

COMANDO DA AERONÁUTICA
CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE
ACIDENTES AERONÁUTICOS



RELATÓRIO FINAL
A-053/CENIPA/2017

OCORRÊNCIA:	ACIDENTE
AERONAVE:	PR-TTH
MODELO:	ATR-42-500
DATA:	21MAR2017



ADVERTÊNCIA

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

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

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

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

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

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

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

SINOPSE

O presente Relatório Final refere-se ao acidente com a aeronave PR-TTH, modelo ATR-42-500, ocorrido em 21MAR2017, classificado como “[LOC-G] Perda de controle no solo” e “[RE] Excursão de pista”.

Durante o pouso, após o toque, a aeronave apresentou assimetria no regime de reverso, ocasionando a sua saída pela lateral esquerda da pista.

A aeronave teve danos substanciais.

Todos os ocupantes saíram ilesos.

Houve a designação de Representante Acreditado do *Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile* (BEA) - França, Estado de projeto/fabricação da aeronave e do *Transportation Safety Board* (TSB) - Canadá, Estado de projeto/fabricação dos motores.



ÍNDICE

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS	5
1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.....	7
1.1. Histórico do voo.....	7
1.2. Lesões às pessoas.....	7
1.3. Danos à aeronave.	8
1.4. Outros danos.....	8
1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.....	8
1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.....	8
1.5.2. Formação.....	8
1.5.3. Categorias das licenças e validade dos certificados e habilitações.....	8
1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.....	8
1.5.5. Validade da inspeção de saúde.....	8
1.6. Informações acerca da aeronave.....	8
1.7. Informações meteorológicas.....	19
1.8. Auxílios à navegação.....	19
1.9. Comunicações.....	19
1.10. Informações acerca do aeródromo.....	20
1.11. Gravadores de voo.....	20
1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.....	24
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.....	27
1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.....	33
1.18. Informações operacionais.....	33
1.19. Informações adicionais.....	36
1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.....	37
2. ANÁLISE.....	37
3. CONCLUSÕES.....	41
3.1. Fatos.....	41
3.2. Fatores contribuintes.....	42
4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA	42
5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.....	43

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS

AFA	Academia da Força Aérea
AFM	<i>Aircraft Flight Manual</i> - Manual de Voo de Aeronave
AGL	<i>Above Ground Level</i> - Acima do Nível do Solo
ALT	Altitude
AMM	<i>Aircraft Maintenance Manual</i> - Manual de Manutenção de Aeronave
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
AP	<i>Autopilot</i> - Piloto Automático
BEA	<i>Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile</i>
CA	Certificado de Aeronavegabilidade
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CMA	Certificado Médico Aeronáutico
CVR	<i>Cockpit Voice Recorder</i> - Gravador de Voz da Cabine
CRZ	<i>Cruise</i> - Cruzeiro
DECEA	Departamento de Controle do Espaço Aéreo
DH	<i>Decision height</i> - Altura de decisão
EEC	<i>Electronic Engine Controls</i> - Controle Eletrônico do Motor
EHV	<i>Electro-Hydraulic Servo Valve</i> - servoválvula eletro-hidráulica
FCOM	<i>Flight Crew Operating Manual</i> - Manual de Operação de Tripulação de Voo
FDR	<i>Flight Data Recorder</i> - Gravador de Dados de Voo
FI	<i>Flight Idle</i> - reduzido em voo
FTR	<i>Feather</i> - bandeira
GI	<i>Ground Idle</i> - reduzido em solo
HDG SEL	<i>Heading Select</i> - Seleção de Rumo
HMU	<i>Hydro-Mechanical Unit</i> - Unidade hidromecânica
IFR	<i>Instrument Flight Rules</i> - Regras de Voo por Instrumentos
IFRA	Habilitação de Voo por Instrumentos - Avião
IMC	<i>Instrument Meteorological Conditions</i> - Condições de Voo por Instrumentos
LABDATA	Laboratório de Leitura e Análise de Dados de Gravadores de Voo
MAX PWR	<i>Maximum Power</i> - Potência Máxima
MDA	<i>Minimum Descent Altitude</i> - Altitude Mínima de Descida
METAR	<i>Meteorological Aerodrome Report</i> - Reporte Meteorológico de Aeródromo
NDB	<i>Non-Directional Beacon</i> - Radiofarol Não Direcional
NVM	<i>Non Volatile Memory</i> - Memória Não Volátil
OVRD	<i>Override</i> - Sobrepujamento

PAPI	<i>Precision Approach Path Indicator</i> - Indicador de trajetória de aproximação de Precisão
PEC	<i>Propeller Eletronic Control</i> - Controle eletrônico de hélice
PF	<i>Pilot Flying</i> - Piloto que opera
PIC	Pilot in Command - <i>Piloto em Comando</i>
PLA	Licença de Piloto de Linha Aérea - Avião
PLANG	<i>Power Lever Angle</i> - Ângulo do manete de potência
PM	<i>Pilot monitoring</i> - piloto que monitora
PN	<i>Part Number</i> - Número de Peça
PPR	Licença de Piloto Privado - Avião
PSO-BR	Programa Brasileiro para a Segurança Operacional da Aviação Civil
PVM	<i>Propeller Valve Module</i> - Módulo da válvula de hélice
PWR MGT	<i>Power Management</i> - Gerenciamento de potência
QAR	<i>Quick Access Recorder</i> - Gravador de Acesso Rápido
QRH	<i>Quick Reference Handbook</i> - Manual reduzido de referência da aeronave
RBAC	Regulamento Brasileiro da Aviação Civil
REV	<i>Reverse</i> - Reverso
RPM	Rotações por minuto
RVDT	<i>Rotary Variable Differential Transducer</i> - Transdutor diferencial variável rotativo
SBEG	Designativo de localidade - Aeródromo Internacional Eduardo Gomes, Manaus, AM
SBUY	Designativo de localidade - Aeródromo Urucu, Coari, AM
SIC	<i>Second in Command</i> - Segundo em Comando
SIPAER	Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SLPS	<i>Secondary Low Pitch Stop</i> - Interrupção secundária de baixo ângulo
SN	<i>Serial Number</i> - Número de Série
<i>Fuel</i> SO	<i>Fuel Shut Off</i> - Corte de combustível
TO	<i>Take Off</i> - Decolagem
TPR	Categoria de Registro de Aeronave de Transporte Aéreo Público Regular
TSB	<i>Transportation Safety Board</i>
TWR	<i>Aerodrome control tower or aerodrome control</i> - Torre de controle de aeródromo ou controle de aeródromo
UTC	<i>Universal Time Coordinated</i> - Tempo Universal Coordenado
VDC	<i>Voltage Direct Current</i> - Voltagem corrente contínua
VFR	<i>Visual Flight Rules</i> - Regras de Voo Visual
VMC	<i>Visual Meteorological Conditions</i> - Condições de Voo Visual
VS	<i>Vertical Speed</i> - Velocidade vertical
WOW	<i>Weight On Wheels</i> - Peso sobre as Rodas

1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.

Aeronave	Modelo: ATR-42-500 Matrícula: PR-TTH Fabricante: GIE Avions de Transport Régional	Operador: Total Linha Aéreas S.A.
Ocorrência	Data/hora: 21MAR2017 - 01:25 (UTC) Local: Aeródromo Urucu (SBUY) Lat. 04°52'59"S Long. 065°21'21"W Município - UF: Coari - AM	Tipo(s): [LOC-G] Perda de controle no solo e [RE] Excursão de pista Subtipo(s): NIL

1.1. Histórico do voo.

A aeronave decolou do Aeródromo Internacional Eduardo Gomes (SBEG), Manaus, AM, com destino ao Aeródromo Urucu (SBUY), Coari, AM, por volta das 23h55min (UTC) do dia 20MAR2017, a fim de realizar voo de traslado, com dois pilotos e dois comissários a bordo.

Com cerca de uma hora e dez minutos de voo, durante o procedimento de descida, a aeronave apresentou aumento de rotação da hélice do grupo motopropulsor 2 (lado direito). A tripulação executou os procedimentos previstos nos manuais da aeronave e prosseguiu para o destino.

No decorrer do pouso na cabeceira 09 de SBUY, a aeronave apresentou potência assimétrica, no regime de reverso, e saiu pela lateral esquerda da pista a, aproximadamente, 500 m após o ponto do toque, percorrendo cerca de 180 m pela grama.



Figura 1 - Aeronave após a ocorrência.

A aeronave teve danos substanciais e todos os ocupantes saíram ilesos.

1.2. Lesões às pessoas.

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

1.3. Danos à aeronave.

A aeronave teve danos substanciais. As partes mais significativamente afetadas foram: hélice e grupo motopropulsor do lado direito; trens de pouso do nariz e principais e fuselagem, principalmente, na parte inferior das seções dianteiras.

1.4. Outros danos.

Não houve.

1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.

1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.

Horas Voadas		
Discriminação	PIC	SIC
Totais	6.780:00	28.343:00
Totais, nos últimos 30 dias	27:00	41:10
Totais, nas últimas 24 horas	00:00	00:00
Neste tipo de aeronave	2.126:00	2.941:00
Neste tipo, nos últimos 30 dias	27:00	41:10
Neste tipo, nas últimas 24 horas	00:00	00:00

Obs.: os dados relativos às horas voadas foram fornecidos pelo operador.

1.5.2. Formação.

O Piloto em Comando (PIC) concluiu a sua formação na Academia da Força Aérea (AFA), em 1974.

O Segundo em Comando (SIC) realizou o curso de Piloto Privado - Avião (PPR) no Aeroclub do Ceará, CE, em 1965.

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

Os pilotos possuíam a licença de Piloto de Linha Aérea - Avião (PLA) e estavam com as habilitações de aeronave tipo A47 (que incluía o modelo ATR-42-500) e Voo por Instrumentos - Avião (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 506, foi fabricada pela *GIE Avions de Transport Régional*, em 1996, e estava inscrita na Categoria de Registro de Transporte Aéreo Público Regular (TPR).

O Certificado de Aeronavegabilidade (CA) estava válido.

Os registros técnicos de manutenção estavam atualizados.

A aeronave possuía um total de 31.686 horas de voo e 33.979 ciclos.

A última inspeção da aeronave, do tipo "Check 1C", foi realizada em 20JAN2004 pela Total Linhas Aéreas, em Manaus, AM, tendo voado 1.761 horas após a inspeção.

Os motores foram fabricados pela *Pratt & Whitney Company*. Os dados de cada motor instalados na aeronave são mostrados na Figura 2, a seguir:

Motor	Esquerdo (#1)	Direito (#2)
Modelo	PW-127F	PW-127E
<i>Serial Number</i>	EB0041	127204
Ciclos Totais	25.440	31.161
Horas Totais	28.700	29.331
Ciclos após inspeção	402	402
Horas após revisão geral	10.530,2	4.091,6

Figura 2 - Dados dos motores instalados no PR-TTH.

As hélices instaladas foram fabricadas pela *Hamilton Standard Propellers*, possuíam 6 pás cada, diâmetro de 3,93 m, rotação de 1.200 RPM (correspondente a 100% de Np) no sentido horário e variação do ângulo de passo de 78,5° (correspondente ao passo embandeirado) a -19° (correspondente ao ângulo de passo de reverso).

Os dados das hélices encontram-se na Figura 3, a seguir:

Hélice	Esquerda (#1)	Direita (#2)
Modelo	568F-1	568F-1
<i>Serial Number</i>	FR20001053	FR960255
Ciclos Totais	33.574	33.514
Horas Totais	31.253,5	31.190,3
Horas após inspeção	3.120,7	496,1

Figura 3 - Dados das hélices instaladas no PR-TTH.

Sistema de Hélices

As hélices eram do tipo passo variável, controladas hidromecanicamente, variando do passo bandeira até o reverso. Um sistema de sincronização de fase reduzia consideravelmente o nível de ruído na cabine.

O controle do passo das hélices era realizado pela *Condition Lever*, pelo manete de potência e pelo seletor de gerenciador de potência (PWR MGT).

O controle do sistema de hélices podia ser operado por meio de dois modos:

- O modo predominante para as operações de voo era o *Alfa* ou modo governador de velocidade. Uma *Electro-Hydraulic Servo Valve* (EHV - servoválvula eletro-hidráulica) era o dispositivo principal da *Propeller Valve Module* (PVM) que modulava a pressão hidráulica para manter uma rotação constante de hélice pré-selecionada.

O sinal elétrico para a EHV era fornecido pela *Propeller Electronic Control* (PEC), e o *feedback* para controle era fornecido para a PEC pelo conjunto *Rotary Variable Differential Transducer* (RVDT) de ângulo de pá contido na PVM.

- O segundo modo de operação era o modo *Beta*. Nesse modo, era possível o controle variável de rotação para os ângulos de passo em solo e reverso. O ângulo de pá era função da posição do manete de potência.

Se uma falha causasse uma diminuição não desejada do passo da pá em voo e resultasse em um aumento da rotação da hélice, um governador mecânico de sobrevelocidade seria selecionado por uma válvula da PVM, a fim de limitar a rotação da hélice a 102,5% de Np.

No evento de uma falha do sistema hidráulico, contrapesos nas pás da hélice contrapunham as cargas da pá e fixavam um passo ou direcionavam as pás para uma condição *failsafe*.

Ambos os modos de operação das hélices são apresentados detalhadamente na descrição da PEC mais adiante. A localização geral dos componentes do sistema de hélice e cadeia de comando são mostrados na Figura 4.

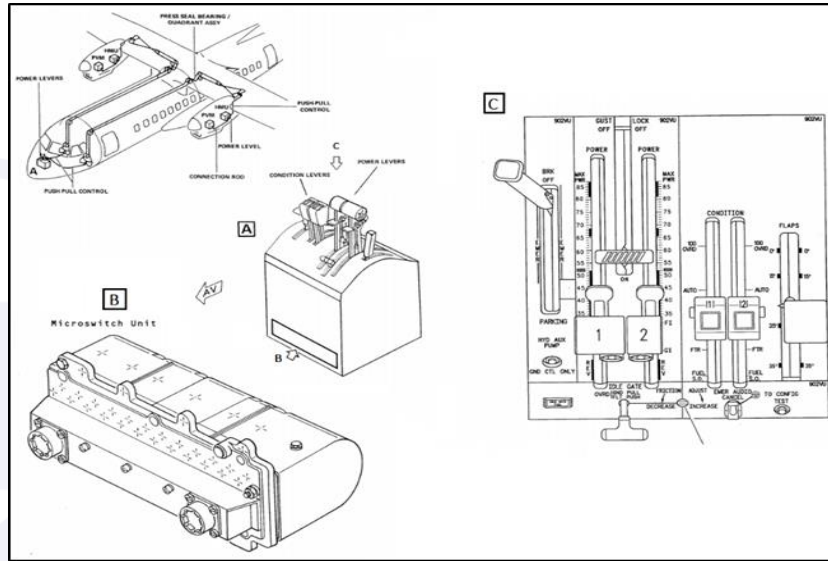


Figura 4 - Localização de parte dos componentes do pedestal central.
 Fonte: Adaptado do Aircraft Maintenance Manual (AMM).

As *Condition Levers* estavam localizadas no pedestal central e suas funções são mostradas na Figura 5.

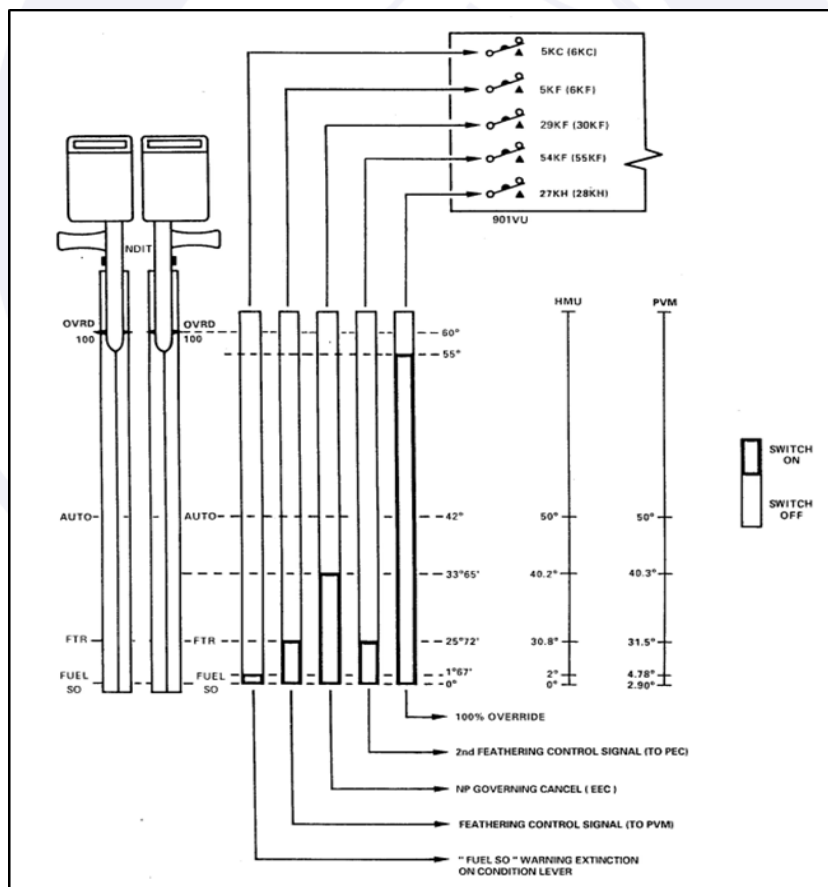


Figura 5 - Posições da *Condition Lever*. Fonte: Adaptado do AMM.

A seguir, consta uma breve descrição das funções representadas na Figura 5:

- 100% *Override* - A rotação da hélice era forçada para 100% de Np, independentemente da posição do seletor PWR MGT. A posição 100% *Override* estava associada com a posição aberta (*off*) das *Microswitches* 27KH do lado direito e 28KH do lado esquerdo;
- *Auto* - A rotação da hélice era controlada automaticamente e mantida entre 82% e 100% de Np, de acordo com as condições de operação. A posição *Auto* estava associada com a posição fechada (*on*) das *Microswitches* 27KH do lado direito e 28KH do lado esquerdo;
- Np *Governing Cancel* - Função relacionada com o embandeiramento das hélices, associada com a posição fechada (*on*) das *Microswitches* 29KF do lado direito e 30KF do lado esquerdo;
- FTR (*Feather*) - Posição de embandeiramento das hélices, associada com a posição fechada (*on*) das *Microswitches* 5KF do lado direito e 6KF do lado esquerdo; e
- *Fuel SO (Fuel Shut Off)* - Posição de corte dos motores, associada com a posição fechada (*on*) das *Microswitches* 5KC do lado direito e 6KC do lado esquerdo.

As *Power Levers* estavam localizadas no pedestal central e controlavam, por meio da *Hydro-Mechanical Unit* (HMU), o fluxo de combustível da posição MAX PWR (Potência Máxima) até a posição REV (*Reverse*). Elas também exerciam as funções relativas ao controle das hélices nas operações de solo (*beta scheduling* e *reverse*) e podiam ser colocadas nas seguintes posições de referência: MAX PWR (*Maximum Power*); TO (*Take Off*); FI (*Flight Idle*); GI (*Ground Idle*); e REV.

As *Microswitches* 3KX do lado direito e 4KX do lado esquerdo relacionavam-se com a proteção de *Low Pitch*. Acima da posição de *Flight Idle*, as *microswitches* permaneciam na posição aberta (*off*) ativando a proteção de *Low Pitch*. Abaixo da posição de *Flight Idle*, as *microswitches* permaneciam na posição fechada (*on*) desativando a proteção de *Low Pitch*.

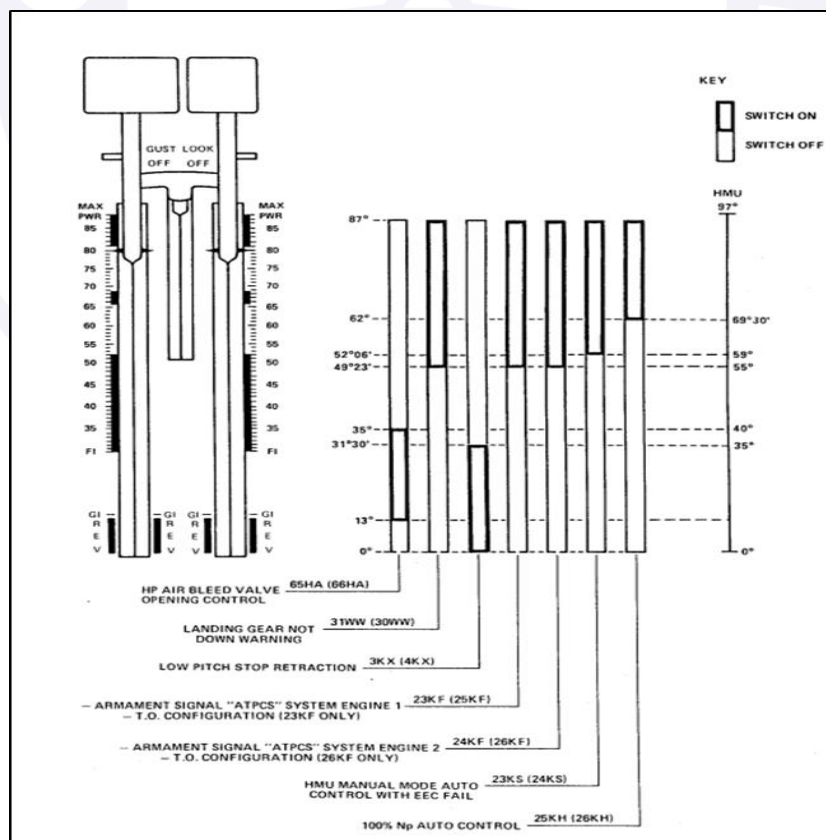


Figura 6 - Posições dos Manetes de Potência. Fonte: Adaptado do AMM.

Em voo, as *Power Levers* dos dois motores eram impedidas fisicamente de serem recuadas para posições abaixo de *Flight Idle* pelo dispositivo chamado *Idle Gate*.

Em solo, o *Idle Gate* recebia sinais dos sensores de aeronave, *Weight on Wheels* (WOW), e permitia que os manetes de potência fossem recuados para as posições abaixo de *Flight Idle* (*Ground Idle* e *Reverse*).

Em caso de falha, o *Idle Gate* podia ser sobrepujado manualmente. Nesta situação, eram exibidas as seguintes mensagens de falha para a tripulação: luz de CAUTION (no painel de instrumentos), luz IDLE GATE CAUTION (no painel múltiplo de alarmes), anunciador IDLE GATE FAIL (no pedestal central), além de um sinal sonoro único de alerta.

A Figura 7 ilustra o funcionamento do dispositivo *Idle Gate*.

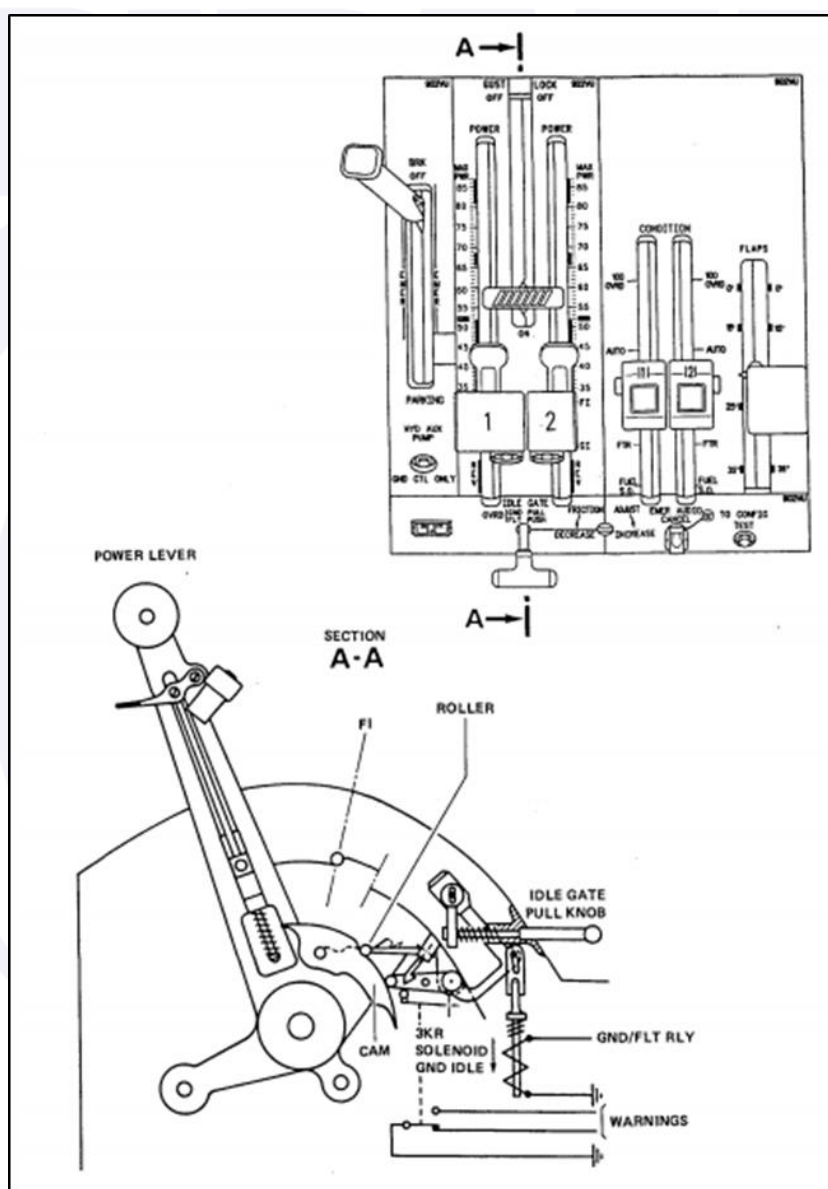


Figura 7 - Localização do *Idle Gate*. Fonte: AMM.

Quando os manetes eram recuados abaixo da posição de *Ground Idle*, na posição reverso, molas atuavam de modo a retornar as *Power Levers* para a posição de *Ground Idle*, caso nenhuma força externa fosse aplicada aos manetes.

A *Microswitch Box* era uma unidade que transmitia as posições dos manetes de potência (*Power Lever*) e do manete de condição (*Condition Lever*) em sinais elétricos para uma série de sistemas da aeronave.

A *Microswitch Box* consistia em uma série de alavancas e guinhóis que, de acordo com a posição dos manetes, fechava o contato das *Microswitches* instaladas dentro dessa unidade.

Os sinais eram enviados para diversos sistemas da aeronave por meio de dois conectores. As Figuras 8 e 9, a seguir, mostram a posição da *Microswitch Box* e o detalhamento do desenho técnico desse componente.

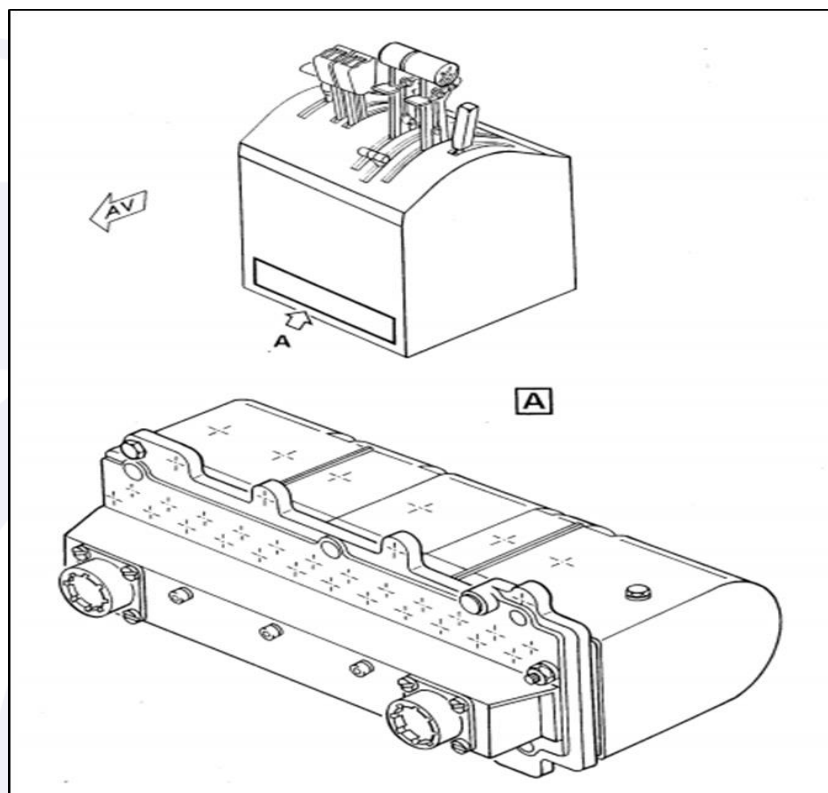


Figura 8 - Posição da *Microswitch Box* no pedestal central. Fonte: AMM.

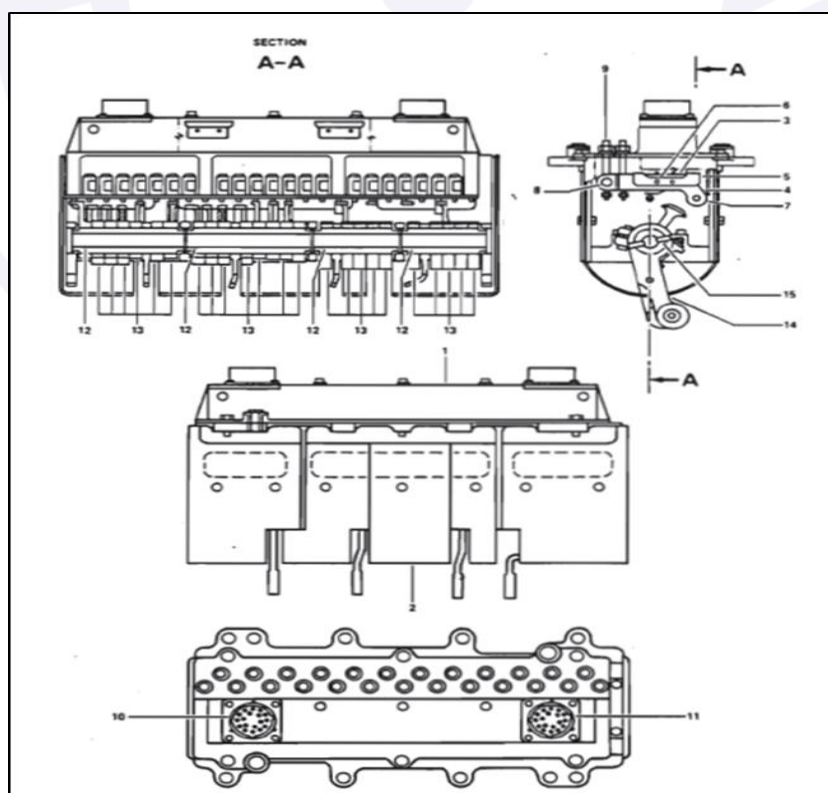


Figura 9 - *Microswitch Box*. Fonte: AMM.

As *Propeller Valve Module* (PVM) eram unidades hidráulico mecânicas, instaladas uma em cada nacele do motor, que recebiam sinais da *Propeller Electronic Control* (PEC), de outros sensores da aeronave e do governador de sobrevelocidade, fornecendo pressão hidráulica para o atuador das hélices e, assim, variando o seu passo.

Os principais elementos da PVM eram: Conjunto de ligação com a hélice, Válvula de Proteção (*Protection Valve*), Solenóide de Embandeiramento (*Feather Solenoid*), Trava Secundária de *Low Pitch* (*Secondary Low Pitch Stop - SLPS*) e Alavancas de Comando (*Input Levers*).

As Figura 11 mostram a PVM e o seu funcionamento de maneira esquemática.

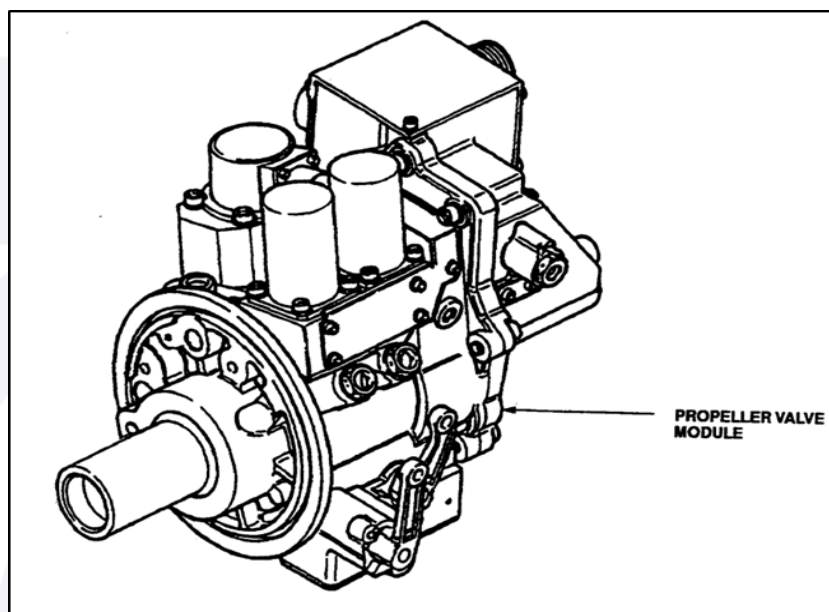


Figura 10 - *Propeller Valve Module* (PVM). Fonte: AMM.

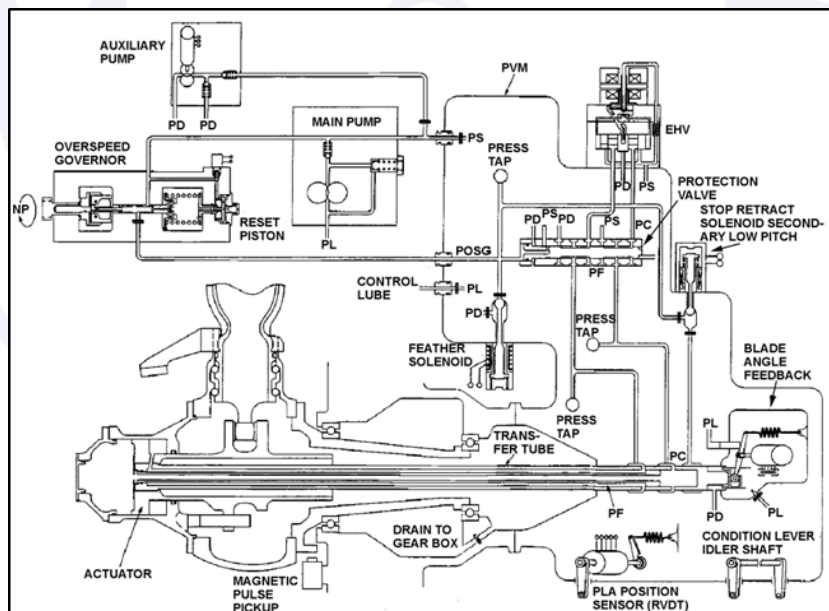


Figura 11 - Desenho esquemático da PVM. Fonte: AMM.

A *Propeller Electronic Control* (PEC) era uma unidade eletrônica instalada na nacele do motor, de canal duplo e com microprocessador. A PEC era responsável pelo controle de rotação das hélices, sincronismo, ângulo beta e reverso, embandeiramento e desembandeiramento.

Dentre as funções da PEC, encontram-se destacadas, abaixo, as de controle de rotação das hélices e a operação em ângulo beta e reverso.

Com relação ao controle de rotação das hélices, a PEC comparava a RPM medida com a rotação prevista, fazendo as correções para erros de diferença de RPM, de taxa de variação do erro de RPM, mudanças do ângulo da *Power Lever* e condição de operação da aeronave (velocidade e altitude).

A *Electronic Engine Control* (EEC) se conectava com a PEC, tornando os dados de motor e da operação da aeronave disponíveis para a PEC realizar os cálculos dos ganhos para o controle.

A PEC fornecia corrente de comando para a EHV da PVM alterar o passo da hélice por meio da pressão de óleo que movimentava o *transfer tube*, conforme mostrado na Figura 11.

Nos casos em que a *Power Lever* era movimentada para uma posição abaixo de *Flight Idle* e o ângulo de passo das hélices não seguia esse comando, a PEC reconhecia uma situação de falha denominada *Reversing Fault* que era gravada na sua Memória Não Volátil (NVM).

Quando ocorria a falha *Reversing Fault* era enviado um sinal denominado *Np Cancel* para a EEC, limitando a rotação das hélices e minimizando os efeitos de uma situação de reverso assimétrico.

Proteção Low Pitch

A lógica de proteção para baixo ângulo de passo de hélice (*Low Pitch*) era dada de acordo com o desenho esquemático mostrado na Figura 12.

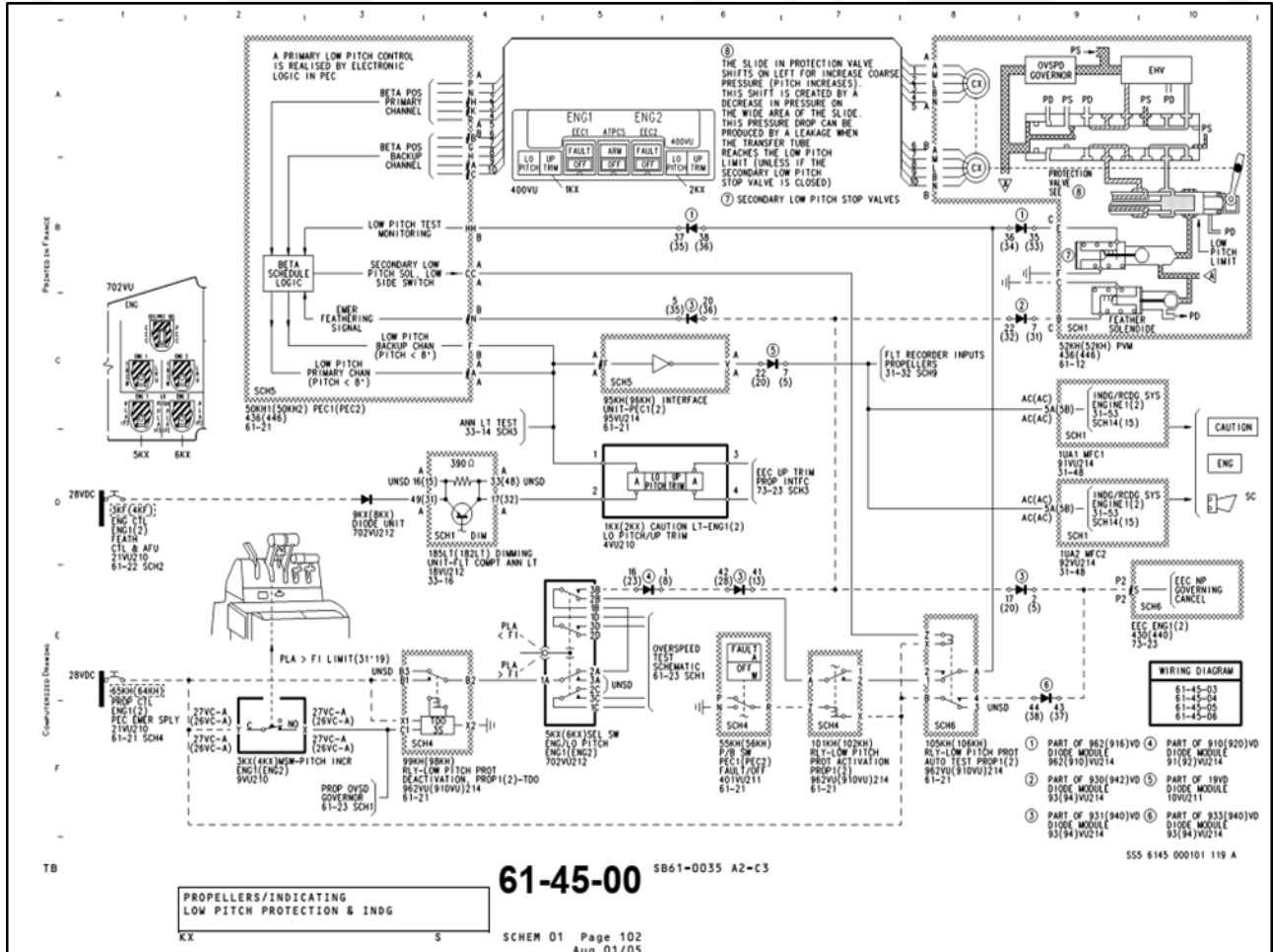


Figura 12 - Desenho esquemático da proteção *Low Pitch*. Fonte: AMM.

Quando as *Power Levers* estavam acima de *Flight Idle*, o SLPS estava desenergizado (condição mostrada na Figura 12). Nessa condição (configuração de voo), o *transfer tube* podia ser movimentado até certo ponto chamado de *Low Pitch Limit*. A partir desse ponto, o SLPS (desenergizado) permitia que o fluido hidráulico fosse desviado. Dessa forma, as hélices estavam protegidas de assumirem uma condição de *Low Pitch*.

Quando os manetes de potência estavam abaixo de *Flight Idle* (configuração de solo), o SLPS era energizado e a proteção de *Low Pitch* era desativada. O Diagrama esquemático da proteção *Low Pitch* foi adaptado para mostrar o percurso da corrente elétrica nesse caso (Figura 13).

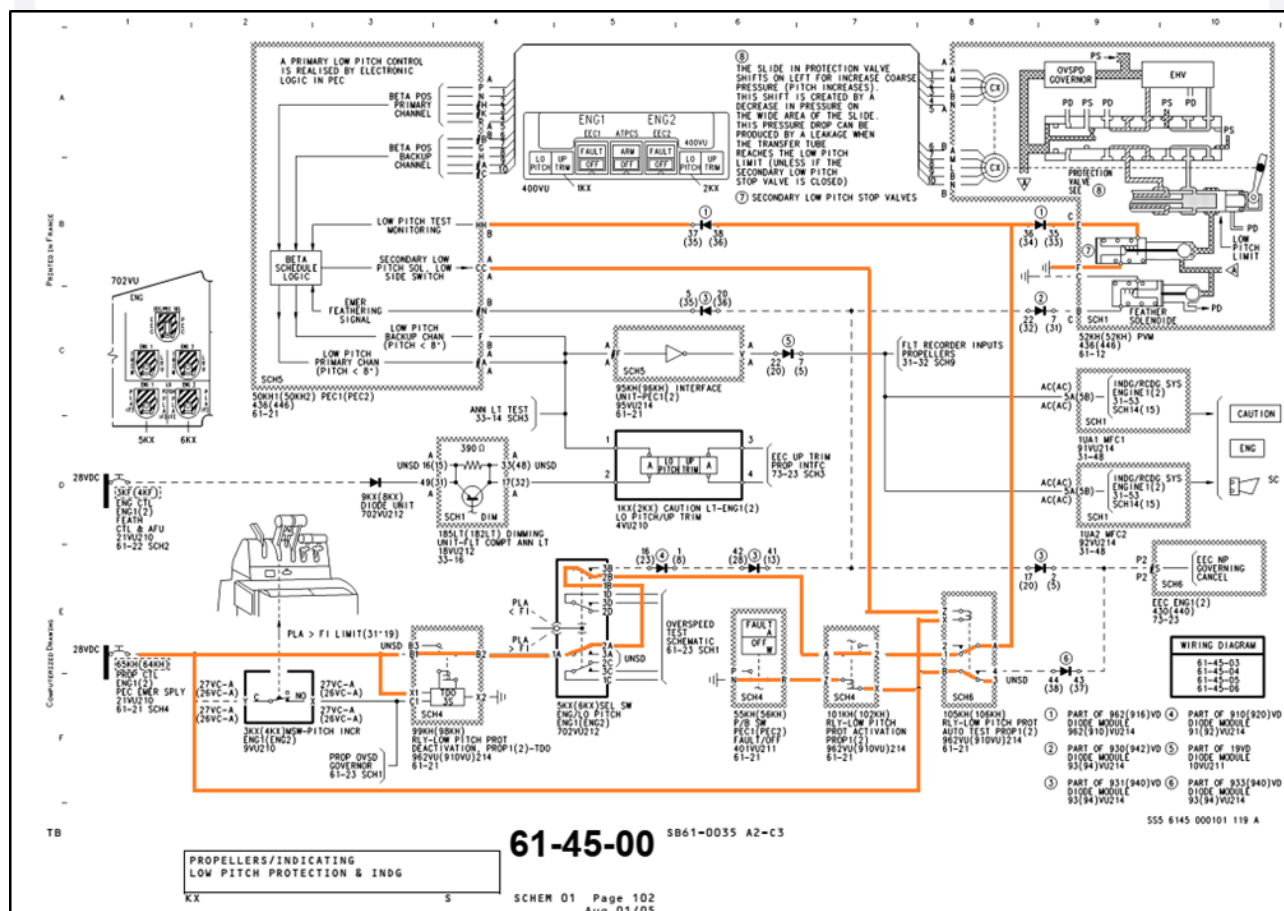


Figura 13 - Desenho esquemático adaptado para mostrar a desativação da proteção *Low Pitch*. Fonte: AMM.

Quanto ao lado direito da aeronave, para a energização do SLPS, o manete de potência deveria ser reduzido para uma posição abaixo de *Flight Idle*. Essa posição era sentida pela *Microswitch* 4KX (localizada dentro da *Microswitch Box*) que fechava o contato elétrico fornecendo tensão de 28V no pino X do conector 26VC.

O pino X do conector 26VC estava ligado à entrada C1 do relé 98KH que fechava o circuito com a saída X2 ligada ao aterramento da aeronave. O solenoide do relé 98KH fechava o contato entre a entrada B1 e a saída B2. O relé 98KH possuía um temporizador de 3 segundos para a desenergização, ou seja, quando o relé estava energizado e o manete de potência passava para uma posição acima de *Flight Idle* havia um atraso de 3 segundos para a mudança da posição do relé.

O relé 6KX era utilizado somente em procedimentos de manutenção em solo e a posição dos seus contatos era modificada manualmente por meio de um *switch*. Esse *switch* era protegido por guarda de segurança que impedia a sua movimentação durante o voo.

Os contatos do relé 56KH eram modificados pelo *push-button* de PEC *fault*. Quando a PEC estava *OFF* o pino P estava ligado ao pino R do relé 56KH e não estava ligado ao aterramento da aeronave. Quando a PEC estava funcionando o pino R se ligava ao pino N do relé 56KH e fornecia o sinal de *ground* para o circuito.

Quando a PEC estava funcionando corretamente, o relé 102KH estava energizado fechando o contato entre os pinos A e 2 do mesmo relé, permitindo a passagem de corrente entre esses dois pinos.

O relé 106KH correspondia a um autoteste realizado pelo sistema quando o motor estava na sequência de desembandeiramento (normalmente associada ao acionamento dos motores) comandado pela PEC. Em condições normais de voo, o pino 1 estava ligado ao pino A do relé 106KH permitindo a passagem de corrente.

Por fim, a tensão de 28V chegava ao pino E do conector C da PVM fornecendo alimentação elétrica para o SLPS desativar a proteção de *Low Pitch*.

A indicação de *Low pitch* era apresentada aos tripulantes no painel mostrado na Figura 14, abaixo, adaptada do *Flight Crew Operating Manual (FCOM)* da Total.

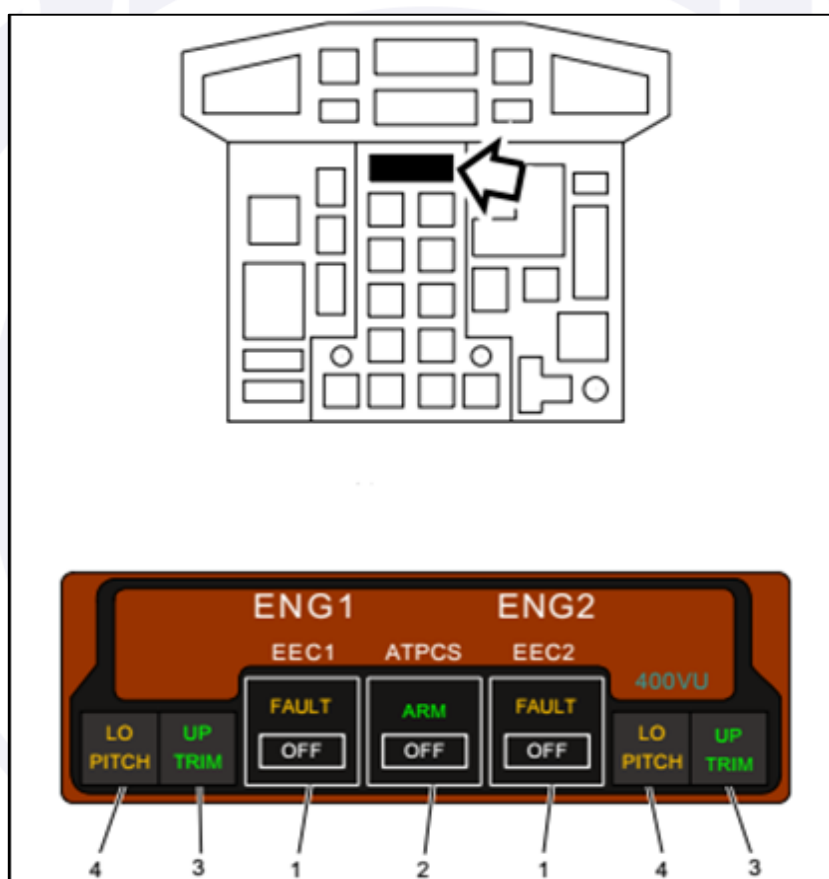


Figura 14 - Posição das luzes de indicação de *Low Pitch* no painel frontal da aeronave. Adaptado do FCOM da Total.

Na condição de pouso com os dois motores operando normalmente, caso as duas luzes de *Low Pitch* fossem verificadas acesas, os manetes poderiam ser recuados para a posição reverso. Caso apenas uma luz de *Low Pitch*, de qualquer um dos lados, fosse verificada acesa, não poderiam ser utilizados os reversos no pouso, e a aeronave deveria ser desacelerada utilizando apenas o sistema de freios.

Comandos de Voo - Profundor

As colunas de controle do profundor operavam o respectivo lado dessa superfície de comando por meio de hastes, alavancas, guinhóis, cabos e reguladores de tensão. Os

comandos do profundor dos dois lados eram interligados por um mecanismo denominado *Pitch Uncoupling Mechanism*, localizado no estabilizador horizontal.

O *Pitch Uncoupling Mechanism* estava instalado entre os dois lados dos últimos guinhóis do profundor. Um dispositivo de ligação conectava o guinhol do lado esquerdo ao guinhol do lado direito por meio de uma mola de torção que os mantinha conectados.

Se as forças externas aplicadas no profundor ou na coluna de controle gerassem um torque contrário no mecanismo haveria a desconexão do acoplamento dos dois eixos.

A Figura 15 mostra o *Pitch Uncoupling Mechanism*.

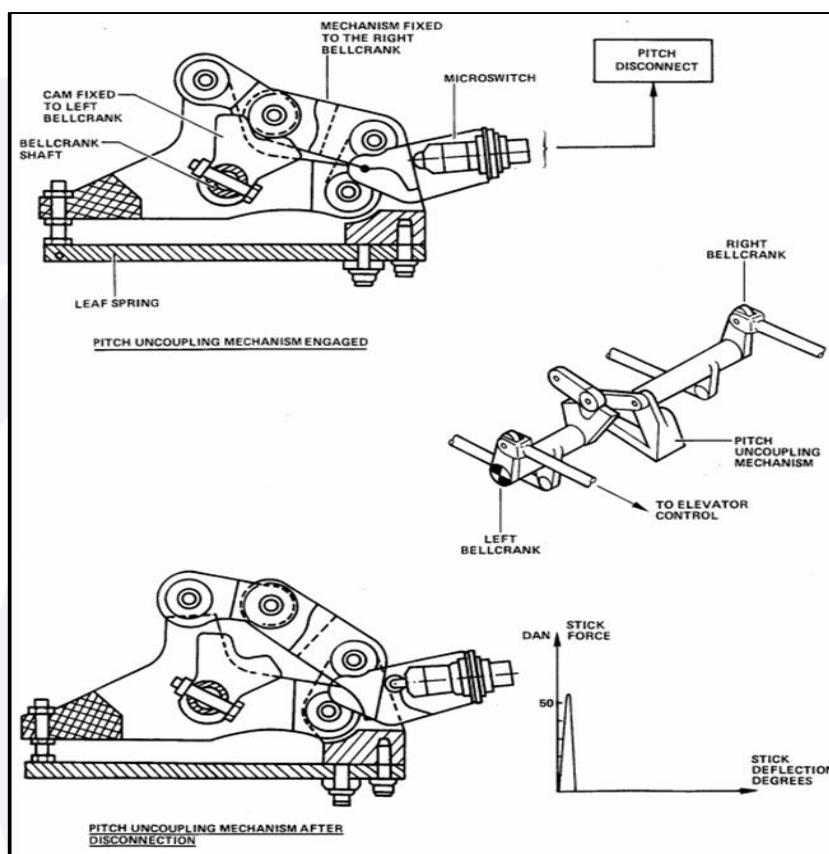


Figura 15 - *Pitch Uncoupling Mechanism*. Fonte: AMM.

Caso ocorresse a desconexão do acoplamento dos dois eixos uma *microswitch* seria acionada e as seguintes informações seriam exibidas para a tripulação:

- iluminação da luz MASTER WARNING;
- iluminação da luz PITCH DISCONNECT no painel de alerta da tripulação; e
- ativação de sinal repetitivo.

Por meio do áudio do CVR e do parâmetro do FDR verificou-se que, no momento do toque das pernas do trem de pouso na pista, o aviso sonoro repetitivo associado à MASTER WARNING foi ativado.

Essas indicações poderiam ser associadas à função *Pitch Uncoupling Mechanism* do profundor, uma vez que, durante a ação inicial de investigação, verificou-se que o único aviso que permaneceu aceso no painel de alarmes após a ocorrência, e que poderia acionar a MASTER WARNING, seria essa luz.

O caráter intermitente do aviso de MASTER WARNING observado no FDR (Figura 17) poderia ser associado a um ajuste incorreto da *Microswitch* localizada no profundor (Figura 15).

1.7. Informações meteorológicas.

O *Meteorological Aerodrome Report* (METAR - Reporte Meteorológico de Aeródromo) do Aeródromo Urucu (SBUY) trazia as seguintes informações:

METAR SBUY 210149Z 0000KT 3000 -RA FEW010 BKN100 23/23 Q1012

O aeródromo operava sob Condições de Voo por Instrumentos (IMC).

De acordo com relatos da tripulação e de funcionários do aeródromo, no momento da ocorrência, havia chuva leve no local. Não houve reportes de ventos fortes em SBUY na hora do pouso.

1.8. Auxílios à navegação.

O procedimento executado pela tripulação foi o *Non-Directional Beacon* (NDB) para aproximação por instrumentos para SBUY, mostrado na Figura 16.

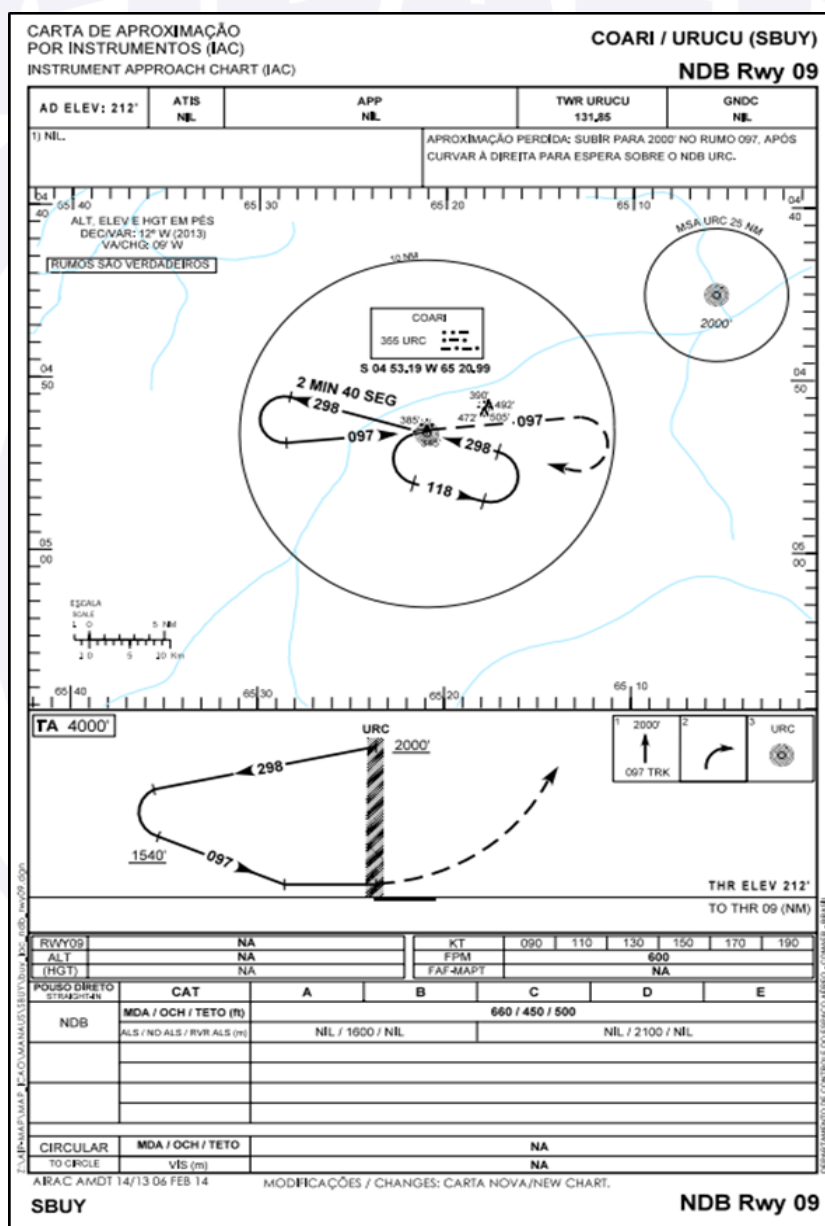


Figura 16 - Procedimento NDB para o Aeródromo SBUY.

1.9. Comunicações.

O Aeródromo Urucu (SBUY) possuía torre (TWR) para as comunicações bilaterais. Todas as comunicações foram realizadas sem intercorrências.

1.10. Informações acerca do aeródromo.

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

A pista era de asfalto, com cabeceiras 09/27, dimensões de 1.320 x 30 m, com elevação de 210 ft.

1.11. Gravadores de voo.

A aeronave estava equipada com um Gravador de Dados de Voo, *Flight Data Recorder (FDR) Fairchild* modelo F1000, *Part Number (PN) S800-2000-00*, *Serial Number (SN) 210* e com um Gravador de Voz da Cabine, *Cockpit Voice Recorder (CVR) L3 Aviation Recorders FA2100*, PN 2100-1020-02, SN 337253.

Os dados contidos no FDR e no CVR foram extraídos no Laboratório de Leitura e Análise de Dados de Gravadores de Voo (LABDATA) do Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos (CENIPA).

De acordo com os áudios extraídos do CVR, antes do toque do trem de pouso na pista, foram realizados os *callouts* de altitude de 30, 20 e 15 ft.

No momento do toque na pista, não foi possível distinguir os *callouts* de *Idle Gate* e de *Low Pitch* relativos ao acendimento das respectivas luzes, pelo *Pilot Monitoring*. Simultaneamente ao toque, foi possível ouvir o alarme sonoro de MASTER WARNING.

A Figura 17 apresenta os dados gerais extraídos do gravador de dados. A faixa em azul ilustra o trecho no qual a aeronave estava em voo; a faixa cinza mostra o trecho no qual a aeronave estava sobre a pista de rodagem; e a faixa verde ilustra o trecho no qual a aeronave saiu pela lateral da pista.

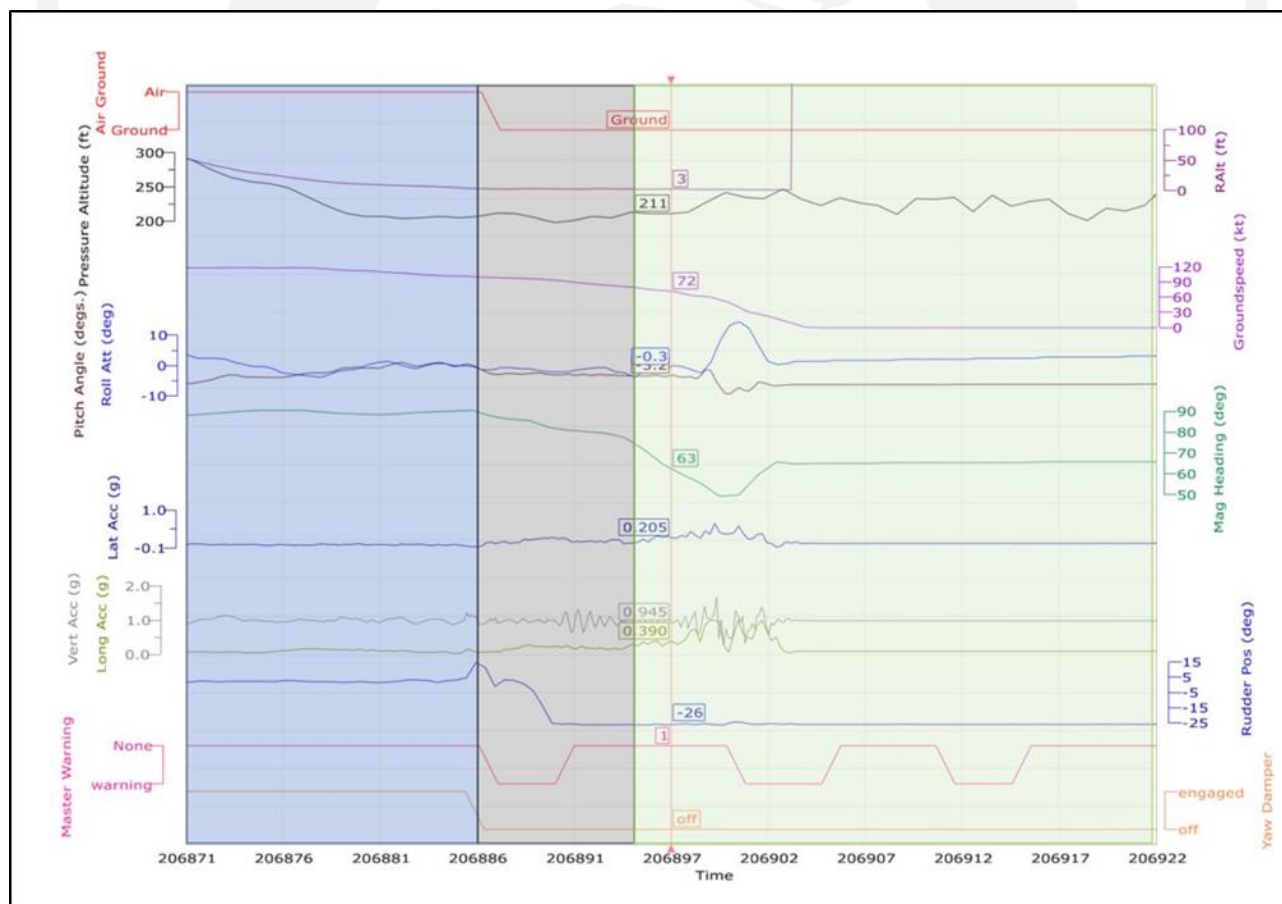


Figura 17 - Dados gerais do evento extraído do FDR.

Os parâmetros de motores são mostrados na Figura 18, utilizando o mesmo padrão de cores da Figura 17.

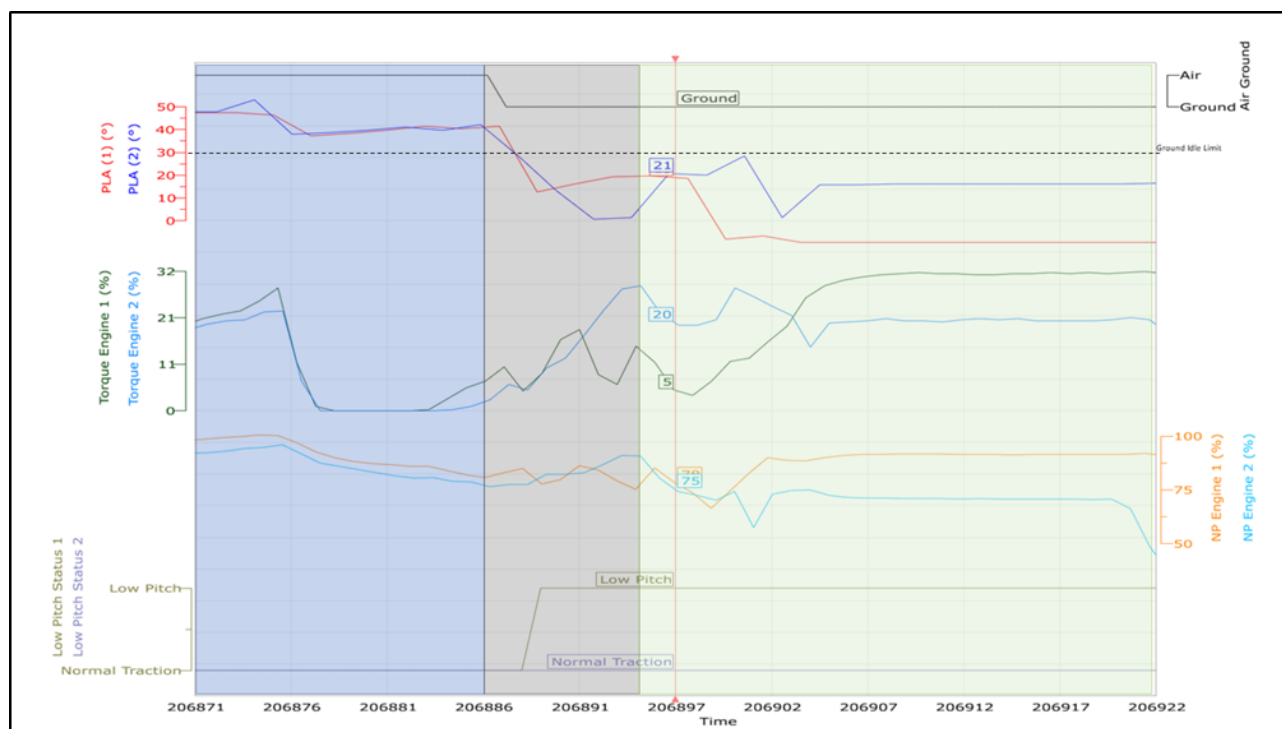


Figura 18 - Dados de parâmetros de motores extraídos do FDR.

Os parâmetros dos manetes de potência gravados no FDR foram obtidos por meio dos RVDT. O ângulo do manete correspondente a cada faixa de regime de potência dos motores, em graus HMU, é mostrado a seguir:

- Reverso: de 0° a 18°;
- *Ground Idle*: de 18° a 21°;
- *Flight Idle*: de 31° a 35°;
- *Take-off position*: 85°; e
- Max PWR: acima de 85°.

A posição das duas *Power Levers* é mostrada em detalhes na Figura 19. A linha azul, na parte superior indica que a hélice #1 entrou em passo reverso, acompanhando o movimento do manete correspondente. Já a linha amarela (superior) indica que a hélice #2 permaneceu em passo de voo durante toda a trajetória da aeronave no solo, e não acompanhou o movimento do respectivo manete.

As linhas azul e laranja (demarcadas com pontos) no interior do gráfico representam as posições dos ângulos dos manetes de potência #1 e #2, respectivamente.

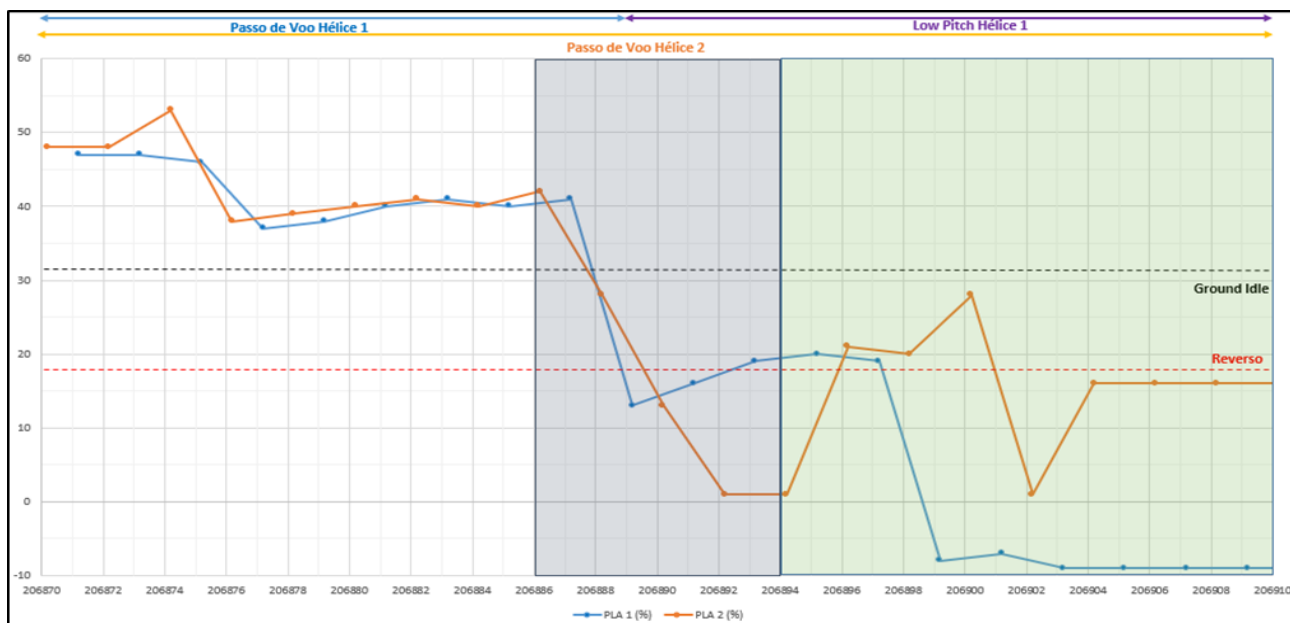


Figura 19 - Parâmetros gravados da posição dos manetes de potência.

O gráfico da Figura 19 mostra o instante em que cada valor de Ângulo dos Manetes de Potência, *Power Levers Angle* (PLANG), foi gravado. A frequência de gravação do parâmetro PLANG é de 0,5 Hertz.

O parâmetro que registra a condição de *Low Pitch* também frequência de 1,0 Hertz. Existe uma defasagem de 0,2 segundo entre o instante de gravação do parâmetro de *Low Pitch* e o instante de gravação do parâmetro de PLANG do respectivo motor de cada lado da aeronave.

A Figura 19 destaca que, após o toque do trem de pouso na pista (faixa cinza do gráfico), as duas *Power Levers* saíram da posição *Flight Idle* para a posição REV em um movimento predominantemente contínuo, uma vez que os parâmetros gravados se encontravam em linha reta.

A indicação de *Low Pitch* do motor #1 foi registrada quando as *Power Levers* já estavam na faixa de reverso, porém o intervalo de tempo em que o manete esteve na posição abaixo de *Ground Idle* foi inferior a 2,0 segundos e não houve gravação do parâmetro da condição *Low Pitch* nesse intervalo de tempo.

As Figura 20 e 21 mostram os parâmetros de posição do manete (PLANG), torque dos motores, rotação da hélice (Np), velocidade de rotação da turbina de alta potência (Nh) de cada um dos dois motores.

O eixo vertical da esquerda das Figura 20 e 21 refere-se aos parâmetros PLANG, Np e Torque, enquanto o eixo vertical da direita apresenta os valores referentes ao parâmetro de Nh.

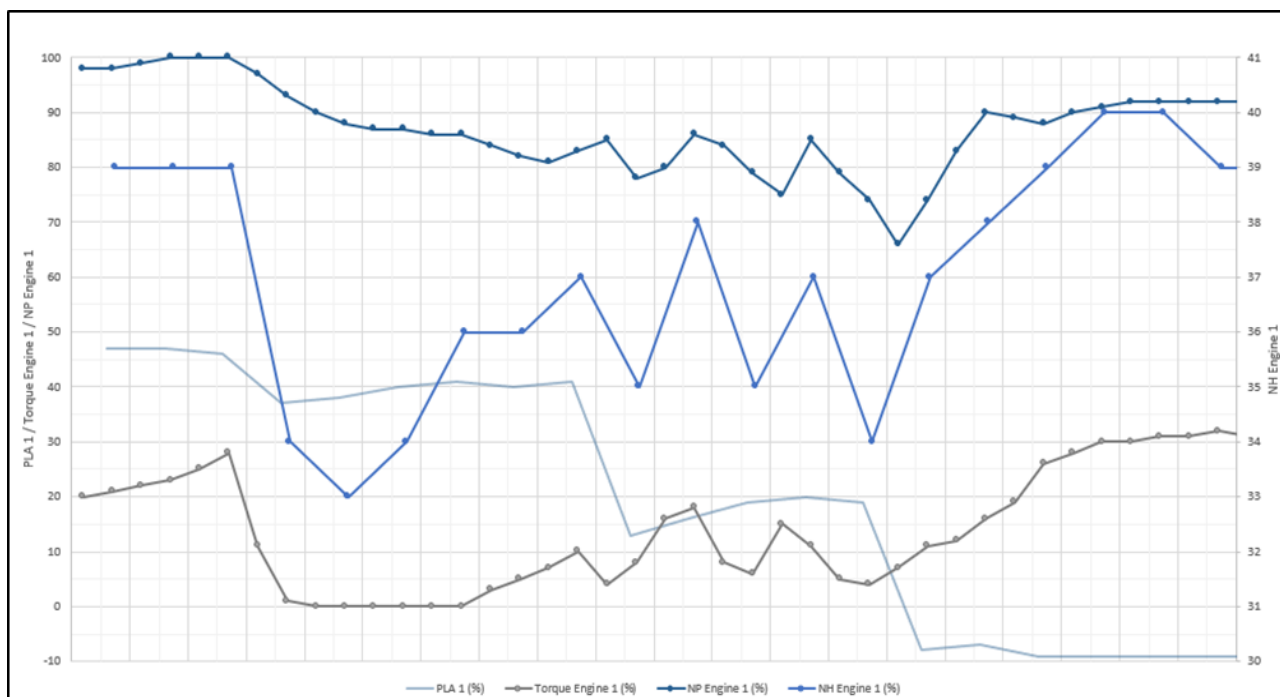


Figura 20 - Parâmetros do conjunto motopropulsor #1.

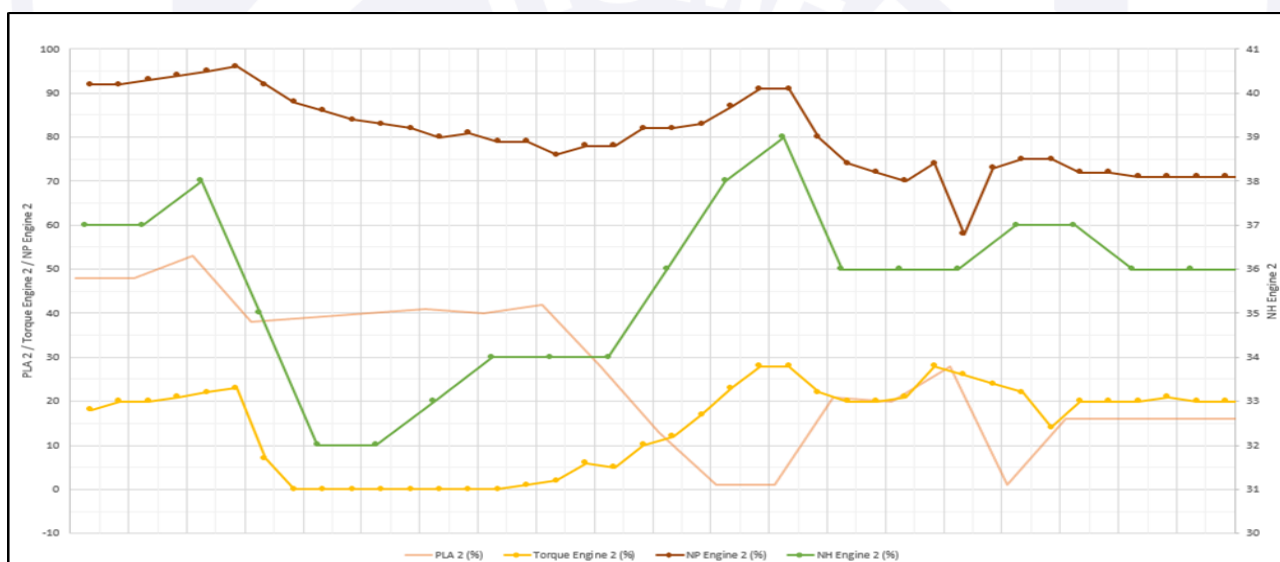


Figura 21 - Parâmetros do conjunto motopropulsor #2.

A aeronave era equipada com o sistema *Quick Access Recorder* (QAR) que tinha a funcionalidade de gravar vários dados de sistemas em um cartão de memória, além daqueles gravados no FDR. Esse sistema não estava funcionando corretamente, não sendo possível obter nenhum parâmetro para a investigação.

Além dos dados dos gravadores de voo, a aeronave possuía, ainda, unidades eletrônicas que gravavam parâmetros específicos do seu funcionamento. Foram extraídas as mensagens de falhas das duas PEC.

A leitura dos códigos de falha não permitiu saber o momento em que elas foram registradas. As Figuras 22 e 23 mostram os códigos de cada falha nas PEC do lado esquerdo e direito, respectivamente:

Código de Falha	Fault Name
0027	SLPS enabled Fault
0025	Backup channel failed discrete wrap
0024	Primary channel failed discrete wrap
0032	Sensed propeller speed fault
0031	Sensed propeller speed fault
0066	Sensed PLA Fault
0065	Sensed PLA Fault

Figura 22 - PEC #1 - Lado esquerdo.

Código de Falha	Fault Name
0027	SLPS enabled Fault
0025	Backup channel failed discrete wrap
0024	Primary channel failed discrete wrap
0032	Sensed propeller speed fault
0031	Sensed propeller speed fault
0003	Reversing Fault

Figura 23 - PEC #2 - Lado direito.

1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.

A posição estimada do toque na pista ocorreu a cerca de 245 m da cabeceira 09. A aeronave saiu pela lateral esquerda a cerca de 500 m após o ponto de toque.

Depois da saída da pista, a aeronave percorreu cerca de 180 m em uma área lateral coberta por grama. A aeronave parou a uma distância lateral de 60 m do centro da pista.



Figura 24 - Vista de cima da trajetória percorrida pela aeronave no solo.

Durante a investigação de campo, foram verificadas as luzes de alerta apresentadas para a tripulação, conforme mostrado na Figura 25.



Figura 25 - Indicações mostradas no painel da aeronave após a ocorrência (destacado).

A posição de cada uma das luzes do painel de alarmes é mostrada em detalhes esquematicamente na Figura 26.

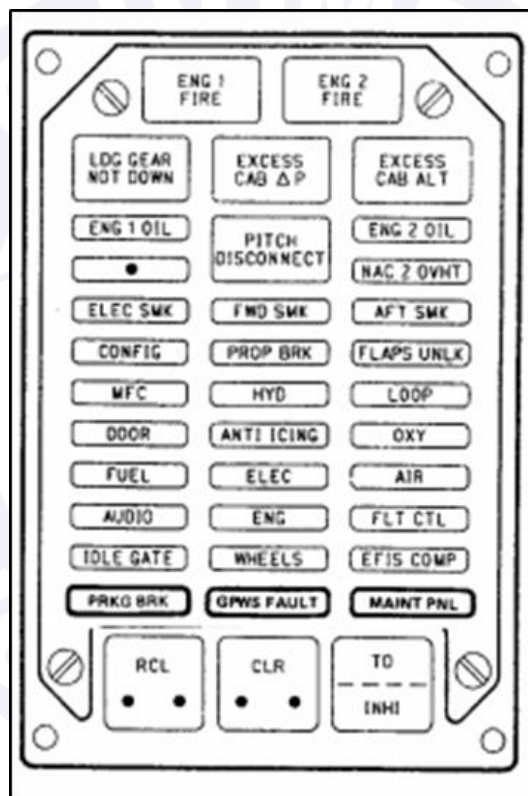


Figura 26 - Luzes de alerta do painel de alarmes. Adaptado dos manuais da ATR.

As mensagens de alerta (cor vermelha) que se encontravam iluminadas eram:

- *LDG Gear not Down* - Luz de alerta relativa aos trens de pouso não baixados;
- *Eng 1 Oil* - Luz de alerta relativa ao nível de óleo do motor 1;
- *Eng 2 Oil* - Luz de alerta relativa ao nível de óleo do motor 2; e
- *Pitch Disconnect* - Luz de alerta relativa ao mecanismo *Pitch Uncoupling Mechanism*, descrito na Seção 1.6.

As mensagens de aviso (cor âmbar) que se encontravam iluminadas eram:

- *Prkg Brk* - Luz de aviso relativa ao acionamento do freio de estacionamento; e
- *Wheels* - Luz de aviso relativo à falha ou desligamento do sistema *Antiskid* ou superaquecimento dos freios.

Além dessas mensagens, observou-se a luz de falha (FAULT) na PEC #1 (esquerda) e o seletor de potência PWR MGT na posição CRZ (Cruise).

Os manetes de potência e as *Condition Levers* estavam travados devido aos danos do impacto. O corte dos motores foi realizado pelos punhos de fogo.

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 PIC, que era o *Pilot Flying* (PF), relatou que vinha de um ritmo de voo que considerava tranquilo, devido ao número de passageiros ter diminuído e, por consequência, o número de voos também. Estava voando menos de 40h/mês. Na quinta-feira e no sábado, anteriores à ocorrência, cumpriu escala de sobreaviso e na sexta-feira estava de folga.

Sobre o voo, informou que não era um tipo de operação costumeira, já que os voos noturnos não eram frequentes. Segundo seu relato, durante a descida, ele percebeu algo diferente. Havia muito barulho e a aeronave parecia estar com mais potência. Ele disse que buscou realizar um pouso longo, como de costume, e que usou pouco freio.

O PIC relatou, ainda, que não sentiu a aeronave derrapar, que ela saiu muito rápido da pista, mas que tentou desacelerá-la, atuando nos freios e nos manetes.

Ele operava naquela pista desde 2012 e já havia passado por dois episódios de estouro de pneu na região.

O SIC relatou que, na sua função, era o profissional com mais tempo de empresa na época e que já possuía o curso de comando.

A respeito do voo desta ocorrência, ele disse que foi a primeira vez que passou por esse tipo de situação. Informou, ainda, que na aproximação final, havia uma chuva leve com vento calmo e que a aeronave estava leve, por não ter passageiros a bordo. Ele disse ter informado ao PIC sobre a velocidade, a qual estava acima da prevista.

Na visão do SIC, o toque foi mais à frente e mais tardio que o de costume. Ele considerou o pouso como “técnico”, que não seria um pouso “duro” no jargão utilizado pelos pilotos. O SIC relatou que, quando percebeu que iriam sair da pista, aplicou pedal para tentar evitar.

Pelos dados obtidos por meio do CVR, os tripulantes comentaram sobre a relação entre comprimento da pista e período noturno, que poderia gerar ilusões visuais. Também, em alguns momentos, não compreenderam a atitude do avião e comentaram sobre algum parâmetro que se mostrava diferente para cada um deles, entretanto não identificaram qual estaria errado.

Os pilotos consideraram que houve uma boa interação na cabine, com um ambiente tranquilo e profissional.

Na percepção da tripulação comercial, o relacionamento entre os pilotos era baseado na formalidade, uma vez que o PIC tinha uma postura mais formal e reservada. O SIC foi descrito com uma pessoa mais comunicativa.

Sobre a operação com *Precision Approach Path Indicator* (PAPI) em SBUY, os tripulantes relataram que, segundo a percepção do grupo de pilotos que operava naquele aeródromo, do qual faziam parte, a condição normal do PAPI (duas luzes brancas e duas luzes vermelhas) retardava o ponto de toque na pista, reduzindo o comprimento de parada restante.

Por conseguinte, eles adotavam um procedimento de aproximação para o pouso no qual o PAPI apresentava três luzes vermelhas e uma branca.

O comprimento da pista para a frenagem também era uma preocupação dos tripulantes, principalmente em período noturno e com chuva.

1.14. Informações acerca de fogo.

Não houve fogo.

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

Todos os ocupantes saíram pelas portas de serviço da aeronave. Não foi necessária a utilização das saídas de emergência.

O corte dos motores foi realizado pelo punho de fogo da aeronave.

1.16. Exames, testes e pesquisas.

Foram realizados testes elétricos e pesquisa de pane na aeronave nos dias 11AGO2017 e 12AGO2017. Os componentes PVM, PN C146440-2, SN 229, e *Microswitch Box*, PN 11S76180650-10, SN 0199, foram removidos da aeronave e levados para exames.

O teste consistiu em uma verificação de continuidade do sistema elétrico relativo à proteção de *Low Pitch* da aeronave. O diagrama esquemático, mostrado na Figura 12, foi utilizado como referência para a realização do teste.

Foram observadas falhas na continuidade nos seguintes pontos:

- falha de continuidade entre EEC #2 *Conector P2*, pino S e *Microswitch 30KF* pino C (relacionado com a lógica "Np Cancel"); e
- falha de continuidade entre o Relé 106KH pino B e a *Microswitch 4KX* pino Y (relacionado com a função de autoteste da lógica de desembandeiramento).

Após a verificação de continuidade elétrica da fiação do sistema de proteção de *Low Pitch*, foi realizada a pesquisa de pane referente aos códigos de falhas 0027 (*SLPS Enabled Fault*) e 0003 (*Reversing Fault*).

A pesquisa de pane referente ao código de falha 0027 foi realizada parcialmente devido à preservação das evidências da aeronave. A pesquisa de pane não indicou uma falha ativa da PEC.

A realização da pesquisa de pane referente ao código de falha 0003 (*Reversing Fault*) indicou a necessidade de se fazer um exame mais detalhado nos componentes da PVM e na *Microswitch Box*, já que os testes realizados indicavam uma tensão elétrica inconstante no circuito de proteção de *Low Pitch*.

Os seguintes testes na unidade *Propeller Valve Module* (PVM), PN C146440-2, SN 229, equipada no motor #2 (direito) da aeronave, foram realizados nas instalações do fabricante do componente:

- Inspeção Externa do Componente: o equipamento estava com aparência externa sem observações relevantes, apenas com marcas condizentes com a quantidade de horas e ciclos de operação normal;
- Massa: a massa estava dentro dos limites especificados;
- Teste de Vazamento do Flange Externo: não executado, a fim de que não fossem alteradas as características iniciais do componente;
- Calibração e precisão do Beta RVDT Feedback: todos os parâmetros estavam dentro dos limites;
- Ativação da Solenoide SLPS: ocorreu a ativação da SLPS, conforme previsto nos protocolos do teste;
- Calibração e precisão do ângulo do RVDT da Power Lever: todos os parâmetros estavam dentro dos limites; e
- Medição da Resistência: todos os parâmetros dentro dos limites, exceto a medição da resistência entre a superfície frontal do flange e o conector da PVM, que estava acima do especificado.

Os testes na unidade *Microswitch Box*, PN 11S76180650-10, SN 0199, instalada no pedestal central da aeronave no momento da ocorrência foram realizados nas instalações do fabricante do componente. Os testes realizados foram:

- Inspeção Externa do Componente: o equipamento apresentava diversas condições fora do padrão:
 1. Conector fora do padrão do componente e arames de freio colocados de maneira diferente da prevista (Figura 27).



Figura 27 - Arame de Freio colocado por dentro da carcaça e conector em padrão diferente do previsto.

2. Desalinhamento das marcações adesivas nos parafusos de fixação da *Microswitch Box* (Figura 28).



Figura 28 - Desalinhamento entre as marcações adesivas dos parafusos e das porcas das *Microswitches*.

3. Danos na cobertura de proteção da *Microswitch Box* (Figura 29).



Figura 29 - Danos na cobertura de proteção da *Microswitch Box*.

4. Arame de freio ausente (Figura 30).



Figura 30 - Arames de freio ausentes.

A inspeção visual mostrou sinais de que a *Microswitch Box*, PN 11S76180650-10, SN 0199, instalada na aeronave no momento da ocorrência, havia passado por serviço fora dos padrões estabelecidos pelo fabricante do componente.

Não foram encontrados os registros de serviços executados nesse componente. Foram realizados os seguintes testes:

- Teste de Continuidade no Componente: todos os parâmetros testados estavam conforme o especificado. Sem alterações.
- Teste Funcional da *Microswitch Box*: o teste funcional consistia em instalar a *Microswitch Box* em uma bancada calibrada com as medições de ângulos de

manetes, posições de referência e com dispositivo que permitia simular o movimento de manete. Esse teste foi realizado para os dois manetes de potência e para os dois manetes de condição. O acionamento de cada *microswitch* era indicado pelo acendimento de luzes na bancada de teste e o valor correspondente a PLANG era registrado. De acordo com o protocolo de teste, a faixa de comutação deveria ser observada dentro de valores de $\pm 1^\circ$ a partir do ângulo de referência e, adicionalmente, especificamente para as *microswitches* 3KX e 4KX havia uma tolerância de $-0,2^\circ$ a -1° . Os valores do teste funcional são mostrados nas Figuras 31 e 32, abaixo. Os resultados que estavam fora das margens de tolerância encontram-se destacados. A primeira coluna da tabela é relativa à *microswitch* testada, a segunda coluna corresponde aos valores de ângulos de referência, a terceira e a quarta colunas correspondem aos valores de ângulos de comutação, em movimento direto (ângulos crescentes) e indireto (ângulos decrescentes), respectivamente, obtidos para a *Microswitch Box*, PN 11S76180650-010, SN 0199, instalada na aeronave acidentada.

<i>Microswitch</i>	Ponto de Comutação	Movimento Direto	Movimento Indireto
65HA	13°	13°45'	13°
3KX	31°16'57"	31°10'	29°40'
65HA	35°30'	35°30'	34°
23KF	49°20'	49°15'	48°30'
24KF	49°20'	49°45'	49°
31WW	49°23'	48°50'	48°30'
23KS	52°40'	52°30'	52°
25KH	62°	62°10'	61°30'

Figura 31 - Manete de Potência #1.

Micro	Ponto de Comutação	Movimento Direto	Movimento Indireto
66HA	L 13°	14°40'	13°50'
4KX	SC 31°16'57"	30°	28°
66HA	M 35°30'	35°35'	38°50'
25KF	H 49°20'	49°30'	49°
26KF	H 49°20'	49°30'	48°50'
30WW	T 49°23'	49°50'	49°40'
24KS	R 52°40'	52°30'	51°40'
26KH	O 62°	61°50'	61°20'

Figura 32 - Manete de Potência #2.

As *microswitches* 3KX e 4KX estavam relacionadas diretamente à proteção de *Low Pitch*. Em relação a essas *microswitches*, observou-se que a 4KX (proteção de *Low Pitch* referente ao manete de potência #2) foi acionada em um ângulo menor do que o esperado durante o movimento indireto considerando a faixa de comutação e os valores de tolerância.

As *Microswitches* das *Condition Levers* não possuíam função diretamente relacionada com a proteção de *Low Pitch*, de forma que serão mostrados apenas os resultados obtidos no teste em bancada (Figuras 33 e 34).

Micro	Ponto de Comutação	Movimento Direto	Movimento Indireto
5KC	P 1°40'44"	1°40'	1°20'
5KF	U 25°42'40"	25°30'	24°10'
55KF	U 25°42'40"	25°20'	23°30'
29KF	V 33°39'04"	32°00'	30°40'
27KH	Z 55°	53°20'	52°30'

Figura 33 - Resultados obtidos da *Condition Lever* #1.

Micro	Ponto de Comutação	Movimento Direto	Movimento Indireto
6KC	P	1°40'44"	2°00'
6KF	U	25°42'40"	26°40'
54KF	U	25°42'40"	27°15'
30KF	V	33°39'04"	35°25'
28KH	Z	55°	56°10'

Figura 34 - Resultados obtidos da *Condition Lever #2*.

- Testes Adicionais na *Microswitch Box*: foram realizados testes adicionais na *Microswitch Box*, PN 11S76180650-010, SN 0199, simulando uma rápida movimentação dos manetes de potência de posições próximas a *Flight Idle* para posições na faixa de reverso e máximo reverso, a fim de verificar se haveria interrupção nos contatos elétricos fornecidos pela *Microswitch Box*. Não foram encontradas interrupções nos sinais elétricos nem foram observadas quaisquer outras condições significativas que representariam um mau funcionamento.

Em seguida, foi realizada a desmontagem da *Microswitch Box*, PN 11S76180650-010, SN 0199, a fim de verificar a condição interna do componente, conforme mostrado nas Figuras 35, 36 e 37, a seguir:

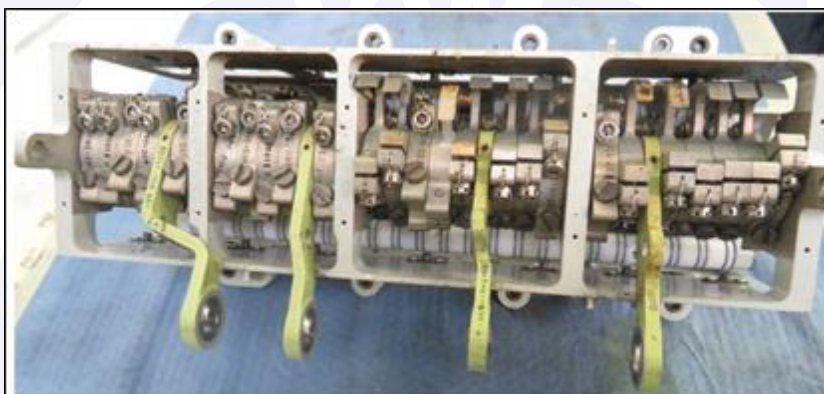


Figura 35 - Vista superior da desmontagem da *Microswitch Box*.

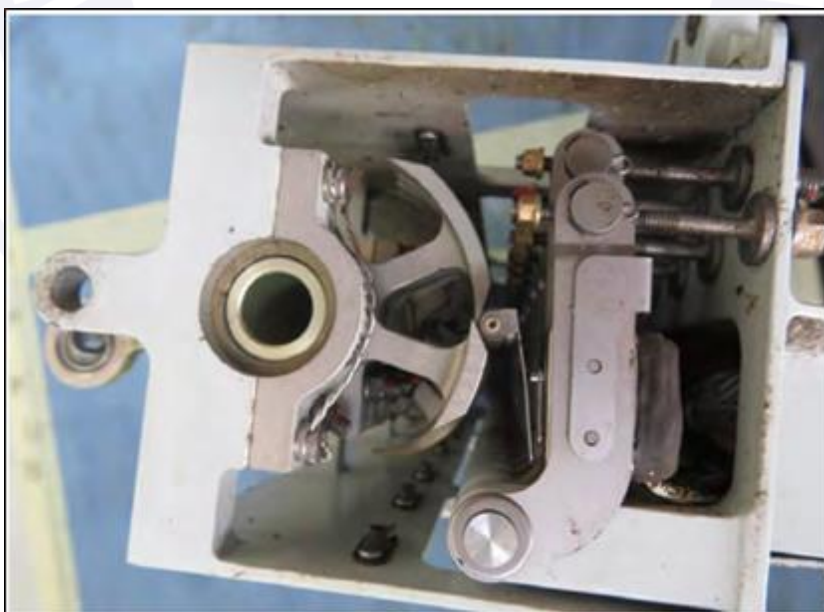


Figura 36 - Vista lateral direita da desmontagem da *Microswitch Box*.



Figura 37 - Vista lateral esquerda da desmontagem da *Microswitch Box*.

Durante a desmontagem da *Microswitch Box*, PN 11S76180650-010, SN 0199, não foram observados objetos estranhos no seu interior ou sujeiras que pudessem indicar um funcionamento intermitente desse componente.

Conforme a Figura 38, a seguir, observou-se a presença de selantes (na cor branca) diferentes do selante de fábrica (cor preta) nas *microswitches* 25KH e 26KH.



Figura 38 - *Microswitches* instaladas na *Microswitch Box*, PN 11S76180650-010, SN 0199.

A desmontagem completa da *Microswitch Box*, PN 11S76180650-010, SN 0199, foi descontinuada em virtude de as condições observadas no teste elétrico realizado na aeronave não terem sido confirmadas.

Assim, decidiu-se remontar a *Microswitch Box* para a realização de um segundo teste elétrico na aeronave.

Dessa forma, foi realizado um novo teste elétrico na aeronave no dia 08FEV2018. Esse teste tinha por objetivo verificar se os resultados conflitantes entre o primeiro teste elétrico realizado na aeronave nas datas de 11AGO2017 e 12AGO2017 e o exame na *Microswitch Box*, PN 11S76180650-010, SN 0199, seriam confirmados.

O teste consistiu em medir a tensão em diversos pontos do circuito elétrico, descrito na Figura 12, a fim de verificar se em algum outro ponto era medida a oscilação da tensão, conforme observada no primeiro teste elétrico na aeronave.

Verificou-se oscilação de voltagem com características semelhantes às aquelas observadas anteriormente na saída B2 do relé 98KH. A tensão do pino de entrada estava constante em 28V. Assim, foram estudadas as condições de aterramento do relé 98KH.

O aterramento do relé 98KH era feito por meio da sua instalação no *rack* 910VU, localizado no compartimento elétrico da aeronave, atrás da poltrona da direita da cabine de pilotagem. Verificou-se que o *rack* 910VU não estava corretamente parafusado à estrutura da aeronave.

Durante o processo de medição da continuidade do sistema elétrico, o *rack* 910VU foi desmontado para facilitar o acesso. Assim, é possível que, após a medição da continuidade, o *rack* 910VU não tenha sido instalado corretamente no compartimento elétrico da aeronave.

Portanto, considerou-se que a oscilação observada no primeiro teste elétrico não poderia ser considerada válida, uma vez que a aeronave havia sido desconfigurada antes da sua realização.

1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.

A Total Linhas Aéreas S.A. prestava serviços à empresa PETROBRAS, sendo responsável pelo transporte regular de funcionários para diversas localidades da Região Amazônica.

Em 2016, o operador, conforme previsto, submeteu os pilotos envolvidos nesta ocorrência ao treinamento periódico em simulador. Foram realizados treinamentos sob Condições de Voo Visual (VMC), por meio de voos locais, e sob Condições de Voo por Instrumentos (IMC), por meio de voos em rota.

Na avaliação realizada do treinamento VMC, o PIC obteve grau satisfatório em todos os critérios avaliados, mas com ressalvas para que se lembrasse do *checklist* de “ENG STILL” no QRH e foi alertado por realizar uma aproximação visual baixa.

No treinamento IMC, o PIC teve avaliação satisfatória, com ressalvas sobre a realização de procedimento antes do recolhimento do *flap*, a sequência de procedimentos na arremetida e a sequência do *checklist* normal, anormal e de emergência.

O SIC, por sua vez, recebeu grau satisfatório no treinamento VMC, com comentários em relação aos *memory itens*, que deveriam ser solicitados ou lembrados quando pertinente, além de melhorar a leitura do QRH, quando na função de PM.

Quanto ao treinamento IMC, o SIC foi avaliado com grau satisfatório, com orientações para melhorar as solicitações dos *memory itens* e lembrar-se da sequência do *checklist* normal, anormal e de emergência.

1.18. Informações operacionais.

De acordo com a documentação de despacho da aeronave, esta estava dentro dos limites de peso e balanceamento previstos e possuía combustível para cumprir a etapa de voo.

A aeronave era operada pela Total Linhas Aéreas S.A., a qual havia sido contratada pela PETROBRAS para realizar o transporte regular de funcionários para diversas localidades da região.

O voo da ocorrência (TTL9915) havia sido solicitado pela empresa contratante para atender a uma demanda de transporte de pessoal da base de Porto Urucu, AM, para Manaus, AM. Assim, a tripulação composta por dois pilotos e dois comissários de voo, foi acionada para a realização do voo no período noturno, condição de horário não habitual para a realização da rota SBEG-SBUY.

Em SBEG, a aeronave foi abastecida com 2.100 kg de combustível, totalizando 3.100 kg. O peso de decolagem era de 15.183 kg e o peso estimado de pouso era de 14.308 kg, representando um consumo de combustível estimado em 875 kg.

Segundo os tripulantes, essa condição de voo não era habitual, pois devido à ausência de passageiros a aeronave estaria em uma configuração mais leve.

A decolagem foi realizada sem intercorrências. Durante o início da descida para o pouso, a rotação da hélice (Np) do motor direito foi para 100% de maneira não comandada.

A tripulação realizou o procedimento de *checklist* “*Uncommanded 100% Np on One or Two Propellers*”. Esse procedimento tinha como única ação posicionar as duas *Condition Levers* em 100% *Override* (OVRD). Essa ação foi cumprida pelos tripulantes e as *Condition Levers* foram mantidas na posição 100% OVRD durante todo o restante do voo.

Em SBUY, foi realizado o procedimento NDB Rwy 09. O Piloto Automático (AP) estava selecionado nos modos *Vertical Speed* (VS) e *Heading Select* (HDG SEL), os *flaps* foram configurados para a posição de 15° e a velocidade era de, aproximadamente, 165 kt.

A aeronave iniciou uma curva contínua para a aproximação final com modos ALT e HDG SEL do piloto automático selecionados. Durante essa curva, o trem de pouso foi baixado. Ao término da curva, a velocidade era de 130 kt, aproximadamente, os *flaps* foram configurados para a posição de 25° e, em seguida, para a posição de 35°. A aeronave reiniciou a trajetória de aproximação no modo VS com uma razão de descida de 600 ft/min até atingir 500 ft de altura selecionada.

Cruzando a altura de 1.000 ft Acima do Nível do Solo (AGL), a velocidade estava em 119 kt (velocidade de referência). Na descida, ao cruzar 850 ft AGL, foi realizado o alinhamento com a pista, no rumo 084°. Nesse momento, a aeronave estava voando sob Condições de Voo Visual (VMC).

Para manter a rampa de aproximação, estavam sendo utilizadas as referências visuais do PAPI. De acordo com as gravações do CVR, nessa rampa de aproximação eram visualizadas 4 luzes vermelhas, indicando que a aeronave estava abaixo da rampa ideal.

Na altura de 500 ft (AGL), o AP foi desconectado e a velocidade estava em 119 kt. Na curta final, a velocidade teve uma pequena redução para 115 kt. A referência do PAPI nesse momento, conforme relato dos tripulantes, era de três luzes vermelhas e uma branca.

Segundo a percepção dos tripulantes da empresa que operavam naquele aeródromo, a proporção de duas luzes vermelhas e duas luzes brancas do PAPI deixaria a aeronave com pouca pista para a realização do pouso.

A Figura 39 ilustra a trajetória vertical para pouso da aeronave. A linha preta mostra a altura da aeronave em relação ao solo e a linha vermelha a altura padrão de referência.

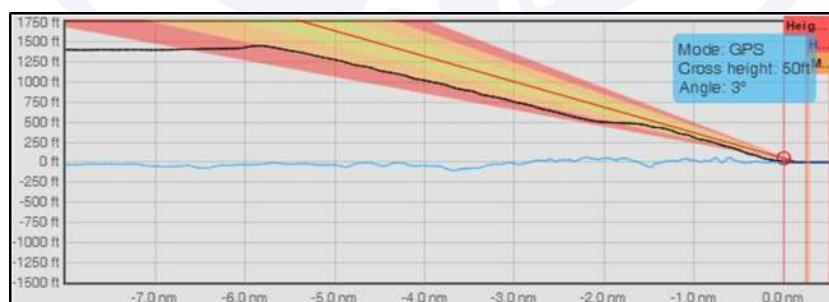


Figura 39 - Trajetória vertical para pouso.

A distância para pouso, de acordo com o FCOM, sem a utilização de reverso (*Power Levers* em *Ground Idle*), foi calculada utilizando a tabela da Figura 40:

NORMAL CONDITIONS - FLAPS 35										
		WEIGHT (1000 KG)	12	13	14	15	16	17	18	18.6
RUNWAY CONDITION CONTAMINATED BY	DRY		570	570	580	590	610	640	670	690
	WET		700	700	700	710	740	780	810	830
	WATER OR SLUSH < 1/2 in		830	840	860	880	930	970	1020	1050
	COMPACT SNOW		810	820	830	850	890	930	970	1000
	ICE		1200	1220	1250	1280	1340	1400	1460	1500

Figura 40 - Distância de pouso em metros. Fonte: FCOM da Total.

As correções de distância a serem usadas de acordo com a situação aplicável eram:

- Efeito do Vento:
 - adicionar 10% para cada 5 kt de vento de cauda; e
 - diminuir 2% para cada 5 kt de vento de proa.
- Altitude da pista:
 - adicionar 3% para cada 1.000 ft acima do nível do mar.
- Efeito do Reverso:
 - diminuir 4% para pista seca; e
 - diminuir 5% para pista molhada.

No momento da ocorrência, havia as seguintes condições:

- peso estimado da aeronave: 14.308 kg;
- condições de vento: sem vento;
- condições da pista: molhada;
- altitude da pista: 210 ft; e
- não foi considerada a utilização do reverso para o cálculo do comprimento de pista necessário.

De acordo com os dados da Figura 40, obteve-se um comprimento de pista de 707 metros.

O FCOM da Total Linhas Aéreas continha os procedimentos padrão da empresa. As Figuras 41 e 42 mostram os itens do procedimento de pouso, a partir da Altura de Decisão (DH) ou Altura Mínima de Decisão (MDA).

PF	PM
At DH or MDA <ul style="list-style-type: none"> ■ If visual references acquired <ul style="list-style-type: none"> ▶ VISUAL REF.....ANNOUNCE ▶ APPROACH.....CONTINUE ■ If visual references not acquired <ul style="list-style-type: none"> ▶ GO-AROUND..... ORDER & INITIATE <i>"Announce, Go-around, set power, flaps one notch".</i> ▶ APDISCONNECT & ANNOUNCE ▶ CAVALRY CHARGE..... CANCEL <i>Press twice AP disconnection pb to cancel</i> ▶ YD DISENGAGEMENT..... ORDER 	<ul style="list-style-type: none"> ▶ MINIMUMANNOUNCE ▶ YD DISENGAGE & ANNOUNCE ▶ AFCS YD ALARM.....CLEAR ▶ RUD TRIM..... CHECK CENTERED
At 50 ft AAL	<ul style="list-style-type: none"> ▶ 50 FT AALANNOUNCE

Figura 41 - Itens do procedimento de pouso (parte 1 de 2). Fonte: FCOM da Total Linhas Aéreas.

CAPT	F/O																
At 20 ft AAL																	
▶ PL 1+2..... FI	▶ 20 FT AALANNOUNCE																
▶ FLARE.....PERFORM																	
On Ground																	
▶ PL 1+2..... GI	▶ IDLE GATE RETRACTIONCHECK <i>PULL if no automatic retraction</i>																
	▶ LO PITCH.....CHECK & ANNOUNCE																
	<table border="1"> <thead> <tr> <th>ENG</th> <th>LO PITCH</th> <th>ANNOUNCE</th> <th>REVERSE</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td rowspan="3">2 ENG</td> <td>2</td> <td>2 LOW PITCH</td> <td>NORMAL USE</td> </tr> <tr> <td>1</td> <td rowspan="2">NO REVERSE</td> <td rowspan="2">NO REVERSE</td> </tr> <tr> <td>0</td> </tr> <tr> <td>1 ENG</td> <td>1</td> <td>1 LOW PITCH</td> <td>USE WITH CARE</td> </tr> </tbody> </table>	ENG	LO PITCH	ANNOUNCE	REVERSE	2 ENG	2	2 LOW PITCH	NORMAL USE	1	NO REVERSE	NO REVERSE	0	1 ENG	1	1 LOW PITCH	USE WITH CARE
ENG	LO PITCH	ANNOUNCE	REVERSE														
2 ENG	2	2 LOW PITCH	NORMAL USE														
	1	NO REVERSE	NO REVERSE														
	0																
1 ENG	1	1 LOW PITCH	USE WITH CARE														
▶ REVERSE AS RQRD <i>Reverse efficiency decreases with speed. If use is expected, it is recommended to use it just after landing. Set PL to GI before 40 kt to avoid engines ingestion and pitch disconnect.</i>																	
▶ BRAKES..... AS RQRD																	
CAPT	F/O																
Passing 70 kt																	
▶ I HAVE CONTROLANNOUNCE	▶ 70 KTANNOUNCE																
▶ N/W STEERING.....CONTROL	▶ CONTROL WHEEL..... INTO WIND																

Figura 42 - Itens do procedimento de pouso (parte 2 de 2). Fonte: FCOM da Total Linhas Aéreas.

Conforme as informações coletadas dos gravadores de voo, no momento do toque na pista, a aeronave estava com velocidade de, aproximadamente, 93 kt. Nesse instante, houve o aviso de MASTER WARNING e os manetes foram recuadas para a posição de reverso de maneira, praticamente, simultânea.

Segundo relatado, ao observar a tendência de guinada da aeronave e a não efetividade do reverso do motor direito, o PF retirou a mão do manete nº 1 (esquerdo) e forçou o manete nº 2 (direito) para o batente da posição REV.

O pouso ocorreu com um fator de carga de, aproximadamente, 1,3G. Após o toque na pista, a aeronave apresentou forte tendência de saída para a esquerda, sendo aplicado leme para direita, a fim de contrariar a guinada da aeronave.

1.19. Informações adicionais.

O Regulamento Brasileiro da Aviação Civil (RBAC) nº 121, emenda 03, trazia o seguinte requisito quanto à distância de pouso:

121.195 Aviões com motores a turbina: limitações de pouso no aeródromo de destino

[...]

(b) Exceto como previsto nos parágrafos (c), (d) ou (e) desta seção, ninguém pode decolar com um avião com motores a turbina, a menos que, seu peso na chegada, considerando consumo normal de combustível e óleo em voo (e de acordo com os dados de distância de pouso do AFM, levando em conta a altitude do aeródromo de destino e as condições de vento esperadas no horário estimado de pouso), permita executar um pouso completo no aeródromo de destino usando 60% do comprimento efetivo de cada uma das pistas referidas abaixo, considerando que o avião passa 50 ft acima da vertical da intersecção do plano de liberação de obstáculos com a pista. Para determinar o peso permissível de pouso no aeródromo de destino, assume-se que:

(1) o avião pousa na pista e na direção mais favorável, com ar calmo;

(2) o avião pousa na pista mais conveniente, considerando a provável direção e velocidade do vento, as características de manobrabilidade no solo do tipo de avião e outras variáveis como auxílios de pouso e terreno.

1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.

Não houve.

2. ANÁLISE.

Tratava-se de um voo de traslado entre SBEG e SBUY.

O voo entre SBEG e SBUY era realizado com frequência pela empresa operadora, porém, normalmente, no período diurno. A missão tinha a finalidade de transportar passageiros da empresa contratante dos serviços de transportes aéreos. A realização do voo no período noturno e com a aeronave vazia era uma condição não habitual para a tripulação.

Com cerca de uma hora e dez minutos de voo, durante o procedimento de descida, a aeronave apresentou aumento de rotação da hélice direita do grupo motopropulsor número 2 (lado direito).

A tripulação executou o procedimento previsto no manual de voo “*Uncommanded 100% Np on One or Two Propellers*” que, em resumo, consistia em levar ambas as *Condition Lever* para a posição 100% OVRD, fazendo com que a rotação da hélice fosse mantida em 100% de Np. Essa condição ocasionava uma diminuição da eficiência relativa ao consumo de combustível, não gerando perda de funcionalidade das hélices.

Dessa forma, não foi possível estabelecer relação entre o aumento de rotação da hélice ocorrido em voo e a falha de assimetria de reverso durante o pouso.

A aproximação para o pouso na cabeceira 09 de SBUY foi realizada em condições de chuva leve, cumprindo o perfil previsto no procedimento NDB Rwy 09, com *flaps* posicionados, inicialmente, em 15°, utilizando-se o AP nos modos *Vertical Speed* e *Heading Select*.

Ao atingir 850 ft de altura, a aeronave se encontrava em condições visuais, com trem de pouso baixado e travado, *flaps* 35°, tendo sido realizado o alinhamento final com a pista e estando a aeronave abaixo da rampa. De acordo com as gravações do CVR, a indicação do PAPI era de quatro luzes vermelhas, portanto, abaixo da rampa ideal. Ao atingir 500 ft de altura, o AP foi desconectado.

Durante a aproximação final, houve redução da velocidade de 119 kt para 115 kt. A aeronave continuou abaixo da rampa, porém o PAPI passou a indicar três luzes vermelhas e uma branca.

De acordo com o relato dos tripulantes, o fato de a aeronave estar vazia propiciou uma maior dificuldade em gerenciar parâmetros de voo como velocidade e altura para o *flare* durante o pouso. Ainda, segundo eles, havia uma percepção compartilhada entre o grupo de tripulantes do operador de que o PAPI de SBUY, na sua condição normal (duas luzes brancas e duas luzes vermelhas), retardava o ponto de toque na pista, reduzindo o comprimento disponível para realizar a parada da aeronave.

Dessa forma, adotava-se, informalmente, uma aproximação com o padrão de três luzes vermelhas e uma branca, o que representava uma aproximação visual baixa, diferente do recomendado.

Esse tipo de aproximação, abaixo dos padrões recomendados, foi executado nesse voo e, conforme relatado, tratava-se de um costume dos pilotos que operavam naquela localidade.

Ressalta-se, porém, que, apesar de esse tipo de aproximação baixa já ter sido item de observação na avaliação de treinamento do PIC, esse fato não teve relação direta com os eventos observados nesta ocorrência.

Verificou-se que a performance de pouso era compatível com as dimensões da pista, pois era possível realizar o pouso, mesmo com reversos inoperantes, nas condições presentes no momento da ocorrência. De acordo com os dados da Figura 40, obteve-se um comprimento de pista necessário de 707 m.

A pista do aeródromo possuía um comprimento de 1.320 m, sendo, portanto, maior que o comprimento mínimo exigido para pouso nas condições da aeronave no momento da ocorrência, e levando-se em consideração os fatores de segurança exigidos em regulamento, que estipulavam 792 m (60%).

Contudo, apesar de a pista de SBUY ter dimensões adequadas para a desaceleração da aeronave sem a utilização dos reversores, observou-se que os tripulantes demonstravam grande preocupação quanto ao comprimento da pista para frenagem, uma vez que a operação se dava no período noturno sob condições de chuva (pista molhada).

A fim de minimizar essa preocupação, a aproximação foi realizada com um padrão de rampa abaixo da ideal e, assim que houve o toque dos trens de pouso principais na pista, os manetes foram levados diretamente para a posição de reverso.

O pouso ocorreu com um fator de carga de 1,3G, aproximadamente, sendo considerado dentro dos valores normais.

Em síntese, as ações que deveriam ser adotadas após o toque da aeronave na pista seriam:

- verificar a retração do *Idle Gate*, função que deveria ser realizada pelo PM;
- recuar os manetes de potência até a posição *Ground Idle* (GI), função a ser realizada pelo PF; e
- verificar e anunciar as condições das luzes de *Low Pitch*, função que deveria ser realizada pelo PM.

Na condição de pouso com os dois motores operando normalmente, caso as duas luzes de *Low Pitch* fossem verificadas acesas, os manetes poderiam ser recuados para a posição reverso. Caso apenas uma luz de *Low Pitch*, de qualquer um dos lados, fosse verificada acesa, não poderiam ser utilizados os reversos no pouso e a aeronave deveria ser desacelerada utilizando apenas o sistema de freios.

Esse procedimento visava garantir que a aeronave estivesse corretamente configurada para se aplicar potência reversa nos motores, sendo essencial para prevenir uma saída de pista devido à ocorrência de reverso assimétrico.

De acordo com o áudio do CVR, não foi possível identificar o SIC anunciando “*two Low Pitch*” ou “*No Reverse*” previstos no procedimento de pouso. Além disso, os dados do FDR indicavam que apenas a hélice 1 (lado esquerdo) entrou em *Low Pitch* embora ambos os manetes de potência tenham sido recuados continuamente para a posição de reverso.

Dessa forma, conclui-se que apenas a luz de *Low Pitch* referente à hélice 1 (lado esquerdo) tenha acendido. Logo, nenhum dos dois motores poderia ser colocado em regime de reverso e a aeronave deveria ser desacelerada apenas com a utilização dos freios.

Ao mesmo tempo, verificou-se, por meio do áudio do CVR e dos parâmetros do FDR que, no momento do toque das pernas do trem de pouso na pista, o aviso sonoro repetitivo associado à MASTER WARNING foi ativado.

Essas indicações podem estar associadas à função *Pitch Uncoupling Mechanism* do profundor, onde forças contrapostas na coluna do manche gerariam o desacoplamento das porções direita e esquerda dessa superfície de comando. Esse desacoplamento forneceria

as seguintes indicações: Luz MASTER WARNING, indicação *Pitch Disconnect* e aviso sonoro repetitivo.

O caráter intermitente do aviso de MASTER WARNING observado no FDR (Figura 17) poderia ser associado ao ajuste da *Microswitch* localizada no profundor (Figura 15).

Diante do exposto, é possível que o inesperado aviso sonoro de *Pitch Disconnect* tenha desviado a atenção da tripulação durante a realização dos procedimentos previstos de pouso, contribuindo, assim, para a não verificação das luzes de *Low Pitch*. Nesse cenário, ambos os manetes foram recuados para a posição REV.

Sendo assim, o desvio de atenção da tripulação levou à aplicação do comando de reverso dos motores, estando uma das luzes de *Low Pitch* acesa, concorrendo para que apenas uma das hélices entrasse em reverso enquanto a outra permanecesse em passo de voo. Essa ação contribuiu para a saída da aeronave pela esquerda da pista.

O fato de o FDR ter registrado posições dos manetes abaixo de *Ground Idle* permitiu descartar uma falha do *Idle Gate*, que impediria que os manetes de potência fossem recuados para posições abaixo de *Flight Idle*.

A partir do instante em que a hélice esquerda entrou em reverso e a hélice direita continuou em passo de voo, a aeronave começou a desviar-se para a esquerda.

Quando os motores entram no regime de reverso ocorreu um aumento do torque e de outros parâmetros relacionados, como rotação de hélice e rotação da turbina de alta potência. Essa característica pôde ser observada em ambos os motores, conforme observado nas Figura 20 e 21.

Desse modo, verificou-se que, apesar de a hélice direita não ter alterado o passo para reverso, o motor apresentou comportamento condizente com a posição do manete, ou seja, em regime de reverso.

O aumento do torque no motor direito com a hélice em passo de voo ocasionou um incremento da tração na direção de voo. Em contrapartida, o motor esquerdo assumiu o regime de reverso e a tração disponibilizada era no sentido oposto à direção de voo.

Nessa condição, observou-se um grande momento de guinada lateral para a esquerda que, apesar da aplicação de todo o leme para a direita, não pôde ser contrariado e resultou na saída da aeronave da pista.

Ao observar a tendência de guinada da aeronave e a não efetividade do reverso do motor direito, o PF retirou a mão do manete nº 1 (esquerdo) e forçou o manete nº 2 (direito) para o batente da posição REV. O manete nº 1 retornou para a posição de *Ground Idle* mecanicamente devido ao efeito de molas da caixa de manetes, conforme pode ser observado entre os tempos 206889 e 206895 de referência da Figura 19.

Com base nos dados apresentados no gráfico dessa figura, conclui-se que, após a saída da pista, o manete nº 2 foi levado para a posição *Ground Idle* e na sequência para o Reverso, porém, não houve modificação da condição do passo da hélice, que permaneceu em voo.

O manete nº 1 assumiu uma posição abaixo de 0° de ângulo de manete devido aos impactos após a saída da pista, o que ocasionou o travamento de todos os manetes, tanto os de potência quanto os de condição.

O corte dos motores foi realizado pelos punhos de fogo e a aeronave percorreu cerca 500 m após o ponto de toque e 180 m fora da pista, parando, aproximadamente, 60 m perpendicularmente em relação ao centro da pista.

Quanto aos fatores que podem ter levado à falha do ângulo de passo do motor nº 2 e, consequentemente, ao evento de reverso assimétrico, foram elaboradas as seguintes hipóteses:

- Falha hidráulica da PVM;
- Falha da *Microswitch Box*; e
- Falha elétrica no sistema de proteção de *Low Pitch*.

No que se refere a uma falha hidráulica da PVM, PN C146440-2, SN 229, a unidade foi testada em bancada. Verificou-se que ela possuía capacidade de fornecer potência hidráulica para modificar o passo da hélice. Logo, a PVM pôde ser descartada como um fator contribuinte para o evento.

Com relação a uma falha da *Microswitch Box*, PN 11S76180650-10, SN 0199, foram observadas uma série de discrepâncias no componente indicando que a unidade poderia ter sido aberta em local não autorizado.

O teste de continuidade apresentou todos os resultados dentro dos parâmetros esperados.

No teste funcional, foram testadas tanto as *microswitches* dos dois manetes de potência quanto as *microswitches* dos dois manetes de condição.

Foram obtidos valores fora do especificado em várias *microswitches*, em especial, destaca-se a *Microswitch 4KX*, responsável pela identificação de que o manete de potência nº 2 (lado direito) estava na posição de *Ground Idle*.

A *Microswitch 4KX*, dentre outras funções, permitia a passagem de tensão de 28 VDC para o sistema de proteção de *Low Pitch*. Contudo, embora tenha sido observada uma diferença entre o ângulo de ativação da *Microswitch 4KX* e o seu valor esperado, essa discrepância não seria suficiente para desabilitar completamente a função reverso no motor direito, podendo ser associada a um atraso na mudança do passo da hélice.

Foram realizadas diversas simulações, a fim de se verificar uma possível não ativação da *Microswitch 4KX*. Em todas as simulações realizadas houve o seu acionamento.

Por fim, foi realizada a abertura da *Microswitch Box*, PN 11S76180650-10, SN 0199, no intuito de verificar se havia algum material estranho em seu interior que pudesse provocar uma falha momentânea que não fosse possível reproduzir, dado que a unidade já havia passado por intervenção não apropriada. Nenhum objeto que pudesse produzir uma falha na *Microswitch 4KX* foi encontrado, apenas mais indícios da realização de serviços fora da especificação.

Contudo, não foi possível obter informações do período em que a intervenção na *Microswitch Box*, PN 11S76180650-10, SN 0199, teria sido realizada, visto que não foram encontrados registros de serviços de manutenção na unidade.

No que diz respeito a uma falha elétrica do sistema de proteção de *Low Pitch*, inicialmente, foi realizado um teste de continuidade elétrica em todo o sistema. Esse teste apontou que toda a fiação da aeronave estava íntegra.

No entanto, para a realização do teste foi necessário alterar a configuração inicial do sistema para possibilitar o acesso aos componentes elétricos de proteção de *Low Pitch* e realização das medições.

Essa sequência de procedimentos impossibilitou uma avaliação mais completa do estado inicial da aeronave e a verificação de uma possível falha intermitente da parte elétrica do sistema de proteção de *Low Pitch*.

Dessa forma, considerou-se que uma falha elétrica momentânea pode ter gerado a perda de sinal de desativação da proteção de *Low Pitch*, de acordo com o desenho esquemático mostrado na Figura 5.

Essa condição, possivelmente, pode estar associada com as condições de aterramento dos componentes elétricos da aeronave, dado que esse fator gerava um sinal oscilante, conforme observado no primeiro teste elétrico na aeronave.

Observou-se, ainda, que o sinal Np *Cancel* que deveria ser gerado em casos de falha de reverso registrados na PEC não foi enviado à EEC, uma vez que não houve redução da rotação da hélice direita (Np), como mostra a Figura 23.

A função Np *Cancel* limitaria a rotação da hélice do motor com falha de reverso minimizando, dessa forma, os efeitos do momento de guinada causados por uma assimetria de reverso.

Verificou-se a fiação referente à função do Np *Cancel* em conjunto com o teste elétrico realizado e não foram encontradas discrepâncias, podendo da mesma forma ser associada a falha da função Np *Cancel* a uma condição de aterramento da aeronave.

3. CONCLUSÕES.

3.1. Fatos.

- a) os pilotos estavam com os Certificados Médicos Aeronáuticos (CMA) válidos;
- b) os pilotos estavam com as habilitações de aeronave tipo A47 (que incluía o modelo ATR-42-500) e Voo por Instrumentos - Avião (IFRA) válidas;
- c) os pilotos estavam qualificados e possuíam experiência no tipo de voo;
- d) a aeronave estava com o Certificado de Aeronavegabilidade (CA) válido;
- e) a aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento;
- f) os registros técnicos de manutenção estavam atualizados;
- g) as condições meteorológicas eram propícias à realização do voo;
- h) o voo foi realizado no período noturno;
- i) no início da descida, a aeronave apresentou aumento de rotação da hélice do motor direito;
- j) os manetes de condição foram colocados na posição de 100% OVRD de acordo com os procedimentos previstos no manual;
- k) a aproximação foi realizada com rampa abaixo da ideal;
- l) o pouso foi realizado com fator de carga de, aproximadamente, 1,3G;
- m) na gravação do CVR não foi possível identificar o anúncio dos tripulantes quanto ao acendimento das luzes de *Low Pitch*;
- n) na gravação do CVR foi possível identificar um aviso sonoro repetitivo no momento do pouso;
- o) os dados do FDR revelaram a ativação da MASTER WARNING no momento do pouso;
- p) os dados do FDR revelaram uma movimentação contínua dos manetes de potência da posição de *Flight Idle* para a posição REV;
- q) durante o pouso, a aeronave apresentou forte tendência de guinada para a esquerda;

- r) os dados do FDR revelaram que a hélice direita não assumiu o passo reverso com o manete de potência em posição abaixo de *Ground Idle*;
- s) a aeronave saiu pela lateral esquerda da pista;
- t) a luz *Pitch Disconnect* permaneceu acesa após a ocorrência;
- u) os testes realizados na PVM instalada no motor direito indicaram que não houve contribuição desse componente na ocorrência;
- v) foram observadas uma série de discrepâncias na *Microswitch Box* indicando que a unidade poderia ter sido aberta em local não autorizado;
- w) os testes de continuidade não apresentaram falhas;
- x) a aeronave teve danos substanciais; e
- y) os tripulantes saíram ilesos.

3.2. Fatores contribuintes.

- **Atenção - contribuiu.**

A falta de atenção para o acendimento das luzes de *Low Pitch* concorreu para a aplicação de reverso nos dois motores, estando apenas uma das luzes acesa.

Dessa forma, essa ação contribuiu para a condição de reverso assimétrico, o que propiciou a saída da aeronave pela esquerda da pista.

- **Estado emocional - indeterminado.**

A sensação de apreensão vivenciada pelos tripulantes em relação ao comprimento da pista, associada à condição de operação noturna e sob chuva, pode ter afetado o seu desempenho, de modo que, na tentativa de antecipar a entrada dos motores no regime de reverso, os procedimentos padrão de pouso não foram adequadamente realizados.

- **Manutenção da aeronave - Indeterminado.**

A série de discrepâncias identificadas na *Microswitch Box*, PN 11S76180650-10, SN 0199, indicando que a unidade poderia ter sido aberta em local não autorizado, despertou dúvidas quanto ao padrão de qualidade dos serviços realizados na aeronave, o qual pode ter permitido uma condição de aterramento da aeronave que tenha afetado diversos componentes elétricos da aeronave e acarretado a falha da função *Np Cancel*.

4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA

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

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

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

A-053/CENIPA/2017 - 01

Emitida em: 21/09/2022

Atuar junto à Total Linha Aéreas S.A, a fim de verificar a conformidade dos serviços de manutenção realizados por aquela empresa, visando incrementar os níveis de competência

e segurança operacional requeridos ao desempenho das atividades para as quais tal organização é certificada.

5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.

Não houve.

Em, 21 de setembro de 2022.

