloto Privado - Avião (PPR) no Aeroclube de Piracicaba, SP, em 2004.

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

O Comandante Master possuía a licença de Piloto de Linha Aérea - Avião (PLA) e estava com as habilitações de aeronave tipo B777 (que incluía o modelo 777-32WER) e Voo por Instrumentos - Avião (IFRA) válidas.

O Comandante possuía a licença de PLA e estava com as habilitações de aeronave tipo B777 e IFRA válidas.

O 1º Copiloto possuía a licença de Piloto Comercial - Avião (PCM) e estava com as habilitações de aeronave tipo B777 e IFRA válidas.

O 2º Copiloto possuía a licença de PCM e estava com as habilitações de aeronave tipo B777 e IFRA válidas.

1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.

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

1.5.5. Validade da inspeção de saúde.

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

1.6. Informações acerca da aeronave.

A aeronave, de número de série 38888, foi fabricada pela Boeing Company, em 2012, e estava registrada na Categoria de Transporte Aéreo Público Regular (TPR).

O Certificado de Aeronavegabilidade (CA) estava válido.

Os registros técnicos de manutenção estavam atualizados.

As informações dos motores instalados na aeronave, na data da ocorrência, eram as seguintes:

Motores instalados		
Descrição	Motor nº 1 (ESQ)	Motor nº 2 (DIR)
<i>Part Number</i> (PN)	GE90-115BG02	GE90-115BG02
<i>Serial Number</i> (SN)	906543	907201
Data de Instalação	27SET2018	20NOV2015
<i>Time Since New</i> (TSN)	32.952:55 horas	25.857:30 horas
<i>Time Since Overhaul</i> (TSO)	1.017:25 horas	25.857:30 horas
<i>Cycles Since New</i> (CSN)	3.880	3.041
<i>Cycles Since Overhaul</i> (CSO)	117	3.041

As informações do *Backup Generator* (BUG), instalado do lado direito da aeronave, e do *Backup Converter* (BUC), na data da ocorrência, eram as seguintes:

Componentes do Sistema Elétrico		
Descrição	BUG	BUC
PN	1701768	757183G
SN	21772	AAA4002238
Data de Instalação	22NOV2015	18DEZ2018
TSN	25.857:30 horas	24.171:05 horas
TSO	25.857:30 horas	16:40 horas
CSN	3.041	2.850
CSO	3.041	3

Descrição do Sistema Elétrico

O sistema elétrico da aeronave era responsável pela geração, controle e distribuição do fornecimento de energia elétrica.

A geração de energia elétrica era subdividida em três categorias: Principal, Reserva (*Backup*) e *Standby*.

Dentro da subcategoria Principal, as fontes de geração de energia e a capacidade de fornecimento são mostradas a seguir:

- *Integrated Drive Generator* (IDG) Esquerdo (120kVA - Quilo Volt-ampere);
- *Integrated Drive Generator* (IDG) Direito (120kVA);
- *Auxiliary Power Unit* (APU) (120kVA);
- Fonte Externa Primária (90kVA); e
- Fonte Externa Secundária (90kVA).

A fonte de geração de energia Reserva era o *Backup Generator* (BUG), instalado um em cada motor, com a capacidade de fornecimento de 20kVA cada.

As fontes de geração de energia *Standby* eram a *Ram Air Turbine* (RAT) e as baterias principais. A RAT tinha capacidade de fornecimento de 7,5kVA e as baterias principais de 47 Ampere-Hora.

As cargas da aeronave eram priorizadas nos barramentos principais e de transferência do lado esquerdo e direito, além do barramento de *Standby*.

Cada barramento recebia energia de uma fonte selecionada dentre as que estivessem disponíveis. Os sistemas críticos de controle de voo e de aviônicos eram alimentados pelo barramento *Standby* e possuíam maior quantidade de redundâncias quanto às fontes de energia disponíveis.

Os barramentos podiam ser alimentados por diferentes fontes de energia de acordo com a fase de voo e com as fontes de geração de energia disponíveis.

Outras cargas elétricas importantes, porém não essenciais para o voo e informações de cabine, eram alimentadas pelos barramentos de transferência (*Transfer Buses*) e também possuíam redundância aumentada nas fontes de energia disponíveis.

Cargas elétricas de menor prioridade, como *galleys* e o sistema de entretenimento a bordo, eram operadas pelos barramentos principais (*Main Buses*).

Em condições normais de voo, os dois geradores principais ou *Integrated Drive Generators* (IDG) forneciam energia a todos os barramentos elétricos da aeronave.

O sistema elétrico foi projetado para que, em caso de uma eventual falha de ambos os IDG, os barramentos principais fossem desenergizados enquanto os barramentos de transferência e de *Standby* fossem energizados pelos *Backup Generators*.

Falhas adicionais dos *Backup Generators* desenergizariam os barramentos de transferência levando à descida (*deployment*) da *Ram Air Turbine* (RAT). A RAT utilizava o escoamento de ar livre para girar um gerador elétrico e fornecer potência para os barramentos de *Standby*.

Os modos de alimentação possíveis eram: alimentação de solo (*Ground Power*), alimentação da APU (*APU Power*), alimentação do IDG (*IDG Power*), alimentação do Gerador Reserva (*Backup Generator Power*) e alimentação de *Standby* (*Standby Power*).

O gerador da APU podia fornecer energia para a aeronave em solo ou em voo. Em solo, ele fornecia energia por meio dos barramentos de solo. O gerador da APU podia também alimentar a aeronave sozinho ou dividir a carga com um IDG, com um gerador reserva ou uma fonte externa.

A alimentação por meio dos IDGs ocorria, normalmente, quando os motores estavam operando. Cada um deles fornecia energia para um lado do sistema elétrico. Se um IDG falhasse, o IDG oposto poderia alimentar os barramentos principais, enquanto o *Backup Converter* poderia utilizar a energia do *Backup Generator* para o barramento de transferência associado.

A Figura 3 ilustra a distribuição de energia por meio dos dois IDG. Na configuração normal de voo, as linhas verdes representam a alimentação pelos IDG. O *Backup Converter* recebia energia dos *Permanent Magnet Generators* (PMG), componentes instalados no interior do *Backup Generator*.

INTENCIONALMENTE EM BRANCO

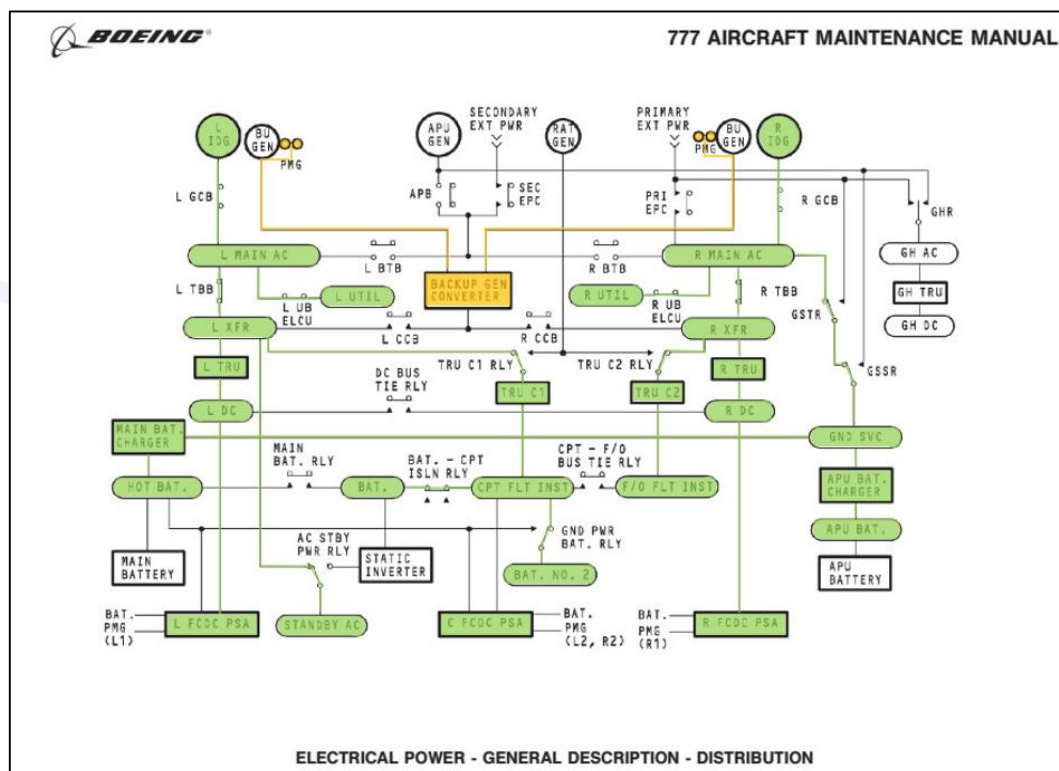


Figura 3 - Distribuição de energia por meio dos dois IDGs. Fonte: Adaptado do *Aircraft Maintenance Manual* (AMM) da Boeing Company. Copyright © Boeing. Usado com permissão.

A alimentação do Gerador Reserva (*Backup Generator Power*) era do tipo de velocidade e frequência variáveis. Eles funcionavam com a rotação do motor. O *Backup Converter* transformava uma entrada de frequência variável de cada Gerador Reserva e convertida em três fases, 115/200 Volts de corrente alternada (AC), 400 Hz de potência para suprir o sistema elétrico da aeronave. O Gerador Reserva fornecia energia para os barramentos de transferência esquerdo e direito (*L XFR Bus* e *R XFR Bus*) em condições anormais e durante a operação de *autoland*.

Cada Gerador Reserva possuía os *Permanent Magnet Generators* (PMG), que eram a fonte primária de alimentação dos *Flight Control Direct Current - Power Supply Assembly* (FCDC - PSA) e do *Backup Converter*.

A Figura 4 mostra o esquema de distribuição de energia elétrica por meio dos dois Geradores Reservas.

INTENCIONALMENTE EM BRANCO

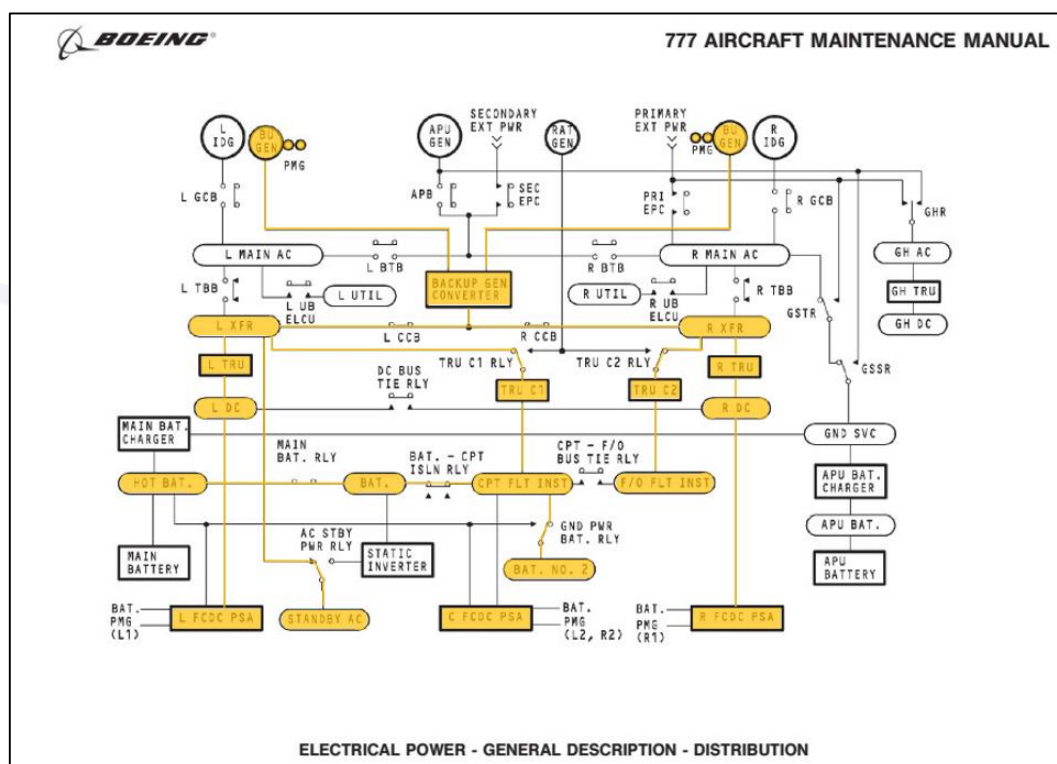


Figura 4 - Distribuição de energia através dos dois Geradores Reserva. Fonte: Adaptado do AMM da Boeing Company. Copyright © Boeing. Usado com permissão.

Se todas as fontes normais de fornecimento de energia fossem perdidas, ocorreria a alimentação por meio da *Standby Power*, gerador da *Ram Air Turbine* (RAT), que forneceria energia para os barramentos de instrumentos de voo. Isso seria realizado pelos dois *Transformer Rectifier Units* (TRU) centrais. O barramento de instrumentos de voo da esquerda forneceria energia para os barramentos da bateria e da *Standby AC*.

A Figura 5 ilustra a distribuição de energia no modo *Standby* por meio do gerador da RAT e das baterias principais.

INTENCIONALMENTE EM BRANCO

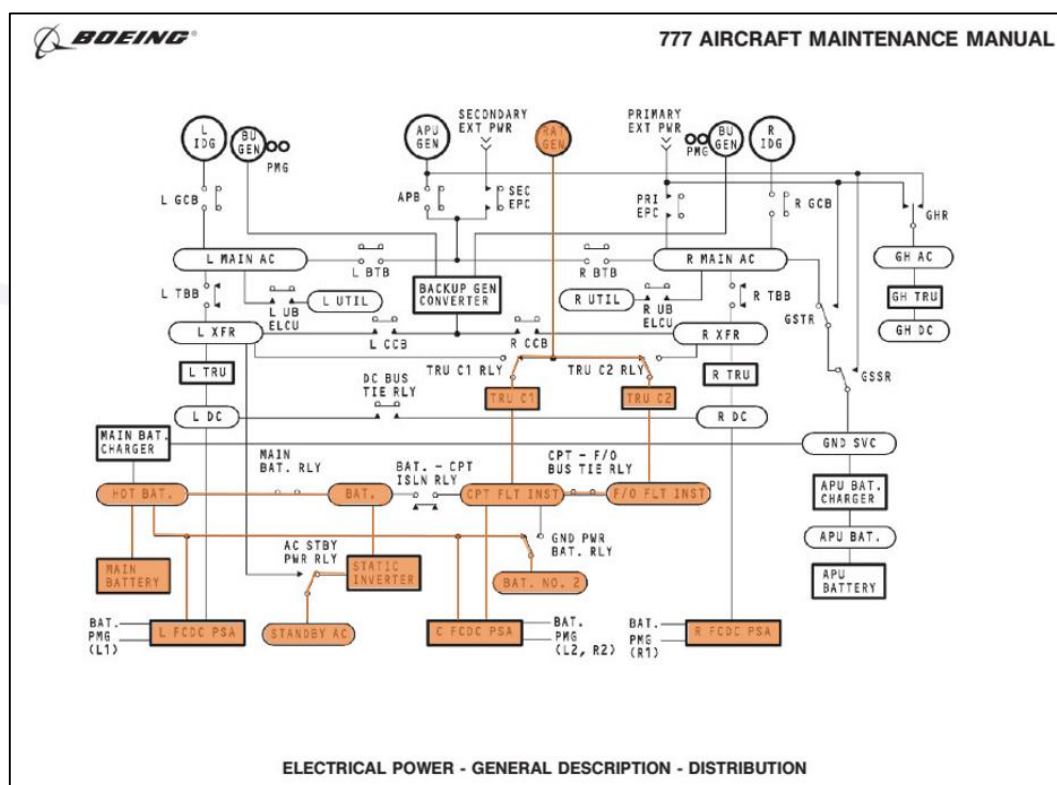


Figura 5 - Distribuição de energia no modo *Standby*. Fonte: Adaptado do AMM da Boeing Company. Copyright © Boeing. Usado com permissão.

Se o gerador da RAT não entrasse em operação, as baterias principais forneceriam energia para os barramentos da bateria, para o barramento de instrumentos de voo da esquerda e para o barramento da *Standby AC*.

Descrição dos Componentes do Sistema *Backup* de Alimentação

Os componentes principais do Sistema *Backup* de alimentação elétrica das aeronaves B777 possuíam dois Geradores Reservas (um em cada motor) do tipo *Variable Speed Constant Frequency* (VSCF) e o componente eletrônico denominado *Backup Converter*.

Cada Gerador Reserva era capaz de fornecer energia a uma tensão de 337V a 360V de AC, em uma frequência entre 957Hz e 1.860 Hz. Além disso, cada gerador possuía três *Permanent Magnet Generators* (PMGs) que produziam energia para alimentação de emergência dos comandos de voo e do *Backup Converter*.

Para que os Geradores Reservas produzissem energia, eles precisavam ser demandados pelo *Backup Converter*. Essa função era denominada *Generator Excitation* e era realizada por meio do Regulador de Voltagem do *Backup Converter*, do *Exciter Field* e do *Generator Control Relay* (GCR).

O Regulador de Voltagem controlava a alimentação dos *Exciter Fields* localizados em cada um dos Geradores Reservas. O Regulador de Voltagem retificava a corrente AC do PMG de alimentação do *Backup Converter* para produzir Corrente Contínua (DC) para o *Exciter Field*, passando pelo GCR. O Gerador utilizava a corrente do *Exciter Field* para produzir corrente AC que era enviada para o *Backup Converter*.

O *Backup Converter* recebia energia para a alimentação dos barramentos em AC dos Geradores Reservas, realizava a conversão para DC e, na sequência, fazia a inversão para alimentação AC a uma voltagem de 115V, trifásico e de 400Hz de potência, capaz de alimentar adequadamente os sistemas da aeronave por meio dos contactores *Converter Circuit Breaker* (CCB).

O controlador do *Backup Converter* monitorava a voltagem que alimentava o CCB, por meio de uma função denominada Regulador de Voltagem. O controlador ajustava a saída do inversor para manter a voltagem regulada em 115V.

O *Backup Converter* possuía, ainda, a função de proteção quanto à energia elétrica gerada no modo reserva. A proteção era realizada por meio da abertura do GCR associado ao Gerador Reserva (esquerdo ou direito) interrompendo a excitação para geração de energia por aquele gerador. A seguir, encontram-se algumas das funções de proteção do *Backup Converter*:

- *Control Switch Off* (Interruptor de controle na posição desligado);
- *Converter Fault* (Falha do Conversor); e
- *Low Oil Pressure* (Baixa pressão de óleo).

O *Backup Converter* podia ser alimentado pelos dois PMGs (um de cada motor). Os PMGs funcionavam a partir da rotação dos motores, ou seja, enquanto os motores estivessem acionados, os PMGs estariam fornecendo energia.

O *Backup Converter* também controlava automaticamente a operação dos contactores *Transfer Bus Breaker* (TBBs) e dos CCBs de ambos os lados, de acordo com a energia elétrica disponível para alimentar a aeronave.

Tanto os TBBs quanto os CCBs na operação normal não eram energizados. Molas internas em cada um dos contactores mantinham os TBBs fechados e os CCBs abertos quando não energizados. Essa configuração possibilitava o fornecimento de energia para os sistemas da aeronave pelos Geradores Principais (IDGs).

O *Backup Converter* energizava os TBB e os CCB para proporcionar o fornecimento de energia pelos barramentos de transferência por meio dos Geradores Reservas. Nesse caso, os TBB iriam abrir e os CCB iriam fechar quando energizados.

O *Backup Converter* trocava informações com o Gerador Reserva para o monitoramento e controle de suas funções por meio de uma cablagem elétrica, composta por 14 pinos, conforme Figura 6.

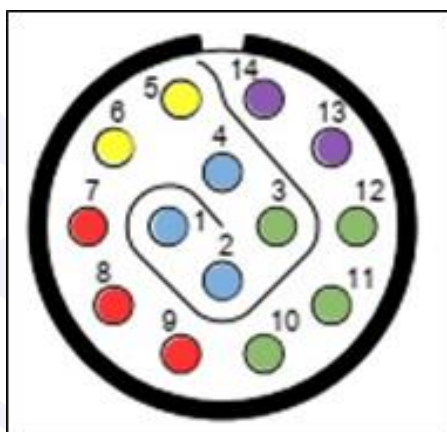


Figura 6 - Configuração do conector.

- 1, 2 e 4 - Monitoramento Remoto de Óleo;
- 3, 10, 11 e 12 - Proteção diferencial do gerador;
- 5 e 6 - Excitador de Campo;
- 7, 8 e 9 - Controle do PMG; e
- 13 e 14 - Filtro Diferencial de Pressão do Óleo.

Os pinos 7, 8 e 9, associados ao PMG, estavam relacionados a maiores cargas de tensão e corrente.

O sinal do Filtro Diferencial de Pressão do Óleo não era utilizado pelo *Backup Converter*, logo esses pinos não eram utilizados.

O sistema de Monitoramento Remoto do Nível de Óleo, *Remote Oil Level Sensing* (ROLS), media o nível de óleo dos Geradores Reservas fornecendo indicação aos microprocessadores do *Backup Converter*.

Ambos os Geradores Reservas possuíam um par de termistores, localizados no BUG, para indicar alto e baixo nível de óleo. A indicação do nível de óleo era feita por meio da medição da resistência dos pares de termistores a qual era proporcional à sua temperatura, determinando assim se ele estava submerso ou não no óleo.

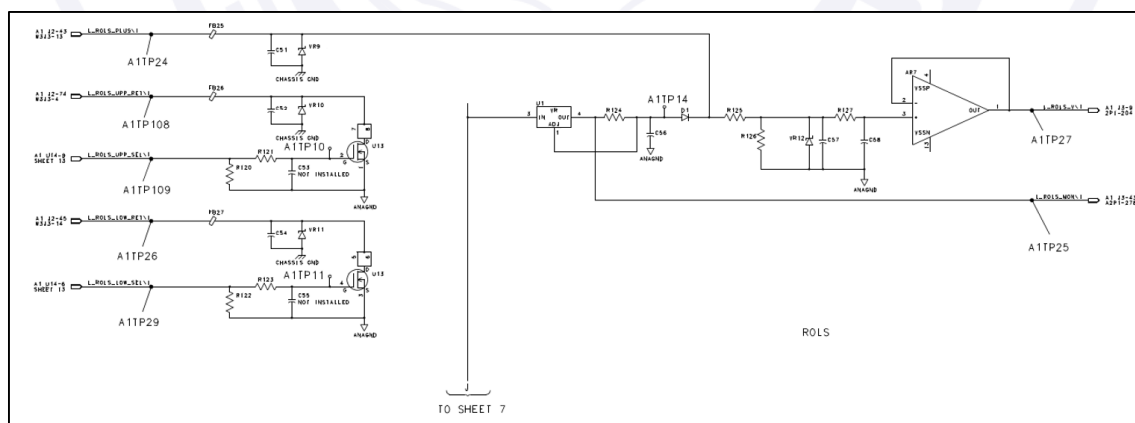
Para medir a resistência dos termistores, o *Backup Converter* possuía duas fontes de corrente, U1 e U3, uma para o lado esquerdo e outra para o lado direito, respectivamente. A corrente gerada se ramificava em dois caminhos: um para o Gerador Reserva e outro para o amplificador AR7. A corrente que seguia para o Gerador passava por supressores de ruído de alta frequência FB25 e FB28, um para cada lado, e se ligava ao Gerador Reserva por meio do pino 4.

No Gerador Reserva, existia uma *Switch* de Pressão, que, durante a sua operação normal, encontrava-se aberta impedindo, dessa forma, a passagem de corrente para os termistores e o retorno da corrente para o *Backup Converter*.

Caso a pressão de óleo do Gerador Reserva não estivesse dentro dos valores previstos, a *Switch* de Pressão se fechava e o nível de óleo passava a ser monitorado, a fim de se determinar se o Gerador Reserva estava em uma condição normal, de subnível ou de sobrenível de óleo.

Na outra parte do caminho, o amplificador AR7 comparava o sinal de entrada com um sinal de referência e, dependendo da condição do nível de óleo: normal, subnível ou sobre nível, a tensão de entrada no amplificador era alterada e, assim, o *Backup Converter* conseguia determinar o nível de óleo do Gerador Reserva.

O circuito interno de monitoramento do nível de óleo é mostrado na Figura 7 (lado esquerdo) e na Figura 8 (lado direito).



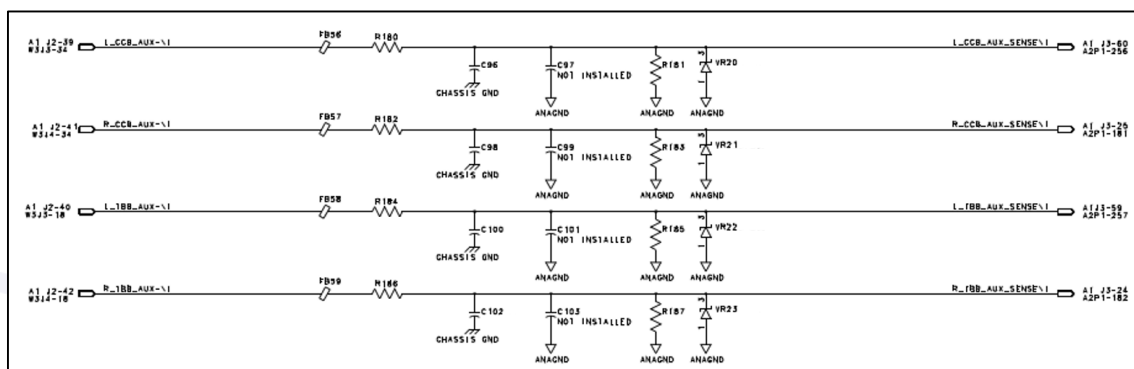


Figura 10 - Parte do circuito de monitoramento de sinais discretos dos contactores (CCB e TBB). Fonte: CMM do *Backup Converter*.

A condição de falhas dos contactores (TBB ou CCB) ocorria quando a posição monitorada do contactor diferisse da posição comandada por um período de 50 a 100 milissegundos.

Existiam duas possibilidades de falhas que poderiam ocorrer tanto em um TBB quanto em um CCB. Para isso, adotava-se a definição de que o contactor adjacente era aquele que diferisse do contactor falhado do lado correspondente. Ou seja, se o contactor falhado era o TBB direito, então o contactor adjacente seria o CCB direito. Dessa forma, havia as seguintes situações:

1. O contactor falhado estava comandado aberto e foi monitorado na posição fechado (*Contactor Commanded Open but Sensed Closed*): o contactor adjacente foi comandado aberto e o contactor falhado foi comandado fechado.

Por exemplo: se o CCB direito estava comandado aberto e foi monitorado fechado, o *Backup Converter* comandaria o fechamento do CCB direito e a abertura do TBB direito.

2. O contactor falhado estava comandado fechado e foi monitorado na posição aberto (*Contactor Commanded Closed but Sensed Open*): o contactor adjacente foi comandado fechado e o contactor falhado foi comandado aberto.

Por exemplo: se o TBB esquerdo estava comandado fechado e foi monitorado aberto, o *Backup Converter* comandaria o fechamento do CCB esquerdo e a abertura do TBB esquerdo.

Após a ocorrência de qualquer uma das falhas, tanto o contactor falhado quanto o contactor adjacente eram travados ou “congelados” nas posições comandadas após as falhas.

Informações de Manutenção

No período da ocorrência, o operador seguia o Programa de Manutenção do Operador, revisão 17, de 04NOV2016, aprovado pela Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC) para as tarefas programadas.

O programa dividia as tarefas em conjuntos, denominados *checks*. Os *checks* relacionados a sistemas e inspeção de zonas eram denominados “A” e “C”, com intervalos múltiplos de 750 horas de voo. Os relacionados a estrutura e inspeção de zona eram denominados “S”, com intervalos múltiplos de 1.125 dias.

As tarefas programadas de inspeção das zonas relacionadas às áreas dos componentes elétricos mencionados anteriormente eram, em sua grande maioria, de 6.000 horas de voo ou de 1.125 dias.

A área do conector danificado, mostrado na seção 1.3, foi inspecionada por uma Organização de Manutenção em um *check* de 2.250 dias, entre os dias 13MAIO2018 e 10JUN2018. Nos registros dessa tarefa não foi reportada qualquer discrepância.

Em 12JUL2018, foi registrada a mensagem de falha "*Backup Gen Remote Oil Level Sense/Low Oil Pres Circuit (R) is failed*". Foi realizada a pesquisa de pane seguindo o *Fault Isolation Manual* (FIM) 24-25-00-810-804. Em resumo, estava prevista a realização dos seguintes passos:

- verificar se a mensagem está ativa, travada ou não-ativa no terminal de manutenção. Caso a falha esteja não-ativa, então trata-se de uma falha intermitente sem a necessidade de realizar tarefas subsequentes;
- medir a resistência entre os pinos 1-4 e 2-4 do conector do *Backup Generator* referente aos sensores de óleo e *switch* de pressão do óleo. Caso a resistência esteja fora dos limites, realiza-se a substituição do *Backup Generator*, caso contrário prossegue-se com a pesquisa de pane;
- medir a resistência entre os pinos 4-13 e 13-14 do conector do *Backup Converter* referente à fiação e os componentes já medidos no passo anterior. Caso a resistência esteja fora dos limites, realiza-se a substituição da cablagem de ligação do *Backup Converter* com o Gerador Reserva, caso contrário prossegue-se com a pesquisa de pane; e
- realizar a substituição do *Backup Converter*.

De acordo com os registros de manutenção, foi realizada a remoção do *Backup Converter*, de acordo com os dados abaixo:

Componentes do Sistema Elétrico		
Discriminação	BUC Removido	BUC Instalado
PN	757183G	757183G
SN	AAA4002238 (2238)	AAA4002246 (2246)
Data de Remoção/Instalação	12JUL2018	12JUL2018
TSN	24.154,4 horas	20.932,8 horas
CSN	2.847 ciclos	2.441 ciclos

O *Backup Converter* SN 2238 foi enviado para reparo, onde foram constatados danos em componentes eletrônicos internos relativos ao circuito de monitoramento do nível de óleo. Ele foi dado como reparado em 27AGO2018.

Em 18DEZ2018, foi registrada outra mensagem de falha, *Elec Backup Gen R*. Foi realizada a pesquisa de pane, conforme FIM 24-25-09-00-810-802.

As primeiras etapas da pesquisa de pane consistiam na avaliação inicial da condição por meio de teste operacional e *download* das mensagens de falha do *Backup Converter*.

A etapa seguinte consistia na substituição do *Backup Converter*. Caso a mensagem não estivesse ativa ou não fosse mais exibida, a falha era considerada corrigida.

Caso a mensagem de falha estivesse ativa ou travada, dever-se-ia prosseguir na pesquisa de pane, que envolvia diversas etapas como a substituição do Gerador Reserva, dos contactores (CCB e TBB) e a verificação dos pinos da cablagem que incluíam os pinos do PMG.

Foi realizada a substituição do *Backup Converter* (conforme discriminado abaixo), em seguida os testes funcionais e a pane foi considerada concluída. Dados da substituição dos *Backup Converters* em 18DEZ2018:

Componentes do Sistema Elétrico		
Discriminação	BUC Removido	BUC Instalado
PN	757183G	757183G
SN	2246	2238
Data de Remoção/Instalação	18DEZ2018	18DEZ2018
TSN	22.773,2 horas	24.154,4 horas
CSN	2.651 ciclos	2.847 ciclos

Após a instalação do *Backup Converter* SN 2238, a aeronave realizou dois voos entre as cidades de São Paulo e Miami, totalizando, aproximadamente, 15 horas e 2 ciclos.

Durante o terceiro voo após a substituição do *Backup Converter*, ocorreram as falhas descritas na seção 1.11 - Gravadores de voo.

1.7. Informações meteorológicas.

Os Informes Meteorológicos Aeronáuticos Regulares (METAR) do Aeródromo Tancredo Neves (SBCF) traziam as seguintes informações:

METAR SBCF 200300Z 09009KT 9999 SCT035 22/17 Q1016=

METAR SBCF 200400Z 14004KT 9999 FEW040 22/17 Q1016=

METAR SBCF 200500Z 13008KT 9999 SCT040 22/17 Q1016=

Às 03h16min02s (UTC), o Controle de Aproximação de Área de Belo Horizonte (APP-BH) informou que o aeródromo operava em condições visuais, vento com direção de 050° e intensidade de 5kt. A temperatura era de 21°C e o ajuste de altímetro QNH 1016.

Às 03h40min34s (UTC), a Torre de Controle do Aeródromo Tancredo Neves, Confins, MG (TWR-CF) informou que a direção do vento era de 200° com 3kt de intensidade.

1.8. Auxílios à navegação.

Nada a relatar.

1.9. Comunicações.

De acordo com as transcrições dos áudios de comunicação, verificou-se que a tripulação manteve contato rádio com os órgãos de controle. Não houve anormalidade técnica de equipamentos de comunicação em solo que impedissem ou dificultassem a transmissão e o entendimento das mensagens e autorizações durante todo o voo.

Com a finalidade de fundamentar as análises acerca da sequência de eventos que antecederam ao pouso em emergência, a Comissão de Investigação destacou algumas transmissões durante o voo que podem auxiliar no entendimento da dinâmica do evento.

Para o registro dos horários descritos neste campo, utilizou-se, como referência, o Tempo Universal Coordenado (UTC).

Às 02h47min21s, o Centro de Controle de Área de Brasília (ACC-BS) autorizou a aeronave PT-MUG a voar direto para a posição Rubic: "TAM oito zero oito quatro, autorizado direto Rubic!"

Às 02h56min16s, o ACC-BS recebeu a mensagem de emergência da aeronave PT-MUG: "Brasília, MAYDAY, MAYDAY, MAYDAY, TAM oito zero oito quatro com falha total do sistema elétrico!"

Às 02h56min32s, o ACC-BS recebeu a mensagem das intenções da tripulação da aeronave PT-MUG: "Nós estamos agora a oitenta milhas de Confins, solicita prosseguirmos para Confins!"

O ACC-BS autorizou prosseguir para Confins e, às 02h56min53s, informou a chegada ISVAD1A RWY16, publicada em 12NOV2015, para a aeronave PT-MUG: “Afirmo TAM oito zero oito quatro, prepare chegada Isvad uno alfa pista uno meia!”

Às 02h58min52s, o ACC-BS informou o procedimento ILS K RWY16, publicado em 12NOV2015, em uso para pousos no aeródromo (SBCF): “TAM oito zero oito quatro, procedimento pra Confins ih éle ésse kilo, cabeceira uno meia pra Confins!”

Às 03h00min34s, o APP-BH autorizou a descida da aeronave PT-MUG até o FL090, sem restrições: “TAM oito zero oito quatro controle desça sem restrições para o nível de voo zero nove zero.”

Às 03h00min58s, a tripulação cotejou a descida e solicitou ao APP-BH iniciar o alijamento de combustível: “Vai iniciar descí... tá descendo pro zero nove zero conforme instruído e solicita iniciar já alijamento de combustível pra redução durante a descida senhor.”

Às 03h01min12s, o APP-BH autorizou a descida da aeronave PT-MUG até a altitude de 7.000ft e a realização do procedimento: “Ciente. Já autorizado a descida até sete mil pés o ajuste do altímetro uno zero uno meia. Autorizado também o íh éle ésse kilo cabeceira uno meia TAM oito zero oito quatro.”

Às 03h06min21s, a tripulação solicitou ao APP-BH uma posição para efetuar espera: “Controle, por gentileza, poderia informar algum ponto à nossa frente pra gente poder selecionar uma órbita aqui?”

Às 03h06min27s, O APP-BH informou a posição Tislo, em resposta à solicitação da aeronave de uma posição para realizar espera: “Tislo. Posição Tislo. Tango índia sierra lima oscar.”

Às 03h27min31s, a tripulação solicitou a confirmação do comprimento da pista do aeródromo ao APP-BH: “Cheque rádio. Confirma tamoaah... pista comprimento dela três mil metros?”

Às 03h28min09s, o APP-BH informou que a pista do aeródromo dispunha de 3.000 metros de comprimento homologados e outros 600 metros pavimentados: “Éé... três mil metros homologado e mais seiscentos pavimentado senhor. Três mil e seiscentos no total”.

Às 03h28min15s, a tripulação informou que a aeronave estava com sobrepeso para efetuar o pouso, que não havia sido possível o alijamento de combustível e que era necessário o apoio da equipe contra incêndio: “... só por gentileza também providencia o bombeiro okey amigão? A aeronave está muito pesada, sem condições dii... alijamento... éé... solicita aa.. a ajuda dos senhores.”

Às 03h36min27s, a tripulação informou que a aeronave estava com 96.000kg de combustível: “Noventa e seis toneladas de combustível.”

Às 03h40min34s, a TWR-CF autorizou o pouso e informou as condições do vento: “TAM oito zero oito quatro informo pista livre autorizado pouso na pista uno meia vento dois zero zero graus três nós já foi solicitado o apoio em solo”.

Com a finalidade de fundamentar as análises acerca das comunicações e coordenações após a parada total da aeronave e o desembarque dos passageiros, a Comissão de Investigação destacou algumas transmissões que podem auxiliar no entendimento da dinâmica do evento. Para o registro dos horários descritos neste campo, utilizou-se, como referência, o tempo de gravação do *Cockpit Voice Recorder* (CVR).

Às 00h39min19s, a tripulação questionou: “Os bombeiros estão combatendo o fogo nos pneus?”

Às 00h39min20s, a TWR-CF transmitiu a seguinte mensagem: “Só foi informado agora... tava em alta temperatura e pegou fogo, em chamas.”

Às 00h39min23s, a tripulação informou: “Estamos aguardando então... estão combatendo o fogo” ...

Às 00h39min30s, a tripulação solicitou contato com a equipe da Seção Contra Incêndio (SCI): “Tem como o bombeiro entrar em contato para informar como estão os freios da aeronave?”

Às 00h39min44s, a TWR-CF transmitiu: “Tá ok... a gente vai entrar em contato aqui.”

Às 00h40min02s, a tripulação solicitou utilizar a frequência de emergência para coordenação: “Tá ok... haveria a possibilidade da gente manter a coordenação em 121.5?”

Às 00h40min08s, a TWR-CF transmitiu que a coordenação seria feita na frequência de emergência: “Tá ok, coordenação em 121.5.”

Às 00h40min16s, a tripulação questionou se seria possível a coordenação diretamente com a equipe da SCI do aeródromo por meio da frequência de emergência: “Daí falamos com os bombeiros na 121.5, correto?”

Às 00h40min55s, a TWR-CF informou não ser possível a coordenação direta: “Não é possível.”

Às 00h45min22s, a TWR-CF informou que a equipe da SCI havia solicitado a evacuação da aeronave: “Foi solicitado pelos bombeiros para estar realizando a evacuação da aeronave pelo lado esquerdo agora.”

Às 00h45min36s, a tripulação questionou a informação recebida: “O bombeiro solicitou isso? Não estão conseguindo apagar o fogo?”

Às 00h45min44s, a TWR-CF confirmou que a solicitação era da equipe da SCI: “Foi o bombeiro... eles não falaram nada, só pediram para evacuação pelo lado esquerdo.”

Às 00h46min07s, a tripulação voltou a questionar a solicitação recebida: “Eles não estão conseguindo combater o fogo? Porque fica mais seguro descer pela escada, ao invés de evacuar.”

Às 00h47min32s, a tripulação foi mais enfática na confirmação da necessidade da realização da evacuação: “A senhora chegou a coordenar se realmente tem que evacuar?”

Às 00h47min36s, a TWR-CF informou: “A gente tá coordenando aqui com o bombeiro.”

Às 00h47min38s, a tripulação externou a preferência por não realizar uma evacuação e sim um desembarque: “Tá... porque fica mais tranquilo se for pela escada, mas se não tiver jeito a gente comanda!”

Às 00h47min45s, a TWR-CF informou: “Tá ok, eu vejo aqui e já retorno pro senhor.”

Às 00h48min35s, a tripulação questionou: “Torre, alguma nova informação?”

Às 00h48min48s, a TWR-CF informou que a escada para o desembarque estava sendo direcionada para a aeronave: “TAM 8084 foi solicitada a escada e já está a caminho.”

Às 00h48min56s, a tripulação questionou: “E o bombeiro falou que dá pra aguardar a escada né?”

Às 00h49min20s, a TWR-CF informou que era possível aguardar o desembarque: “É... o senhor pode aguardar... já tá indo a escada.”

Às 00h49min25s, a tripulação demonstrou ainda estar confusa com o tipo de desembarque: “Por gentileza, só para haver uma confirmação melhor... o bombeiro tinha

solicitado inicialmente para efetuar evacuação da aeronave pelo lado esquerdo. Agora em novo contato eles falam que a gente não precisa evacuar, correto? É pra aguardar a escada, é isso?”

Às 00h49min43s, a TWR-CF informou: “TAM 8084 afirmo... foi o que foi solicitado e passado pra gente.”

Às 00h49min49s, a tripulação questionou: “Foi o que foi informado pelo bombeiro, correto?”

Às 00h49min51s, a TWR-CF respondeu: “Pelo bombeiro. Inicialmente eles tinham solicitado a evacuação pelo lado esquerdo... daí o senhor solicitou a escada... aí a gente entrou em contato e ele disse que era pra aguardar o apoio da escada.”

Às 00h50min00s, a tripulação transmitiu a seguinte informação: “Não! A gente solicitou a escada se os bombeiros confirmarem com a gente que não há necessidade de evacuação.”

Às 00h50min14s, a TWR-CF respondeu: “Ciente.”

Às 00h50min17s, a tripulação questionou se era possível o contato direto com a equipe da SCI: “Tem alguma frequência que a gente consiga falar direto com bombeiro?”

Às 00h50min21s, a TWR-CF respondeu que o contato com a equipe só era possível por meio de ponte: “Não, negativo... teria que tá fazendo uma ponte aqui com a torre.”

Às 00h50min27s, a tripulação solicitou confirmar se era necessária a evacuação: “Então confirma com ele, por gentileza, se há necessidade ou não da evacuação pelo bombeiro.”

Às 00h50min32s, a TWR-CF respondeu: “Tá ok, a gente vai ver.”

Às 00h50min34s, a tripulação solicitou: “O mais rápido possível.”

Às 00h52min12s, 1 minuto e 38 segundos após a mensagem anterior, a tripulação questionou: “Torre? 8044. Alguma informação?”

Às 00h52min16s, a TWR-CF respondeu: “A gente tá coordenando aqui.”

Às 00h52min50s, a TWR-CF informou: “A gente entrou em contato com a equipe que chefia os bombeiros... ele não tem essa decisão de que seja expressa a necessidade de evacuação da aeronave agora. Pelo que entendi, o senhor vinculou a escada caso seja realmente expressa a necessidade da evacuação, tô correto?”

Às 00h53min00s, a tripulação respondeu: “Não, ao contrário... se não for necessário a evacuação, a gente solicita a escada para desembarcar os passageiros... cadeiras de rodas e tudo mais... se os bombeiros falarem que não pode chegar escada próximo à aeronave e não estão conseguindo combater o fogo... aí a gente vai efetuar a evacuação da aeronave.”

Às 00h53min30s, a TWR-CF questionou: “Ciente... a evacuação da aeronave então, no caso de não estar conseguindo combater o fogo... será feita pelos meios próprios da aeronave... pelo lado esquerdo, correto?”

Às 00h53min40s, a tripulação respondeu: “Correto, conforme a solicitação tida pelos bombeiros... só que a gente precisa de uma informação rápida dos bombeiros pra saber se a gente vai aguardar... se vai girar a escada pra realizar o desembarque dos nossos passageiros ou se a gente vai pegar e vai efetuar a evacuação.”

Às 00h57min39s, a tripulação questionou: “Confinos... 8084... alguma informação?”

Às 00h57min45s, a TWR-CF informou: “8084, mais um minutinho.”

Às 00h58min02s, a TWR-CF informou: “8084... em princípio está controlado.”

Às 00h58min10s, a tripulação solicitou a confirmação: “Tá ok, o fogo está controlado e não é necessário evacuação, correto?”

Às 00h58min13s, a TWR-CF informou: “Tam 8084, correto. Vai ser feito então o desembarque via escadas... o desembarque vai ser feito pelo lado esquerdo na porta traseira. Já está sendo coordenada a aproximação da escada para desembarque na porta traseira do lado esquerdo.”

Às 00h58min22s, a TWR-CF questionou: “O senhor solicita mais algum tipo de apoio? O senhor falou cadeira de rodas... mais alguma coisa do gênero?”

Às 01h00min00s, a tripulação respondeu: “Da nossa posição a gente não consegue ver a escada... teria que coordenar com a gente quando colocarem a escada.”

Às 01h01min06s, a TWR-CF informou: “Ciente, a gente vai fazer essa solicitação então... assim que for colocada a escada eles vão me falar e eu vou falar pro senhor... infelizmente a gente não tem a viatura dos bombeiros hã... elas não tem a transmissão VHF na 121.5... aí essa ponte aí apesar dela não ser a melhor coisa possível... é a maneira mais efetiva que a gente tem de comunicação aí.

1.10. Informações acerca do aeródromo.

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

A pista era de asfalto, com cabeceiras 16/34, dimensões de 3.000m x 45m, com elevação de 2.713 pés.

1.11. Gravadores de voo.

A aeronave estava equipada com um gravador digital de dados de voo, *Flight Data Recorder* (FDR) Honeywell, modelo HFR5-D (memória de estado sólido), PN 980-4750-009, SN 01898, com capacidade de 1.024 palavras (cada palavra dispõe de 12 bits), realizando assim uma leitura de 1.024 x 12 a cada 1 segundo (*words per second*).

Além disso, estava também equipada com um gravador digital de voz de cabine, *Cockpit Voice Recorder* (CVR) Honeywell, modelo HFR5-V (memória de estado sólido), PN 980-6032-001, SN 01826, possuindo 3 canais com 2 horas de áudio e 1 canal com 3 horas de dados de voz, os 4 gravados em alta qualidade.

O FDR registrou os dados de voo até o momento em que ocorreu a interrupção de fornecimento de energia pelo sistema elétrico.

Já o CVR, registrou os dados da ocorrência até, aproximadamente, 10 minutos após o momento em que ocorreu a interrupção de fornecimento de energia pelo sistema elétrico. Foi necessária a sincronização dos 4 canais de áudio, devido ao tempo de gravação ter sido diferente em alguns deles.

O *Backup Converter* possuía memória não volátil, *Non-Volatile Memory* (NVM), capaz de registrar mensagens de falhas ocorridas durante um voo. A tabela a seguir mostra as mensagens de falha do voo da ocorrência:

INTENCIONALMENTE EM BRANCO

#	Time	Fault Number	Description
1	02:42:10	533/176	Right Generator DP Trip -Conv Fail
2	02:42:11	528/172	DC Content Trip -Conv Fail
3	02:42:42	608/097	Left Low Oil Pressure Trip - Low Oil Pressure
4	02:42:49	849/079	GCS-L Disagreement with OPAS or Fire Handle Pulled
5	02:43:08	850/002	GCS-R Disagreement with OPAS or Fire Handle Pulled
6	02:53:56	609/200	Right Low Oil Pressure Trip - Low Oil Pressure
7	02:53:57	806/013	Left TBB Commanded Closed but Sensed Open
8	02:53:57	816/031	Left CCB Commanded Open but Sensed Closed
9	02:53:57	807/016	Right TBB Commanded Closed but Sensed Open
10	02:53:57	817/034	Right CCB Commanded Open but Sensed Closed
11	02:54:17	703/147	Right Under speed trip-Speed Sense Fail
12	03:52:02	303/155	Right Generator Remote Oil Level Detection Failed

1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.

Nada a relatar.

1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.

1.13.1. Aspectos médicos.

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

1.13.2. Informações ergonômicas.

Nada a relatar.

1.13.3. Aspectos Psicológicos.

O Comandante Master estava há 45 anos atuando na aviação, sendo 24 destes na empresa LATAM.

O segundo Comandante entrou na LATAM em 1996 e estava há 10 anos voando o Boeing 777.

O 1º Copiloto estava há 7 anos e meio na LATAM e há 6 anos como tripulante do Boeing 777.

O 2º Copiloto estava há 19 anos na aviação, sendo 11 deles na LATAM.

O Comandante Master e o 2º copiloto já haviam voado juntos, inclusive realizaram o treinamento em simulador recentemente. O 1º Copiloto já havia composto tripulação com os demais pilotos anteriormente.

Sobre o voo da ocorrência, era o primeiro e único voo do dia para os tripulantes. Eles relataram que até os primeiros 15 minutos de voo estava tudo normal com a operação. A partir desse momento, receberam a primeira mensagem de falha e realizaram os procedimentos previstos no QRH.

Após, aproximadamente, 10 minutos da primeira falha, desencadearam-se falhas múltiplas relacionadas ao sistema elétrico. Decidiram, então, por se manterem em órbita para tentar resolver a situação. Buscaram solucionar essas falhas por meio do *checklist* e do manual da aeronave. Contudo, não obtiveram o resultado esperado, inclusive não conseguiram identificar efetivamente os problemas apresentados pela aeronave, em virtude da sobreposição das informações na tela (EICAS).

Na tentativa de compreender o que estava acontecendo e com base nos eventos que vivenciavam, deduziram que a aeronave poderia estar sendo alimentada apenas pela bateria, o que os levou a decisão de declarar emergência, alijar combustível e seguir para pouso no Aeródromo de Confins, que estava operando em condições visuais.

Apesar de não ter sido possível alijar o combustível, prosseguiram para o pouso, pois consideraram que esta era a decisão mais acertada, tendo em vista o tempo de bateria da aeronave que, provavelmente, lhes restava.

Durante o gerenciamento das panes, organizaram-se de modo que o Comandante Master auxiliava o Comandante e o 2º Copiloto auxiliava o 1º Copiloto.

Os tripulantes relataram que não tinham vivenciado nada parecido antes, nem mesmo em simulador de voo. Consideraram que o gerenciamento da carga de trabalho, em virtude das panes vivenciadas, foi tranquilo e adequado.

1.14. Informações acerca de fogo.

Durante o pouso, o conjunto de freios sofreu superaquecimento, o que iniciou o fogo nas rodas dos trens de pouso principais direito e esquerdo.

A Seção Contra Incêndio realizou o combate ao fogo, que foi controlado em 4 minutos.

Do início do combate ao fogo até o resfriamento do conjunto de freios, foram gastos 65.700 litros de água e 780 litros de Líquido Gerador de Espuma (LGE).

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

A primeira comunicação realizada pela aeronave com intenções de pouso no Aeródromo de Confins (SBCF) deu-se 40 minutos antes da aterragem.

O órgão ATC efetuou o acionamento do Serviço de Salvamento e Combate a Incêndio via telefone direto, *hot line*, enquanto a aeronave estava em voo de rota com destino a SBCF.

Após a parada total da aeronave e o corte dos motores, a tripulação teve a visualização das imagens da câmera de filmagem do trem de pouso no *cockpit* restabelecida. Com isso, obtiveram a visualização de que a condição de fogo nos trens de pouso estava controlada durante o combate pela SCI. Assim, considerou-se que não havia a necessidade imediata de comandar a evacuação em emergência pelas portas de emergência e pelas escorregadeiras (*scape slides*).

O superaquecimento e o fogo nos freios foram combatidos rapidamente pela equipe dos bombeiros. A coordenação entre a tripulação, a torre de controle e os bombeiros para o abandono dos passageiros da aeronave teve duração de 13 minutos.

O desembarque dos passageiros, sob a coordenação e acompanhamento da equipe de bombeiros, foi iniciado às 04h26min (UTC) e finalizado às 05h38min (UTC).

A Comissão de Investigação identificou que o operador do aeródromo possuía o Plano de Emergência e o Plano de Remoção de Aeronave Inoperante (PLEM/PRAI) de SBCF com a data de última revisão em 09JUL2018, de acordo com o PLN-SAE-001.

O PLEM/PRAI estabelecia as ações e os procedimentos a serem desempenhados pelo Fiscal de Pátio, Órgão ATC, Centro de Operações de Emergência (COE), Centro de Operações Aeroportuárias (APOC), Serviço de Salvamento e Combate a Incêndio (SESCINC) e Posto de Coordenação Móvel (PCM).

As comunicações entre a TWR e as viaturas das equipes de bombeiros, chefe de equipe e demais integrantes das operações de emergências do aeródromo estavam congestionadas devido à ocorrência.

Não houve qualquer comunicação direta entre a aeronave e as equipes de emergências. A TWR efetuou a ponte de comunicação entre a aeronave e as equipes de emergências.

De acordo com as entrevistas, durante a investigação, foi identificado que a fonia permaneceu muito congestionada entre as equipes de emergências e os demais integrantes das operações de emergências do aeródromo.

Foi identificado que a TWR tinha que esperar uma oportunidade rara na fonia para conseguir se comunicar com os bombeiros. Todos os envolvidos utilizavam o mesmo canal, que estava centralizado no COE.

O desembarque foi realizado por meio de uma escada convencional, a qual foi posicionada na porta traseira esquerda da aeronave.

Nenhum ocupante da aeronave ou integrante das equipes de resgate sofreu lesões durante o abandono da aeronave.

1.16. Exames, testes e pesquisas.

Inicialmente, no dia 07JAN2019, foram realizados testes funcionais, a fim de se obter informações preliminares acerca do funcionamento do sistema elétrico da aeronave.

Foi possível fornecer alimentação elétrica conforme o previsto por meio da APU e do motor esquerdo. Quando o motor direito foi acionado, a página sinótica do sistema elétrico mostrava que o seu Gerador Principal (IDG) também estava operacional para o fornecimento de energia elétrica, no entanto, o Gerador Reserva não estava disponível.

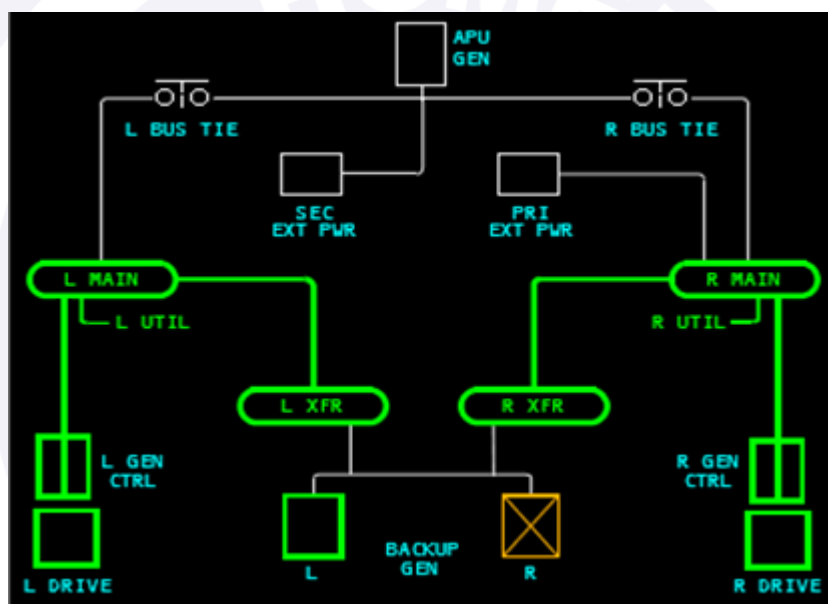


Figura 11 - Representação da tela sinótica do sistema elétrico da aeronave durante testes em solo.

As mensagens de falhas ativas do Gerador Reserva estavam relacionadas à alimentação do PMG e à baixa pressão de óleo.

Em seguida, foram realizadas medições de continuidade entre o Gerador Reserva e o *Backup Converter*. Os resultados mostraram falhas de continuidade relativas à fiação do PMG.

Prosseguiu-se então para a busca do ponto de descontinuidade na cablagem entre o Gerador Reserva direito e o *Backup Converter*.

Foram encontrados danos no conector indicado, conforme mostrado na seção 1.3 deste relatório.

O conector D7232 foi removido da aeronave juntamente com a sua estrutura de fixação e os conectores adjacentes para inspeções mais detalhadas.



Figura 12 - Parte da fiação removida da aeronave.

Além da fiação, os seguintes componentes foram separados para análise:

- *Backup Converter* / PN 757183G / SN 2238 (instalado na aeronave da ocorrência);
- *Backup Converter* / PN 757183G / SN 2246 (removido da aeronave três dias antes da ocorrência);
- *Backup Generator* / PN 1701768 / SN 21772 (instalado no motor direito da aeronave);
- TBB / PN ELM 831-2 / SN CT-33098 (referente ao lado direito da aeronave);
- TBB / PN ELM 831-2 / SN CT-33099 (referente ao lado esquerdo da aeronave);
- CCB / PN ELM 832-2 / SN CT-31542 (referente ao lado direito da aeronave); e
- CCB / PN ELM 832-2 / SN CT-32631 (referente ao lado esquerdo da aeronave).

Teste dos Contactores

Os quatro contactores elétricos foram testados em laboratório. Não foram encontradas discrepâncias significativas que pudessem ter contribuição para os eventos observados nesta ocorrência.

Teste do *Backup Generator*

O Gerador Reserva PN 1701768 / SN 21772 foi testado em Organização de Manutenção reparadora do componente. Foram observadas as seguintes discrepâncias:

- teste de resistência dos ímãs do PMG: 0,01 ohm abaixo do mínimo nas medições entre os pinos 7-8 e 8-9; e
- teste de voltagem do PMG. Resultados na tabela a seguir, conforme o protocolo de teste original. Os dados em **negrito** representam os valores obtidos no teste.

Conditions			Limit	
<i>Input Speed $\pm$ 100 (rpm)</i>	<i>Oil-In Temperature $\pm$ 10°F ($\pm$ 5°C)</i>	<i>Connector Pins Checked</i>	<i>130.5 - 160.0V Record</i>	<i>% Voltage Unbalance 5% maximum</i>
14,500	200 (93)	7 and 8 (J1)	105.8	40.5
14,500	200 (93)	7 and 9 (J1)	113.7	
14,500	200 (93)	8 and 9 (J1)	148.7	

Em seguida, foi realizada desmontagem do Gerador Reserva e foram encontrados danos no estator do PMG, conforme mostrado na Figura 13.

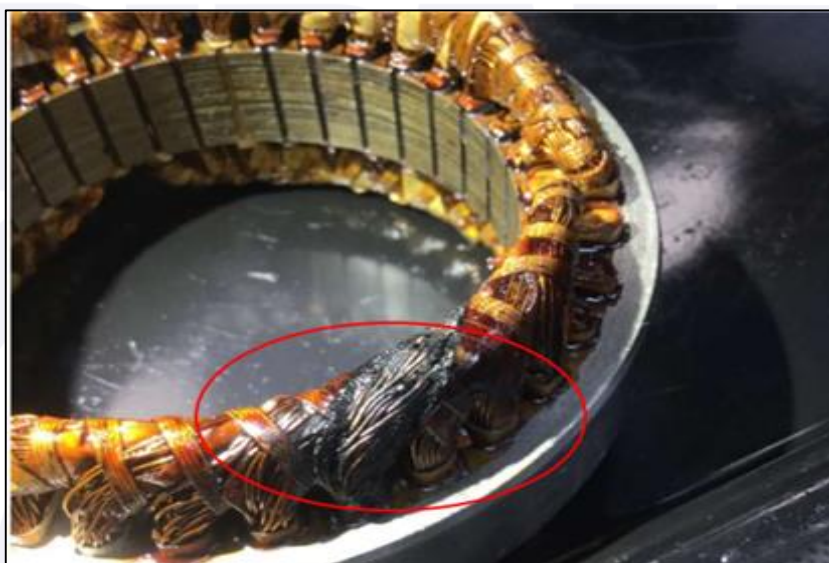


Figura 13 - Danos no estator do PMG.

Teste da Fiação/Conector

A fiação retirada da aeronave foi levada para análise em laboratório. A Figura 14 mostra a identificação das partes da fiação.

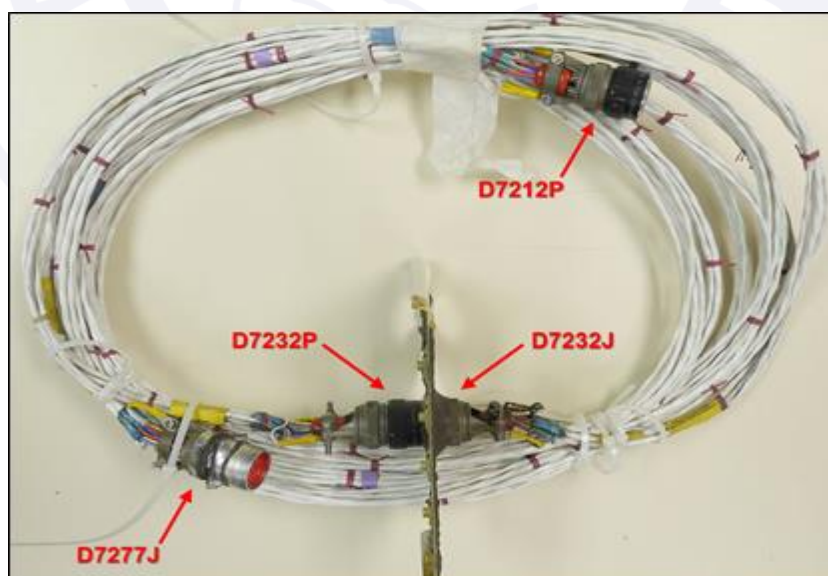


Figura 14 - Identificação das partes da fiação analisadas.

A resistência de cada fio da cablagem foi medida a partir dos conectores adjacentes (D7277J e D7212P). Os resultados são mostrados abaixo e os espaços em branco representam fios que não apresentaram continuidade (Figura 15).

Connector D7232P – Backup Converter														
Pins	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
Connector D7232J – Backup Generator	1	0.35Ω	2.6MΩ			2.8KΩ	20MΩ	24KΩ	0.5MΩ	18KΩ				
	2	2.6MΩ	0.35Ω			1.8MΩ	5.5MΩ	1.4MΩ	1.9MΩ	1.4MΩ				
	3			0.37Ω										
	4				0.38Ω									
	5					0.26Ω								
	6	2.8KΩ	1.8MΩ			0.25Ω		9.6KΩ	0.6MΩ	11KΩ				
	7	20MΩ	5.5MΩ				0.18Ω							
	8	24KΩ	1.4MΩ			9.6KΩ								
	9	0.5MΩ	1.9MΩ			0.6MΩ								
	10	18KΩ	1.4MΩ			11KΩ				0.34Ω				
	11										0.35Ω			
	12											0.35Ω		
	13												0.36Ω	
	14													0.41Ω
GRD	18KΩ	0.6MΩ								4.5KΩ				

Figura 15 - Resistência de cada fio da cablagem.

A resistência em cada porção do conector também foi medida. Os resultados da medição do lado do *Backup Converter* são mostrados na metade superior da tabela na cor azul e os resultados do lado do Gerador Reserva (*Backup Generator*) são mostrados na metade inferior da tabela na cor verde (Figura 16).

Connector D7232P – Backup Converter														
Pins	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
Connector D7232J – Backup Generator	1	1	175KΩ			2.2KΩ		32KΩ		34KΩ				
	2	0.5MΩ	2			160KΩ	200MΩ	180KΩ		155KΩ				
	3			3										
	4				4									
	5					5								
	6	1.9KΩ	0.5MΩ			6		21KΩ		18KΩ				
	7						7							
	8						0.09Ω	8						
	9						0.12Ω	0.12Ω	9					
	10	17KΩ	0.5MΩ			16KΩ				10				
	11										11			
	12											12		
	13												13	
	14													14

Figura 16 - Resultados da medição.

Em seguida, a área do conector onde ocorreu o curto circuito foi preparada para se realizar inspeções de raio-x e de *scanner* de tomografia computadorizada.

As Figuras 17, 18 e 19, a seguir, apresentam um panorama geral das condições do conector.

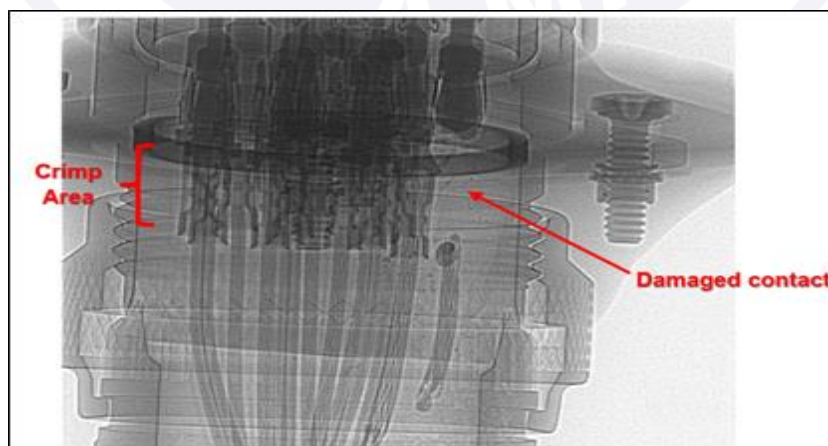


Figura 17 - Vista geral dos danos no conector em uma inspeção de raio-x.

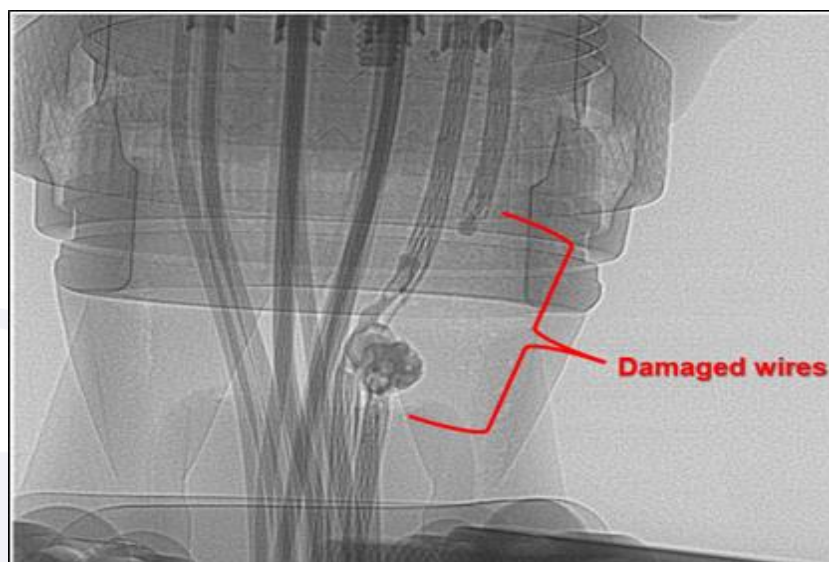


Figura 18 - Vista geral dos danos na fiação em uma inspeção de raio-x.

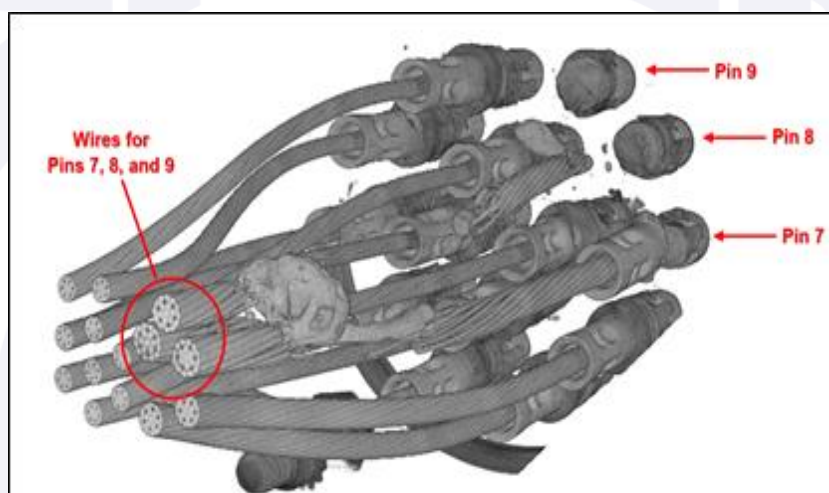


Figura 19 - Vista geral dos danos no conector. Scanner de tomografia computadorizada.

Os pontos onde foram encontrados indícios de danos são mostrados na sequência das Figuras 20 a 24, a seguir:

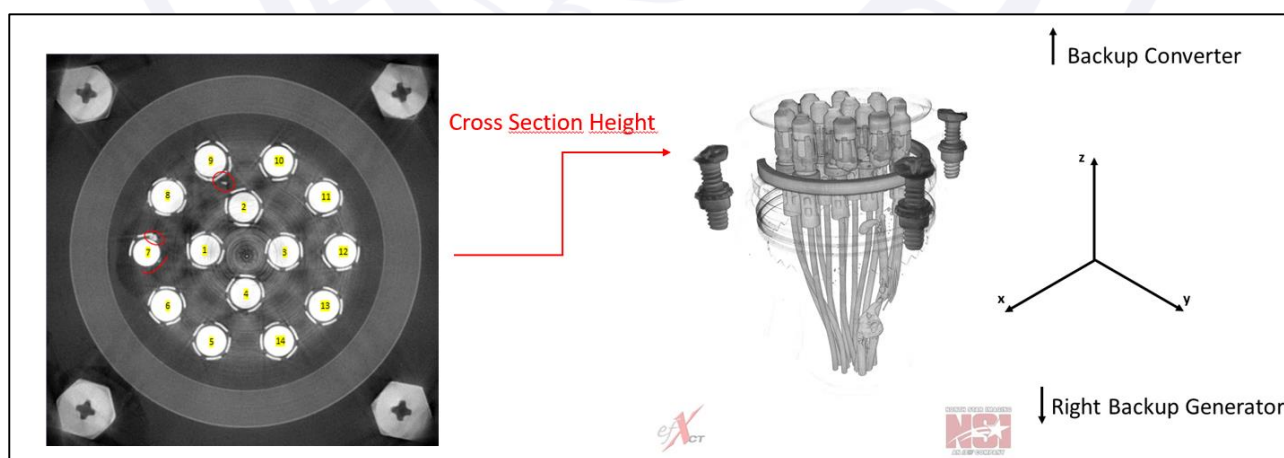


Figura 20 - Seção transversal do conector. Parte 1 de 5.

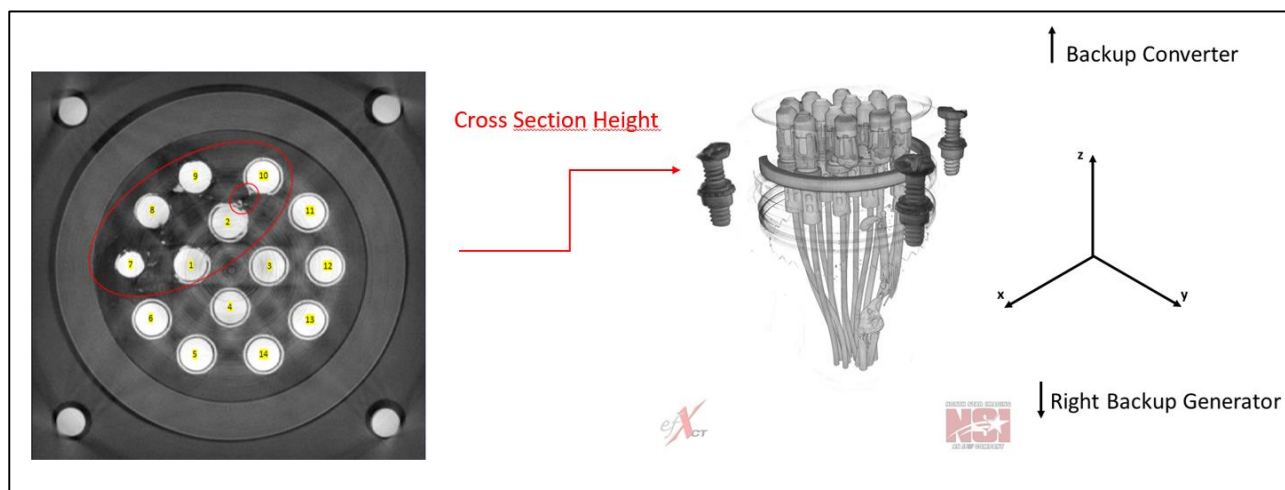


Figura 21 - Seção transversal do conector. Parte 2 de 5.

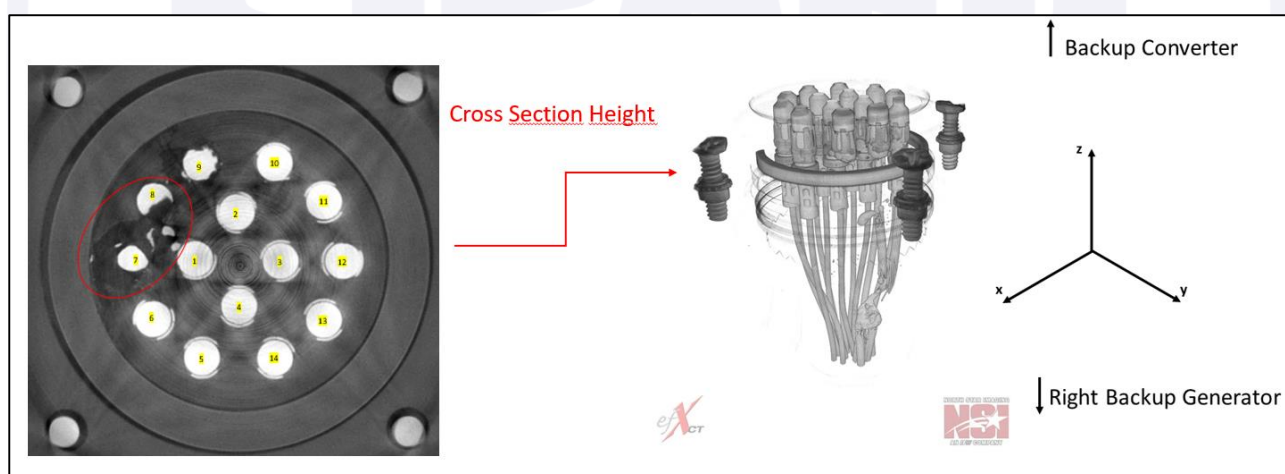


Figura 22 - Seção transversal do conector. Parte 3 de 5.

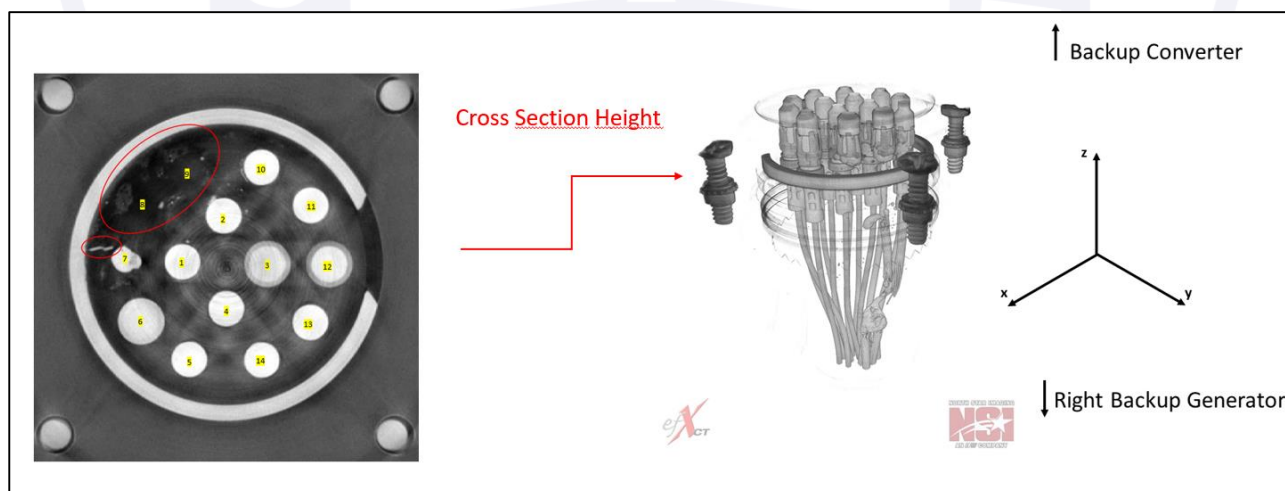


Figura 23 - Seção transversal do conector. Parte 4 de 5.

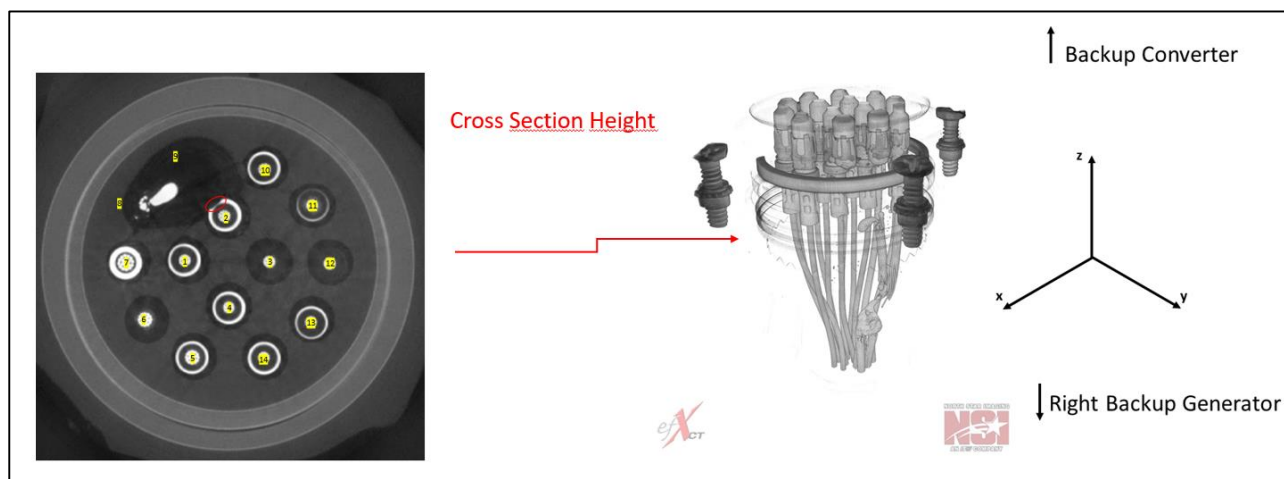


Figura 24 - Seção transversal do conector. Parte 5 de 5.

Após as inspeções não destrutivas no conector, prosseguiu-se para a sua desmontagem, a fim de verificar as condições internas. As etapas da desmontagem são mostradas nas Figuras 25 a 29, a seguir:



Figura 25 - Separação do conector D7232P/J.



Figura 26 - À esquerda o conector D7232P e à direita o conector D7232J.

INTENCIONALMENTE EM BRANCO



Figura 27 - Conector D7232P após a remoção da carcaça.



Figura 28 - Conector D7232P desmontado.



Figura 29 - Material fragmentado da desmontagem do conector D7232P.

Foram realizadas análises do material do conector, a fim de identificar a presença de algum material estranho a ele. Devido à diversidade do material do conector não foi possível determinar se havia a presença de algum corpo estranho em seu interior.

Teste nos *Backup Converters*

O *Backup Converter* que estava instalado na aeronave do voo da ocorrência (SN 2238) e o *Backup Converter* que havia sido removido 2 dias antes (SN 2246) foram levados para testes em uma unidade de fabricação e manutenção dos componentes.

Inicialmente, foi realizada a medição de impedância nos dois conectores dos dois *Backup Converters* e, em seguida, o teste de bancada.

O *Backup Converter* (SN 2246) não apresentou falhas significativas em qualquer dos testes realizados.

O *Backup Converter* (SN 2238) apresentou falha nas medições de impedância e nos testes de bancada relacionados ao circuito de monitoramento dos transformadores de corrente dos Geradores Reserva e ao circuito de monitoramento remoto do nível de óleo, tanto sobre nível quanto subnível.

Diante dos resultados, prosseguiu-se para a desmontagem do *Backup Converter* (SN 2238), a fim de verificar as condições internas. Foram encontrados os seguintes pontos:

- Os componentes (*Ferrite Beads*) FB29 e FB30 apresentavam visíveis sinais de falha. Esses componentes estavam relacionados com o circuito de monitoramento remoto do nível de óleo de sobre nível e subnível, respectivamente, do lado direito.

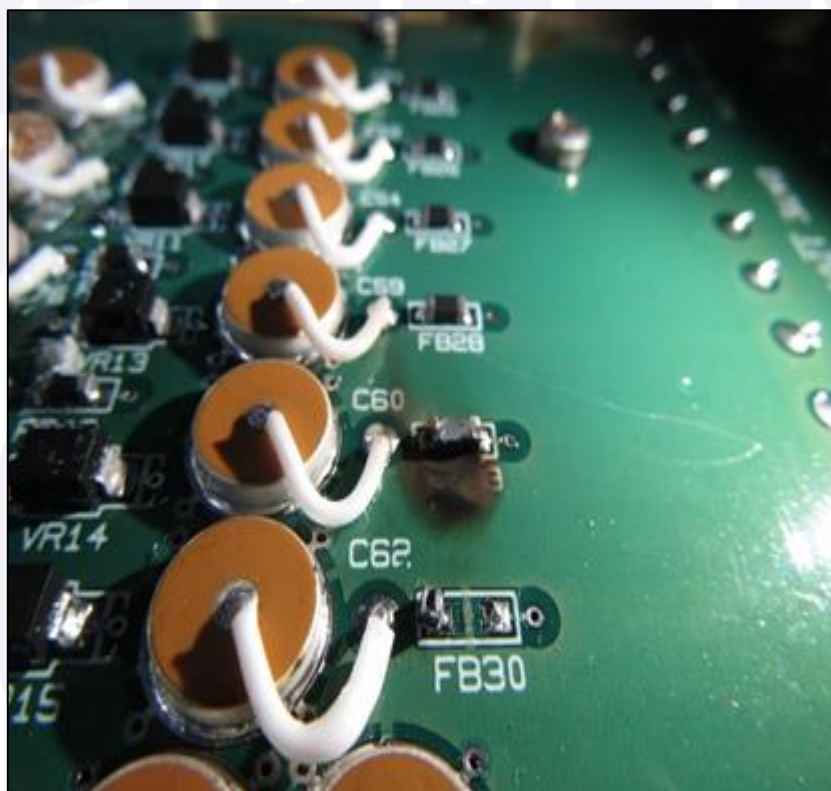


Figura 30 - Danos nos componentes FB29 e FB30.

- O componente (Resistor) R146 apresentava sinais visíveis de falha. Esse resistor estava relacionado ao circuito de monitoramento dos transformadores de corrente do Gerador Reserva do lado direito.

INTENCIONALMENTE EM BRANCO

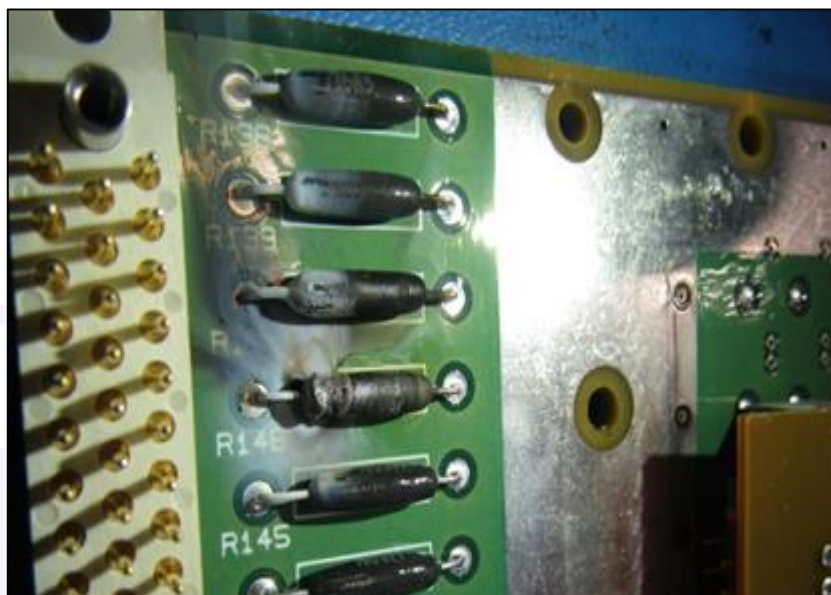


Figura 31 - Danos ao resistor R146.

- Não foram encontrados danos no filtro FB38 e no capacitor C72 do circuito de monitoramento dos transformadores de corrente.
- O componente (Diodo Zener) VR14 foi medido em curto. Esse componente não apresentava sinais visíveis de falha. O VR14 estava relacionado ao circuito direito de monitoramento remoto do nível de óleo, sobre nível.
- O componente (FET) U15 foi medido em curto nos pinos 3-5. Esse componente não apresentava sinais visíveis de falha. O U15 estava relacionado ao circuito direito de monitoramento remoto do nível de óleo, subnível.

Havia indicações de que os componentes (Diodo Zener) VR10 e VR11 podiam estar danificados. Esses componentes não apresentavam sinais visíveis de falha.

O VR10 e o VR11 estavam relacionados ao circuito esquerdo de monitoramento remoto do nível de óleo, sobre nível e subnível, respectivamente.

1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.

Nada a relatar.

1.18. Informações operacionais.

A aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento especificados pelo fabricante no momento da decolagem de SBGR.

A tripulação de pilotos era composta por um Comandante Master, um Comandante, um 1º Copiloto e um 2º Copiloto. Todos eles permaneceram na cabine do momento da decolagem até o momento do pouso no Aeródromo de Confins (SBCF).

A aeronave estava fora dos limites de peso especificados pelo fabricante para efetuar o pouso em Confins.

A decolagem de SBGR foi realizada pelo Comandante Master, *Pilot Flying* (PF), e pelo 2º Copiloto, *Pilot Monitoring* (PM), sem qualquer tipo de intercorrência.

Pouco antes do nivelamento da aeronave, o Comandante Master trocou de posição com o Comandante que passou a condição de PF.

O PF realizou o nivelamento e o PM, segundo relatado por ele, identificou a mensagem *ELEC BACKUP GEN L*, seguida pela mensagem *ELEC BACKUP GEN R* e

juntas elas foram substituídas pela mensagem *ELEC BACKUP SYS*, que significava que o sistema elétrico de *Backup* havia falhado.

O PM consultou o QRH e realizou o procedimento de reiniciar o sistema, conforme previsto, levando o switch *L BACKUP GEN* para a posição *OFF* e depois para a posição *ON*, posteriormente realizou o mesmo com o switch *R BACKUP GEN*. O procedimento não teve sucesso e a aeronave continuou com falha no sistema elétrico de *Backup*.

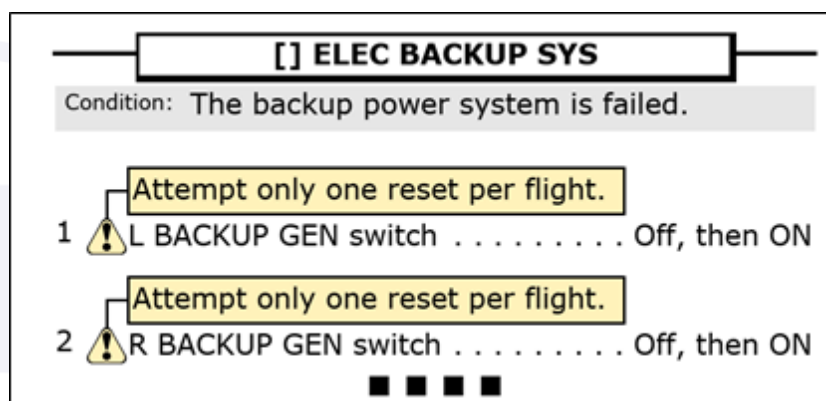


Figura 32 - Extrato do QRH referente ao procedimento *ELEC BACKUP SYS*.

Conforme o relato da tripulação, o procedimento descrito no QRH só foi realizado uma vez.

A tripulação fez contato com o setor de manutenção do operador, por meio do VHF e, posteriormente, por meio do telefone via satélite disponível na aeronave, para informar a falha do sistema elétrico de *Backup*. Foram realizadas consultas à documentação da aeronave e a decisão inicial foi de prosseguir no voo até o destino da aeronave.

Aproximadamente onze minutos após a mensagem *ELEC BACKUP SYS*, tanto o PF quanto o PM perderam as informações dos dois *Primary Flight Displays* (PFD), dos dois *Navigational Displays* (ND), dos dois *Engine Indicating and Crew Alerting Systems* (EICAS) e dos dois *Electronic Flight Bags* (EFB). Somou-se a isso a perda simultânea da iluminação primária da cabine de passageiros e da cabine da tripulação, bem como um aviso sonoro de desconexão do piloto automático, além da perda do diretor de voo e do *autothrottle*.

Após alguns segundos, o PFD e o ND do PF foram restaurados, assim como os do PM. As telas do EICAS foram restauradas, aproximadamente, trinta segundos depois.

Quando o PFD e o ND do lado direito voltaram a funcionar, o PF passou a utilizar o ND esquerdo para a navegação e o PM passou a seguir o *checklist* no ND da direita. Várias falhas apareciam no EICAS e logo eram substituídas por outras de prioridade maior, dificultando que os procedimentos descritos fossem cumpridos na sua totalidade.

A tripulação acionou a *Auxiliary Power Unit* (APU) e consultou a tela *Synoptic* do Sistema Elétrico para determinar a configuração de energia da aeronave. A tela do EICAS exibia os *Integrated Drive Generators* (IDG) esquerdo e direito, o gerador de APU e o *Backup Generator* (BUG) esquerdo com energia disponível. O *Backup Generator* direito apresentava um “X” ambar, indicando que ele estava indisponível como fonte de energia.

A aeronave apresentou a mensagem de *RAT DEPLOYED*, entretanto o *Synoptic* do Sistema Elétrico mostrava que os barramentos não eram alimentados por qualquer fonte disponível.

No momento posterior a mensagem de *RAT DEPLOYED*, a tripulação chegou a pensar em uma falha de ambos os propulsores da aeronave, mas essa possibilidade foi descartada rapidamente.

Ao analisar as informações disponíveis, a tripulação decidiu adotar a postura mais conservativa e interpretar que a alimentação elétrica estava sendo provida pela bateria e, sendo assim, eles dispunham de, aproximadamente, trinta minutos de energia.

O PF ficou operando a aeronave sem o auxílio do piloto automático, do diretor de voo e do *autothrottle*. Dos três rádios VHF instalados, só restou um disponível para a comunicação.

Às 02h56min16s (UTC), quando a tripulação declarou emergência, a aeronave estava voando no FL290, afastada 82 NM de Confins e a proa ideal para o aeródromo era 032°.

Foram realizadas duas órbitas sobre a posição “TISLO” com curvas pela direita. Na primeira delas, a tripulação tentou realizar o alijamento de combustível sem sucesso. Na segunda, a aeronave foi configurada para o pouso acima dos limites especificados pelo fabricante.

O 1º Copiloto, que estava sentado do lado direito, atrás do PM, utilizou o EFB direito para consultar as informações necessárias para a configuração da aeronave para pouso. A velocidade para realizar a aproximação (Vapp) era de, aproximadamente, 204kt com flapes a 20°.

O procedimento realizado foi o ILS K RWY16 e a aeronave estava na condição de *SINGLE SOURCE ILS*. A final foi interceptada por meios próprios. O pouso foi realizado com, aproximadamente, 80.000kg acima do peso de pouso, sendo o seu peso total de 330.000kg.

Após o pouso, ambos os pilotos acionaram o sistema de frenagem e o PF acionou os *spoilers* manualmente. A aeronave parou dentro dos limites da pista, mas ocorreu o superaquecimento dos freios, com início de fogo.

Após a parada, ao cortarem os motores, o sistema elétrico voltou a ser alimentado por meio do APU e as câmeras que ficavam voltadas para os trens de pouso passaram a funcionar, permitindo o acompanhamento do trabalho dos bombeiros.

Na visão da tripulação, a comunicação com os bombeiros foi indireta e confusa. A TWR passava informações truncadas dando a entender que deveriam efetuar a evacuação de emergência. Entretanto, por acompanharem o combate ao fogo por meio das câmeras, a tripulação avaliou representar um risco adicional a utilização das escorregadeiras, não sendo necessária a sua utilização.

A tripulação questionou algumas vezes se o fogo estava controlado ou se era para iniciar uma evacuação. Em entrevistas com os controladores da TWR, foi declarado que a diferença entre os termos não era bem compreendida.

O desembarque foi realizado pela porta traseira esquerda, com a coordenação da tripulação de comissários.

1.19. Informações adicionais.

As falhas mapeadas do sistema elétrico e a probabilidade da sua ocorrência estavam contidas em documento de avaliação de segurança operacional do projeto 777 (*777 Electrical Power Systems Safety Analysis Document*).

O CENIPA não teve acesso a esse documento devido às políticas de exportação do Estado de Projeto da aeronave. Embora a Boeing não tenha fornecido uma cópia da avaliação de segurança operacional do projeto 777 diretamente ao CENIPA, um extrato relevante desse documento foi fornecido ao NTSB para revisão e comentários.

De acordo com as informações fornecidas pelo fabricante da aeronave, o *777 Electrical Power Systems Safety Analysis Document* continha a previsão de falhas simultâneas dos barramentos de transferência (*transfer buses*) da esquerda e da direita.

Para a perda de ambos os barramentos, os potenciais fatores contribuintes eram a falha do *Backup Converter*, a perda dos CCB e a perda dos *Backup Generators* propriamente ditos.

O risco associado a esse evento, conforme a informação do fabricante, foi avaliado como Classe II, Perigoso (*Hazardous*), com base na exposição à próxima falha considerada crítica, que seria a perda da RAT.

Considerando o nível de risco, a probabilidade de ocorrência dessa falha deveria ser menor do que 1×10^{-7} (uma falha em 10 milhões de horas de voo).

De acordo com o fabricante, a probabilidade calculada no *777 Electrical Power Systems Safety Analysis Document* era de $9,6 \times 10^{-8}$.

1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.

Não houve.

2. ANÁLISE.

Tratava-se de um voo regular, entre SBGR e EGLL, a fim de transportar 339 passageiros.

A aeronave estava em subida para o FL290 com todos os pilotos na cabine e após, aproximadamente 10 minutos de voo, a tripulação percebeu as mensagens de alerta *ELEC BACKUP LEFT* e *ELEC BACKUP RIGHT* gerando a mensagem *ELEC BACKUP SYS*.

As mensagens de alerta que foram apresentadas para a tripulação, por meio do EICAS, podiam ser associadas às seguintes falhas gravadas na memória não volátil (NVM) do *Backup Converter*:

- *Right Generator DP Trip - Conv Fail*, gravada às 02h42min10s (UTC);
- *DC Content Trip - Conv Fail*, gravada às 02h42min11s (UTC); e
- *Left Low Oil Pressure Trip - Low Oil Pressure*, gravada às 02h42min42s (UTC).

O *Backup Converter* monitorava o nível de óleo do *Backup Generator* por um intervalo de tempo de 30 a 35 segundos, utilizando um *switch* de pressão. Dessa forma, apesar de haver uma diferença de pouco mais de 30 segundos entre as duas primeiras mensagens e a terceira, foi possível associar que as três mensagens tiveram origem em um mesmo instante.

As mensagens gravadas na NVM do *Backup Converter* eram condizentes com um curto circuito entre os pinos 2, 9 e 10, conforme mostrado pelo raio-x da seção transversal do conector.

Na condição mostrada na Figura 33, a sobrecorrente, originária do pino 9, passando pelo pino 10 e sendo direcionada para o circuito de monitoramento da energia gerada pelo *Backup Generator* seria condizente com as mensagens *Right Generator DP Trip* e *DC Content Trip* e os danos observados no *Backup Converter*.

INTENCIONALMENTE EM BRANCO

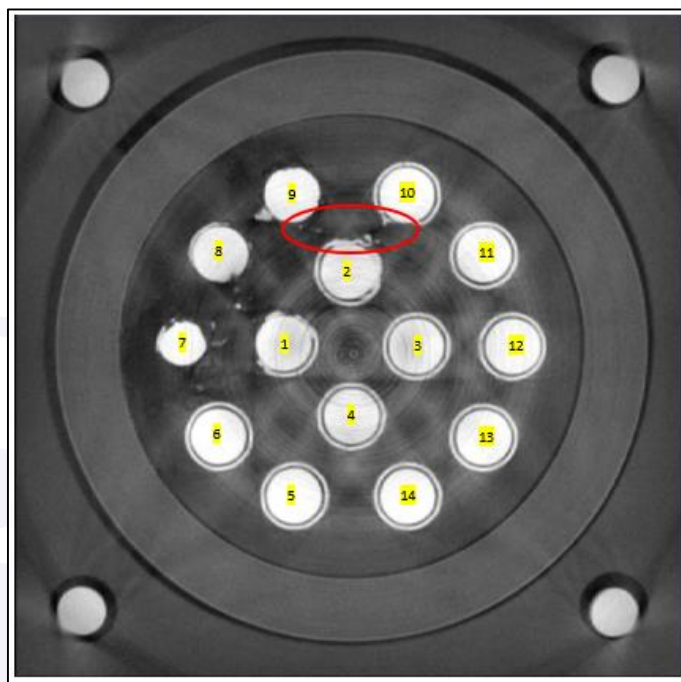


Figura 33 - Condição da cablagem associada às primeiras mensagens de falha.

A Figura 34 mostra um possível caminho percorrido pela corrente proveniente do curto. Ela teria entrado pelo pino 10, passando pelo resistor R146 e fechando o circuito com o aterramento da aeronave (*Chassis Gnd*). Esse cenário seria condizente com os danos observados apenas no resistor R146.

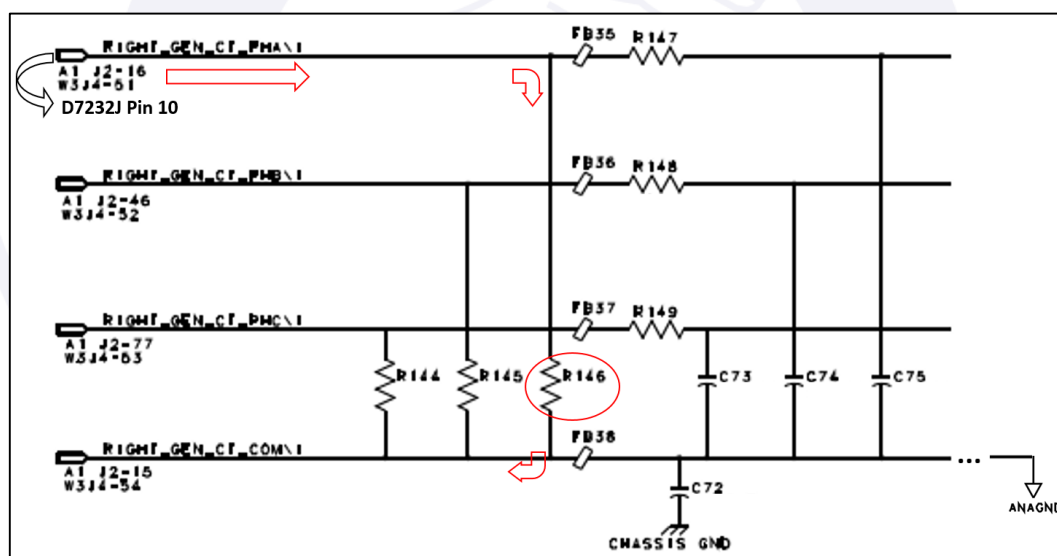


Figura 34 - Circuito de monitoramento dos transformadores de corrente. As setas vermelhas indicam um possível caminho da corrente proveniente do curto circuito.
Adaptado do CMM do Backup Converter.

Outra possibilidade era de que a alta corrente no resistor R146 só tenha ocorrido por estar associada a uma segunda falha na carcaça do conector, devido ao isolamento do PMG. Sem a ocorrência da segunda falha não existiria caminho para a corrente fluir.

O sinal de referência denominado *RIGHT_GEN_CT_COM*, mostrado na parte de baixo da Figura 35, era conectado com o aterramento analógico interno do *Backup Converter*, ANAGND, que era isolado do *Chassis Gnd*.

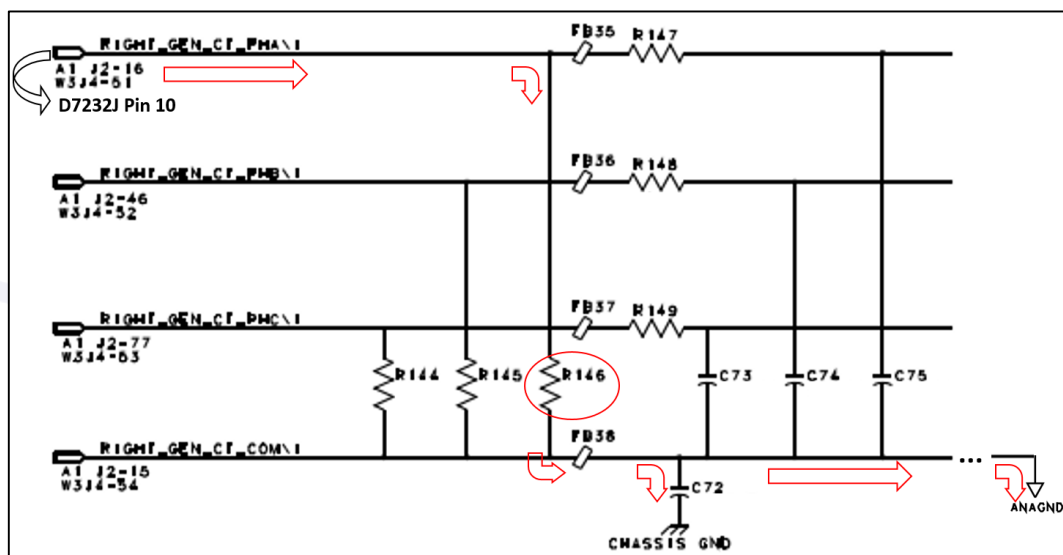


Figura 35 - Circuito de monitoramento dos transformadores de corrente. As setas vermelhas indicam um outro possível caminho da corrente proveniente do curto circuito. Adaptado do CMM do Backup Converter.

Ainda nesse cenário, além do curto entre uma das fases do PMG e o sinal *RIGHT_GEN_CT_COM*, podem ter ocorrido falhas secundárias entre a carcaça do conector e uma das fases do PMG, o que possibilitaria criar o caminho mostrado na Figura 35, sendo condizentes com os danos encontrados na região do conector.

Contudo, não foram encontrados danos nos outros componentes do circuito de monitoramento dos transformadores de corrente, como o filtro FB38 e o capacitor C72, que seriam esperados pela passagem de uma corrente elétrica maior, fora das especificações do circuito.

Independentemente de qual das hipóteses elencadas tenha sido a expressão do evento, as mensagens *Right Generator DP Trip* e *DC Content Trip* foram traduzidas para a tripulação, por meio do EICAS, como *ELEC BACKUP RIGHT*.

As condições do conector levaram o curto circuito a progredir para a área correspondente aos pinos 1, 7 e 8, responsáveis pelo circuito de monitoramento do nível de óleo do *Backup Generator* do lado direito, conforme mostrado na Figura 36.

INTENCIONALMENTE EM BRANCO

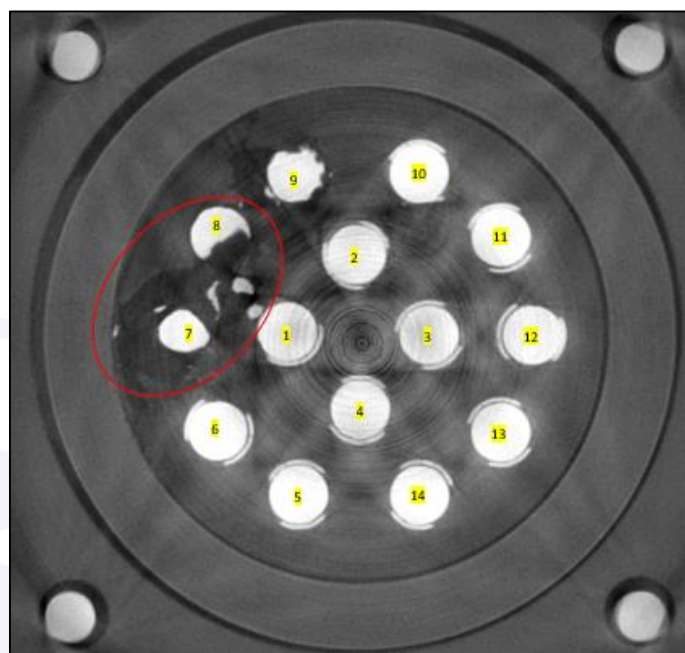


Figura 36 - Danos nos pinos 1, 7 e 8.

A mensagem número 3 “*Left Low Oil Pressure Trip*”, relacionada com a pressão de óleo do *Backup Generator* esquerdo, podia ser associada aos danos observados entre os pinos do PMG (7, 8 e 9) e o pino 1 de retorno do circuito de monitoramento do nível de óleo.

A corrente originada do curto circuito entre os pinos do PMG e o pino 1, possivelmente, percorreu o caminho mostrado na Figura 37, chegando ao aterramento analógico (ANAGND) interno ao *Backup Converter*. O caminho da corrente é condizente com os danos encontrados nos componentes FB29 e VR14.

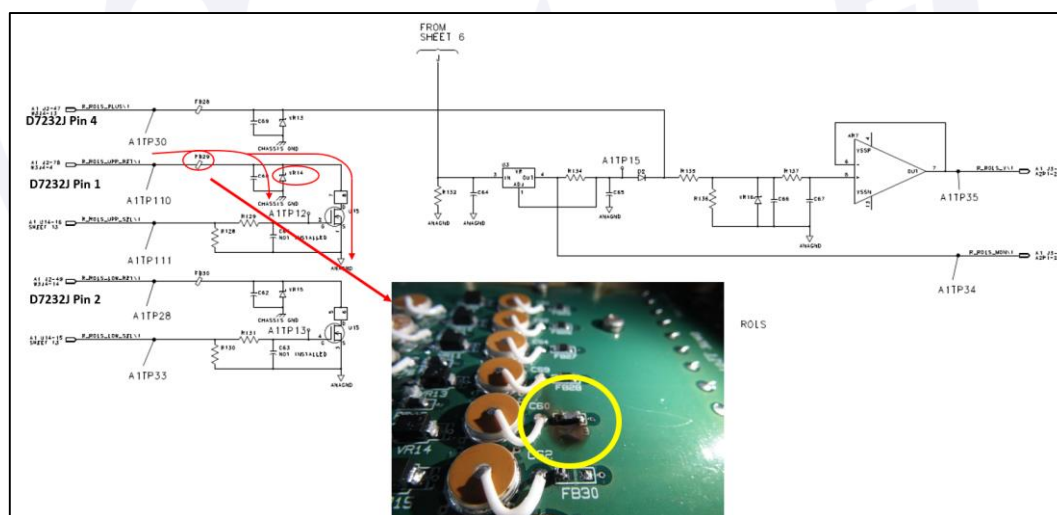


Figura 37 - Possível caminho da corrente do PMG nos circuitos internos de monitoramento remoto do nível do óleo no *Backup Converter*. Adaptado do CMM do *Backup Converter*.

Dessa forma, a capacidade do ANAGND teria sido ultrapassada, permitindo uma fuga de corrente no circuito de monitoramento do nível do óleo do lado esquerdo para o *Chassis Gnd*. Essa corrente teria produzido uma voltagem compatível com a de ativação da mensagem *Left Low Oil Pressure Trip* na entrada 3 do amplificador AR7 (Figura 38).

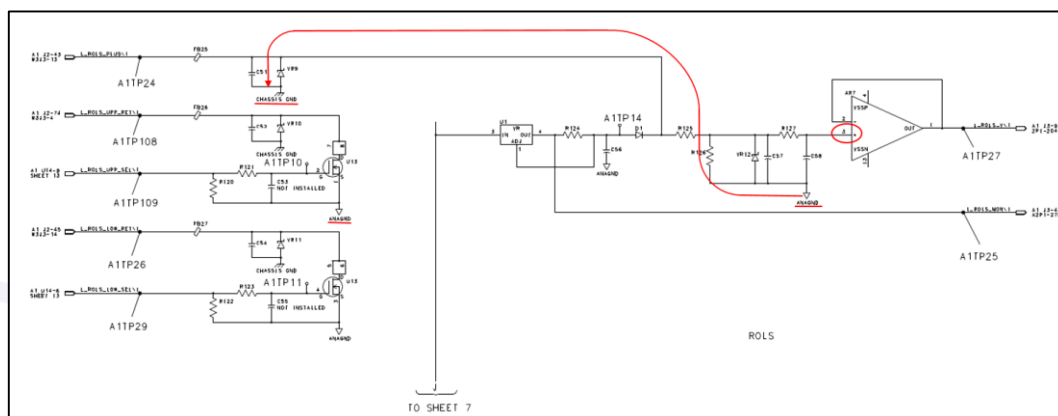


Figura 38 - Possível caminho da corrente do curto no conector relacionado com a mensagem *Left Low Oil Pressure Trip*. Adaptado do CMM do *Backup Converter*.

Muito embora o curto circuito tenha ocorrido no conector do lado direito, é possível que apenas as condições necessárias para a ativação da mensagem referente ao circuito de monitoramento do nível de óleo do lado esquerdo (*Left Low Oil Pressure Trip*) tenham sido atingidas ou estado presentes pelo intervalo de tempo necessário. Nesse momento, as condições para a ativação da mensagem referente ao lado direito não foram alcançadas.

A consulta ao QRH resultou na ação, por parte da tripulação, de tentar reestabelecer o sistema realizando o procedimento de reiniciá-lo movimentando as *switches ELEC BACKUP GEN L* e *ELEC BACKUP GEN R* para a posição *OFF* e, em seguida, para a posição *ON*. Essas ações resultaram nas mensagens 5 e 6 gravadas pela memória não volátil do *Backup Converter* transcritas abaixo:

- GCS-L *Disagreement with OPAS or Fire Handle Pulled*, gravada às 02h42min49s (UTC); e
- GCS-R *Disagreement with OPAS or Fire Handle Pulled*, gravada às 02h43min08s (UTC).

Após as ações realizadas pela tripulação, a mensagem *ELEC BACKUP SYS* permaneceu sendo exibida na tela do EICAS.

Após reiniciar os dois *Backup Generators*, os tripulantes realizaram contato com a equipe de apoio de solo do operador, a fim de obter maiores informações sobre as falhas apresentadas anteriormente.

Entre a execução das ações descritas no QRH e a ocorrência de novas falhas, o curto circuito no conector manteve-se restrito aos pinos do PMG (7, 8 e 9) não resultando em novas falhas no *Backup Converter* (Figura 39).

INTENCIONALMENTE EM BRANCO

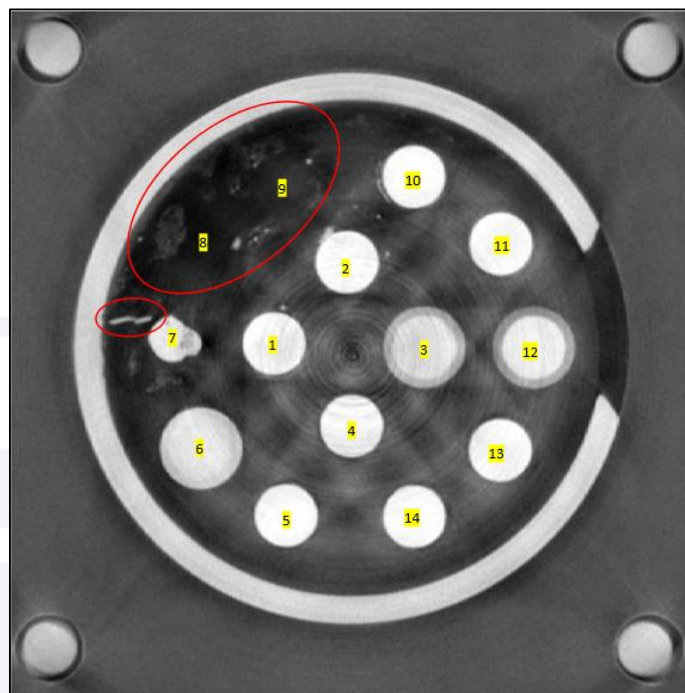


Figura 39 - Danos nos pinos 7, 8, 9 e na carcaça do conector.

Transcorridos onze minutos e catorze segundos após a mensagem de falha *Left Low Oil Pressure Trip*, as informações dos dois PFD, dos dois ND, dos dois EICAS e dos dois EFB foram perdidas. Também ocorreu a falha simultânea da iluminação primária na cabine de passageiros e na cabine da tripulação, bem como do aviso sonoro de desconexão do piloto automático, da falha do diretor de voo e do *autothrottle*.

No mesmo momento que ocorreu o apagamento dos diversos sistemas, o *Backup Converter* gravou um novo conjunto de falhas listadas a seguir:

- *Right Low Oil Pressure Trip*, gravada às 02h53min56s (UTC);
- *Left TBB Commanded Closed but Sensed Open*, gravada às 02h53min57s (UTC);
- *Left CCB Commanded Open but Sensed Closed*, gravada às 02h53min57s (UTC);
- *Right TBB Commanded Closed but Sensed Open*, gravada às 02h53min57s (UTC);
- e
- *Right CCB Commanded Open but Sensed Closed*, gravada às 02h53min57s (UTC).

No momento da gravação desse conjunto de mensagens, observou-se uma modificação do estado do conector, ocorrendo o contato entre os pinos 8 e 9 do PMG e o pino 2 do circuito de monitoramento do nível de óleo (Figura 40).

INTENCIONALMENTE EM BRANCO

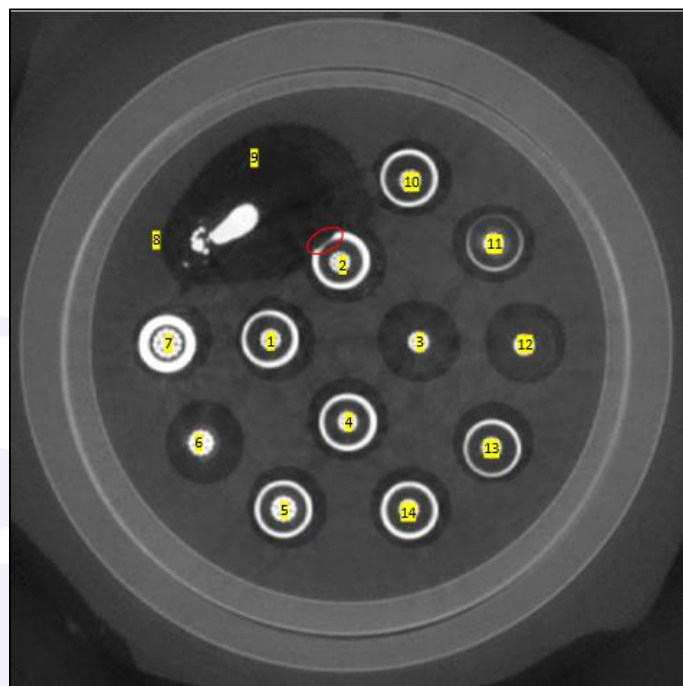


Figura 40 - Evidências de contato entre os pinos 8 e 9 do PMG e o pino 2 do circuito de monitoramento de óleo.

A mensagem *Right Low Oil Pressure Trip* pode ser associada à corrente originada do curto circuito entre os pinos 8, 9 e 2. O caminho da corrente neste segundo curto foi condizente com os danos encontrados nos componentes FB30 e U15 do *Backup Converter* (Figura 41).

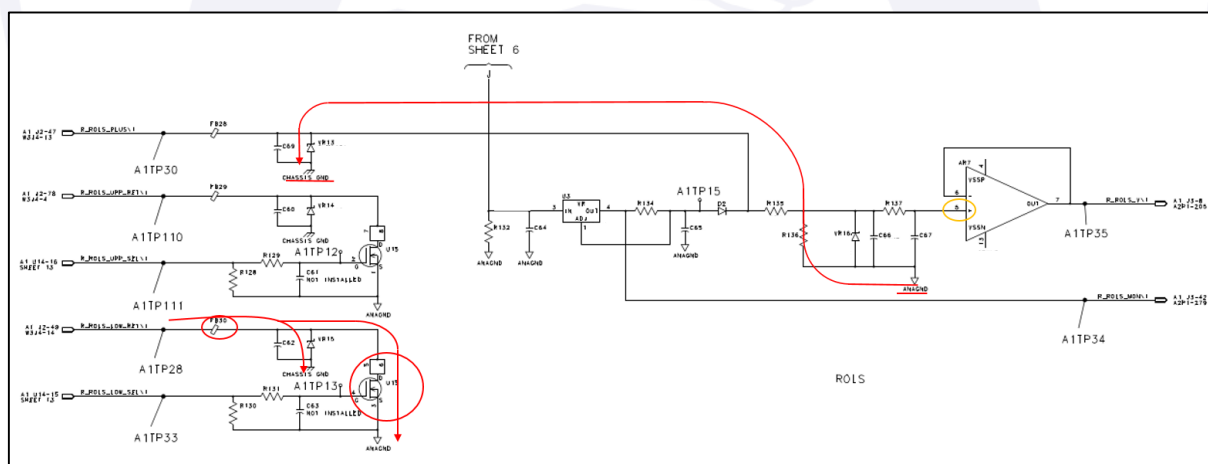


Figura 41 - Possível caminho da corrente do curto no conector relacionado com a mensagem *Right Low Oil Pressure*. Adaptado do CMM do *Backup Converter*.

Dessa forma, de modo semelhante ao primeiro conjunto de mensagens, a capacidade do ANAGND teria sido ultrapassada permitindo uma fuga de corrente no circuito de monitoramento do nível de óleo do lado direito e, logo em seguida, no circuito de detecção da posição dos contactores (Figura 42).

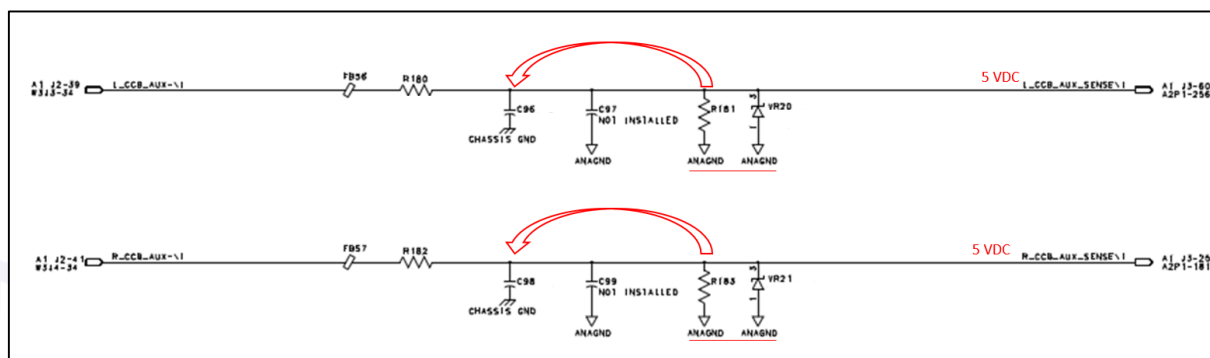


Figura 42 - Possível caminho da corrente do curto circuito do conector afetando o circuito de monitoramento da posição dos contactores. Adaptado do CMM do *Backup Converter*.

No momento da gravação *Right Low Oil Pressure Trip*, a configuração dos contactores para alimentação do sistema elétrico da aeronave era: TBB fechados e CCB abertos.

A fuga de corrente, por meio do ANAGND, no circuito de monitoramento da posição dos contactores fez com que o *Backup Converter* identificasse as posições dos TBB e CCB de maneira distinta de suas efetivas posições, gerando quatro mensagens gravadas, simultaneamente, às 02h53min57s.

A ocorrência das quatro falhas pode ter ocasionado uma desconfiguração do sistema elétrico da aeronave. Essa situação teria se mantido até o corte dos motores, uma vez que a posição dos contactores permaneceria travada após a ocorrência de qualquer falha de monitoramento.

Outra possibilidade seria que, conforme a lógica de proteção do *Backup Converter*, devido à mensagem *CCB Commanded Open but Sensed Closed* ou devido à mensagem *TBB Commanded Closed but Sensed Open*, o *Backup Converter* comandaria os TBB para a posição aberta e os CCB para a posição fechada.

Contudo, mesmo os CCB estando na posição fechada, os *Backup Generators* não estariam disponíveis para o fornecimento de energia elétrica. O fato de já terem ocorrido mensagens relativas ao sistema *Backup* de geração de energia elétrica, gerando a falha *ELEC BACKUP SYS*, fez com que os *Backup Generators* (direito e esquerdo) não estivessem disponíveis para a alimentação do sistema elétrico da aeronave.

Dessa forma, as fontes de energia primária (IDG) e secundária (*Backup Generators*) não estavam disponíveis para a alimentação elétrica da aeronave devidos aos sucessivos curtos ocorridos no conector.

Após alguns segundos, sem ação da tripulação, o PFD e o ND do PF e do PM foram restaurados. As telas do EICAS voltaram, aproximadamente, trinta segundos depois. Isso pode ser atribuído à utilização da bateria da aeronave.

A tripulação realizou o acionamento da APU na tentativa de ter uma fonte provendo energia para os sistemas da aeronave, contudo, a ação não alterou a condição de alimentação, uma vez que os TBB estavam abertos.

Isto posto, é possível concluir que os barramentos de transferência não estavam sendo alimentados eletricamente e, conseqüentemente, houve o acionamento da RAT.

Mesmo após a aeronave passar a utilizar o sistema de *Standby*, o volume de mensagens de falhas que apareciam no EICAS atrapalhava o entendimento total do que estava acontecendo, por parte dos tripulantes, pois constantemente ocorria o aparecimento de novos avisos e com prioridade sobre as anteriores.

Essa dinâmica pode ter dificultado a identificação, por parte dos pilotos, de como estava sendo distribuída a alimentação elétrica da aeronave, uma vez que foi tentado alijar

combustível para evitar o pouso com sobrepeso (*Overweight Landing*) mesmo que isso não fosse possível, pois as bombas de alijamento eram alimentadas pelo barramento principal DC do respectivo lado que não recebia energia na configuração de alimentação *Standby*.

A despeito da dificuldade de identificar corretamente como estava sendo realizada a alimentação elétrica da aeronave, por meio das comunicações e gravações que a Comissão de Investigação teve acesso, ficou claro que todos os recursos disponíveis para os tripulantes foram utilizados e que as tarefas foram divididas de maneira a não gerar sobrecarga de trabalho para os ocupantes da cabine.

Também foi possível depreender, com base nos dados levantados, que, apesar de vivenciarem uma situação em voo inédita a todos, não houve alteração do estado emocional dos tripulantes a ponto de interferir no desempenho operacional.

A boa interação mantida por eles favoreceu tanto a manutenção dos ânimos na cabine como a avaliação da situação para a tomada de decisões seguras e necessárias, considerando o cenário enfrentado.

O pouso com excesso de peso gerou superaquecimento do conjunto de freios, ocasionando o esvaziamento dos pneus pelos fusíveis térmicos e um princípio de fogo, que foi combatido pelos bombeiros do aeródromo.

Após a parada total da aeronave, a tripulação realizou o corte dos motores interrompendo, dessa forma, o funcionamento dos PMG. Nesse momento, teria ocorrido a interrupção do fornecimento de energia ao *Backup Converter*. Assim, os contactores voltaram para as suas posições não energizadas, ou seja, TBB fechados e CCB abertos.

Com isso, a aeronave passou a ser alimentada pela APU (por meio dos TBB) que havia sido ligada, após a perda da alimentação pelo modo principal e de *backup*, e mantida nessa condição durante todo o restante do voo.

A reconfiguração dos contactores e, conseqüentemente, o restabelecimento da alimentação elétrica da aeronave por meio da APU permitiu que a tripulação passasse a monitorar, da cabine, a ação dos bombeiros e a situação dos trens de pouso por intermédio do *display* do *cockpit* que transmitia as imagens dos trens de pouso.

As comunicações entre a tripulação e a TWR-CF denotaram dificuldade de entendimento, por parte dos controladores da TWR do aeródromo, da diferença entre os termos evacuação e desembarque, o que acabou sendo confirmado nas entrevistas.

As comunicações indicaram que os dois termos foram utilizados de forma sinônima, levando a tripulação a realizar diversos questionamentos entre a necessidade de comandar a evacuação de emergência ou aguardar para um desembarque utilizando as escadas.

Adicionalmente, o congestionamento da fonia nas comunicações das equipes de emergências do aeroporto dificultou a obtenção das informações solicitadas pela aeronave, por parte da TWR-CF, particularmente em relação à necessidade de realizar a evacuação ou desembarque, uma vez que não havia comunicação direta entre a aeronave e as equipes de bombeiros.

Com base nas informações disponíveis nas câmeras da aeronave e por perceberem que as comunicações relativas à necessidade da evacuação de emergência não eram condizentes com as imagens que recebiam, a tripulação considerou mais seguro e optou por não comandar a evacuação. Eles consideraram que a utilização desnecessária das escorregadeiras representaria um risco adicional aos ocupantes da aeronave.

As ações e procedimentos previstos no Plano de Emergência e Plano de Remoção de Aeronave Inoperante (PLEM/PRAI) de SBCF, última revisão em 09JUL2018, PLN-SAE-001, estavam válidos e corretos, contudo, no quesito fluxo de comunicações foi identificada a necessidade de aperfeiçoamento.

O desembarque foi realizado por meio de uma escada convencional, que foi posicionada na porta traseira esquerda da aeronave, e nenhum ocupante sofreu lesões durante o abandono.

De acordo com as pesquisas realizadas, foi possível descartar que a origem do curto circuito tenha decorrido do seu processo de fabricação, uma vez que o espaço temporal entre a ocorrência e a fabricação da aeronave era de, aproximadamente, 26 mil horas de voo. Tampouco foram encontradas condições ambientais externas ao conector que pudessem ter contribuído para a ocorrência do curto.

Adicionalmente, não foram encontradas evidências no *Backup Generator* que poderiam ser associadas à origem do curto circuito, sendo o desbalanceamento das fases do PMG e os danos observados no seu estator relacionados às consequências das falhas no conector.

A região do conector foi verificada em uma inspeção programada (*check* de 2.250 dias) da aeronave ocorrida entre os dias 13MAIO2018 e 10JUN2018. Contudo, a tarefa de manutenção executada não previa a abertura nem a manipulação do conector D7232.

No dia 12JUL2018, aproximadamente um mês após a inspeção programada, foi realizada uma intervenção de manutenção motivada pela mensagem de falha "*Backup Gen Remote Oil Level Sense/Low Oil Pres Circuit (R) is failed*".

A tarefa de manutenção foi realizada de acordo com o manual FIM 24-25-00-810-804 e previa a verificação dos sensores de nível de óleo do *Backup Generator*, a medição da resistência da cablagem dos pinos 1, 2 e 4 que passavam pelo conector D7232 e, por fim, a substituição do *Backup Converter*.

Dessa forma, a substituição do *Backup Converter* (removido o BUC SN 2238 e instalado o BUC SN 2246) indicava que a resistência dos pinos 1, 2 e 4 estava dentro dos valores esperados e, como não era requerida a medição dos outros pinos, não havia indicação de uma possível falha do conector que pudesse resultar no curto.

No dia 18DEZ2018, foi realizada uma nova substituição do *Backup Converter* (removido o BUC SN 2246 e instalado o BUC SN 2238), dessa vez motivada pela falha *Elec Backup Gen R*; sendo realizada a tarefa de pesquisa de pane relacionada ao FIM 24-25-09-00-810-802.

Durante a primeira etapa da pesquisa de pane, após a substituição do *Backup Converter*, a aeronave foi considerada pronta para o retorno ao serviço. Isto posto, não era requerido dar continuidade à pesquisa de pane, não sendo realizada a verificação de diversos pinos da cablagem entre o *Backup Converter* e o *Backup Generator*, dentre eles os pinos do PMG.

Após a instalação do *Backup Converter* SN 2238, a aeronave realizou dois voos entre as cidades de São Paulo e Miami, totalizando, aproximadamente, 15 horas de voo e 2 ciclos, sem registros de novas falhas. O voo seguinte, no dia 20DEZ2018, foi aquele em que ocorreram as falhas relativas ao incidente em tela.

Dessa forma, não obstante os exames, testes e pesquisas realizados, não foi possível identificar a origem do curto circuito no conector, uma vez que não foram identificados: material estranho no seu interior; fatores ambientais que pudessem ter contribuído para o curto circuito; ou procedimentos de manutenção que pudessem ser associados a uma manipulação incorreta do conjunto da cablagem e do conector.

3. CONCLUSÕES.

3.1. Fatos.

- a) os pilotos estavam com os Certificados Médicos Aeronáuticos (CMA) válidos;

- b) os comandantes estavam com as habilitações de aeronave tipo B777 (que incluía o modelo 777-32WER), Piloto de Linha Aérea - Avião (PLA) e Voo por Instrumentos - Avião (IFRA) válidas;
- c) os copilotos estavam com as habilitações de aeronave tipo B777 (que incluía o modelo 777-32WER), Piloto Comercial - Avião (PCM) e Voo por Instrumentos - Avião (IFRA) válidas;
- d) os pilotos estavam qualificados e possuíam experiência no tipo de voo;
- e) a aeronave estava com o Certificado de Aeronavegabilidade (CA) válido;
- f) a aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento para executar o voo até o destino (EGLL);
- g) os registros técnicos de manutenção estavam com as escriturações atualizadas;
- h) o operador seguia o Programa de Manutenção do Operador, revisão 17 de 04NOV2016, aprovado pela Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC);
- i) a área do conector danificado foi inspecionada em um *check* de 2.250 dias realizado entre os dias de 13MAIO2018 e 10JUN2018;
- j) o *Backup Converter* AAA4002238 foi removido em 12JUL2018, após o registro da mensagem de falha *Without oil indication of the BUG RH*;
- k) o *Backup Converter* AAA4002246 foi instalado em 12JUL2018, após o registro da mensagem de falha *Without oil indication of the BUG RH*;
- l) o *Backup Converter* AAA4002238 foi considerado reparado em 27AGO2018;
- m) o *Backup Converter* AAA4002246 foi removido em 18DEZ2018, após o registro da mensagem de falha *Elec Backup Gen R*;
- n) o *Backup Converter* AAA4002238 foi instalado em 18DEZ2018, após o registro da mensagem de falha *Elec Backup Gen R*;
- o) as condições meteorológicas eram propícias à realização do voo;
- p) às 02h42min10s (UTC), foram registradas três mensagens de falha relacionadas ao Sistema Elétrico *Backup*. As mensagens foram exibidas para a tripulação como *ELEC BACKUP SYS*;
- q) a tripulação realizou os procedimentos do *checklist ELEC BACKUP SYS*. Devido a essas ações, foram geradas outras duas mensagens de falha;
- r) por volta de onze minutos após as primeiras mensagens relacionadas ao Sistema Elétrico *Backup*, foram registradas outras cinco mensagens de falha pela NVM do *Backup Converter*;
- s) aproximadamente às 02h53min (UTC), houve falha do Sistema Elétrico Principal e de *Backup*, ocorrendo a desenergização de várias funções da aeronave;
- t) o PF e o PM perderam as informações dos dois PFD, dos dois ND, dos dois EICAS e dos dois EFB;
- u) ocorreu a desconexão do piloto automático;
- v) ocorreu a perda do diretor de voo e da função *autothrottle*;
- w) após alguns segundos, os PFD e os ND foram restaurados;
- x) as telas do EICAS foram restauradas, aproximadamente, trinta segundos depois dos PFD e dos ND;
- y) a tripulação acionou a APU;

- z) a tela *Synoptic* do sistema elétrico exibia os *Integrated Drive Generators* (IDG) esquerdo e direito, o gerador de APU e o *Backup Generator* (BUG) esquerdo com energia disponível;
- aa) a tela *Synoptic* do Sistema Elétrico exibia um “X” âmbar para o *Backup Generator* direito, indicando que ele estava indisponível como fonte de energia;
- bb) ocorreu a mensagem de *RAT DEPLOYED*;
- cc) às 02h56min16s (UTC) a tripulação declarou emergência;
- dd) a aeronave estava acima do limite de peso para executar o pouso em SBCF;
- ee) a tripulação manteve contato rádio com os órgãos de controle;
- ff) não houve anormalidade técnica de equipamentos de comunicação que impedissem ou dificultassem a transmissão e o entendimento das mensagens;
- gg) a aeronave parou dentro dos limites da pista;
- hh) ocorreu o superaquecimento dos freios com início de fogo;
- ii) a Seção Contra Incêndio (SCI) de SBCF realizou o combate ao fogo, que foi controlado em 4 minutos;
- jj) a tripulação visualizou que a condição de fogo nos trens de pouso estava controlada durante o combate pela SCI;
- kk) a tripulação considerou que não havia necessidade de comandar evacuação da aeronave pelas portas de emergência e escorregadeiras;
- ll) as comunicações entre a aeronave e as equipes de emergências foi realizada em ponte de comunicação pela TWR-CF;
- mm) os termos evacuação e desembarque foram utilizados como sinônimos pela TWR-CF;
- nn) as trocas de mensagem entre a TWR-CF e as equipes de emergência se deram em um único canal de comunicação;
- oo) o desembarque foi realizado por meio de uma escada convencional posicionada na porta traseira esquerda da aeronave;
- pp) a aeronave teve danos leves; e
- qq) todos os ocupantes saíram ilesos.

3.2. Fatores contribuintes.

- Projeto - indeterminado.

A desconfiguração dos TBB e CBB, independentemente de ter sido ocasionada pelas falhas do circuito de monitoramento da posição dos contactores ou devido a uma combinação dessas com falhas anteriores do circuito de monitoramento do nível de óleo, fez com que os Sistemas Elétricos Principais e de *Backup* ficassem impossibilitados de alimentar a aeronave, mesmo havendo geração de energia.

Muito embora não tenha sido possível determinar como iniciou-se o curto circuito no conector ou mesmo indicar a dinâmica da desconfiguração dos CBB e TBB, é fato que a falha gerou uma série de reconfigurações do sistema fora de projeto, fazendo com que não ocorresse a alimentação dos Sistemas Elétricos Principal e de *Backup*, apesar de haver geração de energia.

A perda do Sistema Principal e de *Backup*, devido à ocorrência do curto circuito em um conector e seus desdobramentos, causando uma desconfiguração dos contactores TBB

e CCB, ao ponto de ter seu risco avaliado como Classe II, Perigoso (*Hazardous*), com base na exposição à próxima falha considerada crítica, que seria a perda da RAT, poderia indicar uma fragilidade do projeto do sistema elétrico da aeronave.

4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA

Proposta de uma autoridade de investigação de acidentes com base em informações derivadas de uma investigação, feita com a intenção de prevenir ocorrências aeronáuticas e que em nenhum caso tem como objetivo criar uma presunção de culpa ou responsabilidade. Além das recomendações de segurança decorrentes de investigações de ocorrências aeronáuticas, recomendações de segurança podem resultar de diversas fontes, incluindo atividades de prevenção.

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

Recomendações emitidas no ato da publicação deste relatório.

Ao Departamento de Controle do Espaço Aéreo (DECEA), recomenda-se:

IG-190/CENIPA/2018 - 01

Emitida em: 08/07/2021

Atuar junto aos órgãos ATC, no sentido de assegurar que seus controladores tenham o correto entendimento sobre a diferença entre um procedimento de desembarque e uma evacuação de aeronaves.

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

IG-190/CENIPA/2018 - 02

Emitida em: 08/07/2021

Avaliar a necessidade e a pertinência de ajustes regulatórios que determinem a obrigatoriedade de que equipes de salvamento e contra incêndio possuam comunicação VHF direta com as aeronaves envolvidas em emergências no aeródromo.

IG-190/CENIPA/2018 - 03

Emitida em: 08/07/2021

Atuar junto à empresa BH Airport S.A. no sentido de avaliar a possibilidade de aperfeiçoamento do PLEM/PRAI do Aeródromo de SBCF, no tocante ao fluxo de comunicações em emergências entre todos os órgãos, a fim de aprimorar as comunicações em situações de engajamento das equipes SESCINC.

IG-190/CENIPA/2018 - 04

Emitida em: 08/07/2021

Atuar em parceria com a *Boeing Company* para certificar-se de que, considerando os eventos observados no incidente grave em tela e o nível de risco avaliado como Classe II, a probabilidade de ocorrência dessa falha tenha se mantido menor que 1×10^{-7} (uma falha em 10 milhões de horas de voo).

À Federal Aviation Administration (FAA), recomenda-se:

IG-190/CENIPA/2018 - 05

Emitida em: 08/07/2021

Atuar em parceria com a *Boeing Company* para certificar-se de que, considerando os eventos observados no incidente grave em tela e o nível de risco avaliado como Classe II, a probabilidade de ocorrência dessa falha tenha se mantido menor que 1×10^{-7} (uma falha em 10 milhões de horas de voo).

5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.

Não houve.

Em, 08 de julho de 2021.



ANEXO A – COMENTÁRIOS DOS ESTADOS PARTICIPANTES DA INVESTIGAÇÃO

Em cumprimento ao disposto no Capítulo 6, item 6.3, do Anexo 13 à Convenção de Aviação Civil Internacional, foi dada a oportunidade aos Estados que tomaram parte nesta investigação de oferecerem seus comentários prévios acerca do conteúdo deste Relatório Final.

Por meio do *National Transportation Safety Board*, os Estados Unidos da América encaminharam o documento 66-CB-H220-ASI-19210, contendo comentários da *Boeing Company*, fabricante da aeronave.

Todos os comentários julgados pertinentes foram inseridos no corpo deste relatório. A seguir, está transcrito o comentário que foi incorporado parcialmente.

COMENTÁRIO 15

Texto a ser corrigido (Capítulo 1, Página 39, Linhas 41-44)

A Comissão de Investigação não teve acesso a esse documento devido às políticas de exportação do Estado de Projeto da aeronave.

Texto proposto pelo NTSB

O CENIPA não teve acesso a esse documento devido às políticas de exportação do Estado de Projeto da aeronave. De acordo com as diretrizes do Anexo 13 da ICAO, o documento foi revisado pelo *National Transportation Safety Board*.

Parecer do CENIPA

Incorporado parcialmente.

Argumentação do CENIPA

O texto foi alterado com o objetivo de torná-lo mais claro.