

**COMANDO DA AERONÁUTICA
ESTADO-MAIOR DA AERONÁUTICA**

**CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO
DE ACIDENTES AERONÁUTICOS**



**RELATÓRIO FINAL
A-006/CENIPA/2007**

OCORRÊNCIA: ACIDENTE AERONÁUTICO

AERONAVE: PT – MTS

MODELO: ATR 42-300

DATA: 14 SET 2002



ADVERTÊNCIA

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

O presente Relatório Final é um documento técnico que reflete o ponto de vista do SIPAER em relação às circunstâncias que podem ter contribuído para esta ocorrência, bem como estabelece providências para a prevenção de futuras ocorrências.

Este relatório está em conformidade com a Convenção de Chicago de 1944, recepcionada pelo ordenamento jurídico brasileiro através do decreto nº21.713, de 27 de agosto de 1946. No Anexo 13 da Organização de Aviação Civil Internacional - OACI, consta que o propósito da investigação não é determinar culpa ou responsabilidade, mas sim, exclusivamente, o de prevenção de acidentes aeronáuticos.

A elaboração deste Relatório Final foi conduzida com base em fatores contribuintes e hipóteses levantadas, sem recorrer a qualquer procedimentos de prova para apuração de responsabilidade civil ou criminal; conseqüentemente o uso que se faça deste relatório para qualquer propósito que não o de prevenção de futuros acidentes, poderá induzir a interpretações e conclusões errôneas.

SUMÁRIO

ABREVIATURAS

SINOPSE

RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA DE VÔO

DIVULGAÇÃO

1. HISTÓRICO DO ACIDENTE
 2. DANOS CAUSADOS
 - 2.1 Pessoais
 - 2.2 Materiais
 3. ELEMENTOS DE INVESTIGAÇÃO
 - 3.1 Informações sobre o pessoal envolvido
 - 3.2 Informações sobre a aeronave
 - 3.3 Exames, testes e pesquisas
 - 3.4 Informações meteorológicas
 - 3.5 Navegação
 - 3.6 Comunicação
 - 3.7 Informações sobre o aeródromo
 - 3.8 Informações sobre o impacto e os destroços
 - 3.9 Dados sobre fogo
 - 3.10 Aspectos de sobrevivência e/ou abandono da aeronave
 - 3.11 Gravadores de Vôo
 - 3.12 Aspectos organizacionais
 - 3.13 Aspectos operacionais
 - 3.14 Aspectos fisiológicos
 - 3.15 Aspectos psicológicos
 - 3.16 Aspectos ergonômicos
 - 3.17 Informações adicionais
 4. ANÁLISE
 5. CONCLUSÃO
 - 5.1 Fatos
 - 5.2 Fatores contribuintes
 - 5.2.1 Fator humano
 - 5.2.2 Fator material
- ANEXO I

ABREVIATURAS

AC	Advisory Circular
ACC	Area Control Center
AD	Airworthiness Directive
AFM	Aircraft Flight Manual
AIREP	Air Report
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
APP	Approach Control
BEA	Bureau D'Enquetes et D'Analyses pour la Sécurité de L'Aviation Civile
CB	Circuit Braker
CCF	Certificado de Capacidade Física
CHT	Certificado de Homologação Técnica
CMR	Certification Maintenance Requirements
CRM	Cockpit Resource Management
CVR	Cockpit Voice Recorder
DA	Diretriz de Aeronavegabilidade
DAC	Departamento de Aviação Civil
DGAC	Departamento Geral de Aviação Civil
DIPAA	Divisão de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos do DAC
ELT	Emergency Localizer Transmitter
FAA	Federal Aviation Administration
FDR	Flight Data Recorder
FL	Flight Level
IFR	Instrument Flight Rules
JAR	Joint Aviation Regulation
JIC	Job Instruction Card
METAR	Meteorological Aviation Report
RBHA	Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica
SB	Service Bulletin
STIF	Store Interface Card
VFR	Visual Flight Rules
VMC	Visual Meteorological Condition

SINOPSE

O presente Relatório Final é referente ao acidente ocorrido com a aeronave ATR-42-300, PT-MTS, operado pela TOTAL Linhas Aéreas S/A, ocorrido em 14 SET 2002.

A aeronave decolou de Guarulhos - SBGR às 04:52P com 02 pilotos a bordo, com destino a Londrina - SBLO. Cumpria o voo Total 5561, transportando carga da Empresa Brasileira de Correios e Telégrafos.

A aeronave subiu para o FL 180. As comunicações foram realizadas normalmente com os órgãos de controle.

Às 05:40P, o Centro de Controle de Área de Curitiba (ACC-CW) perdeu o contato radar com a aeronave.

Os destroços da aeronave foram encontrados posteriormente no município de Estância de Paranapanema – SP, onde houve a sua colisão com o solo.

A aeronave ficou completamente destruída.

Os dois pilotos faleceram.

Os Fatores Contribuintes deste acidente foram:

Fator Humano

- Aspecto Psicológico
- Aspecto Operacional
 - Coordenação de Cabine
 - Supervisão
 - Outros Aspectos Operacionais

Fator Material

- Projeto

RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA DE VÔO

Recomendação de Segurança, conforme definido na NSMA 3-9 de 30 JAN 96, é o estabelecimento de uma ação ou conjunto de ações emitidas pelo SIPAER, para o órgão ao qual foi dirigida, em ação e responsabilidade nela estabelecida.

Recomendação de Segurança de Vôo emitida pelo DAC:

1. O DAC emitiu, em julho de 2005, Recomendação aos operadores de aeronaves ATR, determinando que:

Providenciassem a pintura, em todas as aeronaves ATR-42 da empresa, dos “circuit breaker” H2 e H3, com o intuito de facilitar a sua identificação pela tripulação e estabelecer uma rotina para inspeção periódica e preventiva dos mesmos, a fim de verificar o estado de conservação da pintura.

Recomendações de Segurança de Vôo emitidas pelo CENIPA:

1. À ANAC:

RSV (A) 31/A/07 – CENIPA

Emitida em 10/MAIO/2007

a. Em cooperação com a Autoridade de Homologação Primária (EASA), determinar os níveis de força envolvidos ao longo de um disparo de compensador em aeronaves ATR 42, nas diversas condições de vôo e configurações da aeronave, com o objetivo de caracterizar a eventual necessidade de um sistema independente de sobreapimentamento.

RSV (A) 32/A/07 – CENIPA

Emitida em 10/MAIO/2007

b. Através de estudos, avaliar a possibilidade de alteração da ergonomia para desativação dos CB, de forma a interromper a alimentação elétrica para ambos os atuadores do compensador do profundor das aeronaves ATR 42 e ATR 72 que tenham, ou venham a ter, registro brasileiro.

RSV (A) 33/A/07 – CENIPA

Emitida em 10/MAIO/2007

c. Em coordenação com o fabricante, reavaliar a certificação do sistema de compensador do profundor (“Pitch Trim System”) das aeronaves tipo ATR 42 e ATR 72, em conformidade com o RBHA 25, que tenham, ou venham a ter, matrícula brasileira.

RSV (A) 34/A/07 – CENIPA

Emitida em 10/MAIO/2007

d. Realizar estudos em coordenação com o fabricante da aeronave, visando verificar a necessidade de revisar a publicação técnica ATR 42-200/300/320 “Time Limits”, a fim de incluir intervalos para substituição de componentes do sistema de compensador do profundor.

2. À Empresa Total Linhas Aéreas:

RSV (A) 35/A/07 – CENIPA

Emitida em 10/MAIO/2007

- a. Divulgar o conteúdo deste relatório a todos os seus tripulantes.

RSV (A) 36/A/07 – CENIPA

Emitida em 10/MAIO/2007

- b. Implementar um curso regular de CRM para todos os seus tripulantes.

RSV (A) 37/A/07 – CENIPA

Emitida em 10/MAIO/2007

- c. Inserir em sua rotina operacional a recomendação de que os seus tripulantes só se afastem do seu posto de pilotagem em caso de real necessidade.

RSV (A) 38/A/07 – CENIPA

Emitida em 10/MAIO/2007

- d. Revisar o seu Programa de Treinamento, a fim de fornecer treinamento anual de simulador aos seus tripulantes.

3. À Empresa Avions de Transport Regional – ATR:

RSV (A) 39/A/07 – CENIPA

Emitida em 10/MAIO/2007

- a. Incluir um procedimento de emergência referente ao disparo de compensador do profundor no “Airplane Flight Manual – AFM” e no “Flight Crew Operation Manual – FCOM” das aeronaves ATR 42 e ATR 72 com matrícula brasileira.

RSV (A) 40/A/07 – CENIPA

Emitida em 10/MAIO/2007

- b. Em coordenação com a ANAC, realizar estudos visando verificar a necessidade de revisar a publicação técnica ATR 42-200/300/320 “Time Limits”, a fim de incluir intervalos para substituição de componentes do sistema de compensador do profundor.

RSV (A) 41/A/07 – CENIPA

Emitida em 10/MAIO/2007

- c. Divulgar a todos os operadores de ATR 42 a revisão do JIC 27-32-00, OPT 10000-001, de Agosto de 2003, com ênfase nas situações de risco a serem evitadas.

Obs: À época do acidente, foi emitida Recomendação de Segurança de Vôo a todas as empresas operadoras de ATR para que providenciassem a pintura, em todas as aeronaves ATR 42 de suas frotas, dos “circuit breakers” H2 e H3 e estabelecessem uma rotina para sua inspeção periódica e preventiva. A DIPAA do DAC emitiu ofícios aos operadores brasileiros a respeito da verificação do sistema de compensador do profundor, bem como de procedimentos de emergência a serem adotados em caso de disparo do compensador. Emitiu, ainda, fax a todos os operadores brasileiros alertando sobre a revisão do teste operacional do JIC 27-32-00, efetuada em AGO 2003.

A ATR emitiu a AOM 42/72/07/2002, de 21 OUT 2002, lembrando aos operadores a necessidade de manter a guarda de proteção íntegra para evitar uma possível ação inadvertida no interruptor “Stand-by Pitch Trim”. Emitiu, ainda, o “Service Bulletin” ATR42-92-0010, “modification” 05450 L0105, em FEV 2003, orientando os operadores sobre a instalação de uma nova guarda de proteção do interruptor do “Stand-by Pitch Trim”. A Direction Generale de L’Aviation Civile emitiu a AD 2003-106(B), tornando mandatória a instalação da guarda. A ATR emitiu a revisão do JIC 27-32-00, OPT 10000-001, para os modelos ATR 42 e ATR 72, a qual revisou e alterou as modificações implementadas pela Total Linhas Aéreas S/A e divulgadas aos demais operadores brasileiros.

DIVULGAÇÃO

- Total Linhas Aéreas S/A
- ANAC – Agência Nacional de Aviação Civil
- BEA – Bureau D’Enquetes et D’Analyses pour la Sécurité de L’Aviation Civile
- ATR – Avions de Transport Regional

AERONAVE	Modelo: ATR 42-300 Matrícula: PT-MTS	OPERADOR: Total Linhas Aéreas S/A
ACIDENTE	Data/hora: 14 SET 2002 – 05:40P Local: Sítio Rincão Município, UF: Estância de Paranapanema – SP	TIPO: Acidente com comandos de vôo

1. HISTÓRICO DO ACIDENTE

A aeronave decolou de Guarulhos - SBGR às 04:52P com 02 pilotos a bordo, com destino a Londrina - SBLO. Cumpria o vôo Total 5561, transportando carga da Empresa Brasileira de Correios e Telégrafos.

A aeronave subiu para o FL 180. As comunicações foram realizadas normalmente com os órgãos de controle.

Às 05:40P, o Centro de Controle de Área de Curitiba (ACC-CW) perdeu o contato radar com a aeronave.

Os destroços da aeronave foram encontrados posteriormente no município de Estância de Paranapanema, onde houve a sua colisão com o solo.

A aeronave ficou completamente destruída.

Os dois pilotos faleceram.

2. DANOS CAUSADOS

2.1 Pessoais

Lesões	Tripulantes	Passageiros	Terceiros
Fatais	02	-	-
Graves	-	-	-
Leves	-	-	-
Ilesos	-	-	-

2.2 Materiais

2.2.1 À aeronave

A aeronave ficou completamente destruída.

2.2.2 A terceiros

Uma propriedade de uma fazenda próxima sofreu pequenos danos no telhado decorrentes da colisão de partes da aeronave.

3. ELEMENTOS DE INVESTIGAÇÃO

3.1 Informações sobre o pessoal envolvido

a. Horas de voo	PILOTO	CO-PILOTO
Totais	6627:00	2758:00
Totais nos últimos 30 dias	74:00	68:00
Totais nas últimas 24 horas	07:20	03:15
Neste tipo de aeronave	3465:00	1258:00
Neste tipo nos últimos 30 dias	74:00	68:00
Neste tipo nas últimas 24 horas	07:20	03:15

b. Formação

O piloto foi formado pelo Aeroclube de Brasília em 1991.

O co-piloto foi formado pela Escola Paranaense de Aviação em 1997.

c. Validade e categoria das licenças e certificados

O piloto possuía Licença de Piloto de Linha Aérea, categoria avião e estava com as suas habilitações no tipo de aeronave e IFR válidas. O último treinamento, e cheque no equipamento do piloto, foi realizado na aeronave, e não no simulador, o que era possível, à época, de acordo com a regulamentação.

O co-piloto possuía Licença de Piloto Comercial, categoria avião e estava com as suas habilitações no tipo de aeronave e IFR válidas.

d. Qualificação e experiência para o tipo de voo

Os pilotos eram qualificados e possuíam experiência suficiente para a realização do tipo de voo.

e. Validade da inspeção de saúde

Os pilotos estavam com os Certificados de Capacidade Física (CCF) válidos.

3.2 Informações sobre a aeronave

A aeronave, tipo bimotora, modelo ATR 42-300 e número de série 026, foi fabricada pela Avions de Transport Regional – ATR em 1986. Contava, na época do acidente, com 33.371 ciclos, somando um total de 22.922 h 55 min totais de voo.

A última inspeção realizada foi do tipo AYE/1CCA, em 10 SET 2002, na oficina da Total Linhas Aéreas, e a aeronave voou 12 h 55 min e completou 12 ciclos após a mesma.

A aeronave foi entregue para operação na Total Linhas Aéreas em 11 SET 2001. Havia sido submetida, antes de sua entrega, a uma revisão geral (execução de visita C7-2 e 01 ano) nas oficinas da SIDMI, subcontratada pela ATR, em Toulouse – França, a qual foi encerrada em 31 AGO 2001. A aeronave fora operada pela empresa Air Atlantique, da França, até 26 JAN 2001, contando com um total de 21.144 h 20 min e 31.436 ciclos.

O Relatório de Discrepância Técnica – RDT encontrava-se corretamente escriturado, desde a sua abertura, em 16 DEZ 2000, até o dia anterior ao acidente.

As páginas 20079, 20080 e 20081 do “Maintenance / Flight Technical Logbook” (emitidas em 06 e 07 JUN 2002) reportaram as seguintes ações tomadas pela manutenção:

- Página 20079 – entrada da aeronave em manutenção. Substituído painel de controle do trim para pesquisa de pane da aeronave PT-MTO “piloto automático desacoplado” posição final, S/N 0628 PT-MTS, S/N 0026 PT-MTO;

- Página 20080 – Substituído “Trim Control Panel”, por conveniência da manutenção. O registro mostra que o painel de controle de trim (S/N 0628) que havia sido removido para teste no PT-MTO foi reinstalado no PT-MTS;

- Página 20081 – Substituído “Servo Drive Pitch”, por conveniência da manutenção.

Em relação à equipe de manutenção, verificou-se que o inspetor responsável pelo Laboratório de Eletrônica do operador foi designado para esta função em 24 MAR 1997. Ele possuía os cursos de Familiarização Geral ATR 42-300 e diferenças entre o ATR 42-300/320 e o ATR 42-400/500 e ATR 72-séries. Na função de inspetor designado F1, F2 e F3 possuía a experiência técnica para os serviços desenvolvidos nos componentes constantes da relação anexa ao Adendo, sendo assim designado como inspetor, como previsto no RBHA 65.101(b), dentro dos padrões e classes F1, F2 e F3 (SEL e EQE), estando autorizado a assinar a Aprovação para Retorno ao Serviço (APRS), como descrito no RBHA 43.7(b).

Outro inspetor, designado C4 e F3, possuía os seguintes cursos: Maintenance All Systems ATR 42-300, T1/ Technician – Mechanical: ATR 42-200/300/320, ATR (PCU) 72-101/102/201/202/211/212, ATR PEC 42-400/500 e 72-200/210/212/212A(500). Ele tinha experiência técnica para os serviços desenvolvidos nas aeronaves ATR 42-séries, ATR 72-séries e nos componentes constantes na relação anexa ao Adendo, sendo assim designado como inspetor, como previsto no RBHA 65.101(b), dentro dos padrões e classes C4 e F3, estando autorizado a assinar a Aprovação para Retorno ao Serviço (APRS), como descrito no RBHA 43.7(b).

O Engenheiro de Manutenção possuía os seguintes cursos: Familiarização do ATR 42-300, T1/ Technician – Mechanical: ATR 42-200/300/320, ATR (PCU) 72-101/102/201/202/211/212, ATR PEC 42-400/500 e 72-200/210/212/212A(500).

O Engenheiro de Qualidade possuía o curso de Familiarização do ATR 42-300, estando autorizado pela empresa a retornar ao serviço as aeronaves ATR 42-300/320, após os serviços de manutenção, em acordo com o descrito no RBHA 43.7.

O Gerente Técnico possuía o curso de Familiarização Geral ATR 42-300.

De acordo com o operador, todo o pessoal de manutenção citado possuía fluência em inglês, o que permitia compreender corretamente as instruções apresentadas nos diversos manuais relativos ao modelo da aeronave acidentada.

Foi realizada uma auditoria na documentação de manutenção da Aeronave PT-MTS por um engenheiro (Inspetor de Aviação Civil) da Divisão de Aeronavegabilidade e Engenharia de Manutenção do Departamento de Aviação Civil – DAC, em 22 e 23 SET 2002, para verificar os documentos relacionados à manutenção da aeronave PT-MTS. O relatório desta auditoria informou que, ao analisar e confrontar o Programa de manutenção da aeronave ATR 42-300 do operador com o Manual de Manutenção do fabricante, verificou-se que a empresa estava adotando os intervalos de manutenção previstos pelo fabricante.

Verificou-se, no Controle Técnico de Manutenção da aeronave, que os itens

controlados por hora e por ciclo estavam, no dia do acidente, com horas e/ou ciclos disponíveis para a próxima inspeção ou revisão.

Foram analisados, no “Log Book” de registros de discrepâncias da aeronave, no período de 18 SET 2001 a 13 SET 2002, os tipos de panes repetitivas registradas e não foi encontrada qualquer ocorrência que indicasse uma tendência a ocorrer uma falha.

Verificou-se que os boletins AD, DA, CN e SB aplicáveis à aeronave estavam aplicados ou aguardando o período previsto pela própria publicação para serem cumpridos. As ordens de serviço referentes à aeronave correspondiam aos serviços necessários para solucionar as panes reportadas no “Log Book” de registros de discrepâncias e nas inspeções programadas.

O peso e o Centro de Gravidade da aeronave estavam dentro dos limites especificados pelo fabricante. De acordo com o Manifesto de Peso e Balanceamento, foi embarcado um total de 4.720 kg de carga, composta basicamente de correspondência e malotes, e tal carga estava corretamente distribuída na aeronave. O peso de decolagem de Guarulhos foi de 16.649 kg, sendo o peso máximo de decolagem 16.700 kg. Não foi verificada qualquer irregularidade no carregamento da aeronave.

Na publicação “Time Limits” da aeronave, seção “Certification Maintenance Requirements” (CMR), as seguintes ações e respectivos intervalos máximos em horas de voo (FH) eram estabelecidos, em relação ao sistema de compensador do profundor:

- Teste operacional do alarme “CONFIG” para “pitch” fora dos limites de decolagem – 8000 FH
- Teste operacional dos interruptores de controle do compensador do profundor – 400 FH
- Teste funcional do interruptor do compensador do profundor reserva – 4000 FH

No “Time Limits”, não foram estabelecidos intervalos para a substituição de componentes do sistema de compensador do profundor.

A aeronave estava com o Certificado de Aeronavegabilidade válido.

As cadernetas de motores, hélices e célula estavam atualizadas.

3.3 Exames, testes e pesquisas

Foram realizadas análises nos atuadores do compensador do profundor (“pitch trim actuators”) e em duas hastes de controle do profundor (“elevator control rods”).

Segundo o Relatório ref: SQ/ATR/CR/PA/03-0235, de 19 NOV 2002, elaborado pela Sagem, fabricante do equipamento, a análise dos atuadores do compensador do profundor P/N 8236-3, S/N 190 e 903, revelou que eles apresentavam condições operacionais normais antes do acidente e seus danos resultaram do súbito e violento choque recebido pelos equipamentos durante a colisão da aeronave com o solo.

Conforme o “Examination Report” BEA-2002-EXM-13, de novembro de 2002, elaborado pelo “Bureau D’Enquetes et D’Analyses pour la Securite de L’Aviation Civile – BEA” da França, das duas hastes de controle do profundor analisadas, uma encontrava-se fraturada. A fratura ocorreu por sobrecarga.

Tendo em vista ter sido revelada, pelos dados dos gravadores de voo, a ocorrência de um disparo de compensador, foram feitas pesquisas com relação a esse item.

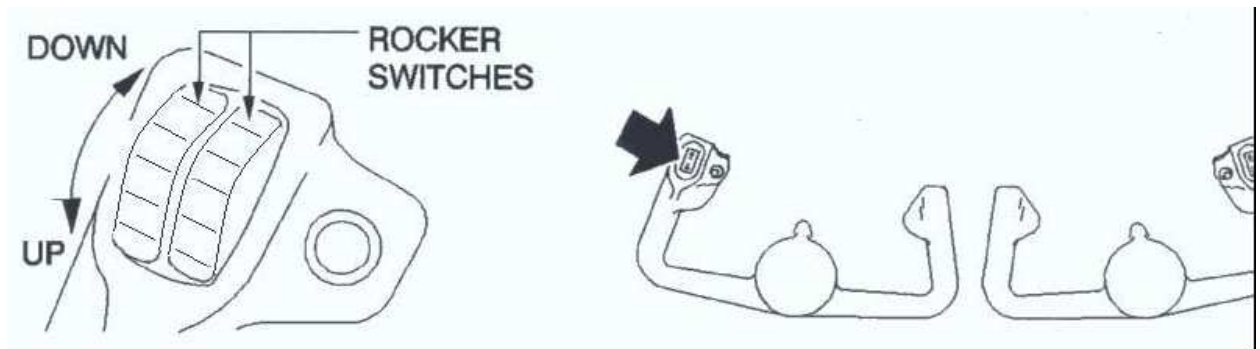
O sistema de compensador do profundor do ATR 42 era certificado de acordo com o parágrafo 1309 do JAR 25. A compensação do profundor do ATR 42 era

realizada através da variação da posição do compensador (“elevator tab”) em relação ao profundor. Existiam dois compensadores, um para o profundor direito e um para o esquerdo. Cada compensador era controlado por seu próprio atuador, os quais eram interligados para obter a sincronização de seus movimentos.

O controle do compensador (“Pitch Trim”) era elétrico e possuía as seguintes características:

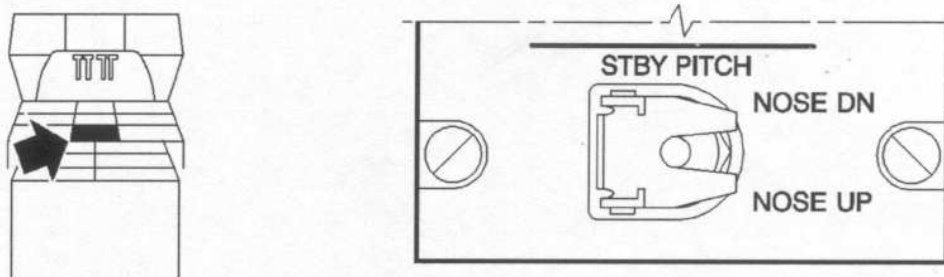
- Dois interruptores de controle do sistema normal (“normal pitch trim”), um em cada manche;
- Um interruptor de controle do sistema reserva (“stand-by pitch trim”), instalado no pedestal central; e
- Fornecimento de energia: barra 28 VDC EMER BUS, para o sistema normal, e barras 28 VDC EMER BUS e 28 VDC BUS2, para o sistema reserva.

Cada interruptor de controle do sistema normal era composto de duas peças (rockers) que deviam ser acionadas simultaneamente na mesma direção para que o comando fosse executado. Quando ambas as peças eram assim pressionadas, o circuito elétrico era fechado e micro-interruptores eram acionados. Quando deixavam de ser pressionados, voltavam automaticamente à posição neutra e o circuito era aberto.

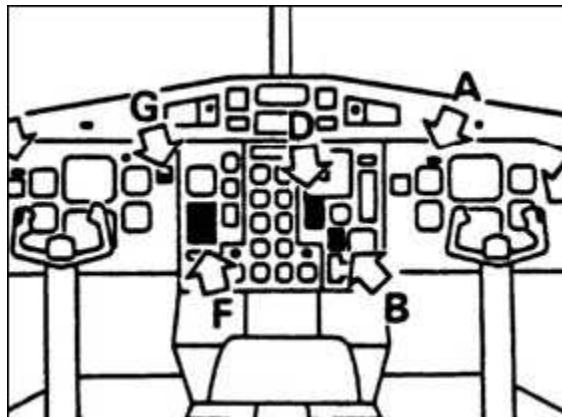
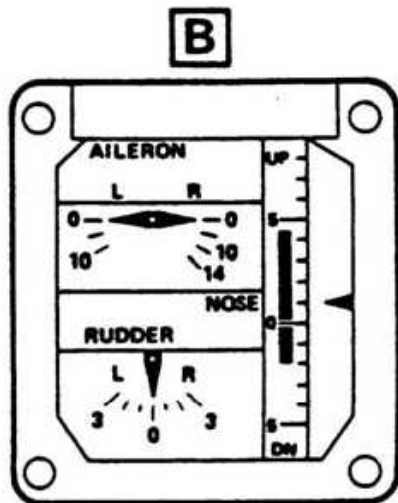


INTERRUPTORES DO SISTEMA NORMAL DE COMPENSADOR DO PROFUNDOR

O interruptor de controle do sistema reserva possuía três posições: uma posição neutra estável e duas posições instáveis, ou seja, que retornavam à posição neutra ao deixarem de ser acionadas. Em situação normal, o interruptor era mantido na posição neutra e era protegido por uma guarda. Em situação de utilização do sistema reserva, a guarda era levantada e, ao posicionar o interruptor em uma das posições extremas, acionava-se quatro contatos para a posição de funcionamento, enquanto quatro outros contatos (da posição oposta) permaneciam em repouso.

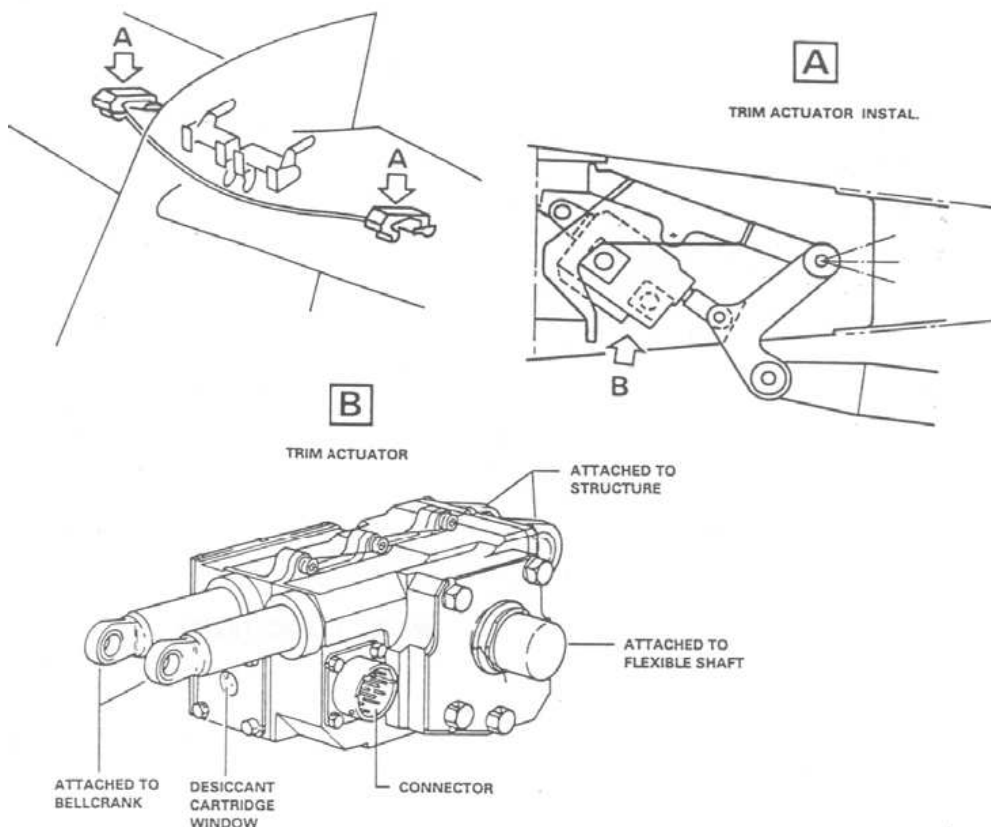


INTERRUPTOR DO SISTEMA RESERVA DE COMPENSADOR DO PROFUNDOR



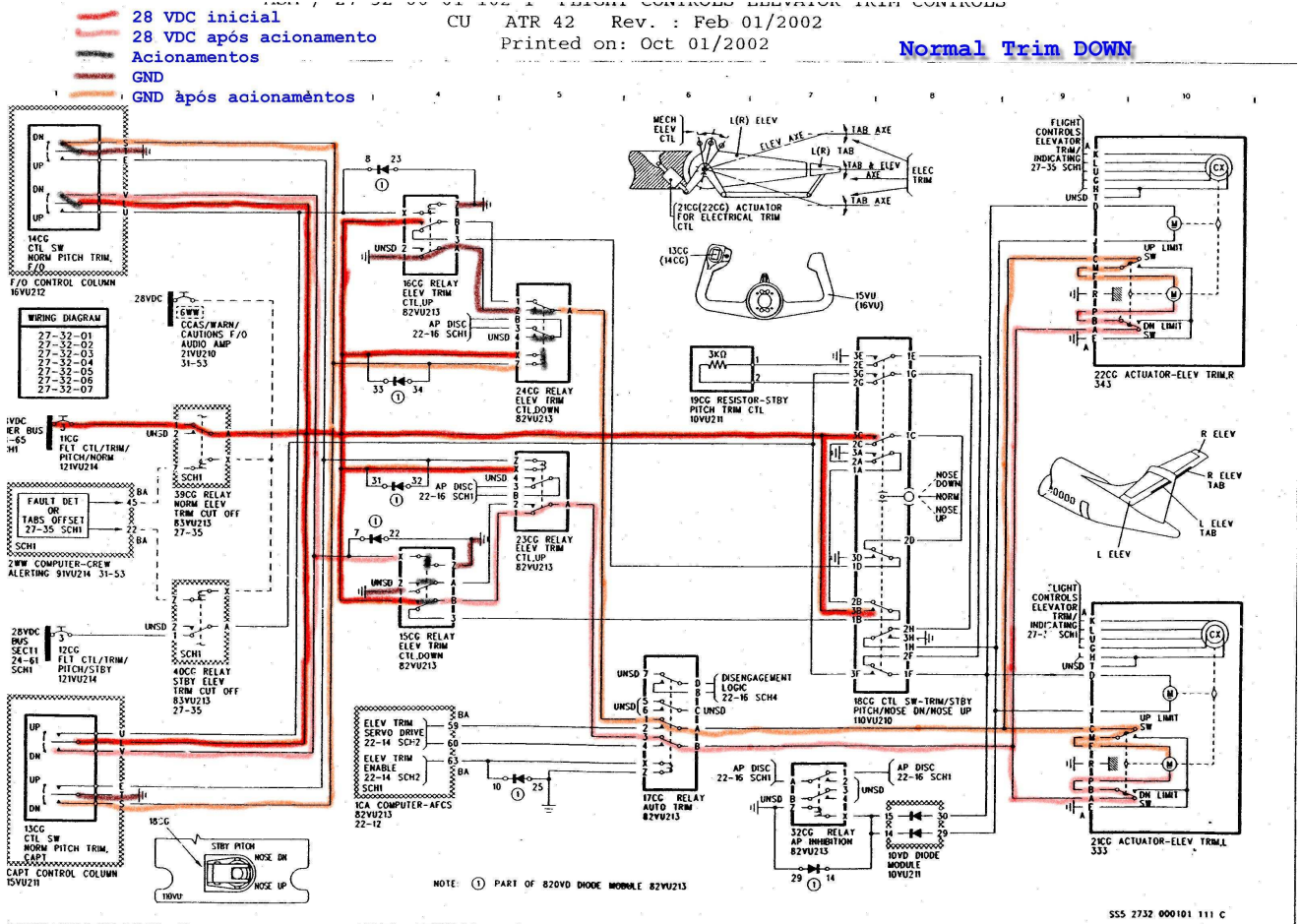
INDICADOR DE POSIÇÃO DO COMPENSADOR DO PROFUNDOR

Havia, ainda, uma haste flexível, que transmitia a rotação horária ou anti-horária da caixa de redução de cada atuador elétrico do compensador de profundor (direito e esquerdo) para o outro, para sincronização. Cada atuador elétrico possuía duas bobinas para o seu acionamento.



INSTALAÇÃO DOS ATUADORES DO COMPENSADOR DO PROFUNDOR

Quando em operação normal, ao acionar um dos interruptores de controle do sistema normal, era fechado o circuito elétrico de alimentação de uma bobina em cada atuador do compensador (esquerdo e direito), por meio de relés. Os dois atuadores entravam em funcionamento e eram sincronizados através da haste flexível, movimentando o compensador ("elevator tab"). Ao soltar os interruptores, os atuadores paravam imediatamente, pois o circuito era aberto.



OPERAÇÃO NORMAL – COMPENSADOR DO PROFUNDOR PARA PICAR (DOWN)

No caso de falha do sistema normal, era utilizado o sistema reserva. O sistema reserva utilizava todas as bobinas existentes (duas em cada atuador). As bobinas do sistema normal funcionavam alimentadas pela barra 28 VDC EMER BUS e as duas outras bobinas pela barra 28 VDC BUS2. No caso de perda do sistema normal por pane elétrica, as bobinas do sistema normal não funcionariam, sendo os atuadores movimentados apenas pelas bobinas alimentadas pela barra 28 VDC BUS2. No caso de perda do sistema normal devido a aumento na carga resistente, as duas bobinas de cada atuador continuavam sendo alimentadas por suas barras respectivas e o torque gerado por elas era duplicado.

O compensador do profundor possuía os seguintes alarmes associados: decolagem fora dos limites do compensador, alarme sonoro de funcionamento e assimetria de posição.

O alarme de decolagem fora dos limites do compensador era acionado quando a aeronave estava em configuração de decolagem e o compensador estava fora da faixa verde (entre 1,5 DN – nariz abaixo e 4,5 UP – nariz acima).

O alarme sonoro de funcionamento acionava um alerta aural (WHOLLER) no caso de acionamento do compensador superior a um segundo. O alarme de assimetria era acionado quando a diferença de posição entre os atuadores da direita e da esquerda excedia 2,5 graus, desacoplando o piloto automático (PA) e parando o movimento do compensador.

Tolerâncias das deflexões do compensador do profundor em relação à posição neutra:

DEFLEXÕES	Sistema Normal (Batentes elétricos)	Sistema Reserva (Batentes Mecânicos)
Compensador para cima (comando do nariz da aeronave para baixo)	5.2° +/- 0.3°	5.7° +/- 0.4°
Compensador para baixo (comando do nariz da aeronave para cima)	8.4° +/- 0.4°	8.9° +/- 0.5°

O tempo de deflexão, de batente a batente, era de 30 +/- 4,5 s utilizando o sistema normal e de 22,5 +/- 3 s utilizando o sistema reserva.

Tolerâncias na velocidade de deflexão do compensador do profundor:

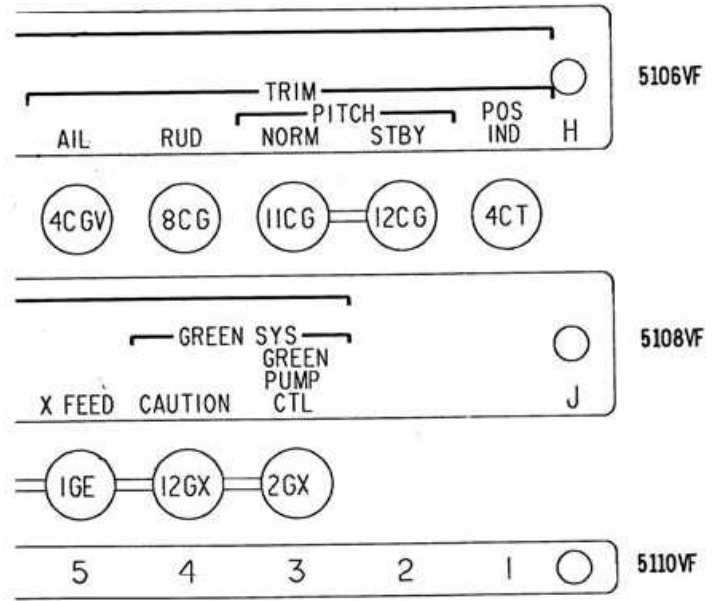
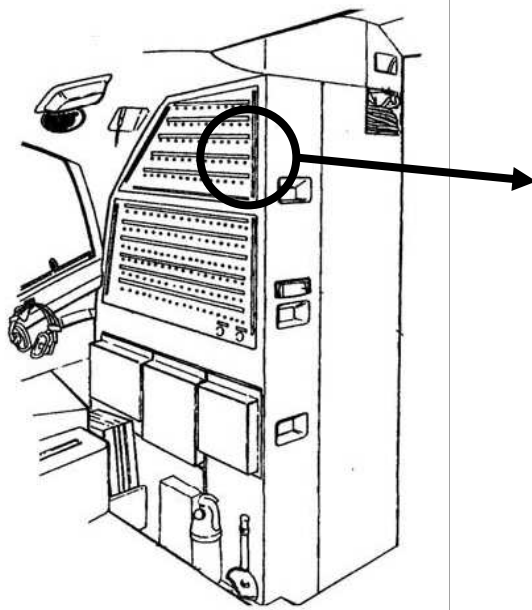
VELOCIDADE	Sistema Normal	Sistema Reserva
Velocidade Nominal	0.45% <i>s</i>	0.65% <i>s</i>
Velocidade Máxima	0.56% <i>s</i>	0.79% <i>s</i>
Velocidade Mínima	0.37% <i>s</i>	0.54% <i>s</i>

Os "Circuit Breaker" (CB) relacionados com o sistema de compensador do profundor eram: CB FIN 11CG (H3), que era dedicado ao fornecimento de energia das bobinas do sistema normal ("low speed"), através do sistema normal ou reserva; CB FIN 12CG (H2), que era dedicado ao fornecimento de energia das bobinas do sistema reserva ("high speed"), através do sistema reserva; e o CB FIN 4CT, dedicado ao fornecimento de energia para ambos os indicadores dos atuadores do compensador do profundor.

Desativando o CB 11 CG (H3), ocorre a perda total do sistema normal do compensador do profundor, mas o sistema reserva permanece disponível e, neste caso, a velocidade do sistema reserva fica inalterada.

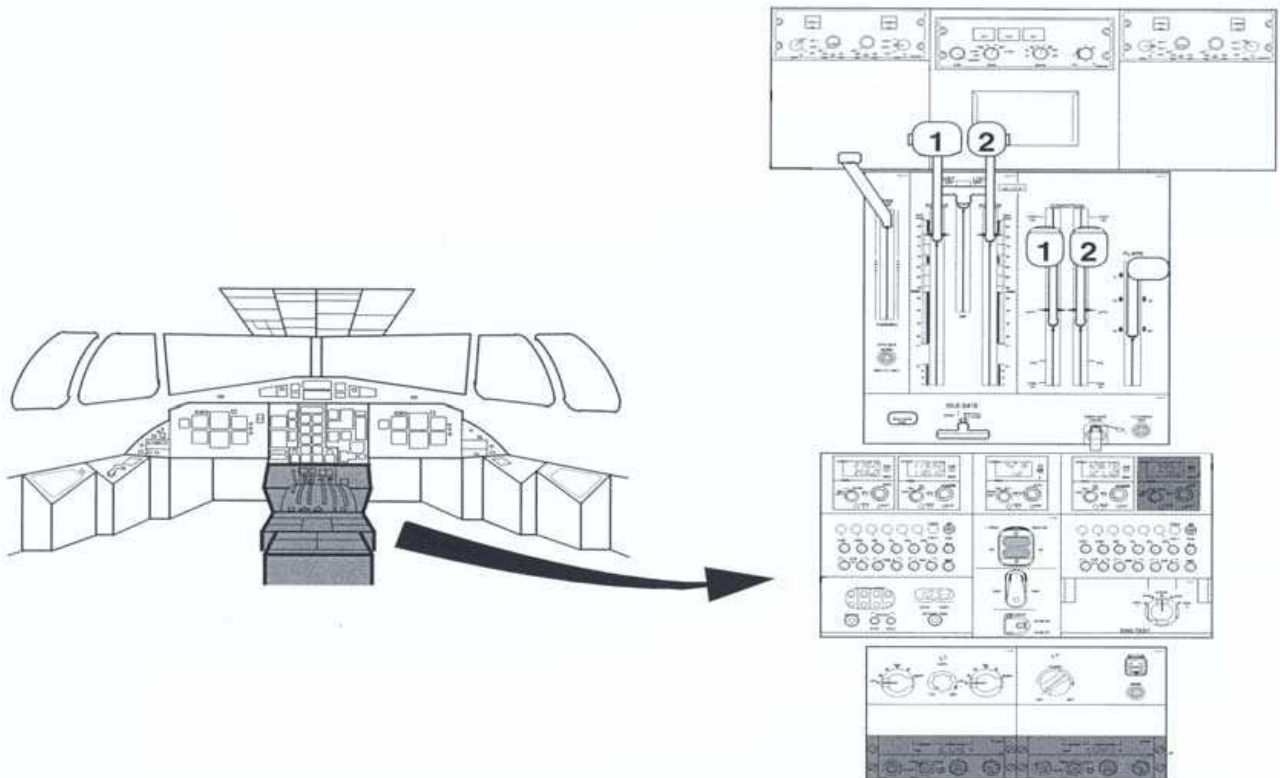
Desativando o CB 12CG (H2), ocorre apenas uma modificação na velocidade do sistema reserva do compensador do profundor, pois apenas as bobinas do sistema normal ("low speed") podem receber energia (30 s ao invés de 22,5 s) e o sistema normal não sofre alteração.

Desativando o CB 4CT, ocorre a perda da indicação de posição do compensador do profundor e, como consequência, a ativação do alarme "Pitch trim asym" e a sua respectiva proteção. O alarme "Pitch trim asym" se acende no CAP, soa um tom de áudio de alarme e qualquer comando nos sistemas normal ou reserva do compensador do profundor é inibido. O sistema de compensador do profundor completo é perdido.

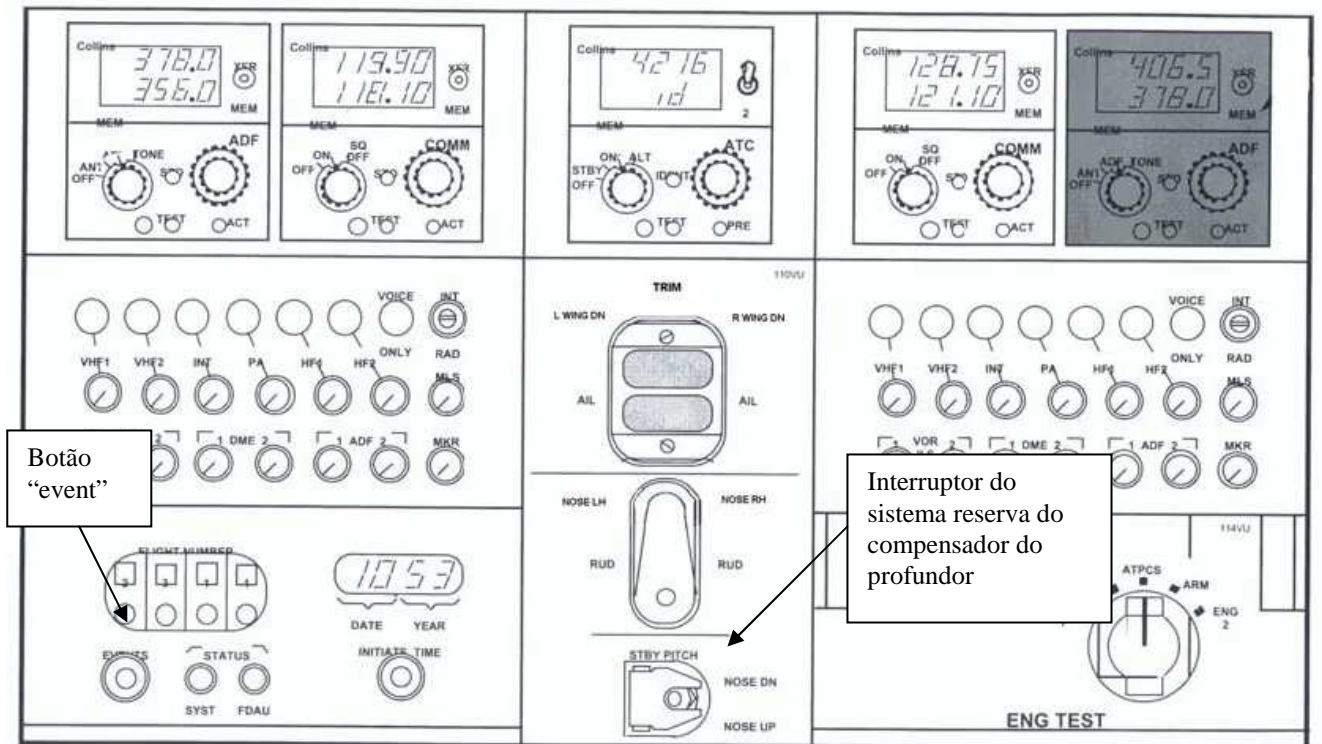


LOCALIZAÇÃO DOS CB

Havia um botão “event” localizado no pedestal central, próximo ao interruptor do sistema reserva do compensador do profundor. Quando este botão era comprimido, a fita de gravação era marcada, possibilitando identificar um evento específico no FDR.



PEDESTAL CENTRAL



PEDESTAL CENTRAL - DETALHE

Verificou-se que o Teste Operacional de Controle de Compensação do Profundor em Modos Normal e Reserva, item 004, Teste Operacional (“Operational Test of Elevator Trim Control in Normal and Stand-by Mode, item 004, Operational Test”), constante do Cartão de Instrução de Serviço 27-32-00 (“Job Instruction Card” - JIC 27-32-00) do Manual de Manutenção da Aeronave (“Aircraft Maintenance Manual”), que devia ser realizado a cada 400 horas de voo e estava incluído no Certification Maintenance Requirements (CMR) do ATR 42-300, determinava a realização das seguintes tarefas:

1. No painel 4VU, checar que o “PITCH TRIM INDICATOR” (indicador do compensador de arfagem - profundor) indica zero.
2. No painel 110 VU, checar que o interruptor “STBY PITCH TRIM CONTROL” (controle reserva do compensador do profundor) está na posição “OFF” (desligado).

3. Teste do compensador em modo normal

- a) Na haste esquerda do manche do comandante, pressione para baixo e segure o interruptor de controle do compensador do profundor:

Nota: Checar que o “WHOOOLER” (alarme sonoro) aciona depois de 1 a 2 segundos quando a ação no interruptor é ativada.

O “WHOOOLER” pára quando o interruptor é solto ou quando o compensador atinge o batente.

Checar que:

- A operação só é efetiva quando os dois micro-interruptores são acionados;
- o compensador se move para baixo;
- o indicador se move para cima.

- b) Na haste direita do manche do primeiro oficial, pressione para cima e sustente o interruptor de controle do compensador do profundor:

- o compensador pára o movimento.

c) No manche do comandante, solte o interruptor de controle do compensador do profundor:

- o compensador se move para cima;
- o indicador se move para baixo.

d) No manche do primeiro oficial, solte o interruptor de controle do compensador do profundor:

- o compensador pára o movimento.

e) Utilizando um dos interruptores de controle normal do compensador do profundor, leve o compensador para “zero” (posição lida no indicador de posição do compensador).

f) Na haste esquerda do manche do comandante, pressione para cima e segure o interruptor de controle do compensador do profundor:

Checar que:

- A operação só é efetiva quando os dois micro-interruptores são acionados;
- o compensador se move para cima;
- o indicador se move para baixo.

g) Na haste direita do manche do primeiro oficial, pressione para baixo e sustente o interruptor de controle do compensador do profundor:

- o compensador pára o movimento.

h) No manche do comandante, solte o interruptor de controle do compensador do profundor:

- o compensador se move para baixo;
- o indicador se move para cima.

i) No manche do primeiro oficial, solte o interruptor de controle do compensador do profundor:

- o compensador pára o movimento.

j) Utilizando um dos interruptores de controle normal do compensador do profundor, leve o compensador para “zero” (posição lida no indicador de posição do compensador).

4. Teste do compensador em modo de reserva

a) No painel 110VU, coloque o interruptor “STBY PITCH TRIM CONTROL” em “NOSE DN” (nariz abaixo) até que o batente seja atingido.

Checar que:

- O compensador se move para cima;
- o ponteiro do indicador se move para a posição DN.

b) No painel 110VU, coloque o interruptor “STBY PITCH TRIM CONTROL” em “NOSE UP” (nariz acima) até que o batente seja atingido.

Checar que:

- O compensador se move para baixo;
- o ponteiro do indicador se move para a posição UP.

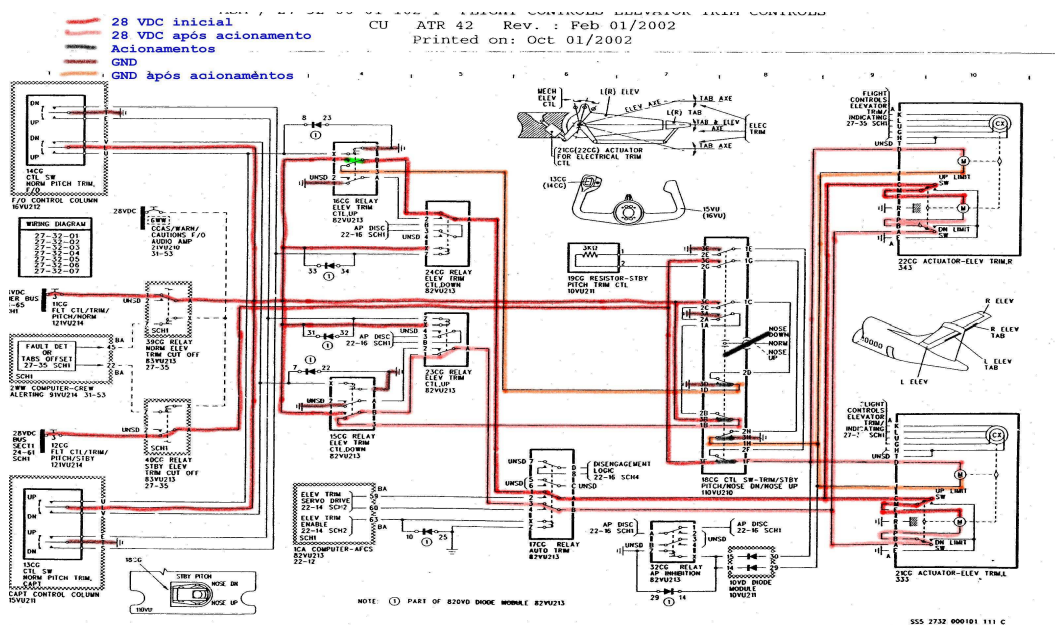
c) Utilizando um dos interruptores de controle normal do compensador do profundor, leve o compensador para “zero” (posição lida no indicador de posição do compensador).

A frase “Checar que a operação só é efetiva quando os dois micro-interruptores são acionados”, constante dos itens 3A e 3F do referido Teste Operacional, não estabelecia as ações a serem realizadas durante o teste, deixando a critério do mecânico o entendimento da frase e as conseqüentes ações a serem realizadas. Dessa forma, em função de não ser explícita, a frase permitia a realização parcial do teste. Foi verificado que a manutenção do operador pode ter realizado o teste de maneira parcial, devido à necessidade de interpretação da sentença. Dessa forma, o operador pode ter checado se o compensador se movia quando os dois micro-interruptores eram acionados, e não ter checado se o compensador não se movia quando uma parte do interruptor (esquerda ou direita) era acionada.

Foram analisados diversos casos de panes nos relés do sistema e qual seria o comportamento do compensador do profundor ao realizar o referido Teste Operacional constante do JIC 27-32-00, levando em conta que o teste poderia ser realizado parcialmente, devido à necessidade de interpretação do texto.

No caso de falha do relé 16CG, a condição inicial do sistema faz com que não haja movimento espontâneo dos motores de acionamento do compensador sem acionamento do interruptor de controle do compensador.

Ao realizar as tarefas 3A, 3B, 3C, 3D, 3F, 3G, 3H e 3I, o compensador se comporta normalmente. Ao realizar a tarefa 4A, as bobinas do sistema reserva, embora com um tempo de 30 segundos ao invés de 22,5 segundos. Como a tarefa não determina a medição da velocidade de deslocamento do compensador, não se identifica a pane no relé. Ao realizar a tarefa 4B, o compensador se comporta normalmente.



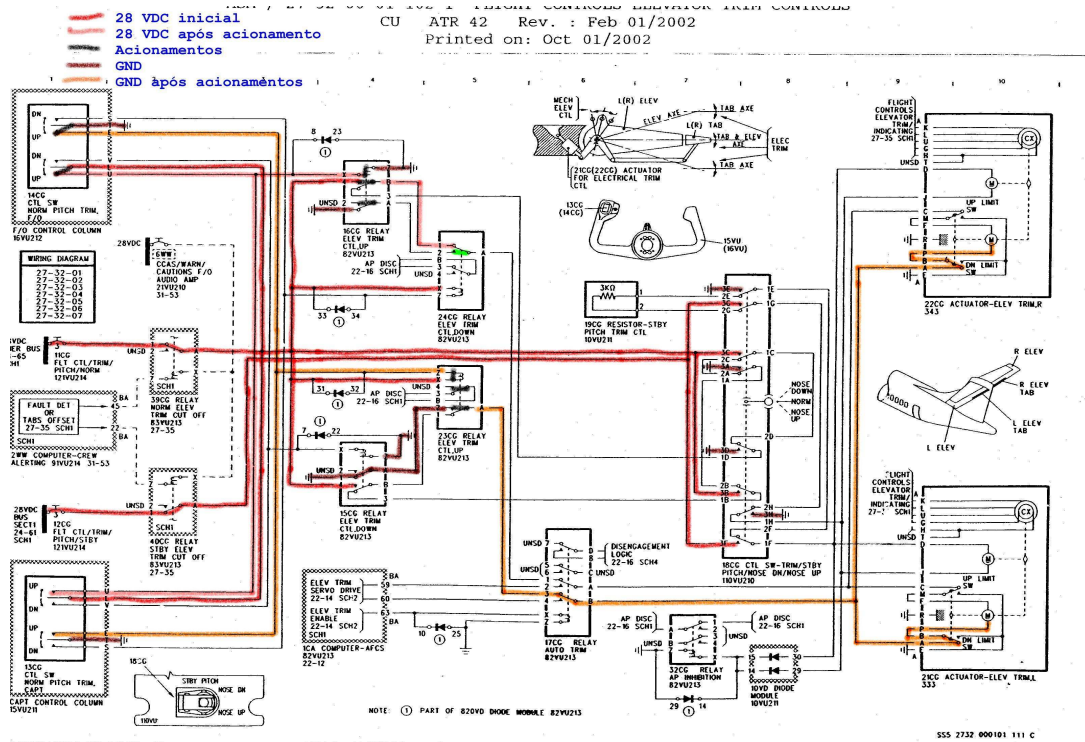
FALHA DO RELÉ 16CG – TAREFA 4A

No caso de falha do relé 15CG, verificou-se que o comportamento do compensador era idêntico à falha do relé 16CG.

No caso de falha no relé 24CG, como no caso de falha do relé 16CG, a condição inicial do sistema faz com que não haja movimento espontâneo dos motores de

acionamento do compensador sem o acionamento do interruptor de controle do compensador.

Ao realizar as tarefas 3A e 3B, o compensador se comporta de maneira normal. Ao realizar a tarefa 3C, ao deixar de se acionar o controle do comandante para “nariz abaixo”, o compensador do profundor não se move, quando deveria mover-se na direção “nariz acima”. Isso ocorre devido ao fato de que a falha do relé 24CG impede a chegada de energia nos pólos dos motores de acionamento, não fechando o circuito. Dessa forma, a falha do relé é identificada ao realizar o teste.



FALHA DO RELÉ 24CG – TAREFA 3C

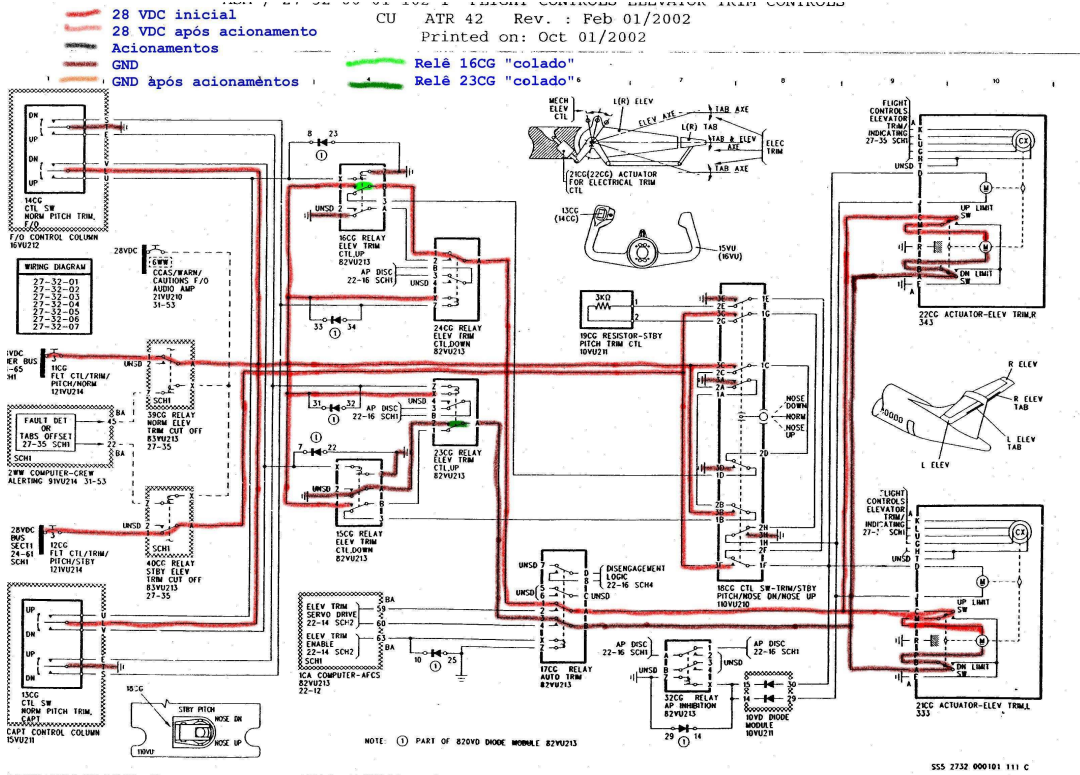
Para o caso de falha do relé 23CG, verificou-se que o comportamento do compensador era idêntico à falha do relé 24CG.

Tendo em vista os resultados alcançados, foi feita uma análise da falha simultânea de dois relés. Como apenas a falha dos relés 15CG e 16CG não eram detectadas pelo teste operacional, foram analisadas as combinações de falhas dos relés 16CG E 15 CG; 16CG e 24CG; 16CG e 23CG; 15CG e 24CG; 15CG e 23CG.

Se ocorrer falha dos relés 16CG e 15CG, independentemente da ordem em que ocorra, os motores de acionamento recebem energia em ambos os terminais, não fechando o circuito e não havendo movimento do compensador.

No caso de falha do relé 24CG, sendo que o relé 16CG já estava em pane, os motores de acionamento recebem “terra” em ambos os terminais, não fechando o circuito e não havendo movimento.

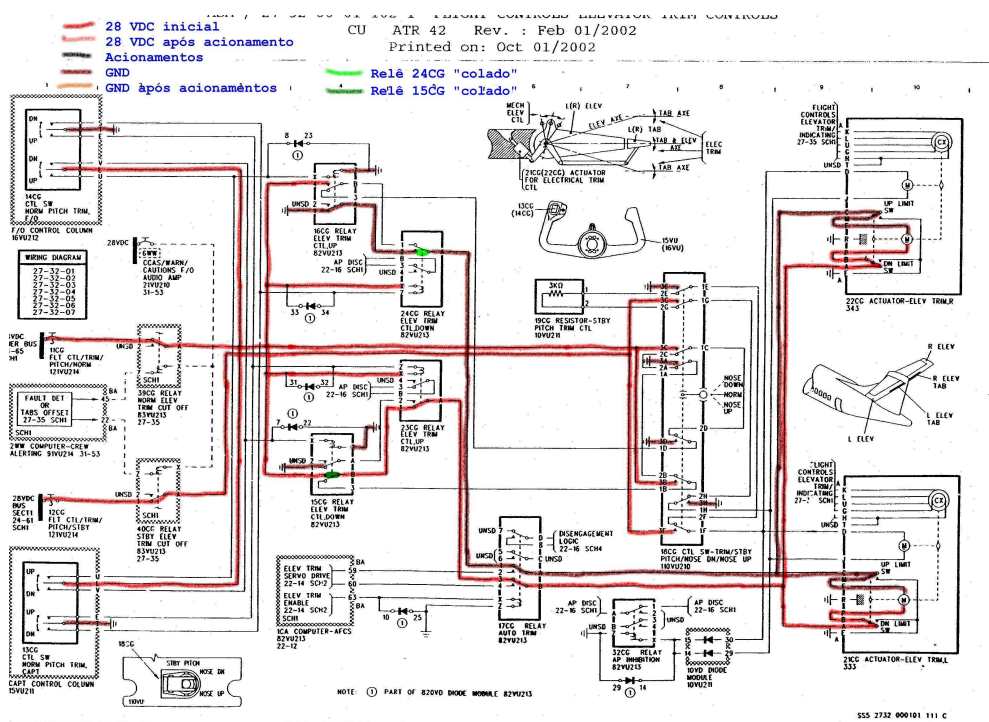
No caso de falha do relé 23CG, com o relé 16CG já em pane, os motores são acionados, surgindo movimento no sentido “nariz acima”, ou seja, ocorre um disparo do compensador do profundor, se o piloto automático estiver desligado.



FALHA DOS RELÉS 23CG E 16 CG

Caso haja falha do relé 23CG, com o relé 15CG já em pane, os motores de acionamento recebem “terra” em ambos os terminais, não fechando o circuito e não havendo movimento.

No caso de falha do relé 24CG, com o relé 15CG já em pane, os motores são acionados, surgindo movimento no sentido “nariz abaixo”, ou seja, também ocorre um disparo do compensador do profundor, se o piloto automático estiver desligado.



FALHA DOS RELÉS 24 CG E 15 CG

Tendo em vista que o piloto automático estava ligado quando o disparo ocorreu, para obter a desconexão do piloto automático simultânea com o disparo do compensador pelo sistema normal no sentido de picar, a combinação mais provável de falhas é uma falha no relé 15CG (contato “colado” entre os pinos B e 4) e uma falha em um dos interruptores de controle do sistema normal, 13CG ou 14CG (contato “colado” entre os pinos T e S), de acordo com o fabricante da aeronave. Neste caso, qualquer ação no interruptor de controle normal do compensador do profundor na direção de cabrar causaria uma parada no movimento do compensador.

Uma pesquisa foi realizada pela ATR em um modelo de simulação digital em Toulouse, França, que possibilitou estabelecer que a aeronave estava normal durante o voo e nenhuma condição de gelo alterou as suas capacidades de voo.

A mesma simulação indicou que durante a primeira parte do disparo de compensador as forças no manche produzidas pela tripulação foram sempre menores que as forças no manche necessárias para recuperar a aeronave. Após haver desarmado o CB e reduzido a potência, a tripulação aplicou forças no manche maiores que 80 N em alguns momentos, o que era mais do que a força necessária para recuperar a aeronave, entretanto isso não foi suficiente para recuperar o ângulo de picada.

3.4 Informações meteorológicas

Havia uma frente oclusa com atividade forte na região dos estados do Paraná, São Paulo e Mato Grosso do Sul, ocasionando trovoadas com chuva e gelo, com intensidade de moderada a severa.

Segundo os dados obtidos através da transcrição dos gravadores de voo e o AIREP reportado pela tripulação, no momento do acidente não havia qualquer fenômeno meteorológico que pudesse influenciar no acidente. Seguem os boletins meteorológicos do destino (Londrina – SBLO) e alternativa (Presidente Prudente – SBDN) da aeronave.

METAR SBDN 140700Z 36002KT 9999 SCT040 OVC090 22/22 Q1012

METAR SBDN 140800Z 33003KT 9000 –TSRA SCT030 SCT040CB OVC070 22/22 Q1013

METAR SBLO 140700Z 24004KT 1600 –RA SCT002 SCT020 BKN100 20/20 Q1011

METAR SBLO 140800Z 21002KT 2000 –RA FEW003 SCT020 BKN100 21/21 Q1012

Os pilotos transmitiram um AIREP para o Centro Meteorológico Curitiba CMV-CW, informando que eles estavam no FL 180, a 40 NM de Sorocaba, mantendo a radial 290°, vento de 309° com 45 kt, temperatura do ar externo -6°C, de acordo com a transcrição das comunicações.

3.5 Navegação

A aeronave estava voando na aerovia A-428, cuja proa era 291°. De acordo com o FDR, a aeronave mudou sua proa de 280° para 310° lentamente, então retornou para a proa 290°, a aproximadamente 21 minutos de voo. Após isso, a aeronave manteve a proa 290° até 34 minutos, quando curvou para a proa 270°. Esta proa foi mantida até 42 minutos, quando a aeronave mudou para a proa 290°.

3.6 Comunicação

As mensagens entre a aeronave e os órgãos de controle foram realizadas normalmente. Os pilotos estavam em contato com o Centro de Controle de Área de Curitiba e não comunicaram qualquer anormalidade. Um extrato da transcrição das comunicações rádio está inserido no item III-11 "Gravadores de Vôo", para facilitar o entendimento da seqüência de eventos.

3.7 Informações sobre o aeródromo

O acidente ocorreu fora de área de aeródromo.

3.8 Informações sobre o impacto e os destroços

A aeronave colidiu com o solo nas proximidades do ponto de coordenadas 23° 44' S / 048° 46' W. A superfície era plana, cultivada e firme. Não houve impactos anteriores.

A colisão ocorreu com a aeronave inclinada cerca de 30° à esquerda e em uma atitude de arfagem de aproximadamente 45° picados. A velocidade, no momento do impacto, era de cerca de 366 kt.

A aeronave enterrou-se profundamente no solo, ocorrendo, ainda, a distribuição de uma parte dos destroços em leque. Algumas partes da aeronave permaneceram enterradas em função da grande profundidade atingida.

Não foram encontrados destroços fora desta área. O painel 110 VU, que contém o interruptor do compensador do profundor reserva, não foi encontrado.

3.9 Dados sobre fogo

Ocorreu fogo nos destroços que se encontravam no interior da cratera aberta pela aeronave no solo, provavelmente em função do atrito com o solo. Tal fogo, que durou cerca de 30 horas, só foi completamente extinto após o local ter sido coberto com a terra que havia sido deslocada pelo impacto da aeronave.

A análise da seqüência de eventos do acidente e da dinâmica de vôo, bem como o exame dos destroços, possibilitou excluir a possibilidade do fogo como fator contribuinte do acidente.

3.10 Aspectos de sobrevivência e/ou abandono da aeronave

Em decorrência da violência do impacto da aeronave com o solo, não houve possibilidade para que os ocupantes da aeronave sobrevivessem.

3.11 Gravadores de vôo

Os gravadores de vôo foram encontrados próximo à cratera aberta pela aeronave no solo, junto aos destroços. A leitura dos seus dados foi feita no BEA, na cidade de Lê Bourget, França. A equipe de investigação participou da leitura dos gravadores de vôo.

O "Cockpit Voice Recorder" (CVR), modelo A-100-A, da Fairchild, S/N 51985, possuía indicações, em sua caixa externa, da ocorrência de um violento impacto com o solo, com marcas de sujeira e áreas queimadas.

Após a abertura da caixa externa, verificou-se que as cabeças de gravação e o suporte da fita foram partidos durante o impacto. A fita, porém, pôde ser acessada e foi removida manualmente para ser enrolada em uma nova caixa vazia.

Durante essa operação, foi executado um processo de limpeza e reparo da fita,

pois algumas partes estavam danificadas e torcidas. As suas condições operacionais, entretanto, eram boas, o que permitiu avaliar adequadamente as conversações gravadas.

O “Flight Data Recorder” (FDR), modelo F-1000, da Fairchild, S/N 1326, estava com sua caixa externa severamente danificada em consequência do impacto. A caixa foi cortada, com a finalidade de se obter acesso ao módulo de memória F1000.

O módulo de memória F1000 é composto de duas partes: um Cartão de Interface de Memória (“Store Interface Card” – STIF) e um Cartão de Memória. O Cartão de Memória localiza-se no módulo de proteção contra impacto e o STIF é parafusado nele, mas do lado externo desse módulo de proteção, sendo os mesmos ligados por um cabo.

O STIF foi encontrado danificado, mas o módulo de proteção estava em perfeitas condições operacionais, o que permitiu a adequada leitura dos dados contidos no Cartão de Memória do FDR, um total de dezesseis parâmetros. Os comandos dos pilotos nos comandos de vôo não são parâmetros gravados no FDR.

Segue-se um extrato da leitura do CVR e do FDR. A precisão dos tempos indicados é de um segundo, para mais ou para menos. Nos momentos em que houve eventos identificados como interdependentes, o tempo foi medido com precisão de 0,5 segundo.

Às 07:52:23Z os pilotos informaram ao Controle São Paulo (APP-SP) o horário de decolagem.

Às 07:54:40Z foi solicitada autorização para voar direto para Sorocaba.

Às 08:12:30Z a tripulação contactou o ACC-CW, informou estar ultrapassando o FL 155 e solicitou ascender para o FL 160.

Às 08:13:18Z o co-piloto efetuou o seguinte comentário: “Droga, é o fio da cablagem”. Tal comentário não foi seguido de qualquer ação corretiva posterior e tampouco de qualquer esclarecimento ou colocação de que isso pudesse afetar a Segurança de Vôo.

Às 08:16:03Z, em resposta a uma solicitação da aeronave, o ACC-CW autorizou a ascensão para o FL 180.

Durante o vôo os pilotos conversaram sobre assuntos variados, entretanto, às 08:17:56Z verificaram a necessidade de ativar o “Ice Protection”, demonstrando estarem acompanhando a evolução do vôo.

Foi verificada, pela escuta da fonia, a aproximação de um vôo de uma companhia de transporte regular de passageiros com destino a Londrina. O co-piloto questionou o piloto se aquele seria o vôo em que ele tencionava embarcar para Belo Horizonte. O co-piloto, entre outras sugestões para que o comandante pudesse antecipar o seu retorno para Belo Horizonte, sugeriu contatar a outra aeronave e solicitar que esperassem o pouso do Total 5561. Tal contato não foi realizado, entretanto continuou a conversa sobre as possibilidades do piloto pegar aquele vôo.

Às 08:23:56Z o piloto solicitou o METAR de Presidente Prudente e de Curitiba, os quais foram transmitidos às 08:25:01Z.

Às 08:26:12Z o piloto confirmou o recebimento do METAR e transmitiu o AIREP.

Às 08:29:14Z o piloto informou ao co-piloto que iria trocar de roupa, obtendo dele uma resposta afirmativa.

Às 08:29:25Z e às 08:33:54Z o co-piloto faz comentários acerca da existência de nuvens do tipo cumulus-nimbus (CB) na área, com respostas do piloto sobre a situação.

Às 08:34:03Z o piloto faz uma avaliação da situação meteorológica, no tocante ao posicionamento dos CB à frente da rota da aeronave, o que indicou que o seu posicionamento era próximo à cabine de pilotagem.

Às 08:34:16Z e às 08:34:22Z o co-piloto faz comentários relativos à roupa do piloto, indicando que ele já havia trocado de roupa ou iria fazê-lo naquele momento.

Segundo os dados do FDR, do início da decolagem até cerca de 46 min de voo, os parâmetros gravados indicavam normalidade, não havendo qualquer alteração significativa.

Às 08:37:32Z foi registrado um comando do botão “event”. Não foi efetuado qualquer comentário dos pilotos, nem foi verificada qualquer discrepância nos dados do FDR que justificasse tal acionamento.

Às 08:37:37Z houve a desconexão do Piloto Automático – PA. O compensador do profundor iniciou um movimento no sentido de picar, com a velocidade de 0,36°/segundo. Simultaneamente, o profundor iniciou um movimento contínuo, no sentido de picar, partindo da posição -0,5° até 1°. Também foi registada uma aceleração vertical menor que 1 G e mudança da atitude da aeronave, no sentido de picar.

Às 08:37:38Z e às 08:37:46Z o piloto questionou o co-piloto sobre o que estaria acontecendo, ao que ele respondeu que não sabia.

Às 08:37:54Z o co-piloto identificou que se tratava de uma pane de compensador, dizendo: “É o compensador! O compensador caiu!”. Imediatamente após ouviu-se um baixo ruído que se supôs ser de afivelamento do cinto de segurança do assento.

Entre 08:37:40Z e 08:37:46Z o profundor inverteu o seu movimento e oscilou em torno da posição 0,75°. Embora os comandos dos pilotos nos controles de voo não sejam gravados, uma inversão no movimento do profundor, como observado neste caso, indica que houve a atuação de um dos tripulantes no sentido de cabrar, porque a superfície de controle de voo, quando deixada livre, tende a seguir o movimento do compensador. O compensador, entretanto, manteve o seu movimento no sentido de picar.

Durante esse intervalo, entre as posições de compensador de 0,5° e 4,1°, foram registradas três interrupções no movimento do compensador, comprovadas pela interrupção do alarme aural “whooper”, indicando que houve um comando efetivo do compensador no sentido de cabrar. A primeira ocorreu quando o compensador tinha a posição aproximada de 2° e durou cerca de 0,625 s. A segunda ocorreu quando o compensador tinha a posição aproximada de 2,4° e durou cerca de 0,750 s. A terceira ocorreu quando o compensador tinha a posição aproximada de 2,8° e durou cerca de 0,375 s.

Em seguida, o profundor se deslocou rapidamente para posições, no sentido de picar, entre 2° e 5°.

Às 08:37:55Z o piloto solicitou: “Puxa o trim”. Ouviu-se o ruído do compensador atuando por 1 s.

De 08:37:49Z até 08:37:56Z o compensador do profundor cessou seu movimento na posição 4,1°. Durante esta interrupção, o alarme “whooper” cessou e o alarme de desconexão do piloto automático podia ser ouvido novamente. Este alarme era ativado quando o PA era desconectado e reaparecia a cada 4 segundos (se nenhum outro alarme de áudio de prioridade superior fosse ativado) até uma ação em qualquer dispositivo de desconexão do PA (botão de desconexão rápida, interruptores normais do compensador do profundor, interruptor reserva do compensador do profundor) ou no botão RESET no painel AFCS. Em seguida, o compensador deslocou-se até 5°, com a mesma velocidade, e permaneceu nesta posição, que era o batente de “nariz embaixo”.

Às 08:37:57Z o piloto solicitou novamente: “Puxa o trim, Luciano”.

Às 08:37:58Z o co-piloto informou: “To picando, picando. Cabra!”.

Às 08:38:00Z o piloto falou: “Puxa o trim, aqui!”.

Às 08:38:03Z o piloto solicitou novamente: “Puxa, Luciano, puxa o trim”.

Às 08:38:05Z o co-piloto informou: “Puxei, puxei”. Neste momento, o co-piloto desativou o “Circuit Breaker” (CB) 4CT, referente ao suprimento de energia do indicador de posição do compensador do profundor, como gravado pelo FDR. O alarme de nível 3 foi acionado e permaneceu até o final do evento.

Às 08:38:07Z o piloto ainda insistiu: “Puxa o trim, Luciano”. Neste momento, a aeronave atingiu a Vmo e os pilotos reduziram os motores a 10% do torque. A aeronave havia perdido 2.000 ft de altura. Houve, neste instante e às 08:38:11Z, inclinação de asas para a esquerda, com pico de 7°.

Às 08:38:08Z o co-piloto informou novamente: “Puxei, já”. Em seguida, o piloto pediu novamente: “Vai lá puxar, cara”.

Às 08:38:09Z o co-piloto confirmou: “Puxei!”.

Às 08:38:10Z e às 08:38:14Z o piloto insistiu: “Puxa o trim, Luciano! Puxa o trim, Luciano!”. O co-piloto novamente confirmou: “Puxei!”. O piloto pediu novamente: “Puxa, vai lá atrás puxar, Luciano!”.

Aproximadamente entre 08:38:13Z e 08:38:26Z a posição do profundor foi elevada, reduzindo a tendência de abaixar (o que causava uma atitude picada na aeronave), o que indicava, por extensão, os esforços da tripulação, entretanto o ângulo de arfagem manteve-se negativo.

Às 08:38:18Z ocorreu um som ininteligível.

Às 08:38:19Z houve inclinação de asas para a esquerda, com pico de 14°.

Às 08:38:21Z o piloto novamente solicitou: “Puxa o trim Luciano, vai lá atrás!”.

Às 08:38:25Z o co-piloto respondeu: “Meu Deus do céu!”.

Às 08:38:27Z ouviu-se um som semelhante ao de aceleração e alteração no sincronismo das hélices.

De 08:38:29Z até 08:38:49Z o piloto continuou pedindo para que o co-piloto puxasse o trim.

Aproximadamente entre 08:38:32Z e 08:38:39Z novamente o profundor foi elevado, reduzindo a tendência de “nariz baixo”, indicando mais uma vez, por extensão, os esforços da tripulação, entretanto o ângulo de arfagem manteve-se ainda negativo. Em nenhum momento o ângulo de arfagem voltou a ser positivo.

Às 08:38:52Z ouviu-se uma alteração do som ambiente, semelhante ao ruído de deslocamento intenso de ar, o qual permaneceu até o final da gravação.

Às 08:39:10Z foi registrado o último comentário do co-piloto: “Meu Deus!”. A gravação terminou em seguida. Neste momento, o FDR registrou cerca de 366 kt de velocidade.

Os dados de variação de altitude do FDR permitiram a confecção da seguinte tabela:

Variação de Altitude (ft)		Tempo de Vôo (min)		Razão de Descida – valores médios (ft/min)	Razão de Descida – valores médios (ft/s)
18.092	15.957	45,97	46,47	4.270,0	71,2
15.957	13.823	46,47	46,62	14.226,7	237,1
13.823	11.976	46,62	46,75	14.207,7	236,8
11.976	9.962	46,75	46,93	11.188,9	186,5
9.962	7.918	46,93	47,22	7.048,3	117,5
7.918	5.946	47,22	47,35	15.169,2	252,8
5.946	4.261	47,35	47,45	16.850,0	280,8
4.261	2.779	47,45	47,52	21.171,4	352,9

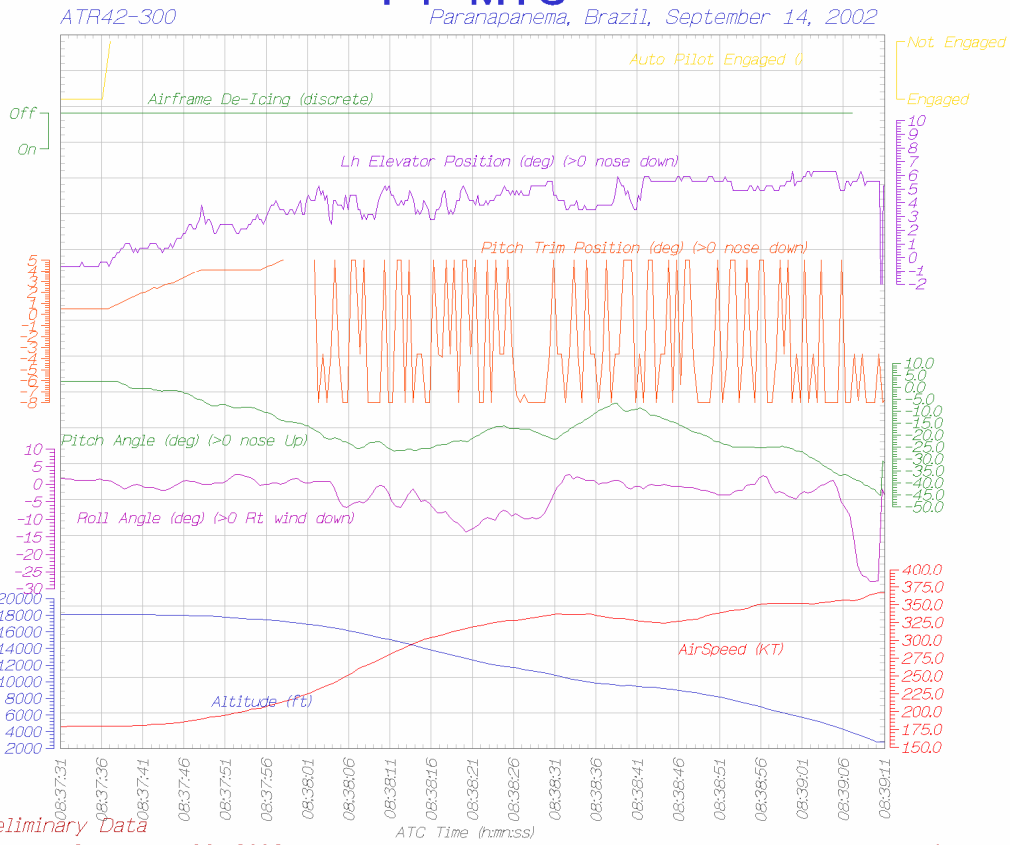
Em relação ao ângulo de arfagem, a variação ocorrida é apresentada na tabela seguinte:

Arfagem	Tempo de Vôo (min)
+2,5	45,97
-0,7	46,01
-1,4	46,10
-7,7	46,18
-8,8	46,22
-14,4	46,32
-21,8	46,41
-25,6	46,47
-22,8	46,50
-26,7	46,54

Arfagem	Tempo de Vôo (min)
-22,1	46,67
-16,1	46,76
-21,8	46,86
-6,6	46,99
-10,2	47,01
-8,8	47,04
-24,9	47,23
-24,9	47,28
-37,6	47,46
-45,3	47,53

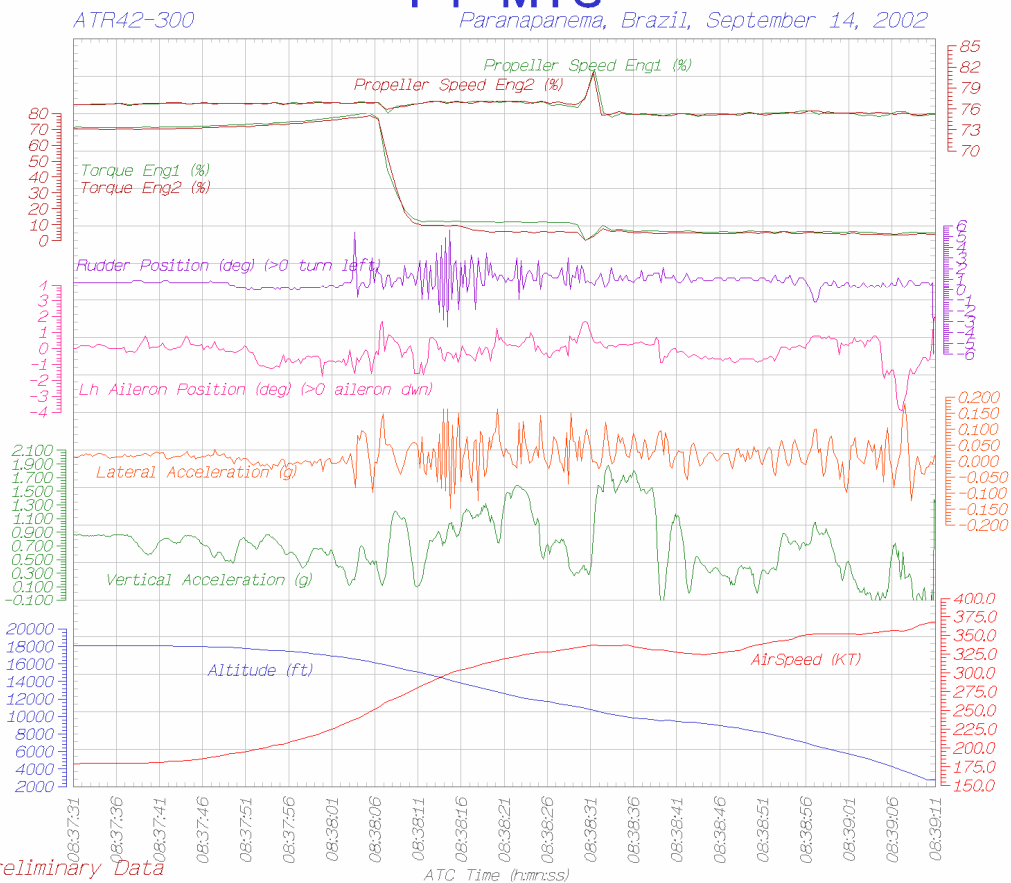
Os dados do FDR possibilitaram a confecção dos seguintes gráficos:

PT-MTS



BEA - Departement Technique

PT-MTS



BEA - Departement Technique

3.12 Aspectos organizacionais

Verificou-se que a empresa operadora não possuía um Programa específico de treinamento de Gerenciamento de Recursos da tripulação (“Crew Resources Management” – CRM). Os tripulantes haviam participado de um treinamento de CRM ministrado pelo CENIPA, o qual era um treinamento geral, visando habilitar pessoas a desenvolver cursos de CRM em suas próprias organizações. O curso de CRM fornecido pelo CENIPA não foi desenvolvido de acordo com a rotina operacional e necessidades do operador.

3.13 Aspectos operacionais

Tratava-se de um voo de transporte de carga no trecho Guarulhos - Londrina. Era a última etapa de um voo que se iniciara em Londrina, com escalas em Guarulhos, Galeão, Guarulhos e retorno a Londrina. De acordo com a leitura do FDR, durante os voos realizados no dia do acidente a aeronave não foi compensada para os valores requeridos na decolagem. Além disso, não foram efetuados cheques no compensador antes da decolagem nesses voos.

A decolagem e a subida ocorreram sem anormalidades. Após nivelar no FL 180, o piloto resolveu trocar de roupa, visando tentar embarcar em um voo regular para Belo Horizonte, como passageiro, após o pouso.

Durante a troca de roupa, ocorreu a desconexão do PA e o compensador do profundor iniciou um movimento no sentido de picar a aeronave. Após a identificação, pelo co-piloto, de que se tratava de um disparo do compensador, o piloto solicitou que ele puxasse o “trim” do compensador, o que significava que ele deveria puxar o CB FIN 11CG (H3) para interromper o movimento do compensador. Tal CB, juntamente com o CB FIN 12CG (H2), relativo ao compensador reserva (“Stand-by Pitch Trim”), fica localizado no sub-painel de controle de voo da aeronave, à esquerda e atrás do co-piloto.

O co-piloto, inicialmente, informou que estava acionando o compensador no sentido de picar e solicitou que o piloto o acionasse para cabrar, a fim de interromper o seu movimento. Posteriormente, puxou o CB 4CT, desenergizando os sistemas normal e reserva do compensador do profundor em consequência. Em seguida, os pilotos tentaram restabelecer o controle da aeronave, mas não conseguiram tirá-la da atitude picada, vindo a colidir com o solo.

Verificou-se que não havia procedimento de emergência para disparo do compensador (“Pitch Trim Runaway”) previsto nos manuais emitidos pelo fabricante. Durante treinamentos de simulador de voo realizados na empresa Flight Safety International, tal pane era treinada de maneira eventual, por orientação dos instrutores da referida empresa, entretanto ela não era estabelecida como mandatória em todos os treinamentos pelo operador, porque não era um procedimento do fabricante.

Tal procedimento, baseado na orientação dos instrutores da Flight Safety, constava do “Airline Policy” do operador, como segue:

Pitch Trim Runaway

- Segurando firmemente o manche, reduzir a potência ou inclinar lateralmente a aeronave.
- Solicite a “trimagem” no sentido oposto. Puxe o “circuit breaker” H3.
- Use o STBY PITCH TRIM.

O piloto não havia feito o seu treinamento anual em simulador de voo do ATR 42. O seu último treinamento em simulador ocorrera em 27 OUT 2000, em virtude de estar em fase de transição para outro modelo de aeronave da empresa, o Boeing 727, mas ele

havia sido checado em um vôo feito na aeronave (ATR 42) em 21 MAIO 2002, e obteve grau satisfatório.

Na avaliação desse último treinamento em simulador, o piloto obteve grau satisfatório em todos os itens previstos. No formulário de avaliação, na folha "Limitations ATR 42", estavam previstos os procedimentos "Pitch Mistrim" e "Pitch Trim Runaway".

O co-piloto realizou o seu último treinamento anual em simulador de vôo do ATR 42 no período de 20 a 22 NOV 2001, tendo obtido grau satisfatório em todos os itens previstos. No formulário de avaliação não estavam previstos os procedimentos "Pitch Mistrim" e "Pitch Trim Runaway".

O fabricante informou que conduziu uma rápida pesquisa na frota e encontrou algumas guardas de proteção do interruptor reserva do compensador do profundor danificadas. Em alguns poucos casos, o interruptor podia ser ativado apesar da guarda de proteção estar em sua posição.

3.14 Aspectos fisiológicos

Não houve indícios de alterações de ordem fisiológica relevantes para o acidente.

3.15 Aspectos psicológicos

O início do acidente coincidiu com um afastamento do piloto do seu assento. O co-piloto estava na sua posição, era habilitado para operar o equipamento, proficiente e em condições de comando. Sua promoção fora protelada por motivos empresariais.

Embora com conhecimentos necessários para a correção de panes, o co-piloto não tomou qualquer atitude imediata após o sinal aural, provavelmente surpreendido pela situação. Custou a compreender o que estava ocorrendo, demorando a informar ao piloto, que se encontrava atrás de sua posição, a real situação em que se encontravam. A inexistência de treinamento específico influenciou na demora em perceber o que estava ocorrendo.

Considerando que os pilotos não estavam adequadamente treinados para esta emergência e que o piloto não estava em seu assento, o tempo disponível entre a percepção da situação e a ação corretiva possível era reduzido. Isso, somado à localização e dificuldade de acesso dos comandos necessários ("circuit breakers"), e à necessidade de atuar nos controles de vôo, reduziu as chances de recuperar a aeronave.

3.16 Aspectos ergonômicos

Os CB 4CT, 12CG (H2) e 11CG (H3) ficavam localizados no sub-painel de controle de vôo, atrás do assento do co-piloto. Para seu acionamento, o co-piloto devia movimentar a cabeça e o braço esquerdo, deixando de manter a visão à frente da aeronave.

Para desligar o CB H3, relativo ao sistema normal de controle do compensador do profundor, o co-piloto encontrava dificuldade por ter que virar a cabeça para trás, além de ter que girar o tronco a fim de permitir uma melhor visualização do procedimento. A mão mais adequada para realizar esta ação era a esquerda. Verificou-se que o co-piloto era destro.

Verificou-se, ainda, que havia baixa luminosidade, quando em operação noturna, além das inscrições serem de tamanho pequeno. Os CB H2 e H3 não possuíam uma identificação que os diferenciasses dos demais CB existentes no sub-painel referido.

No console da aeronave, a única maneira de parar o movimento do compensador, quando ativado pelo sistema normal, era ativando o outro interruptor de

controle normal, ou o interruptor reserva, na direção oposta. Se o interruptor reserva era ativado em uma direção, uma ação em um dos interruptores de controle normal parava o movimento do compensador. Não havia um equipamento especificamente dedicado a permitir a interrupção do sistema de compensador do profundor normal ou reserva.

3.17 Informações adicionais

Nada a relatar.

4. ANÁLISE

Tratava-se de um voo de transporte de carga de Guarulhos - SP para Londrina - PR. A decolagem e a subida ocorreram normalmente. A leitura dos gravadores de voo permitiu descobrir a seqüência de eventos que levou ao acidente. Não foi verificado qualquer fenômeno meteorológico que tivesse influência na ocorrência.

Conforme foi visto, os pilotos ouviram na frequência do controle que uma aeronave de uma companhia de transporte regular de passageiros se aproximava de Londrina, o que provocou comentários do co-piloto, questionando o piloto se aquele seria o voo em que ele tencionava embarcar para Belo Horizonte.

Alguns minutos depois, o piloto informou ao co-piloto que iria trocar de roupa. Tal ação visava, visivelmente, acelerar os seus procedimentos após o pouso, para poder embarcar no voo citado.

Durante o período de tempo em que o piloto estava trocando de roupa, foram feitos comentários relativos à meteorologia reinante, o que permitiu verificar que o piloto estava mantendo contato visual com a cabine de pilotagem e com o ambiente externo à aeronave.

Em seguida, os comentários feitos indicam que o piloto estava terminando de trocar de roupa, porém ainda não havia voltado para o seu assento. O acionamento do botão "event" registrado pelo FDR não teve qualquer justificativa gravada ou comentário dos pilotos, sendo considerado ter sido acionado por descuido de um dos tripulantes.

Cinco segundos após, às 08:37:37Z, houve a desconexão do piloto automático e o compensador do profundor iniciou o disparo no sentido de picar a aeronave. Entre o disparo e a identificação da pane passaram-se 17 segundos, mostrando que o co-piloto teve dificuldades em entender o que estava acontecendo e o indicador de posição do compensador do profundor não permitiu uma visualização e interpretação rápida da condição de disparo, embora o alarme "whooper" tenha soado. Durante este período houve três interrupções do movimento do compensador por menos de um segundo, mas o disparo voltou a ocorrer em seguida.

Após o co-piloto ter identificado a pane, ouviu-se um ruído que se supôs ser de afivelamento do cinto de segurança, o que indicaria que, neste momento, o piloto teria retornado ao seu assento. Um segundo após, o piloto passou a solicitar que ele "puxasse o trim", significando que o co-piloto deveria desarmar o CB H3, no sub-painel localizado atrás de seu assento. Para voltar ao seu assento, o piloto teria que passar ao lado do sub-painel referido, o que reforça a possibilidade de que, neste momento, ele já estaria sentado em seu lugar, do contrário ele mesmo desarmaria o CB.

O co-piloto, inicialmente, informou que estava "picando", solicitando ao piloto que cabrasse o compensador, indicando que não havia compreendido a solicitação dada. Somente cinco segundos após o piloto ter dito "puxa o trim, aqui!", provavelmente indicando o sub-painel adequado, é que o co-piloto conseguiu desarmar o CB 4CT,

responsável pelo suprimento de energia do indicador dos atuadores do compensador do profundor. Como consequência, houve a ativação do alarme “pitch trim asym” e da sua proteção, inibindo qualquer comando nos sistemas normal e reserva do compensador, ou seja, houve uma completa perda do sistema de compensador do profundor. Os CB H3 e H2 podem ter sido puxados também, pois sua localização é bastante próxima ao CB 4CT.

Se os pilotos tivessem usado um dos interruptores do sistema normal ou reserva do compensador em direção oposta ao disparo, eles poderiam tê-lo parado, mas, como foi visto, não havia procedimento de emergência previsto para disparo do compensador do profundor (“Pitch Trim Runaway”) nos manuais do fabricante da aeronave, porque ele foi considerado extremamente improvável de ocorrer. Os instrutores de simulador de vôo realizavam treinamentos esporádicos da pane por ocasião das instruções realizadas. Segundo as fichas de instrução de simulador de vôo dos tripulantes, a instrução do piloto havia contemplado esse treinamento, embora há mais de um ano, enquanto que a do co-piloto mostrava que ele não o havia realizado, pois o formulário utilizado não continha a referida pane. Dessa forma, o desconhecimento da pane, aliado à maneira concisa com que foi feita a solicitação, fez com que o co-piloto não entendesse inicialmente a ação a ser executada. A ação executada inicialmente pelo co-piloto, de comandar o compensador em um sentido e solicitar que o piloto o fizesse em sentido oposto, visava parar o seu movimento, conforme previsto pelo manual da aeronave (FCOM), entretanto não era adequada para a situação.

Após ter compreendido a ação solicitada pelo piloto, o co-piloto ainda demorou cerca de cinco segundos para executá-la. Haviam decorrido 11 segundos após a identificação da pane e 28 segundos após a desconexão do piloto automático. Além disso, o co-piloto desarmou o CB 4CT, e como consequência, desativou ambos os sistemas normal e de reserva do compensador do profundor. O co-piloto pode ter também desativado os CB H2 e H3, mas isso não teria efeito naquela situação, pois a proteção ativada pelo desarme do CB 4CT teria inibido qualquer comando no sistema normal ou reserva de compensador. Novamente, o treinamento incompleto, a falta de um procedimento previsto pelo fabricante e, provavelmente, a falta de uma definição mais clara do piloto sobre o CB a ser desarmado propiciaram que se desarmasse o CB 4CT. Em consequência, os dois sistemas de controle do compensador foram desabilitados, impedindo que pudesse ser tentado o restabelecimento da compensação através do sistema reserva. Não foi possível determinar se a tripulação tentou utilizar o sistema reserva de controle do compensador (“Stand-by Pitch Trim”), entretanto não foi registrado qualquer comentário referente à tentativa de sua utilização.

O tempo gasto na identificação da falha e na adoção da ação corretiva influenciou na dificuldade para controlar a aeronave. Quando o piloto identificou o disparo, 17 segundos haviam decorrido desde o desacoplamento do PA e a posição do compensador já era de 4,1°. Além disso, os motores não foram reduzidos até que o alarme de Vmo soou. A alta velocidade atingida aumentou a força necessária no manche para recuperar um ângulo de ataque positivo. A demora na percepção da situação foi influenciada pela falta de um procedimento de emergência do fabricante, porque se ele existisse, é bastante provável que um treinamento tivesse ocorrido e as ações corretivas poderiam ser estabelecidas em um menor período de tempo. Havia um procedimento de disparo de compensador do profundor no “Airline Policy”, entretanto seu treinamento não era realizado regularmente, porque não era um procedimento do fabricante, mas um procedimento baseado na orientação de instrutores de simulador. A demora na percepção pode, ainda, ter sido influenciada pelo piloto não estar em seu assento.

Verificou-se que aspectos ergonômicos influenciaram no tempo gasto e no desarme do CB 4CT ao invés de apenas o CB H3. O posicionamento do CB, em um sub-painel atrás do assento do co-piloto, obrigava o mesmo a ter que girar a cabeça e o

tronco para trás a fim de desarmá-lo, sendo obrigado a soltar os comandos de vôo da aeronave no momento em que o seu auxílio ao piloto era mais necessário. Além disso, as inscrições eram de tamanho reduzido, havia baixa luminosidade no período noturno e não existia qualquer identificação que diferenciasse o CB H3 dos demais, o que dificultava a sua procura no sub-painel. Somando-se às dificuldades já apresentadas, verificou-se que a mão mais adequada para executar o desarme do CB era a esquerda e o co-piloto era destro. Dessa forma, a utilização da mão esquerda, em conjunto com as demais dificuldades, pode ter retardado ainda mais a ação a ser executada.

Cerca de dois segundos após os CB terem sido desarmados, a aeronave atingiu a Velocidade Máxima de Operação - VMO e os motores foram reduzidos a 10% do torque. A partir daí, os pilotos seguiram tentando restabelecer o controle da aeronave. Em dois momentos a posição do profundor foi alterada, de acordo com o FDR, indicando que eles conseguiram contrariar a tendência do profundor de abaixar, entretanto o ângulo de arfagem manteve-se negativo.

Com o aumento da velocidade, apesar dos esforços da tripulação, o nível de força requerido tornou impossível o restabelecimento do vôo nivelado, pois o compensador manteve-se na posição de batente picado. Durante esse período, o piloto seguiu solicitando ao co-piloto que desarmasse o CB, mesmo após a ação já ter sido realizada, possivelmente devido às tentativas sem sucesso de nivelar a aeronave e retomar o seu controle.

Uma simulação conduzida pelo fabricante indicou que, durante a primeira parte do disparo, os pilotos não aplicaram as forças necessárias no manche para recuperar a aeronave. Isso pode ter ocorrido por causa do tempo gasto para identificar o disparo, pela localização do piloto fora de seu assento e pela tentativa de desarmar o CB. Após desarmar o CB e reduzir a potência, a tripulação foi capaz de, por alguns momentos, aplicar forças no manche maiores que as necessárias para recuperar a aeronave, mas não foi o suficiente para obter um ângulo de ataque positivo.

Foram realizadas pesquisas visando determinar o que teria levado ao disparo do compensador do profundor. A análise dos dois atuadores do compensador do profundor indicou que eles possuíam condições normais de funcionamento. A análise de uma das hastes de controle do profundor, que estava fraturada, indicou que tal fratura ocorreu por sobrecarga, ou seja, em decorrência do acidente.

Verificou-se a existência de 13 relatórios de registro de dificuldades em serviço da FAA (Federal Aviation Administration) dos Estados Unidos da América ligados a problemas no compensador do profundor, dos quais três eram ligados a gelo e neve. Destacam-se os eventos a seguir, de forma a estabelecer a natureza das falhas já ocorridas aos componentes do sistema de compensador do profundor.

Relatório nº 1991110600244, de 06 SET 1991, relativo ao ATR 42-300 operado pela British Airways durante o vôo 3852: "A compensação primária está intermitente para picar em ambos os lados. Removido e trocado o relé 15CG para compensação normal para picar, no Manual ATR 27-32-00, 82VU I/A/W. A operação foi checada boa. A aeronave foi liberada".

Relatório nº 1992102000026, de 18 SET 1992, relativo ao ATR 42-300 operado pela Simmons Airlines durante o vôo 4230: "A tripulação reportou que a aeronave experimentou um movimento não comandado de compensação para cabrar com o piloto automático desacoplado. A aeronave retornou e pousou sem incidentes posteriores. A manutenção realizou um teste operacional do controle do compensador do profundor IAW JIC 27-32-00 não notando qualquer defeito. A aeronave retornou ao serviço".

Relatório nº 1996041800418, de 20 MAR 1996, relativo ao ATR 42-300 operado pela Continental Express durante o check 6C: “Durante um cheque de rotina do sistema de compensador do profundor, a atuação do compensador ocorria usando a metade esquerda do interruptor do compensador nos manches do piloto e do co-piloto. Inspeccionado e encontrado o relé 23CG em pane. Removido e trocado o relé, o cheque operacional foi bom”.

Relatório nº 1998072400470, de 26 JUN 1998, relativo ao ATR 42-300 operado pela Continental Express: “Durante a decolagem, a tripulação descobriu que o compensador de profundor não funcionava para picar em ambos os manches do piloto e co-piloto. A aeronave retornou a Newark e pousou sem incidentes. A manutenção encontrou ambos os CB 16CG e 24CG inoperantes. Removidos e trocados os relés, o cheque operacional foi bom e a aeronave retornou ao serviço”.

Foram emitidas, ainda, duas AD (“Airworthiness Directive”) pela FAA, relativas à prevenção de problemas em cablagens elétricas em outros componentes do sistema de comandos de vôo do ATR 42. Verificou-se que um ATR 42-300, em 01 JAN 2001, sofreu um disparo de compensador de profundor no sentido de cabrar durante a aproximação. O disparo ocorreu durante quatro segundos. A tripulação conseguiu restabelecer o controle e pousar, apesar do elevado nível de força nos comandos. O fabricante estabeleceu, baseado em suas pesquisas, que o disparo resultou do travamento da chave de comando do compensador. Em consequência da ocorrência, foi emitida a AD 2001-387-085(B) pela DGAC da França, adotada pela Administração de Aviação Civil da Dinamarca (“Statens Luftfartsvesen”), e foram emitidos os “Service Bulletins” ATR 42-27-0093 e ATR 42-27-0094 pelo fabricante.

Como foi visto no item 3.3, o interruptor de controle do compensador do profundor era composto de duas peças (micro-interruptores) que deveriam ser acionadas simultaneamente para que houvesse o seu comando. O teste operacional previsto no JIC 27-32-00 estabelecia que “Checar que a operação só é efetiva quando os dois micro-interruptores são acionados” nos seus itens 3A e 3F.

Dessa forma, o teste não estabelecia claramente as ações a serem executadas, deixando o seu entendimento a critério do técnico de manutenção que fosse executá-lo. Usando-se a lógica matemática, entende-se que quando nenhum micro-interruptor ou quando apenas um dos micro-interruptores é pressionado, não deve haver movimento, subentendendo-se que deve ser efetuado um cheque para verificar se tal condição ocorre, entretanto, conforme as práticas aceitáveis de projeto de aeronaves, toda e qualquer instrução colocada em check list, seja para a tripulação, seja para a manutenção, deve ser explícita, não podendo conter quaisquer itens subentendidos.

Em função disso, verificou-se que o teste operacional do JIC 27-32-00 permitia que uma aeronave fosse liberada para o vôo com os relés 16CG ou 15CG em pane, sem que tal pane fosse detectada, caso não fosse executada a verificação do acionamento de cada micro-interruptor separadamente, em que não deveria haver movimento. Verificou-se, ainda, que caso o relé 16CG estivesse em pane e houvesse pane do relé 23CG, haveria disparo do compensador na direção de “nariz acima”; e caso o relé 15CG estivesse em pane e houvesse pane do relé 24CG, haveria disparo do compensador na direção de “nariz abaixo”, se o PA estivesse desligado. Se o PA estivesse ligado, uma falha no relé 15CG e uma falha em um dos interruptores do sistema normal, 13CG ou 14CG, levaria à desconexão do PA e a um disparo do compensador na direção de “nariz abaixo”.

De acordo com as publicações “Advisory Circular” AC 25.1309-1A “System Design and Analysis”, emitida pela FAA em 21 JUN 1988, e o JAR 25 “Section 3 Advisory Material”, dentro dos conceitos de projeto seguro contra falhas (“Fail-safe Design”), consideram-se como princípios ou técnicas para assegurar um projeto seguro:

- Integridade e qualidade projetadas, incluindo limites de utilização, para assegurar a função pretendida e prevenir falhas;
- Redundância do sistema, componentes e elementos reserva (“back up”), de forma que a falha de um não cause a falha de outro. A isolação também é denominada independência;
- Procedimentos para a tripulação de vôo para uso após a detecção de falha, a fim de permitir um vôo e pouso seguros através da especificação de ações corretivas da tripulação;
- Verificabilidade: a capacidade de verificar a condição de um componente;
- Tolerância ao erro, que considera efeitos adversos de erros previsíveis durante o projeto, testes, construção, operação e manutenção da aeronave.

Embora o sistema de compensador do profundor tenha sido certificado em acordo com o parágrafo 1309 do JAR 25, a argumentação e os cálculos utilizados para demonstrar o cumprimento dos requisitos permitiram que algumas características do projeto do ATR 42 não atendessem, em algum grau, aos princípios de “Fail-safe design”, quais sejam:

- Não estavam previstos intervalos para a troca dos componentes do sistema de compensador do profundor no Time Limits, com o objetivo de manter a sua confiabilidade, em função dos danos decorrentes do uso e da ação do ambiente;
- Os sistemas normal e reserva (“Stand-by”) de controle do compensador do profundor não eram independentes;
- Não existiam procedimentos de emergência para o disparo de compensador (“Pitch Trim Runaway”) no Manual de Vôo da aeronave (“Aircraft Flight Manual – AFM”);
- As ações de manutenção previstas não eram capazes de identificar todas as falhas latentes, como, por exemplo, algumas falhas de relés, devido à falta de clareza nas ações a serem executadas;
- Havia baixa tolerância a erros devido à ausência de procedimentos e limitado tempo de reação da tripulação.

Dessa forma, foi possível verificar que ocorreu um disparo no compensador do profundor no sentido de picar, simultaneamente ao desacoplamento do piloto automático. Foram levantadas duas hipóteses para a causa do disparo.

A primeira hipótese foi a de que tivesse ocorrido um comando involuntário do interruptor “Stand-by Pitch Trim”, estando o referido interruptor com o dispositivo de travamento danificado. Verificou-se que a velocidade de deslocamento do compensador do profundor atingiu um valor máximo de, aproximadamente, 0,4%*s*. Este valor estava na faixa de velocidade prevista para o acionamento pelo sistema normal (0,37 a 0,56%*s*) e era inferior aos valores atribuídos à faixa de velocidade do sistema reserva (0,54 a 0,79%*s*), indicando que o movimento do compensador durante o disparo teria sido feito através do sistema normal. Entretanto, é possível, segundo o fabricante da aeronave, que a ativação do compensador pelo sistema reserva ocorra na faixa de velocidade do sistema normal, causado por um falha simples levando à perda do suprimento de energia das bobinas do sistema reserva (“high speed”).

Para reforçar esta hipótese, foi verificado que o botão “event” foi acionado cerca de 5 segundos antes do início do disparo do compensador. Isso poderia indicar que um objeto colocado no console teria ativado o botão “event” e o interruptor do sistema reserva do compensador, pois sua localização é próxima. Além disso, não foi verificado qualquer

comentário pelos pilotos sobre uma tentativa de utilização do sistema reserva de compensador para controlar o disparo, na leitura do CVR.

No entanto, um objeto colocado no console provavelmente impediria a circulação do tripulante tanto na saída quanto no retorno ao seu assento, além do fato de que o objeto poderia se mover de sua posição pela passagem do piloto ou pelo movimento e vibração da aeronave. Neste caso, ao deixar de ser acionado, o interruptor "Stand-by Pitch Trim" retornaria à posição neutra, o que possivelmente permitiria o controle da aeronave. Além disso, a pesquisa conduzida pelo fabricante encontrou algumas guardas danificadas, mas apenas um pequeno número delas permitia a ativação do interruptor do sistema reserva, e não foi encontrado qualquer reporte à manutenção referente a danos no dispositivo de travamento do interruptor do PT-MTS.

A segunda hipótese é a de que tenha ocorrido uma falha elétrica do sistema do compensador do profundor, através de uma falha simultânea de relés, falhas nos fios, interruptores ou conectores, permitindo a alimentação elétrica do motor do compensador, em função de danos provocados pelo uso, pelo ambiente ou pelo envelhecimento dos componentes.

Como foi visto, uma falha no relé 15CG poderia passar despercebida no teste operacional previsto para a manutenção no JIC 27-32-00, devido à falta de clareza. Dessa forma, estando a aeronave liberada para o vôo com esse relé em pane, ao ocorrer uma falha no interruptor de controle 13CG ou 14CG, haveria a desconexão do piloto automático e o disparo do compensador no sentido de picar. Como visto nos relatórios de registro de dificuldades em serviço da FAA, já houve diversos casos de falhas de relés e interruptores, além de problemas em cablagens elétricas do sistema de comandos de vôo da aeronave que motivaram a emissão de AD por parte da FAA. Houve um incidente de disparo do compensador em 2001, que motivou a emissão de uma AD por parte da Administração de Aviação Civil da França. Sendo assim, esta hipótese foi considerada a mais provável de ter ocorrido, dando origem ao disparo do compensador do profundor.

5. CONCLUSÃO

5.1 Fatos

- a. os pilotos estavam com os seus Certificados de Capacidade Física válidos;
- b. os piloto estavam com os Certificados de Habilitação Técnica válidos;
- c. os pilotos possuíam a experiência necessária para realizar o vôo;
- d. a aeronave decolou de Guarulhos - SP - com destino a Londrina - PR;
- e. após nivelar no FL 180, o piloto saiu de seu assento e foi trocar de roupa, visando embarcar em um vôo para Belo Horizonte após pousar em Londrina;
- f. o botão "event" foi pressionado;
- g. cinco segundos depois, ocorreu a desconexão do piloto automático e um disparo do compensador do profundor no sentido de picar a aeronave;
- h. o disparo do compensador foi interrompido três vezes por menos de um segundo;
- i. o co-piloto identificou a pane de disparo do compensador 17 segundos após a sua ocorrência;

- j. o disparo do compensador foi interrompido por sete segundos;
- k. o piloto passou a solicitar que o co-piloto “puxasse o trim”, ou seja, desarmasse o CB H3;
- l. o co-piloto não compreendeu inicialmente a solicitação do piloto;
- m. após compreendê-la, desarmou o CB 4CT cerca de 11 segundos após a identificação da pane e 28 segundos após o disparo ter iniciado;
- n. não havia procedimento de emergência de disparo de compensador de profundor (“Pitch Trim Runaway”) previsto nos manuais do fabricante;
- o. havia um procedimento no “Airline Policy” do operador e treinado esporadicamente pelos instrutores de simulador de voo;
- p. o piloto havia treinado este procedimento, porém 23 meses antes, enquanto o co-piloto não havia treinado, segundo suas fichas de instrução;
- q. os CB H2 e H3 ficavam localizados em um sub-painel atrás do assento do co-piloto, sem qualquer identificação que os diferenciasse dos demais;
- r. cerca de dois segundos após os CB terem sido desarmados, o alarme de Vmo soou e os motores foram reduzidos para 10% do torque;
- s. os pilotos tentaram restabelecer o voo nivelado, mas não obtiveram sucesso;
- t. a aeronave colidiu com o solo com uma velocidade de cerca de 366 kt;
- u. verificou-se que já haviam ocorrido diversos casos de falha de relés, interruptores e cablagens ligados ao sistema de comandos de voo do ATR 42;
- v. o teste operacional previsto no JIC 27-32-00 permitia o seu cumprimento parcial, devido à falta de clareza na frase “Checar que a operação só é efetiva quando os dois micro-interruptores são acionados”, deixando a critério do entendimento do mecânico a sua realização;
- w. caso o teste não fosse corretamente realizado, a pane dos relés 15CG e 16CG poderia passar despercebida;
- x. verificou-se que caso o relé 16CG estivesse em pane e houvesse pane do relé 23CG, haveria disparo do compensador na direção de “nariz acima”; e caso o relé 15CG estivesse em pane e houvesse pane do relé 24CG, haveria disparo do compensador na direção de “nariz abaixo”, se o PA estivesse desligado;
- y. verificou-se que caso o relé 16CG estivesse em pane e houvesse pane do interruptor de controle 13CG ou 14CG, haveria a desconexão do PA e o disparo do compensador na direção de “nariz abaixo”;
- z. após a colisão, a aeronave ficou completamente destruída; e
- aa. os pilotos faleceram.

5.2 Fatores contribuintes

5.2.1 Fator humano

Aspecto Psicológico – Contribuiu

A percepção dos pilotos quanto à situação foi afetada pela falta de treinamento específico e de procedimentos previstos, o que, aliado ao pouco tempo disponível para a ação e à falta de clareza nas comunicações, influenciou no tempo decorrido para a tomada de ações corretivas.

Aspecto Operacional

a) Coordenação de Cabine – Contribuiu

A comunicação entre os tripulantes não foi clara no momento da emergência, fazendo com que o co-piloto não entendesse, inicialmente, a ação a ser realizada, o que aumentou o tempo gasto para desarmar o CB. Tais fatos, entretanto, não podem ser dissociados da situação vivida pelos pilotos, com treinamento inadequado para a emergência e em um curto espaço de tempo para identificar a pane e empreender as ações corretivas.

b) Supervisão – Indeterminado

A empresa não tinha fornecido um treinamento regular de CRM para os pilotos. Além disso, o piloto não fazia treinamento em simulador há mais de um ano. Não foi possível determinar, entretanto, se o treinamento regular de CRM e a atualização do treinamento em simulador do piloto teriam evitado o acidente.

c) Outros Aspectos Operacionais – Indeterminado

O afastamento do piloto do seu assento no momento da emergência pode ter aumentado o tempo gasto na identificação da pane e na tomada de ações corretivas, entretanto também não foi possível estabelecer se o acidente seria evitado caso ele estivesse em seu posto de pilotagem.

O co-piloto demorou a entender a situação e a iniciar as ações corretivas, embora o alarme “whooper” tenha soado, também aumentando o tempo decorrido.

5.2.2 Fator material

a) Projeto – Contribuiu

O teste operacional previsto no JIC 27-32-00 permitia a realização parcial dos procedimentos devido à falta de clareza, o que possibilitava a liberação da aeronave para o voo com um relé em pane.

Além disso, embora o sistema do compensador do profundor tenha sido certificado, não havia procedimento de emergência de disparo do compensador previsto nos manuais do fabricante, não havia intervalos para substituição dos componentes do sistema do compensador do profundor no “Time Limits”, os sistemas normal e reserva não eram independentes e o sistema tinha baixa tolerância a erros.

Em 30 / MAR / 2007.

ANEXO I

COMENTÁRIOS DO REPRESENTANTE ACREDITADO – BEA – QUE O CENIPA DISCORDA OU ENTENDE QUE SE ENCONTRAM NO RELATÓRIO FINAL.

Comments on the draft report on the accident to the ATR 42 registered PT-MTS on 14 September 2002

The BEA proposes to modify or to complete the draft report as detailed hereafter:

FDR and relay failures

Analysis of the FDR data shows the presence, for a half-second, of an inversion of the direction of the trim runaway. This fact does not appear in the draft report. This is all the more important since ATR indicates, in its additional work performed on receipt of the draft report, that no system failure could explain this inversion.

Sentence « one of the two elevator control rods »

Mention is made of an examination of the elevator control rods performed by the BEA. We remind you that the BEA expressed strong reservations as to the identification of the rods examined. It is not certain that these came from the elevator control. The report should mention this doubt.

Flight recorders

The CVR transcript and the FDR plots are absent. In this section, the diagram made by ATR showing the trim runaway and the crew's speech could be included. In addition, many elements in this paragraph are not factual so it would be better to erase or justify them.

Sentence « during the flight, the pilots talked about varied subjects... »

What was the conduct of the flight in relation to the meteorological conditions? Was the ice protection really switched on?

Sentence “at 08:37:58Z, the co-pilot informed I'm trimming nose down, nose down. Trim nose up! (to picando, picando. Cabra ! »

The BEA is not sure of the precision of this translation. This is an interpretation that needs to be justified.

Sentence “operational aspects”

The first paragraph should be included in the information on the pilots. The four paragraphs that follow are already featured elsewhere in the report.

Sentence « the co-pilot initially informed that he was trimming nose down »

The CVR transcript is debatable on this point, so it is difficult to be sure that the co-pilot made a trim nose down input.

Paragraph “after understanding... utilization”

According to the following paragraph, it was the co-pilot who called for the action. In addition, it is difficult to know if the Captain understood well what the co-pilot was asking for.

Previous occurrences to ATR

The search for previous occurrences is a very useful investigative tool in this context. However, the list of events concerning the ATR 42 that is presented in the draft report as having a link with the accident adds nothing to the understanding of the accident (see detailed analysis performed by ATR).

Equally, the airworthiness directives reported were put into effect in the context of the normal follow-up on ATR 42 airworthiness and no link can be established between them and the accident to the PT-MTS (see appendix), especially as, to the best of our knowledge, the AD 2001-387-085 (B) had been applied to this airplane.

Sentence « mathematical logic »

The BEA proposes to remove « mathematical ».

Sentence « it was verified that the JIC... »

Replace by “It was verified that the application by the operator of the JIC”

Conclusion

A probable or identified cause for the accident is missing.

Items l, m, n and o

These points should be placed between points r and s to respect the chronological order.

Item l

It would be better to add « the system is certified without ».

Item s

This point adds nothing to the understanding of the event.

Items w and x

To respect the chronological order, it would be better to place points w and x between points r and s, after points l, m, n and o.

Item w

Remove “after collision” and replace “ after were ” by “ was ” .

Point 2.a.(2)

The influence of the absence of specific training and of a procedure relating to trim runaway was not established in the draft report.

Point 2.b.(1)

This paragraph should be reworked in the light of the BEA’s comments.

Point 2.c.(1)

As above.

Safety Recommendations

In the light of the comments made, the BEA also disagrees with recommendations 3.a and 3.b, whose contribution to the investigation has not been demonstrated.