



CENIPA

MINISTÉRIO DA AERONÁUTICA ESTADO-MAIOR DA AERONÁUTICA

Sistema de Investigaçao e Prevençao
de Acidentes Aeronauticos

RELATÓRIO FINAL

CENIPA 04

AERONAVE	Modelo: FOKKER - 100 Matrícula: PT-MRK	OPERADOR TAM
ACIDENTE	Data/hora: 31/OUT/96 – 10:27 UTC Local: Aeroporto de Congonhas Estado: São Paulo	TIPO: Perda de controle em vôo

O objetivo único da investigação de acidentes é a prevenção de futuros acidentes ou incidentes. O propósito dessa atividade não é determinar culpa ou responsabilidade, princípio este contido no art. 3.1 do Anexo 13 da Organização de Aviação Civil Internacional - OACI, do qual o Brasil é país signatário.

Recomenda-se o seu uso para fins exclusivos da prevenção de acidentes aeronauticos.

I. HISTÓRICO DO ACIDENTE

A aeronave realizava um vôo de transporte regular de passageiros, TAM 402, partindo de São Paulo (Congonhas - SBSP) com destino ao Rio de Janeiro (Santos Dumont - SBRJ).

Por volta das 08:26P, durante a decolagem e logo após sair do solo, a tripulação foi surpreendida por uma circunstância anormal nesta fase do vôo, que interpretou como sendo o prosseguimento de uma indicação de falha do sistema " auto throttle ", procurando executar imediatamente uma ação corretiva.

Foi observado por testemunhas que o reversor do motor direito abriu e fechou algumas vezes, tendo sido ouvido o barulho correspondente a esta situação.

Durante os vinte e quatro segundos totais de vôo, a aeronave derivou à direita, mantendo-se a baixa altura e velocidade, chegando a uma atitude de acentuada inclinação à direita, vindo a colidir com edificações, projetando-se ao solo e incendiando-se em seguida, sofrendo perda total.

No acidente, todos os oitenta e nove passageiros e os seis tripulantes faleceram, além de quatro outras fatalidades de terceiros.

II. DANOS CAUSADOS

1. Pessoais

Lesões	Tripulantes	Passageiros	Terceiros
Fatais	06	89	04
Graves	--	--	--
Leves	--	--	--
Illesos	--	--	--

2. Materiais

a. À aeronave

A aeronave sofreu avarias acima de qualquer recuperação.

b. A terceiros

Em virtude do acidente ter ocorrido numa área residencial, várias edificações da Rua Luís Orsini de Castro, no Bairro Jabaquara, foram atingidas.

III. ELEMENTOS DE INVESTIGAÇÃO

1. Informações sobre o pessoal envolvido

a. Horas de vôo

	PILOTO	CO-PILOTO
Totais.....	6.433:00	3.000:00
Totais nos últimos 30 dias.....	60:25	75:51
Totais nas últimas 24 horas.....	01:43	01:43
Neste tipo de aeronave.....	2.392:05	230:41
Neste tipo nos últimos 30 dias.....	60:25	75:51
Neste tipo nas últimas 24 horas.....	01:43	01:43

b. Formação

O comandante era formado pelo Aeroclube de Mogi-Mirim - SP desde 1978.

O co-piloto era formado pelo Aeroclube de Rio Claro - SP desde 1988.

c. Validade e categoria das licenças e certificados

O comandante possuía licença categoria Piloto de Linha Aérea e Certificado IFR válido.

O co-piloto possuía licença categoria Piloto de Linha Aérea e Certificado IFR válido.

d. Qualificação e experiência de vôo para o tipo de missão realizada

(1) Comandante

Era habilitado e qualificado instrutor na aeronave FK100, sendo considerado experiente no equipamento.

(2) Co-piloto

Era habilitado, possuindo reduzida experiência neste tipo de aeronave, tendo sido checado nessa qualificação na semana anterior.

e. Validade da inspeção de saúde

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

2. Informações sobre a aeronave

Modelo F28MK0100, marcas de nacionalidade e de matrícula PT-MRK, foi fabricada pela FOKKER AIRCRAFT B.V., em 07/FEV/93, sob o número de série 11440, estando registrada no Registro Aeronáutico Brasileiro (RAB) como sendo de

propriedade de BBV Leasing Fonds GMBH CO MY KG e tendo como operadora a TAM Transportes Aéreos Regionais S/A.

Possuía, na ocasião do acidente, 8.171 horas totais de célula. Os serviços de revisão e manutenção foram considerados periódicos e adequados e seus Certificados de Aeronavegabilidade e Matrícula estavam válidos.

3. Exames, testes e pesquisas

a. Motores

A aeronave estava equipada com dois MOTORES ROLLS ROYCE, MODELO TAY 650-15, identificados com o S/N 17336 no lado esquerdo, e o N/S 17367, no lado direito, conforme o previsto no TYPE CERTIFICATE (TC), para essa aeronave.

O motor esquerdo estava com um total de 11.170 ciclos e o motor direito com 9.523 ciclos.

Ambos os motores foram transportados, para a Oficina de Manutenção de Motores da ROLLS ROYCE (MRR), homologada pelo DAC/STE, localizada em São Bernardo do Campo, na grande São Paulo.

Com o apoio da infra-estrutura, engenharia, pessoal técnico, publicações, padrões de comparações, máquinas e ferramental da MRR, específicos para os motores em questão, ambos os motores foram desmontados, analisados e investigados pelo INSTITUTO DE FOMENTO E COORDENAÇÃO INDUSTRIAL (IFI) do CENTRO TÉCNICO AEROESPACIAL (CTA), do Ministério da Aeronáutica.

Após o término dessas investigações, o CTA concluiu que ambos os grupos motopropulsores, estavam plenamente operacionais e desenvolvendo potência no momento do impacto.

b. Sistema de Reversão dos Motores

(1) Sistema Elétrico

As evidências indicam ser este sistema um dos fatores contribuintes para a abertura do reversor em voo. Porém, dada a sua complexidade construtiva e operacional, sua interligação com praticamente todos os demais sistemas da aeronave, altamente computadorizada, e devido também, à necessária quantidade de órgãos, empresas, engenheiros e técnicos envolvidos neste mister, a investigação deste sistema não será esgotada num único item do relatório, ao contrário, será analisada, discutida e apresentada no decorrer deste relatório como um todo.

(2) Sistema Hidráulico

O sistema hidráulico do reversor é simples, possuindo basicamente dois componentes vitais, que são: a THRUST SELECTOR VALVE, que atua no sistema hidráulicamente e é acionada eletricamente; e o THRUST RVSR ACTUATOR, que atua no sistema mecanicamente e é acionado hidráulicamente. Ambos são hidráulicamente alimentados pelo SISTEMA HIDRÁULICO PRINCIPAL, que operava normalmente.

- THRUST REVERSER SELECTOR VALVE

A aeronave estava equipada, conforme seu TC (Type Certificate), com duas válvulas do Modelo 114168001, fabricadas pela DOWTY AEROSPACE HYDRAULICS. Essas válvulas foram testadas e inspecionadas no Fabricante, em ONCHAN - ISLE OF MAN - UK, a inspeção foi acompanhada por engenheiro do CTA e por representantes da DOWTY, FOKKER SERVICES, AAIB, NASB e da TAM.

A conclusão dos testes e da inspeção posterior foi de que nenhuma das duas válvulas apresentou qualquer tipo de anomalia operacional, assim sendo, não se caracterizaram como fatores contribuintes para a abertura do reverso.

De acordo com o EW/B96/10/2, datado de 07/Jan/97, emitido pelo representante do AAIB, presente aos testes, a pressão hidráulica necessária para operar o SPOOL das válvulas testadas estava baixa em relação à pressão do sistema hidráulico. A válvula para o "thrust reverser" # 2 operava de 48 a 52 PSIG (STOW - DEPLOY) e de 48 a 49 PSIG (DEPLOY - STOW). Enquanto esses valores estavam normais e bem dentro dos limites dos requisitos da FOKKER e da DOWTY, notou-se que estavam abaixo de 2% da pressão disponível do sistema: 3.000 PSIG. Foi considerado que tal característica poderia tornar a "SELECTOR VALVE" desnecessariamente suscetível à anormalidades, tais como os efeitos de pequenos debris (limalha). Entretanto, não se encontrou qualquer evidência que indicasse que tal fato tivesse tido importância no acidente.

- THRUST REVERSER ACTUATOR

A aeronave estava equipada, conforme seu TC, com dois atuadores hidráulicos, modelo A62H200-7 (LH - S/N S00364 e RH - S/N S00358), fabricados pela NORTHROP-GRUMMAN CORP - USA. Esses atuadores foram testados e inspecionados posteriormente na S&L METAL PRODUCTS CORP. MASPETH-NY-EEUU, em 30/JAN/97.

A inspeção foi acompanhada por engenheiro do CTA e por representantes da NORTHROP-GRUMMAN, S&L METAL, FOKKER SERVICES, TAM, FAA, NTSB, NASB e AAIB.

A conclusão dos testes e da inspeção posterior foi de que os atuadores estavam plenamente operacionais.

c. Outros Relatórios emitidos

(1) Hipótese para a ciclagem do reverso aberto-fechado (DEPLOY-STOW)

Preparado por técnico da FOKKER SERVICES, nas dependências do CTA, em 11/NOV/96, onde acusa uma alta resistência no SWITCH S1 do SEC LOCK ACTUATOR, que possivelmente teria reduzido a performance do STOW LIMIT RELAY, enviando sinais espúrios ao STOW SOLENOID da SELECTOR VALVE.

Apresentava, também, a falha na posição energizada do SEC LOCK RLY1 ENG2, sendo que esta falha simples não comandaria a abertura do reversor, porém, inibiria o aviso na cabine de comando, se ocorresse a abertura.

Apresenta, ainda, a hipótese das duas falhas anteriores ocorrerem em conjunto, considerando uma queda de voltagem no sistema elétrico ou devido

às cargas “G” no momento do LIFT OFF. A dupla falha, nas condições acima, poderia ocasionar a ciclagem dos reversores.

(2) JOINT OBSERVATIONS ON WRECKAGE EXAMINATION

Preparado no CTA com o acompanhamento de engenheiros e técnicos daquele Centro e da CIAA, pela FOKKER SERVICES e pelo Representante do AAIB, em 18/NOV/96, a título de informação preliminar referente às avaliações realizadas em vários componentes dos reversores dos motores 1(LH) e 2(RH):

(a) N.º 2 SECONDARY LOCK ACTUATOR (RH)

As operações de S1 e S2 foram checadas medindo-se as suas resistências elétricas, enquanto era manualmente comandado da posição totalmente estendida (DEPLOYED) até a posição totalmente retraída (STOW). Como resultado inicial, foram encontrados valores de resistências elétricas, em S1, de até 357 OHMS, considerados extremamente altos, uma vez que o normal seriam valores de resistências que não excedessem 0.7 OHMS; e

(b) N.º 1 SECONDARY LOCK ACTUATOR (LH)

Foram realizadas medições semelhantes àquelas do N.º 2, e encontrados valores de, no máximo, 0.5 OHMS;

NOTA: Após as análises acima e com o resultado dos exames de Raio X pelo CTA, decidiu-se pelo envio das peças ao fabricante, acompanhadas por equipe da CIAA, para uma análise mais abrangente.

(3) AVALIAÇÃO DE DESEMPENHO EM SIMULADOR DO FOKKER 100

É um relatório de análise, com o objetivo de avaliar o desempenho da aeronave FOKKER 100 nas condições do acidente. Foi elaborado por oficiais do CTA em 05/DEZ/96. Dentre os vários tópicos abordados, esse relatório contém:

(a) CONDIÇÕES RELEVANTES

O arrasto introduzido pela abertura das conchas é função do ângulo de abertura, da velocidade aerodinâmica e do próprio empuxo do jato reverso;

(b) ANÁLISE DOS DADOS DO SSFDR

A análise das informações do SSFDR indicaram que a potência máxima foi alcançada com o “Thrust Reverser” aberto. A análise do mecanismo revelou que isso só poderia ter ocorrido após a separação do sistema de “Feedback”; e

(c) ANÁLISE DOS PROCEDIMENTOS DA TRIPULAÇÃO

O AIRPLANE OPERATION MANUAL descreve o procedimento no caso de REVERSER UNLOCKED. No procedimento descrito, a tripulação teria a informação de falha através da luz MASTER CAUTION e do aviso no MFDS (REVERSER ENG.2), o que, segundo os dados do CVR não foi informado à tripulação. A informação de THRUST REVERSER UNLOCKED estava disponível no SSFDR e não estava disponível para a tripulação.

(4) ANÁLISE ELÉTRICA DO REVERSOR DO FOKKER 100

Relatório de análise emitido por engenheiro do CTA, datado de 20/DEZ/96. Entre outros dados, esse documento contém:

(a) A DESCRIÇÃO DO SISTEMA DE REVERSOR

- PRÉ-MOD

Quando a aeronave foi certificada no Brasil, em 1990, o sistema elétrico estava numa configuração em que o solenóide STOW da THRUST RVSR SELECTOR VALVE permanecia sempre energizado, mantendo o THRUST RVSR ACTUATOR pressurizado no sentido de fechar as conchas, exceto quando era comandada, no pouso, a abertura do reverso. Essa condição garantia maior confiabilidade quanto a abertura inadvertida dos reversores, mas a alimentação era provida pela ESSENTIAL DC BUS, o que não permitiria o uso do reverso, no pouso, se houvesse uma condição de “perda” dessa barra; e

- PÓS-MOD

Para corrigir a condição acima, a FOKKER emitiu o SERVICE BULLETIN F100-78-004, que mudou a alimentação para a BATTERY BUS (barra de emergência), mas houve a necessidade, para atender aos rígidos requisitos de tempo de operação da aeronave na condição de emergência elétrica, de economizar energia. Essa economia foi conseguida desenergizando-se o solenóide STOW com a introdução de um STOW LIMIT RELAY, que energizava o solenóide STOW somente quando havia um comando positivo neste sentido. Porém, essa condição, durante as fases do voo em que o reversor não é utilizado, mantém o THRUST RVSR ACTUATOR despressurizado.

(b) ANÁLISE DE FALHA (FAULT TREE) - PRÉ-MOD

O relatório de análise de falha do reversor emitido pelo fabricante para o processo de homologação não apresentava todas as condições possíveis de INADVERTENT POSITIVE e não considerava a possibilidade de uma falha dormente (DORMANT FAIL), sendo a probabilidade de falha calculada como da ordem de 10^{-11} , o que atendia a JAR/FAR 25.1309 no nível de falha “extremamente improvável”.

- NOTAS :** (1). A FAR 25.1309 determina, resumidamente, que equipamentos, sistemas e instalações de uma aeronave, considerados separadamente ou em relação a outros sistemas, devem ser definidos de forma que, na ocorrência de qualquer falha que possa impedir a continuação do voo seguro e o pouso da aeronave, a falha deve ser classificada como “extremamente improvável”;
- (2). A ADVISORY CIRCULAR N.º 25.1309-1A determina, resumidamente, que para uma falha ser considerada “extremamente improvável”, a probabilidade da falha ocorrer deve ser da ordem de 10^{-9} ou menos; e
- (3). A FAR 25.1309, letra (c) determina, resumidamente, que informações e advertências devem alertar a tripulação para condições de operações inseguras, permitindo a tomada de ações corretivas apropriadas. Os sistemas de advertências devem ser projetados para minimizar os erros da tripulação, os quais poderiam criar riscos adicionais.

(c) ANÁLISE DE FALHA (FAULT TREE) - PÓS-MOD

O fabricante não considerou a possibilidade de um colamento dos contatos do SECONDARY LOCK RLY 1, o caso não foi analisado no REPORT N.º UK-28-313 SAFETY ASSESSMENT OF THE THRUST REVERSER CONTROL SYSTEM e seus apêndices, e, além disso, seria uma falha dormente.

O diagrama de análise de falha do reversor feito recentemente pelo fabricante, considerando-se a versão PÓS-MOD, mesmo não levando em conta uma falha dormente, indica que a probabilidade de uma abertura inadvertida dos reversores é da ordem de 10^{-6} . Portanto, a versão PÓS-MOD não satisfaz aos requisitos de aeronavegabilidade da FAR/RBHA 25.1309.

(5) RELAÇÃO ELETRÔNICA ENTRE O ATS E O THRUST REVERSER

O AUTO-THROTTLE SYSTEM (ATS), antes de engajar, verifica as condições de vários outros sistemas. Na condição de T/R NOT STOWED o SWITCH S1 do SEC LCK ACTUATOR envia um sinal para o computador FCC, não permitindo que o ATS seja engajado e envia um outro sinal ao sistema de aviso aos pilotos (FWS) que, por sua vez gera um alerta de A/T FAIL .

(6) ABERTURA E FECHAMENTO DO “T/R” VERSUS “TLA”

Relatório emitido em 23/JAN/97, desta CIAA, com o objetivo de documentar os testes realizados em duas aeronaves FOKKER 100, onde foi verificada a relação entre o ângulo de abertura das conchas dos reversores e a posição da manete de potência (TLA).

- (a). A abertura total das conchas produz um ângulo de 62°;
- (b). A manete de potência só inicia o seu curso para trás quando as conchas já estão com uma abertura de, aproximadamente, 24° (38,6% da abertura total, em média); e
- (c). A partir da posição em que as conchas estão totalmente abertas, levando-as para a direção da posição em que ficarão totalmente fechadas, a manete de potência é liberada para ser acelerada, quando as conchas estão com uma abertura de, aproximadamente, 21° (33,4% da abertura total, em média).

Concluiu-se que em duas fases do ciclo completo dos reversores, no início da abertura e no final do fechamento das conchas, é possível aplicar-se potência acima de IDLE, com as conchas, parcialmente, abertas, o que não satisfaz ao RBHA/FAR 25.933.

(7) Relatório do AMR/IAE/CTA

- (a) Todos os componentes mecânicos que foram examinados, exceto o FEED BACK CABLE do motor direito, fraturaram por sobrecarga, provavelmente no momento do impacto da aeronave, e não apresentaram indícios de pré-trincas;

(b) Os exames realizados nos filamentos das lâmpadas da tecla ATS do painel GLARESHIELD e os filamentos das lâmpadas das teclas ATS, YD, STAB TRIM e RUDD LIM não identificaram a presença de “estiramentos”, o que indica que os mesmos encontravam-se apagados no momento do impacto da aeronave;

(c) O exame dos FEED BACK CABLES, que estavam instalados na aeronave acidentada, apresentaram resultados diferentes entre si, no que tange às medidas finais da abertura interna e da parede externa do “alojamento” do “pino de ligação” (ponto de interligação entre as partes traseira e dianteira do cabo):

MOTOR LH - ABERTURA = 2,21mm - PAREDE = 4,14mm

MOTOR RH - ABERTURA = 2,89mm - PAREDE = 4,49mm

(d) Comparando-se o cabo que estava instalado no motor direito com um cabo novo, que foi usado no ensaio de rompimento por tração, pode-se verificar que as medidas finais de abertura interna e da parede externa são bastante semelhantes:

MOTOR RH - ABERTURA = 2,89mm - PAREDE = 4,49mm

CABO NOVO - ABERTURA = 2,92mm - PAREDE = 4,46mm

(e) O ensaio de tração, realizado no cabo novo, indicou que a separação física (SOLTURA) do “pino de ligação” do seu “alojamento” foi iniciada quando a carga atingiu 240Kgf.

(8) RELATÓRIO DOS SECONDARY LOCK ACTUATORS

Emitido pelo CTA/IFI, em 03/FEV/97, apresenta os testes realizados nos SECONDARY LOCK SOLENOIDS, na COMMUNICATIONS INSTRUMENTS INC (C.I.I), nos EEUU. Os testes foram acompanhados por engenheiro do CTA e representantes da C.I.I, NORTHROP GRUMMAN, FOKKER, NASB, AAIB, NTSB, FAA e TAM.

O relatório concluiu que “Os testes realizados nos dois solenóides do Secondary Lock Actuator (C.I.I. P/N A-1355, S/N 874 - do reversor esquerdo e S/N 870 - do reversor direito) de atuação da trava secundária das portas dos reversores de empuxo das turbinas mostraram inconsistência nas respostas dos mesmos e a conseqüente falta de confiabilidade por eles apresentada.

Os componentes, que deveriam apresentar um padrão de qualidade aeronáutica, colocados em operação, sofrem uma deterioração anormal, inexplicada pelos próprios fabricantes que vêm, há algum tempo, pesquisando formas de otimização.

Mesmo assim, ficou claro que as unidades continuam a ser montadas e fornecidas aos clientes com as deficiências que, aparentemente, só não eram de conhecimento do FAA. - uma vez que o Fabricante demonstrou que já as conhecia e o Representante Acreditado daquele órgão mostrou-se surpreso com o que presenciou.

Em resumo, as unidades (S/N 874 e S/N 870) que equipavam a aeronave acidentada, nos testes operacionais propostos e realizados, apresentaram desempenho muito inferior ao mínimo aceitável para garantir a segurança e a confiabilidade do sistema e, conforme o concluído ao final dos trabalhos, especificamente a de S/N 870 (do reversor direito), teve parcela de

contribuição na seqüência de eventos que levaram à abertura não comandada das portas do reversor de empuxo da turbina n^o 2, durante a fase de decolagem da aeronave.

O RELATÓRIO DA MICROSWITCH HONEYWELL INC, apresenta a avaliação da MICRO S1 usada como parte componente do SECONDARY LOCK ACTUATOR, GRUMMAN P/N 1159SCP408-1 S/N 870, que estava instalado no motor direito do PT-MRK. Esse relatório apresentou, como relevantes, os seguintes dados:

- a) Quando da remoção da capa de proteção, notou-se que ela foi separada com mais facilidade que o esperado, o que foi atribuído à suspeita de exposição prolongada a aquecimento.
- b) As superfícies de ambos os contatos apresentam contaminação por sílica, oriunda da degradação de silicone orgânico.
- c) Que não é utilizado silicone orgânico na fabricação do componente, portanto, a fonte dessa contaminação é desconhecida.

(9) T/R HIDRAULIC STOW CONDITIONS

Em 08/ABR/97 a DIPAA/DAC solicitou à FOKKER a realização de um teste para esclarecer a situação de POTÊNCIA DO MOTOR “ VERSUS ” POTÊNCIA HIDRÁULICA.

Documento emitido pela FOKKER SERVICES, em 17/ABR/97, em resposta à DIPAA, entre outros dados, informa que:

- “(a) Com o motor desenvolvendo potência máxima (MANETE À FRENTE) e as conchas do reversor totalmente abertas (FULLY DEPLOYED), a pressão hidráulica (3000 PSIG) não é suficiente para fechar as conchas, ou seja, nessas condições o reversor permanecerá totalmente aberto; e
- (b) A potência do motor pode ter sido, e mantida, alta o suficiente para evitar que o T/R tenha se fechado novamente, interrompendo a ciclagem e mantendo o T/R totalmente aberto. Isto só poderia ocorrer se a manete de potência fosse forçosamente mantida à frente enquanto o T/R se deslocasse no sentido da abertura”.

(10) ANÁLISE DA REDUÇÃO DOS DADOS DO SSFDR

Analisando-se o trecho gravado no SSFDR entre o momento do LIFT OFF e o primeiro impacto, dentre várias informações importantes, pode-se verificar que a curva de EPR 2 (Potência do Motor Direito) apresenta três ciclos de redução e aplicação de potência, e a curva de posição do T/R - E2 (Concha do reversor Direito) apresenta um único movimento indo de TRNS (Posição TRANSIT) para DPLD (Posição DEPLOYED).

Analisando-se as informações do Documento TS96.67993, emitido pela FOKKER SERVICES, pode-se verificar que o gráfico EPRE2 (Potência do Motor Direito) indica que houve três ciclos de redução e aplicação de potência e o gráfico DDPLA2 (Ângulo da Manete de Potência do Motor Direito) indica que houve três ciclos de retardo e avanço da referida manete.

Comparando a informação prestada pelo mecânico de manutenção de aeronaves, que testemunhou a ciclagem do reversor do motor direito, com as curvas acima descritas (T/R - E2 e EPRE2) pode-se verificar que, embora

tenham ocorrido, pelo menos três ciclos completos de abertura e fechamento das conchas do reversor do motor direito, o SSFDR registrou apenas o momento em que este reversor alcançou a posição FULLY DEPLOYED física e eletricamente e permaneceu “certo tempo” nessa posição.

(11) “QUARTO” CICLO DO REVERSOR

Analisando-se os últimos 10 (dez) segundos da redução dos dados do SSFDR, em especial as curvas de THRUST REVERSER # 2 (T/REV - E2) e de ENGINE POWER RATIO # 2 (EPR 2) e, considerando-se:

- (a) As “folgas” para acionamento da manete de potência, existentes de aproximadamente 21°, no sentido de fechamento da concha e, de 24°, no sentido de abertura das conchas do reversor;
- (b) Que tudo indica que um dos pilotos insistia em empurrar a manete para potência máxima;
- (c) Ser possível, em razão das “folgas” anteriormente descritas, ter havido a possibilidade de um dos pilotos ter “mantido” a manete de potência toda à frente e, em função dos três retornos anteriores, estar “segurando-a”, o que propiciaria a posição do “braço esticado” e seu corpo totalmente apoiado no encosto da sua cadeira;
- (d) Pelo desenho e pela montagem estrutural do FEEDBACK CABLE, pode-se avaliar a introdução de “significantes forças de atrito”, no conjunto do cabo, em razão do acima descrito;
- (e) O braço de alavanca existente, em razão do comprimento da manete de potência;
- (f) Que a força máxima de tensão estática que o FEEDBACK CABLE suporta, durante a posição de manete “toda a frente”, enquanto as conchas estão totalmente abertas é de 632 LBS; e
- (g) Que o retardo de aceleração (SLAM ACCEL) deste motor é de aproximadamente 2 segundos.

Tomando-se as situações reais e existentes, e entendendo-se possíveis as demais considerações acima descritas, pode-se aceitar como correta a avaliação de que “ o ricochete após a eliminação das folgas existentes”, produzido pela abertura das conchas com a manete mantida toda à frente, reunia todas as condições para ter ultrapassado os limites de resistência do FEEDBACK CABLE, tendo como consequência a sua separação.

(12) SISTEMA ELÉTRICO DE CONTROLE P/ ATUAÇÃO DO REVERSO - F100

Relatório emitido por um engenheiro, componente da CIAA, datado de 16/ABR/97, analisa e testa a eventual possibilidade do T/R SECONDARY LOCK RELAY 1 (K1266A), P/N FOKKER FON9-6105D4L, apresentar uma falha interna, cuja consequência seria a de levar (ou manter) inadvertidamente pelo menos dois de seus contatos (de um total de quatro) para a posição “energizada”.

O relatório avalia, com base no F100 TROUBLESHOOTING SCHEMATIC MANUAL, que esse relé não tenha falhado devido a uma alimentação inadvertida do seu fio de controle, e sim devido a uma falha interna, uma vez que este fio é ligado diretamente, também, ao relé K 2096A (T/R SEC. LCK. RLY 2), o qual assume-se, pela mesma hipótese, que permaneceu desenergizado.

Informa que cargas indutivas, como as do SEC. LCK. ACTUATOR, são prejudiciais aos contatos que as comandam, principalmente na desenergização, caso não haja um diodo de proteção, o que é aparentemente o caso do SEC. LCK. ACTUATOR.

Avalia também, a possibilidade de existência de “ciclos rápidos” de reversão durante serviços de manutenção, em que se comande o fechamento das conchas antes de ter se completado sua abertura e, neste caso, o desligamento dos dois solenóides (SEC. LCK ACTUATOR e DEPLOY SOLENOID) será efetuado pelo relé K 1266A. A interrupção simultânea dos dois solenóides juntos poderia comprometer os contatos deste relé.

O relatório conclui que pode-se aceitar que existe a possibilidade de que uma falha simples no relé K 1266A, caracterizada pela “fusão” de qualquer dos contatos A1/A2, B1/B2 ou D1/D2 (em especial A1/A2), cause o contínuo comando da bobina de DEPLOY (através da alimentação do SEC. LCK. ACTUATOR) e, ao mesmo tempo, provoque a inibição dos alarmes, visto que estes dependem do fechamento dos contatos C2/C3, fechamento este que não ocorre. Essa falha pode ser causada pelo excesso de carga em um daqueles três contatos.

(13) EXAMINATION AT LEACH INT. FRANCE

Relatório emitido pelo representante do NASB, em 25/ABR/97, sob o Nº 520197/96-78/A-17/56, sumariando os exames realizados na LEACH INT em 20/MAR/97, em seis relés semelhantes ao componente FOKKER P/N FON96105D4L. Esse documento foi aceito pela LEACH, conforme TELEFAX Nº 1285, de 05/JUN/97, como sendo o relatório final relativo às pesquisas realizadas naquele fabricante.

No relatório, a LEACH informa que superaquecimento de contatos de relés podem ser resultados de centelhamentos, se ocorrer trancos (BOUNCE) durante a operação de relé, mesmo se a corrente elétrica nos contatos não for excessiva. A seqüência de trancos (BOUNCING) nos contatos geralmente não é um problema quando o relé energiza, mas pode ocorrer na desenergização, devido a energia armazenada na bobina do relé. A LEACH considera que o adequado para a proteção contra essa energia armazenada na bobina dos relés seja a utilização de diodo do tipo ZENER, acrescido de mais um diodo para minimizar o efeito BOUNCING. Uma inadequada proteção contra este efeito, pode proporcionar a ocorrência de 8 a 10 trancos nos contatos, para um período da ordem de milissegundos.

A outra possibilidade descrita pela LEACH é que o superaquecimento dos contatos do relé também pode ter tido origem num processo de ciclagem do relé, causado por um chaveamento mecânico, normalmente freqüente (com valores de carga normais, em torno de 5 A), no circuito da bobina do relé, devido a alguma característica deste circuito, produzindo um efeito BOUNCE de longa duração.

(14) TESTES DO FEEDBACK CABLE

1 - TS97.52804 - T/R FEEDBACK CABLE INFO

Em 11/MAR/97, através do documento TS97.52804, a FOKKER SERVICES informou que estava finalizando alguns testes no FEEDBACK CABLE e, entre outros dados, este documento informa que:

- a) A referência ao documento UK-28-292 define como 632 lbs a tensão estática quando o piloto está exercendo força máxima durante o movimento de aceleração, enquanto o reversor está aberto. Que isto equivale a, aproximadamente, 100 lbs de força máxima na manete de potência. E que este nível de carga, “para o qual nenhum requisito específico de aeronavegabilidade parece existir”, está alinhado com valores usados por outros fabricantes para cargas impostas nos controles de potência dos motores.
- b) Conforme certificado, falha ou desconexão do FEEDBACK SYSTEM não deveria ocorrer até 632 lbs (2815 N).
- c) Considerando a situação na qual a manete é forçada para a frente, enquanto o reversor está na posição aberta (DEPLOYED), o atrito no cabo pode torcer a parte dianteira externa do cabo (a parte MORSE), num nível de carga bem acima das 100 lbs (450 N), sem sujeitar a conexão (FÊMEA/MACHO) e a parte traseira do cabo a um nível de carga máxima, ou seja, o atrito na parte dianteira do cabo tenderá a “proteger” essas partes.
- d) Quando considerar a situação na qual a manete é forçosamente mantida à frente enquanto o reversor está abrindo (DEPLOYING), as cargas máximas na parte traseira do cabo e na conexão podem ser exercidas por uma carga na manete abaixo de 100 lbs (450 N), uma vez que bruscamente a parte traseira do cabo poderia ter reagido, por fricção, na parte dianteira, ou seja, esta força de fricção deixou o acoplamento dessas partes “exposto”, em função do estiramento do cabo.
- e) Usando incrementos de 500 N, quando a carga de teste alcançou 3500 N (786 lbs), o cabo desconectou e foi verificado que houve um deslocamento da conexão de, aproximadamente, 36,0 mm (20,5 mm de estiramento e 15,5 mm de deslocamento do conjunto). Foi verificado, também, que a conexão (FÊMEA/MACHO) abriu, sem fratura, quando alcançou a borda interna do TURNBUCKLE.

2 - COMPONENT MAINTENANCE MANUAL -78-34-10

O Manual 78-34-10 referente ao FEEDBACK CABLE apresenta em sua página 21 - SEP 01/93, a figura do TURNBUCKLE como sendo o ITEM Nº 440 da FIG 1, onde está numerado como P/N 59487-1 e nomenclaturado como ADJUSTER ASSY.

O TURNBUCKLE é fabricado pela TELEFLEX INC. - AEROSPACE DIV. de NORTH WALES -PA - USA.

Como pôde ser verificado, o componente está montado imediatamente junto ao CLAMP ASSY, que é a peça onde ocorre a conexão entre as partes

dianteira (MORSE - parte FÊMEA) e traseira (GRUMMAN - parte MACHO) do cabo, sendo que o TURNBUCKLE fica instalado no lado para o qual a conexão se desloca quando o reversor é comandado para abrir. Ou seja, o mesmo lado para onde a conexão se desloca, quando ocorre a situação em que a manete é forçosamente mantida à frente enquanto o reversor está abrindo (DEPLOYING).

3 - PÁGINA 11/24 DO REPORT P-100-3018

A página 11 do relatório P-100-3018, de MAR/97, emitido pela FOKKER SERVICES representa, esquematicamente, o “deslocamento” da conexão montada (CABO MORSE - parte FÊMEA aclopada com o CABO GRUMMAN - parte MACHO):

FIGURA 1

Apresenta a conexão estando o reversor na posição STOWED e nenhuma carga (ZERO N) no atuador. Nota-se que a conexão está no interior do QUICK FIT COUPLING.

FIGURA 2

Apresenta a conexão estando o reversor na posição STOWED e uma carga de 3500 N (778 lbs) no atuador. Nota-se que a conexão deslocou-se para o interior do TURNBUCKLE. Nesta posição, a parte fêmea da conexão é radialmente comprimida pelo seu estreito encaixe no interior do TURNBUCKLE, tendendo a proteger a conexão de uma possível separação sob os efeitos de uma carga radial.

FIGURA 3

Apresenta a conexão na posição em que ocorreu a separação e uma carga de 3500 N no atuador. Nota-se que existe um espaço interno no TURNBUCKLE, onde a fricção deixa de existir uma vez que a conexão fica exposta, e a fêmea do conector não está mais radialmente comprimida.

FIGURA 4

Apresenta a conexão estando o reversor na posição FULL DEPLOYED e uma carga de 3500 N no atuador. Esta seria a posição caso não ocorresse a separação da conexão.

(15) AValiação e testes efetuados no FEEDBACK CABLE

O relatório elaborado por engenheiro, componente da CIAA, em 31/JUL/97 apresenta um resumo das observações colhidas durante a realização dos testes do FEEDBACK CABLE, na fábrica da FOKKER, nos dias 05 e 06/JUN/97.

1 - INTRODUÇÃO

O teste teve como objetivo representar a condição do acidente no que se refere a esse dispositivo de proteção. A condição escolhida pela CIAA foi a de que, por hipótese, durante o último ciclo de abertura das conchas do

reversor, a manete foi forçosamente mantida à frente, com um dos pilotos exercendo força contrária, enquanto as conchas se abriam.

2 - TESTE DO DIA 05/JUN/97

Durante o estágio de aplicação de carga para 3000 N, houve a separação da conexão do FEEDBACK CABLE quando o valor da carga no lado do reversor atingiu 2625 N, enquanto o valor da carga no lado da manete atingiu 1835 N, tendo sido o lado da manete mantido estacionário (piloto mantendo a manete à frente). Não foi observada deformação ou ondulação em nenhuma parte do cabo.

3 - TESTE DO DIA 06/JUN/97

Na mesma condição do dia anterior, houve a separação da conexão antes de ter havido deslocamento do cabo, quando a carga no lado do reversor estava em 2500 N, enquanto a carga no lado da manete era de 1732 N. Desta vez, porém, foi constatada deformações/ondulações no cabo MORSE, sem que o cabo GRUMMAN apresentasse qualquer deformação.

4 - AVALIAÇÃO DOS RESULTADOS

Pelo que foi pesquisado, o fabricante atendeu o requisito do FAR 25.933 (a) (1), no aspecto de que um sistema de reverso para ser utilizado somente no solo produzisse (o motor) apenas tração de marcha lenta, caso houvesse a abertura das conchas em vôo.

A FOKKER considerou as cargas induzidas pelo piloto e pelas conchas se abrindo ao especificar o sistema de FEEDBACK e seguiu valores preconizados pela maioria dos fabricantes aeronáuticos. Além disto, os Requisitos de Projeto da FOKKER estipulavam um valor limite de 2812 N, considerando a concha aberta e o piloto exercendo máximo esforço ao levar a manete à frente. Contudo, não considerou o caso do piloto resistindo à tendência da manete recuar pela ação das conchas se abrindo, e que apresentou o resultado registrado nos testes, com valores menores do que os valores estipulados pela própria FOKKER nos Requisitos de Projetos. Ou seja, 1732 N e 2500 N são valores menores que 2812 N, se medidos junto das conchas do reverso, porém, possivelmente iguais ou maiores para o ponto da conexão denominado QUICK DISCONNECT.

A imprecisão acima se deveu ao fato de que o cabo MORSE, ao ser forçado durante o ensaio, apresentou um grau elevado de atrito interno, evidenciado pela deformação/ondulação que ocorreu nesta parte do cabo, "mascarando", desta forma, as cargas reais a que o cabo como um todo estaria sendo submetido. Este comportamento do cabo era desconhecido do fabricante da aeronave.

Os testes foram positivos em apontar o local em que a separação do FEEDBACK CABLE ocorreu, que foi internamente ao TURNBUCKLE, cujo diâmetro interior é maior do que o diâmetro da capa externa do cabo, o que permitiu que houvesse uma "expansão" da conexão fêmea com a saída do pino macho durante o tracionamento e que resultou em danos a essas peças de forma similar aos danos ocorridos nas peças pertencentes ao motor direito do PT-MRK, cuja avaliação consta do relatório N.º 02-AMR-E/97.

Os testes, portanto, complementam e corroboram os exames realizados no CTA nas peças do PT-MRK, sendo um indicativo de que houve a separação do FEEDBACK CABLE, em voo, nos instantes finais que antecederam a queda da aeronave.

Por último, ainda de acordo com os requisitos aplicáveis, o FAR 25.933 (a) (3) determina que cada sistema [de reverso] deve ser provido de meios que impeçam [MEANS TO PREVENT] o motor de produzir potência maior do que a potência de marcha lenta, quando ocorrer uma falha no sistema de reverso [não estipulando o tipo de falha]. Este requisito não foi cumprido, tanto no que se refere ao sistema de controle, que permitiu abrir as conchas em voo, quanto no que se refere à proteção, que deixou de existir ao ocorrer a separação do FEEDBACK CABLE, pela ação imprevista do piloto sobre a manete na intenção de retomar a potência do motor afetado.

Note-se que a ação do piloto não foi prevista, porém, era previsível conforme item 3.1.1 do relatório FOKKER UK-28-292.

(16) SIMULAÇÃO DA CICLAGEM DO REVERSOR (HANGAR TAM)

A Engenharia da TAM, trocando informações com os engenheiros do CTA e os técnicos estrangeiros, realizou uma análise dos diagramas elétricos, simulando a ciclagem dos reversores. Entre os dias 05 e 07/NOV/96, foram realizadas, numa aeronave da operadora brasileira, simulações da ciclagem do reversor.

Admitindo a possibilidade de uma falha associada a uma falha dormente, e após ativar o SWITCH REVERSER SECONDARY LOCK RELAY 1 ENG 2, esta pane, em conjunto com a resistência de contato na SWITCH S1 do SECONDARY LOCK ACTUATOR, produziu a ciclagem do reversor, normalmente de 3 a 8 vezes, isso com a temperatura ambiente inferior a 20°C. Com temperaturas acima de 25 °C, o reversor não ciclava.

Ainda segundo esses testes, realizados pela TAM e acompanhados por membros da Comissão, isto também explicava a falta de mensagem de REVERSER ENG2, na cabine de comando.

4. Informações meteorológicas

Condições reportadas na hora do acidente eram de:

Vento de 060 com 06 Kt, visibilidade acima de 10Km, CAVOK e temperatura de 22°C.

As condições meteorológicas do Aeroporto de Congonhas (SBSP) era satisfatórias para o voo.

5. Navegação

Foram utilizados todos os auxílios à navegação/comunicação do aeródromo de SBSP, previstos para as fases de autorização de tráfego, táxi e decolagem.

6. Comunicação

As comunicações aeronave-Torre de Congonhas (TWR SP), estabelecidas em caráter bilateral, foram claras e satisfatórias, durante todo o tempo em que a aeronave permaneceu no solo.

As emergências havidas à bordo não foram transmitidas ao ATC. Não houve nenhum contato da aeronave com os órgãos de controle após a decolagem.

O ATC foi informado do acidente através da INFRAERO.

A TWR-SP não viu o acidente ocorrer.

7. Informações sobre o aeródromo

O aeroporto de Congonhas (SBSP) é homologado para operações visuais (VFR) e instrumentos (IFR), diurnas e noturnas. A pista 17R, utilizada para a decolagem tem 1940 m de comprimento por 49 m de largura e é de asfalto.

8. Informações sobre o impacto e os destroços

O local onde a aeronave se acidentou é densamente povoado. O primeiro impacto do avião se deu com a ponta da asa direita no telhado de um prédio de dois andares.

O avião, no momento do primeiro impacto, já se encontrava com um ângulo de inclinação bastante acentuado à direita, chegando a atingir 108.46 graus no impacto final.

Houve uma desaceleração brusca, ou seja, a redução de 129 Kt (239 Km/h) em um espaço de 140 m. Os destroços ficaram distribuídos de forma linear e alinhados com o sentido do deslocamento. Devido ao alto grau de destruição da aeronave, não foi possível determinar a posição exata em que a aeronave ficou após o impacto.

9. Dados sobre o fogo

Devido à dispersão linear dos destroços e em face do espalhamento do combustível, o fogo tomou conta de grande parte da aeronave e seus componentes, de forma desordenada e imediata. Apesar do Serviço de Contra-Incêndio ter sido bastante eficiente, combatendo o fogo rapidamente, não houve condições de atenuar o elevado grau de destruição deste acidente.

Devido à grande quantidade de combustível (total para o trecho Congonhas - S.Dumont - 4400 Kg) que se espalhou na redondeza após a colisão com as edificações e solo, grande parte da aeronave foi consumida, dificultando sobremaneira a localização e preservação dos diversos componentes.

10. Aspectos de sobrevivência e/ou abandono da aeronave

Este acidente não permitiu condições de sobrevivência aos ocupantes, em virtude do alto grau de destruição sofrido pela aeronave.

11. Gravadores de Vôo

a. "COCKPIT VOICE RECORDER"

A aeronave estava equipada com um gravador de voz da cabine de comando (CVR), fabricado pela "Allied Signal", modelo AV 557C, Serial Number

11976, Part Number 980-6005-076, localizado no “AFT Cargo Compartment Hatch”.

Foi encontrado praticamente intacto e examinado inicialmente por um representante, na cidade de São Paulo.

Devido à característica auto-reverso deste tipo de gravador, não foi possível efetuar sua leitura, em virtude do representante não possuir o equipamento adequado.

Em consequência, houve necessidade de enviá-lo para análise no Laboratório de Gravadores de Vôo do “National Transportation Safety Board – NTSB”, na cidade de Washington -DC, EUA.

A gravação, com um total de 35 (trinta e cinco) minutos registrados, tem seu início coincidindo com o momento da aproximação final do vôo anterior ao acidente,.

(b) “ SOLID STATE FLIGHT DATA RECORDER” -SSFDR

O equipamento é fabricado pela “Allied Signal” (SEATTLE- USA), PN 980-4700-003, NS 1399, e estava localizado no “AFT Baggage Compartment”.

Devido ao estado em que se encontrava e com a finalidade precípua de preservar as informações nele contidas, foi decidido enviá-lo para a empresa fabricante, em coordenação com o “National Transportation Safety Board – NTSB”, por ser a primeira vez em que era aberto um SSFDR deste modelo

Este SSFDR armazenou os dados referentes a 106 parâmetros de vôo.

As transcrições do CVR e do SSFDR auxiliaram sobremaneira os esclarecimentos do ocorrido.

12. Aspectos operacionais

a. Desempenho da Aeronave

A simulação do vôo para avaliação das condições do acidente consideraram os parâmetros existentes no aeródromo de Congonhas no momento do acidente. Temperatura 23°C, vento 060/06, altitude do campo 2.510 pés, peso 37.970 Kgf, $V_1/V_r/V_2$ - 127/127/132 Kt, flaps 8, EPR1 - 1M7 (motor esquerdo).

Foram obtidas as seguintes razões de subida em pés/min, no simulador.

O comandante passou pelo Despacho Operacional de Vôo (DOV), realizou os “brifins” com o co-piloto e os comissários. A tripulação teve um tempo relativamente longo de solo, por volta de 35 minutos. O vôo anterior havia pousado no horário.

Das gravações do “Cockpit Voice Recorder” - CVR, ficou caracterizado, apesar das várias interferências existentes na gravação, que o comandante realizou o “brifim” de decolagem.

Como observação, cabe destacar que o procedimento de check list (lista de verificação) “Before Starting Check”, não foi realizado de forma padronizada pela tripulação, sendo o mesmo efetuado apenas pelo co-piloto. Essa situação, embora não tenha contribuído para o acidente em questão, caracterizou falta de doutrina quanto ao cumprimento do respectivo “flight standard”.

Após o pouso em São Paulo (vôo anterior ao acidente), o reverso do motor nº 2 permaneceu na posição “em trânsito”, de acordo com os dados do “Flight Data Recorder” (FDR).

Com relação a uma possível indicação desta posição, têm-se que a tripulação, que realizou o voo anterior, não reportou nada a respeito. Além disso, na leitura do CVR, não se identifica, qualquer comentário por parte das duas tripulações, relacionado a esta anormalidade

Nos registros do SS FDR, o reverso do motor nº 2 apresentou indicação “em trânsito” desde o pouso anterior.

Considerando que as duas tripulações (voo anterior e do acidente) nada reportaram com relação a esse sistema, têm-se caracterizada a falta de indicação da real condição do reverso no painel de instrumentos.

Cabe destacar que esse sistema de indicação encontra-se inibido com velocidade acima de 80 Kt e até 1000 pés de altura, exatamente num instante em que os pilotos mais necessitariam dessas informações.

O comandante era bastante experiente, com 2.392:00 horas de voo na aeronave F-100. O co-piloto possuía um total de 230:00 horas nesse modelo de aeronave.

Consta que o co-piloto havia sido checado para esta função na semana anterior.

Durante o táxi para a cabeceira 17, ocorreu um alerta de nível 2 (dois), que não foi identificado pelos tripulantes, visto que este alerta desapareceu em seguida.

Na corrida de decolagem, abaixo de 80 Kt, houve a pane de 01 (um) canal de auto-throttle e, em seguida, do outro, sendo esta uma condição “GO”.

Durante a corrida de decolagem, o comandante informou, em três situações distintas, que o sistema de “auto-throttle” estava inoperante.

A anormalidade se pronunciou no exato instante do Lift-Off, com um rápido recuo da manete do motor direito (primeiro segundo de voo).

Conforme o registro da Gravação de Voz de Cabine (CVR), após uma exclamação de surpresa, o co-piloto informou que a manete estava travada (aproximadamente no 5º segundo de voo).

A manete de potência do motor direito foi levada da posição de “IDLE” para a potência de decolagem.

O ato de movimentar a manete bruscamente da posição de mínima potência (Idle) para a máxima potência (Full Power) provocou um ligeiro avanço na manete do motor esquerdo, ocasionando um pequeno acréscimo na EPR (passando a EPR1 de 1,68 para 1,71).

No 6º segundo de voo, as duas manetes iniciaram um movimento no sentido de “Full Power” para “Idle”, tendo a manete do motor esquerdo parado a aproximadamente meio curso (EPR 1 = 1.3) e a do motor direito próximo a posição “Idle” (EPR 2= 1.1). Dois segundos após, o comandante fez a seguinte solicitação: - “desliga lá em cima- “auto-throttle”- puxa aqui”.

Durante esse período do voo, observa-se duas ações para enfrentar a anormalidade:

A primeira ocorre quando do acréscimo de potência do motor direito; a segunda, quando um dos pilotos que levou a manete do motor #2 (direito) para a posição de “Full Power”, mantendo provavelmente ambas as manetes seguras à frente, teve o segundo recuo da manete direita, havendo então, por força do movimento de alavanca, a redução simultânea de ambas as manetes. Ao perceber

o ocorrido, o piloto provavelmente liberou as manetes. A manete direita continuou recuando para “Idle” ficando a esquerda a meio curso (EPR 1.3).

A seguir, o sistema permitiu que um dos pilotos restabelecesse a potência do motor direito, liberando a manete direita para “Full Power”, fazendo com que a manete da esquerda, ainda a meio curso, fosse também levada para a posição de potência máxima. A redução de ambas as manetes provocou uma degradação na performance da aeronave.

O intervalo de tempo (4 segundos) em que ambas as manetes ficaram abaixo da potência de decolagem degradou a capacidade de subida.

Paralelamente, verificou-se que o trem de pouso não foi recolhido, segundo os dados do SS FDR. Três situações se apresentam para explicar essa não realização de um item de “check-list”.

A primeira seria a concentração da atenção dos tripulantes para a anormalidade que se apresentou no primeiro instante do voo e que, com isso, alterou a seqüência dos cheques que deveriam ser seguidos, no caso, a solicitação de “Gear Up”.

A segunda possibilidade seria a não identificação de indicação positiva de razão de subida, que não teria acontecido ou, caso tenha ocorrido, não foi verificada pela tripulação, uma vez que os pilotos já tinham concentrado a sua atenção na pane que se pronunciara.

A terceira situação poderia ter se mostrado em função do pequeno ganho de altura após a decolagem, o que explicaria o fato do comandante não ter solicitado o recolhimento do trem de pouso, face a possibilidade de regressar para o solo. Esta atitude estaria de acordo com o que preconiza o procedimento de pouso forçado (Gear Down).

O recolhimento do trem de pouso, conforme ficou verificado nos testes realizados no simulador, possibilitaria uma melhora na razão de subida da aeronave

Doutrinariamente, qualquer ação de uma tripulação, frente a qualquer anormalidade, no ambiente da cabine de comandos de voo, abaixo de 400 Ft, é **NÃO RECOMENDÁVEL**.

Estatisticamente, as tomadas de decisão abaixo dessa altura, via de regra, agravam as circunstâncias da situação de perigo, aumentando o risco.

Não obstante, o caso em apreço não é patente a simples afirmativa de que a tripulação deste voo teria, simploriamente, descumprido tal axioma, tendo em mente as circunstâncias e o pequeno espaço de tempo em que todos os elementos da seqüência de eventos se desencadearam e se apresentaram, não demonstrando claramente a real situação da falha do sistema de reversores da aeronave, durante a corrida de decolagem, no exato momento do “**LIFT-OFF**”.

Não houve, em momento algum, neste curto espaço de tempo - 24 segundos - informação consistente para a tripulação de que havia uma falha no sistema de reverso da aeronave. Havia - sim - várias informações induzidas que conduziram os tripulantes, durante todo este tempo, a gerenciarem aquela “emergência” como falha do sistema de “**auto-throttle**” (“**single & double chime**” e **luzes de avisos**) .

A pane foi inusitada e não prevista nos procedimentos de emergência, ocorrendo na fase mais crítica de performance do voo: **TRANSIÇÃO - corrida de decolagem/subida** - e mais, submetida a interpretações induzidas, corroborada

pelas informações anteriores, agravada pelos avisos sonoros e luminosos e, ainda, pela intermitência do **travamento/destravamento** da manete do motor direito - **ciclagem do reversor**.

O RBHA 121.557 - Emergências. Empresas Aéreas Domésticas e de Bandeira - no seu item (a) diz que “ Em uma situação de emergência que requeira decisão e ação imediata, o comandante deve agir como ele julgar necessário face às circunstâncias. Em tais casos, no interesse da segurança, ele pode desviar-se de procedimentos operacionais estabelecidos, dos mínimos meteorológicos aplicáveis e das normas deste regulamento, tanto quanto necessário”.

Após análise do SS FDR e pela investigação do Fator Material, constatou-se que neste acidente ocorreu uma pane de “reverser unlocked”.

A única indicação apresentada para os tripulantes com relação a este problema foi o rápido recuo da manete de potência do motor nº 2, imediatamente após o Lift-Off. Todavia, a pane foi mascarada para os pilotos, uma vez que a manete do motor nº 2 foi liberada em seguida, possibilitando sua movimentação para máxima potência (Full Power). E, ainda, o recuo das duas manetes, a da esquerda trazida inadvertidamente pela mão de um dos pilotos - intervalo de tempo menor que 01 (um) segundo - e a da direita em consequência da abertura do reverso, no sentido de “Full Power” para “Idle” no 6º (sexto) segundo, induziu o comandante a raciocinar com a pane de auto-throttle.

O procedimento de “reverser unlocked” na decolagem deixou de ser treinado no simulador de vôo pelos tripulantes da empresa, em virtude de uma correspondência do Fabricante da aeronave endereçada ao operador, após consulta prévia deste, datada de 28 de junho de 1995, onde foi tratado o assunto “Reverser Unlocked Procedure “.

Na referida correspondência, foi informado que uma abertura do reverso em vôo através do seu acionamento não seria possível, devido à proteção do “Switch Ground/Flight” do sistema selecionado. Dessa maneira, uma abertura do reverso em função de uma falha da trava mecânica, logo após a decolagem, não deveria ocorrer se a velocidade estivesse abaixo de 200 Kt.

O tempo de travamento da manete foi insuficiente para que os pilotos pudessem constatar o sintoma de “reverser unlocked”, conforme o que prevê o check list que diz: “ If thrust reverser blocked”, ou seja, o piloto teria que manualmente verificar o travamento, a fim de caracterizar o referido problema.

O comandante havia realizado o Curso de Gerenciamento de Recursos de Cabine “CRM” em 1993, tendo revalidado esse Curso no ano seguinte.

O co-piloto não tinha realizado esse Curso.

Foi observado também que tanto o comandante como o co-piloto haviam realizado treinamento de vôo Loft. O cenário era o Rio de Janeiro.

Cabe salientar que estando o “Secondary Lock” destravado, não há a possibilidade da visualização desta condição, quando de uma inspeção externa pela tripulação/manutenção.

13. Aspectos humanos

a. Aspecto Fisiológico:

Os tripulantes estavam com seus Certificados de Capacidade Física válidos e se apresentavam sadios.

De acordo com os dados analisados, não existem evidências da participação do aspecto fisiológico no acidente em tela.

b. Aspecto Psicológico:

O Comandante e o Co-piloto estavam descansados e dentro dos padrões normais de desempenho (de acordo com a Lei nº 7183/84). Nenhuma alteração significativa foi notada, quer na esfera comportamental quer na emocional. Não foram identificados conflitos familiares nem atritos no nível organizacional ou de grupo. Eram bem aceitos como profissionais e como pessoas.

Ambos foram classificados como indivíduos que possuíam nível intelectual e potencial médio-superior, nas avaliações psicológicas feitas pelo Hospital de Aeronáutica de São Paulo, durante as perícias médicas de rotina e pela operadora no processo seletivo.

O Comandante era bastante experiente, com cerca de duas mil e quatrocentas horas no equipamento e realizou curso de CRM (Gerenciamento de Recursos de Cabine de Comando). O Co-piloto possuía pouca experiência no avião e não consta ter freqüentado instrução de CRM.

O brifim de decolagem foi realizado, embora o “check list” não tenha sido feito de forma padronizada. A inspeção de trânsito e a externa foram realizadas. Nesta etapa, o tempo no solo foi suficiente para que as verificações necessárias fossem cuidadas e concluídas.

Houve, no início da decolagem, pane de um e, em seguida, dos dois “auto throttle”, o que efetivamente chamou a atenção de ambos os pilotos (“...tá fora.”). Esta pane era considerada simples e aparecia com certa freqüência, devido a outros motivos.

Alguns pilotos entrevistados informaram uma tendência natural em minimizar esta informação automatizada, não só pela quantidade de vezes em que aparecia, como também pela classificação “GO”.

Na realidade, a aeronave, por projeto, encontrava-se com os dispositivos de aviso de reverso “unlocked” inibidos (nesta fase do vôo), para “avisar” ao piloto, ou apenas para “advertir”. Avisos sonoros e luminosos comunicam ao comandante que existe uma situação que pode vir a tornar-se uma emergência, caso ele permita que a situação continue. Requer uma atenção adequada, mas não, necessariamente, uma imediata ação.

Aqui, pode estar presente um fator contribuinte do acidente de domínio da cultura organizacional. Um aviso, que tem sua importância real, passa a ser ignorado pela sua repetição constante sem efeitos visíveis, ou providências tomadas e não divulgadas. As informações não eram sequer anotadas, por vezes reportadas (carência de documentos).

A filosofia de operação para os jatos comerciais, no mundo, é que nenhum procedimento ou ação antes da altura de segurança deve ser tomado, exceto “voar o avião”. Seus fundamentos estão no aspecto temporal, que existe entre perceber e atuar com segurança, para não retroalimentar com informações falseadas, pela própria percepção, que pode ficar saturada pelo excesso de informações, que possam reclamar ações a serem desencadeadas tempestivamente

Abertura e ciclagem do reverso, em vôo, foi uma pane inédita nas aeronaves F-100 e alguns fatores perceptivos da tripulação contribuíram para mascarar a emergência, dentro do contexto organizacional já mencionado. O treinamento, no simulador, está previsto para reversor aberto; assim, o tratamento

da informação seria identificar a condição de reversor aberto. A única constante dos manuais é: “manete atrás e travada”. O ceder da alavanca da potência, permitida pela ciclagem do reversor, fez desaparecer a condição básica e identificadora do reversor aberto.

A atenção dos pilotos foi desviada para a anormalidade com a qual se depararam. Este desvio inibiu a identificação de indicação positiva de razão de subida, “consumindo” o foco da atenção, interrompendo a seqüência da ação subsequente, que seria o recolhimento do trem de pouso.

Da leitura do SS DRDR, sincronizada com a gravação do CVR, visualizáveis na representação tridimensional do acidente, pôde-se depreender que a atuação da tripulação foi no sentido de coordenar ações imediatas de controle da aeronave. Na fase de vôo que se encontravam, foram surpreendidos pela situação vivenciada, no decurso de tempo de apenas 24 segundos, com reações contrárias ou fora do esperado, tais como: querer dar motor e a manete estar travada, no instante seguinte a manete já pôde ser levada à frente; no momento de rolamento da aeronave, tendo que ser fortemente contrariado, exigindo atuação nos comandos de rolamento, desviando, por exemplo, a atenção para a atuação nos comandos para subir a aeronave, etc.

A decisão acertada do piloto e sua execução, em tempo hábil, faz a diferença entre o sucesso ou a falha, mas sempre depende da possibilidade de existir tempo para conhecer e/ou perceber. É o campo de estudo da Engenharia Humana, sub-especialidade da Psicologia, que defende o princípio de que o “homem tem que estar à frente da máquina”. Este princípio, da ciência do comportamento humano, defende que nenhum projeto estrutural, tecnologia disponível ou desempenho pode violar as limitações humanas, quer físicas, mentais, operativas ou funcionais.

É fundamental a interação entre sistemas de segurança e sistemas de aviso ao piloto. Embora sofisticados, os mais avançados sistemas não são infalíveis e requerem a intervenção do ser humano, que por sua vez necessita de “inputs” e tempo para realizá-la. É uma permanente troca sistêmica de informações, onde o auxílio automatizado não pode ser um complicador e sim um suporte facilitador para o gerenciamento do vôo.

Um sistema de informação, que se torna duvidoso ou desacreditado, que, no decorrer de um evento crítico, não seja suficientemente claro para alertar o piloto, deve ser revisto em qualquer projeto. A inibição de alertas, para não saturar de informações a pilotagem, em determinadas fases do vôo, não pode ficar à frente do piloto, na condução do vôo.

O fator humano, no aspecto psicológico, na área neuro-psicológica, esteve presente no acidente, por suas limitações de ordem perceptiva, com poucas possibilidades de emitir respostas para situações de dúvida interpretação ou desconhecidas, e por não ter condições adequadas para atuar de maneira coordenada, numa ação mal percebida. Estas limitações, inerentes ao ser humano, exibem sua fragilidade como sistema, quando não existe uma interação perfeita com a máquina. A aeronave sabia, por um sistema, que estava em situação fora do normal e, por outro sistema, não foi capaz de informar a situação ao piloto, para sua intervenção adequada e esperada, seria também uma limitação intersistema (máquina-máquina), também estudada pelo Fator Operacional e/ou Material.

14. Aspectos ergonômicos

Nada a relatar.

15. Informações adicionais

- a. As investigações tiveram o seu grau de dificuldade muito ampliado, seu tempo de realização e custos aumentados devido às dificuldades impostas aos trabalhos dos membros da Comissão de Investigação na ação inicial, principalmente na tarde e noite do dia 31 de outubro de 1996. As principais dificuldades foram;
 - (1). As organizações locais (Polícias Civil e Militar, Defesa Civil, Corpo de Bombeiros, Administração do Bairro e a Imprensa) priorizaram excessivamente suas respectivas atividades, mesmo em total detrimento da preservação de indícios buscados pelos peritos da Comissão, contribuindo, dessa forma, decisivamente para prejudicar o posterior andamento das investigações.
 - (2). A polícia responsável pelo isolamento da área não o realizou de maneira efetiva, tendo, ao início da noite, liberado a maioria do seu efetivo, permitindo a invasão do local por curiosos, aproveitadores e alguns elementos da imprensa, pouco ou nada preparados.
 - (3). Mesmo após os bombeiros realizarem seus trabalhos de combate ao fogo, na busca de possíveis sobreviventes e retirada de todos os corpos, não foi possibilitado prioridade à Comissão para trabalhar nos destroços (ação inicial). Alguns bombeiros, que atuavam no “rescaldo”, ignoraram as diversas solicitações dos OSV presentes no local. Sob a alegação de que precisavam liberar o sítio dos destroços já na manhã seguinte para a Eletropaulo reimplantar a energia elétrica, esses bombeiros começaram a quebrar lajes das casas desordenadamente, reposicionando os escombros em outros locais com máquinas escavadeiras, jogando-os em cima dos destroços da aeronave, misturando-os com esses, prejudicando assim, sobremaneira, os trabalhos de investigação do acidente (preservação de indícios).
 - (4). Falta de um elemento do CECOMSAER ou designado, a fim de coordenar os trabalhos dos repórteres no local do acidente.

IV. ANÁLISE

1. Fator Humano

a. Aspecto Fisiológico

Os tripulantes estavam com seus Certificados de Capacidade Física (CCF) e de Habilitação técnica válidos. Não foram verificados indícios ou fatos que pudessem contribuir para a redução do desempenho dos mesmos em vôo. Era a primeira decolagem do dia e estavam repousados.

b. Aspecto Psicológico

Aspecto organizacional

Os tripulantes não tiveram informação, nem instruções escritas ou treinamento para essa emergência específica de abertura de reverso na fase de decolagem. Essa falta de informação e treinamento contribuiu para as dificuldades de reconhecimento durante toda a fase em que se desenrolou a anormalidade.

Aspecto individual

O recuo brusco da manete no exato momento da rotação desviou a atenção dos tripulantes. O Comandante além da surpresa teve que aplicar suas habilidades

para neutralizar a condição de potência assimétrica. O co-piloto teve sua atenção (concentração) voltada para a anormalidade.

A ocorrência da falha de auto-throttle na corrida de decolagem e a ausência de outros avisos, previstos ocorrerem no caso de “ reverse unlocked”, reforçaram as iniciativas, de parte de um dos tripulantes, em avançar a manete do motor afetado antes de alcançar a altura de segurança. As ações e reações decorrentes dessa iniciativa desviaram as atenções e geraram outros focos, que comprometeram mais ainda a identificação da inusitada anormalidade.

O recuo rápido da manete no exato momento da rotação desviou a atenção dos tripulantes. O comandante, além da surpresa, teve que aplicar suas habilidades para neutralizar a condição de potência assimétrica. O co-piloto teve sua atuação (concentração) voltada para a anormalidade.

2. Fator Material

Os fatos e as circunstâncias dessa ocorrência confrontados com os resultados alcançados nas investigações levam a dois tipos de falhas do fator material envolvendo o aspecto de projeto. Uma envolve os componentes elétricos do sistema de reverso e, a outra, envolve falha elétrica e mecânica na desconexão do cabo de segurança do reverso.

Colocados numa seqüência lógica verificou-se o seguinte:

a. Tão logo foram reunidos os destroços possíveis (após a predatória atuação no resgate), foram realizados minuciosos exames nas peças fraturadas e não fraturadas, levando à hipótese da seguinte seqüência de falhas:

- existência de alta resistência no switch S1 do Sec Lock Actuator;
- possivelmente reduzindo o desempenho do relé Stow Limit Relay; que enviou sinais espúrios ao solenóide de fechamento (stow solenoid da selector valve); e
- falha na posição energizada do SEC LOCK RLY1 do motor 2, inibindo os avisos na cabine de comando, no caso de ocorrência da abertura do reverso em vôo.

b. Exames e testes do switch S1.

Nos testes de operação de abertura e fechamento do reverso foi verificado que os valores de resistência elétrica do microswitch S1 do atuador direito (N° 2 SECONDARY LOCK ACTUATOR) eram extremamente elevados, chegando a 357 OHMS, quando o normal seria não ultrapassar 0,7 OHMS. Nos outros switches a valor máximo encontrado foi de 0,5 OHMS.

Quando dos exames de avaliação de S1, foi verificado indícios de exposição prolongada a aquecimento; as superfícies de ambos os contatos apresentaram contaminação por sílica, oriunda da degradação de silicone orgânico; e foi verificado não existir silicone na fabricação de S1.

c. Exames testes e análises do STOW LIMIT RELAY.

Nas pesquisas sobre o sistema elétrico do reverso foi verificado existirem duas versões do mesmo, uma (Pré Mod) anterior ao boletim de serviço F-100-78-004 e outra (Pós-Mod) posterior à modificação.

Na versão “pré mod” o solenóide de fechamento do reverso (solenoid STOW da THRUST RVSR SELECTOR VALVE), exceto quando comandado para abrir após o pouso, permanecia sempre energizado, mantendo o THRUST RVSR ACTUATOR pressurizado no sentido de fechar. Essa condição de grande confiabilidade contra a abertura do reversor em vôo era provida pela barra de corrente contínua (ESSENTIAL DC BUS), o que impossibilitaria o uso do reverso, no pouso, caso ocorresse a “perda” dessa barra.

Versão pós mod

Para corrigir a condição acima, a FOKKER emitiu o SERVICE BULLETIN F100-78-004, que mudou a alimentação para a BATTERY BUS (barra de emergência), mas houve a necessidade, para atender aos rígidos requisitos de tempo de operação da aeronave na condição de emergência elétrica, de economizar energia. Essa economia foi conseguida desenergizando-se o solenóide STOW com a introdução de um STOW LIMIT RELAY, que energizava o solenóide STOW somente quando havia um comando positivo neste sentido. Porém essa condição, durante as fases do vôo em que o reversor não é utilizado, mantém o THRUST RVSR ACTUATOR despressurizado.

1) Consideração sobre a análise de falha (fault tree) do pré mod.

O relatório de análise de falha do reverso emitido pelo fabricante para o processo de homologação, não apresentava todas as condições possíveis de INADVERTENT POSITIVE e não considerava a possibilidade de uma falha dormente (DORMANT FAIL), sendo a probabilidade de falha calculada como da ordem de 10^{-11} , o que atendia a JAR/FAR/RBHA 25.1309 no nível de falha “extremamente improvável”.

(a) - A FAR 25.1309 determina, resumidamente, que equipamentos, sistemas e instalações de uma aeronave, considerados separadamente ou em relação a outros sistemas, devem ser definidos de forma que, na ocorrência de qualquer falha que possa impedir a continuação do vôo seguro e o pouso da aeronave, a falha deva ser classificada como “extremamente improvável”;

(b) - A ADVISORY CIRCULAR N.º 25.1309-1A determina, resumidamente, que para uma falha ser considerada “extremamente improvável”, a probabilidade da falha ocorrer deva ser da ordem de 10^{-9} ou menos; e

(c) - A FAR 25.1309, letra (c) determina, resumidamente, que informações e advertências devem alertar a tripulação para condições de operações inseguras, permitindo a tomada de ações corretivas apropriadas. Os sistemas de advertências devem ser projetados para minimizar os erros da tripulação os quais poderiam criar riscos adicionais.

2) Conclusões alcançadas da análise de falha Pré-mod.

O fabricante não considerou a possibilidade de um colamento dos contatos do SECONDARY LOCK RLY 1, o caso não foi analisado no REPORT N.º UK-28-313 SAFETY ASSESSMENT OF THE THRUST REVERSER CONTROL SYSTEM e seus apêndices, e além disso, seria uma falha dormente.

O diagrama de análise de falha do reversor feito recentemente pelo fabricante, considerando-se a versão PÓS-MOD, mesmo não levando em conta uma falha

dormente, indica que a **probabilidade de uma abertura inadvertida dos reversores é da ordem de 10^{-6}** . Portanto, a versão **PÓS-MOD não satisfaz aos requisitos de aeronavegabilidade da FAR/RBHA 25.1309**.

d. Exames e testes dos atuadores “SECONDARY LOCK ACTUATOR”

Os testes realizados nos dois solenóides do SECONDARY LOCK ACTUATOR (C.I.I. P/N A-1355, S/N 874 – do reversor esquerdo e S/N 870 – do reversor direito) de atuação da trava secundária das portas dos reversores de empuxo das turbinas mostraram a inconsistência nas respostas dos mesmos e a conseqüente falta de confiabilidade por eles apresentada. Apresentaram desempenho muito inferior ao mínimo aceitável para garantir a segurança e a confiabilidade do sistema, tendo a unidade S/N 870 (do reversor direito) apresentado parcela de contribuição na seqüência de eventos que levaram à abertura não comandada das portas do reversor de empuxo na turbina nº. 2, durante a fase de decolagem.

e. Relação entre o ângulo da manete de potência (Thrust Lever Angle – TLA) e o reversor (T/R).

Testes realizados em duas aeronaves FOKKER 100, possibilitaram verificar os seguintes valores relativos a abertura das conchas.

1) A abertura total das conchas produz um ângulo de 62°;

2) A manete de potência só inicia o seu curso para trás quando as conchas já estão com uma abertura de, aproximadamente, 24° (38,6% da abertura total, em média); e

3) A partir da posição em que as conchas estão totalmente abertas, levando-as para a direção da posição em que ficarão totalmente fechadas, a manete de potência é liberada para ser acelerada, quando as conchas estão com uma abertura de, aproximadamente, 21° (33,4% da abertura total, em média).

Concluiu-se que em duas fases do ciclo completo dos reversores, no início da abertura e no final do fechamento das conchas é possível aplicar-se potência acima de IDLE, com as conchas, parcialmente, abertas. O que não satisfaz ao RBHA/FAR 25.933.

f. Possibilidade de falha do relé 1 da trava secundária (T/R Secondary Lock RELAY 1 (K 1266A).

Com base no F100 Troubleshooting Schematic Manual, o relatório avalia que é possível que esse relé tenha falhado devido a uma falha interna, uma vez que este fio é ligado diretamente, também, ao relé K 2096A (T/R SEC. LCK. RLY 2), o qual assume-se, pela mesma hipótese, que permaneceu desenergizado.

Informa que cargas indutivas, como as do SEC. LCK. ACTUATOR, são prejudiciais aos contatos que as comandam, principalmente na desenergização, caso não haja um diodo de proteção, o que é aparentemente o caso do SEC. LCK. ACTUATOR.

Avalia também, a possibilidade de existência de “ciclos rápidos” de reversão durante serviços de manutenção, em que se comande o fechamento das conchas antes de ter se completado sua abertura, e neste caso, o desligamento dos dois solenóides (SEC. LCK ACTUATOR e DEPLOY SOLENOID) será efetuado pelo relé K 1266A. A interrupção simultânea dos dois solenóides juntos, poderia comprometer os contatos deste relé.

O relatório conclui que, pode-se aceitar que existe a possibilidade de que uma falha simples no relé K 1266A, caracterizada pela “fusão” de qualquer dos contatos A1/A2, B1/B2 ou D1/D2, (em especial A1/A2), causando o contínuo comando da bobina de DEPLOY (através da alimentação do SEC. LCK. ACTUATOR) e, ao mesmo tempo, provoque a inibição dos alarmes, visto que estes dependem do fechamento dos contatos C2/C3, fechamento este que não ocorre. Essa falha pode ser causada pelo excesso de carga em um daqueles três contatos.

g. Simulação de ciclagem do motor.

Admitindo a possibilidade de uma falha associada a uma falha dormente, e após ativar o SWITCH REVERSER SECONDARY LOCK RELAY 1 ENG 2, esta pane em conjunto com a resistência de contato na SWITCH S1 do SECONDARY LOCK ACTUATOR, produziu a ciclagem do reversor, normalmente de 3 a 8 vezes, isso com a temperatura ambiente inferior a 20°C. Com temperaturas acima de 25°C o reversor não ciclava.

A partir do estudo dos diagramas elétricos que envolvem o sistema de reverso do FOKKER F-100, foram realizadas simulações da ciclagem do reversor.

Ainda segundo esses testes, realizados por equipe técnica da TAM e acompanhados por membros da CIAA, isto também explicava a falta de mensagem de REVERSER ENG2, na cabine de comando.

h. Estudo da falha do cabo.

Relatório de exames e ensaios em diversos componentes, fraturados e não fraturados emitido pelo AMR do Instituto de Aeronáutica e Espaço do - IAE do CTA.

- (a) Exceto o cabo de recuo de segurança da manete de potência (Feed Back Cable) do motor direito, todos os componentes mecânicos (peças), que foram examinados, sofreram fratura por sobrecarga, provavelmente ocasionadas no impacto da aeronave com os obstáculos e, não apresentavam indícios de pré-trincas.
- (b) Os exames realizados nos filamentos das lâmpadas da tecla ATS do painel GLARESHIELD e os filamentos das lâmpadas das teclas ATS, YD, STAB TRIM e RUDD LIM, não identificaram a presença de “estiramentos”, o que indica que os mesmos encontravam-se apagados no momento do impacto da aeronave;
- (c) O exame dos FEED BACK CABLES que estavam instalados na aeronave acidentada apresentaram resultados diferentes entre si, no que tange as medidas finais da abertura interna e da parede externa do “alojamento” do “pino de ligação” (ponto de interligação entre as partes traseira e dianteira do cabo):

MOTOR LH - ABERTURA = 2,21mm - PAREDE = 4,14mm

MOTOR RH - ABERTURA = 2,89mm - PAREDE = 4,49mm

- (d) Comparando-se o cabo que estava instalado no motor direito, com um cabo novo que foi usado no ensaio de rompimento por tração, pode-se verificar que as medidas finais de abertura interna e da parede externa, são bastante semelhantes:

MOTOR RH - ABERTURA = 2,89mm - PAREDE = 4,49mm

CABO NOVO - ABERTURA = 2,92mm - PAREDE = 4,46mm

- e) O ensaio de tração realizado no cabo novo indicou que, a separação física (SOLTURA) do “pino de ligação” do seu “alojamento” iniciou quando a carga atingiu 240Kgf.

Pelo que foi pesquisado, o fabricante atendeu o requisito do FAR 25.933 (a) (1), no aspecto de que um sistema de reverso para ser utilizado somente no solo produzisse (o motor) apenas tração de marcha lenta caso houvesse a abertura das conchas em vô.

A FOKKER considerou as cargas induzidas pelo piloto e pelas conchas se abrindo ao especificar o sistema de FEEDBACK e seguiu valores preconizados pela maioria dos fabricantes aeronáuticos. Além disto, os Requisitos de Projeto da FOKKER estipulavam um valor limite de 2812 N, considerando a concha aberta e o piloto exercendo máximo esforço ao levar a manete à frente. Contudo, não considerou o caso do piloto resistindo à tendência da manete recuar pela ação das conchas se abrindo, e que apresentou o resultado registrado nos testes, com valores menores do que os valores estipulados pela própria FOKKER nos Requisitos de Projetos. Ou seja, 1732 N e 2500 N são valores menores que 2812 N, se medidos junto das conchas do reverso, porém possivelmente iguais ou maiores para o ponto da conexão denominado QUICK DISCONNECT.

A imprecisão acima se deveu ao fato de que o cabo MORSE, ao ser forçado durante o ensaio, apresentou um grau elevado de atrito interno, evidenciado pela deformação/ondulação que ocorreu nesta parte do cabo, “mascarando”, desta forma, as cargas reais a que o cabo como um todo estaria sendo submetido. Este comportamento do cabo era desconhecido do fabricante da aeronave.

Os testes foram positivos em apontar o local em que a separação do FEEDBACK CABLE ocorreu, foi internamente ao TURNBUCKLE, cujo diâmetro interior é maior do que o diâmetro da capa externa do cabo, o que permitiu que houvesse uma “expansão” da conexão fêmea com a saída do pino macho durante o tracionamento e que resultou em danos à essas peças de forma similar aos danos ocorridos nas peças pertencentes ao motor direito do PT-MRK, cuja avaliação consta do relatório N.º 02-AMR-E/97.

Os testes, portanto, complementam e corroboram os exames realizados no CTA nas peças do PT-MRK, sendo um indicativo de que houve a separação do FEEDBACK CABLE, em vô, nos instantes finais que antecederam a queda da aeronave.

Por último, ainda de acordo com os requisitos aplicáveis, o FAR 25.933 (a) (3), determina que cada sistema [de reverso] deve ser provido de meios que impeçam [MEANS TO PREVENT] o motor de produzir potência maior do que a potência de marcha lenta quando de uma falha no sistema de reverso [não estipulando o tipo de falha]. Este requisito não foi cumprido, tanto no que se refere ao sistema de controle, que permitiu abrir as conchas em vô, quanto no que se refere à proteção, que deixou de existir ao ocorrer a separação do FEEDBACK CABLE, pela ação imprevista do piloto sobre a manete, na intenção de retomar a potência do motor afetado.

3. Fator Operacional

a. Meteorologia

As condições meteorológicas na ocasião da decolagem (08:26P) eram favoráveis ao vô visual o vento era de 060 Kt, condições CAVOK, temperatura de 22°C. Não houve contribuição desse aspecto para o acidente.

b. Infra-Estrutura

A pista de decolagem do Aeroporto de Congonhas - São Paulo, asfaltada, com dimensões 1.940 x 49 m e altitude de 2.600 pés é adequada à operação do F-100 em seu peso máximo. Não houve contribuição desse aspecto para o acidente.

c. Planejamento

A aeronave estava com 37.973 Kg de peso e suas condições de balanceamento eram de 23,4, estando dentro dos limites previstos.

d. Condições dos Tripulantes

Ambos os tripulantes estavam com suas licenças válidas e aptos a realizar o vôo.

1) O comandante possuía um total geral de 6.433:00h de vôo das quais 2.392:05h no modelo FOKKER F-100, sendo instrutor nessa aeronave.

2) O co-piloto possuía 3.000:00h de vôo totais. Apesar dessa experiência era pouco experiente no modelo FOKKER F-100, sendo esta aeronave a primeira de concepção “glass cockpit”, totalmente automatizada, e com sistema automático de controle de manetes de aceleração (auto-throttle system - ATS) que voava. Estava com 230:41h de vôo no F100, tendo sido checado e aprovado poucos dias antes do acidente.

e. Instrução

A operadora é dotada de um setor de treinamento completo que atende as especificações determinadas no RBHA - 121.

As instruções do fabricante comentam suficientemente os sistemas de ATS e de reverso da aeronave F-100, cobrindo as necessidades de operação dos tripulantes.

No que concerne ao ATS verifica-se ser um dispositivo auxiliar que proporciona condições de maximizar o rendimento da operação, respondendo ao sistema de gerenciamento de performance da aeronave, quando acoplado. Responde também pela redução de carga de trabalho dos tripulantes, acelerando ou desacelerando os motores automaticamente. Os movimentos das manetes podem ser contrariados com pequeno esforço do(s) tripulante(s) diretamente nas mesmas. Uma falha nesse sistema pode se dever a diversas origens. Quando qualquer das manetes apresenta operação anormal o sistema desacopla. Em todos os casos, sem exceção, as manetes ficam estáticas, sem movimento automático, mas livres para a movimentação manual, como ocorre nas aeronaves de modelo mais antigo. A falha no ATS (auto-throttle) não é significativa para a operação.

A atuação do sistema de proteção de acionamento em vôo do reverso.

Anos atrás, o sistema de reverso de potência do motor já atuou em vôo, provocando a perda de controle de um grande jato de transporte. Desde então a certificação dessas aeronaves exige que um sistema de proteção contra uma abertura inadvertida de reverso em vôo esteja operacional. No F-100 a manete de

potência do motor é escravizada ao respectivo reverso. Caso ocorra uma abertura inadvertida do reversor em vôo, o motor é reduzido simultaneamente para idle (marcha lenta). A escravização se dá na manete de potência, que é recuada bruscamente para o batente de marcha lenta (posição idle), devendo ficar travada nessa posição. A velocidade de deslocamento da manete para trás é significativamente mais rápida (cerca de oito vezes mais) que o movimento mais rápido realizado pelo auto-throttle.

Desempenho da Aeronave

Considerando os dados relativos às condições do aeródromo de Congonhas - São Paulo, no momento do acidente, como parâmetros para o ensaio em simulador e, confrontando os resultados obtidos do vôo de ensaio com os gráficos de performance da aeronave, entre outros, foram alcançados os resultados seguintes:

Tabela 1 - Razão de Subida (Pés/Min) - Simulador

Configuração	Posição do Reversor do Motor Direito			
	Fechado	Ciclando	Aberto	Aberto
Trem Recolhido	670 (2) (3)	560 (1)	390 (1)	-
Trem Baixo	480 (2)	410 (1)	120 (1)	480 (2)

- (1) Motor direito em "idle"
- (2) Motor direito cortado
- (3) Razão de subida do **AFM** = 736 Ft/min

A tabela acima permite considerar:

- a) O efeito do reversor ciclando, com motor em "idle" degrada a razão de subida em 110 Ft/min.
- b) O efeito do reversor aberto, com motor em "idle", degrada a razão de subida em 280 Ft/min.
- c) Quando o trem de pouso está baixado, com o motor cortado, o efeito do reversor aberto ou fechado é desprezível no desempenho em subida da aeronave.
- d) O recolhimento do trem de pouso aumenta a razão de subida em mais de 150 Ft/min.
- e) O desempenho alcançado, em termos da razão de subida, do simulador é similar aos valores encontrados no Manual de Vôo (AFM) na condição de trem de pouso e reversor fechado.

Razão de subida do AFM = 736 pés/min. Altitude : 3.000 pés até 4.500 pés.

Razão de subida do simulador = 670 pés/min. Altitude: 2.160 pés até 5.080 pés.

- 1) A razão de subida dos simulador na configuração de motor direito cortado, trem recolhido e flap 8 é similar a razão de subida prevista no AFM.

- 2) Os valores de razão de subida do simulador com reverso ciclando ou aberto não devem ser considerados de forma definitiva, uma vez que o modelo não foi validado.
- 3) Baseado nos dados do simulador, se o trem de pouso tivesse sido recolhido, a aeronave teria uma razão positiva de subida de 390 Ft/min com reverso aberto e 560 Ft/min com o reverso ciclando.
- 4) Baseado nos dados do FDR, se o motor esquerdo não tivesse sido reduzido após a decolagem, a aeronave teria uma razão residual positiva de subida.
- 5) A abertura do T/R associado ao uso de tração máxima não causa perda de controlabilidade látero-direcional, no entanto, causa deterioração no desempenho. (inviabilizando o vôo nesta fase).
- 6) Baseado nos dados do CVR, a tripulação não teve informação no MFDS do mau-funcionamento do T/R o que no entanto foi registrado no FDR.
- 7) Baseado nos dados do VCR, a informação de saída do “Auto Throttle” na corrida de decolagem pode ter induzido a tripulação a relacionar a redução da manete direita, após a decolagem, com pane do “Auto Throttle”.
- 8) A redução da manete direita pode ter desviado a atenção da tripulação e contribuído para que esta esquecesse de recolher o trem de pouso. Conseqüentemente, o desempenho em subida foi degradado.
- 9) A tripulação não seguiu o procedimento preconizado de cheque após a decolagem, o trem de pouso não foi recolhido após o “positive climb”.

Esses resultados indicam que a aeronave somente não apresenta condições de vôo com um reversor aberto associado com tração máxima devido a perda de desempenho. No caso desse acidente, às condições acima comentadas deve-se acrescentar a deterioração de desempenho resultante da redução do motor esquerdo por quatro segundos e a demora, por mais outros quatro, em retomar a potência de decolagem. O rolamento resultante nos últimos segundos do vôo é consistente com as condições de estol, corroborada pelo afundamento e o toque do stick shaker.

Procedimentos Operacionais

Procedimentos operacionais (Flight Standards) correspondem a ações e atuações desempenhadas pelos diversos membros envolvidos na realização das tarefas que possibilitam um vôo seguro. Seguem o contido no Regulamento de Homologação Aeronáutica Brasileira (RBHA), no manual do fabricante e, geralmente, constam da rotina operacional da empresa. Com o tempo, a experiência do grupo de pilotos provoca algumas adaptações que, via de regra, melhoram o desempenho em vôo e constituem a doutrina operacional daquele grupo.

Acidentes aeronáuticos ocorridos no passado e extensivamente investigados levaram a algumas recomendações que aumentaram a segurança do vôo. Uma delas, contida no Manual do Fabricante e adotada na rotina operacional da empresa, “recomenda” que as ações de segurança devam ser tomadas acima de 1000 pés de altura, quando não se tratar de fogo ou superaquecimento do motor, que é antecipada para 400 pés.

Conforme verificado na transcrição da gravação do Cockpit Voice Recorder - CVR, os procedimentos realizados a partir das 08:12P (hora local), incluindo o push

back, a partida dos motores, o taxi e a leitura dos cheques transcorreram dentro de uma tranqüila normalidade.

Durante a leitura do before take off check list (lista de verificações antes da decolagem), o co-piloto interrogou: “Briefing ?” e o Comandante (Cmt) respondeu “já foi realizado” (“Have done it before”).

O briefing é um esclarecimento dos procedimentos a serem realizados durante a decolagem, a subida e a saída da Terminal. São ainda nele colocados os procedimentos alternativos a serem realizados em caso de anormalidades e emergências. Tendo sido realizado anteriormente conforme afirmado pelo Cmt e confirmado pelo co-piloto, o item foi considerado realizado. Não foi possível determinar o conteúdo do briefing.

Um sinal de duplo “beep” soou na cabine as 08:17:53, sem que provocasse qualquer apreensão ou preocupação aos tripulantes. O aviso era de menor importância e desapareceu a seguir.

(A abertura do reverso em vôo não é considerada uma emergência na decolagem mas sim uma anormalidade. Conforme verificado no ensaio realizado em simulador a aeronave com o outro motor em potência de decolagem sobrepujaria tal adversidade mesmo com o trem de pouso não recolhido).

O comportamento da aeronave, obtido no ensaio no simulador, corresponde ao previsto nos gráficos do Manual de Vôo (AFM).

O Fabricante previa que uma abertura de reverso na decolagem estava no nível “extremamente remoto” (probabilidade 10^{-11} , ou seja, 1 por 100 bilhões) e informou não ser necessário treinar essa falha na decolagem, mas sim em velocidades acima de 200 Kt.

Atuação dos tripulantes a partir da gravação do CVR e dos dados do SSFDR.

A tripulação assumiu o vôo sem anormalidades. Os procedimentos realizados estavam de acordo com a rotina operacional da empresa, exceto pelo “before start check list”, que foi realizado pelo co-piloto sem a presença do comandante na cabine. Esse fato não apresentou contribuição para o acidente.

Entre 08:18P e 08:25P, o PT-MRK esteve na posição dois (posição de espera) aguardando autorização para decolar, não tendo ocorrido qualquer anormalidade nesse período, exceto a interferência de uma rádio pirata por alguns instantes.

Aos 08:25:54, o TAM 402 recebeu autorização de decolagem, vento de 060 graus com 06 nós e, após a decolagem, chamar 119.8. (APP SP)

Aos 08:2600, o co-piloto informou: -“ iniciando”.

(desse ponto em diante serão referidos apenas os minutos e os segundos).

Na gravação é ouvida a aceleração inicial dos motores. O Cmt anunciou o acionamento do “switch” “Take Off Go Around” - “TOGA”. O co-piloto confirmou a condição normal: - “Take off, take off green. Na cabine de comando (cockpit) tudo estava normal. No SSFDR (registrador de dados de vôo) o motor dois apresentava a situação de trânsito (“transit”) para o reversor do motor 2, que não era retransmitida ao cockpit.

Aos 26:04, soou o sinal “beep” de nível 1. Esse sinal simples não requer qualquer ação da tripulação. O Cmt informou: - “Ei é isso que..... está fora viu?.” E o co-piloto confirmou: - “Manual”.

Um canal do auto-throttle havia sido desarmado (desconectado do sistema), não requerendo essa anormalidade qualquer correção. O Cmt repetiu: - “O auto-throttle tá fora”.

Aos 26:10, soou o sinal de alerta de nível 2 (duplo “beep”). No FDR surge um registro de aviso momentâneo de cautela (“Caution”), de duração entre um e dois segundos.

Aos 26:15, o Cmt repetiu - “O auto-throttle tá fora”. Provavelmente estava alertando o co-piloto para que ajustasse manualmente a potência, pois o auto-throttle estava inerte. Aos 26:20, o co-piloto informou: - “thrust check”. Com essa informação confirmava que a potência de decolagem havia sido ajustada e verificada.

Aos 26:19 o SSFDR registrou o cruzamento de 80 nós de velocidade.

Aos 26:32 o co-piloto informou: - “V-one”. Nos dados de vôo era registrada a velocidade de 127 nós.

Aos 26:34 o co-piloto informou: - “Rotate”. A velocidade era de 131 Kt. O ângulo de arfagem (pitch angle) sai do zero subindo em valores positivos. Aos 26:36 a velocidade era de cerca de 136 Kt, em aceleração, o ângulo de pitch cruzava 10° e o air/ground switch transitava de “ground” para “air position”, indicando o momento da decolagem. As pancadas ouvidas no CVR, não completamente identificadas, tanto podem ter sido resultante do choque das conchas do reverso como podem ter sido, o ruído dos amortecedores do trem de pouso se distendendo na decolagem. Pelo SSFDR, no mesmo momento (26:36), a EPR do motor 2 (EPR2) começa a cair de 1.69 para 1.34 indicando a perda de potência.

Aos 26:38, o co-piloto solta uma exclamação, registrando dessa forma a observação da ocorrência de alguma anormalidade.

Nesse intervalo de tempo, entre 26:36 e 26:40, o ângulo de rolamento à direita (positivo) cresce, de quase zero para $11,2^{\circ}$, numa razão aproximada de 3° por segundo, enquanto a proa varia, à direita, de $163,5^{\circ}$ até $173,8^{\circ}$, também numa razão de cerca de 3° por segundo. Ambos os movimentos quase foram estabilizados a seguir, ficando a aeronave entre 5° e 8° inclinada (roll/angle) à direita, mantendo a proa de 172° . Esse movimento é consistente com a perda de potência do motor direito. Para contrariar essas tendências, o Cmt aplicou pressão no pedal esquerdo até alcançar 16.3° unidades, e manche à esquerda até 9.8° de aileron. Com esses esforços dominou satisfatoriamente as tendências laterais e cabrou até 14° para manter as condições de vôo. O SSFDR não registrou o movimento de abertura do reverso. Esse fato, no entanto, foi visualizado por uma testemunha que confirmou ter visto pelo menos dois ciclos completos e ouvido duas pancadas resultantes das batidas das conchas ao final das aberturas.

Aos 26:40, o co-piloto comentou: - “travou”. É muito provável que estivesse se referindo à impossibilidade de levar a manete da posição de marcha lenta (idle) para frente. Pelo FDR se inicia uma discreta queda de velocidade enquanto o ângulo de cabrada é aumentado para 16° , aos 26:44. O ganho de altura, de 120 pés, é consistente com a redução de velocidade, em 4 nós por segundo, durante os dois segundos seguintes.

Aos 26:41, a EPR2 começa a subir para 1,240 e a EPR1 é aumentada para 1,719. Pelo gráfico de ângulo das manetes, ambas são levadas ao batente dianteiro (45°), onde permaneceram por cerca de um segundo. Ambas foram retardadas quase imediatamente. A manete do motor 1 foi recuada até 1.328 EPR e a do motor 2 chega a 1,133 (5°), onde fica por um segundo.

O evento acima leva à interpretação de que a manete recuou e ficou restrita em idle. Uma vez que o recuo da manete não foi acompanhado pelos avisos sonoros e luminosos correspondentes, não se caracterizou, pelo menos para um dos tripulantes a abertura do reverso em vôo. Um dos tripulantes, provavelmente o co-piloto, forçou a manete do motor 2 para frente (ação normal). Coincidentemente a manete foi liberada (provavelmente pela passagem das conchas pelo ângulo de 21°). A manete foi avançada para o batente dianteiro (45°), tendo a manete do motor 1 sido levada junto. O ciclo se repetiu e as conchas se abriram, a manete foi recuada, sobrepunhando a força do tripulante que, inadvertidamente, trouxe as duas manetes atrás.

As reações resultantes das variações de potência nos motores continuaram a exigir variadas correções de comando distraindo a atenção do comandante.

Aos 26:44, ele solicitou: - “Desliga lá em cima, auto throttle, puxa aqui;” Essa solicitação confirma as dificuldades que sentia aos comandos e confusão entre a falha real existente e a que se lhe assemelhava.

Aos 26:45, a EPR2 começa novamente a subir. A manete do motor dois foi levada até quase 39° e a do motor 1 até o ângulo de 42°, não atingindo a EPR de decolagem. A manete do motor 2 é novamente recuada bruscamente, chegando a zero grau (batente de idle), onde fica por quase dois segundos.

No mesmo instante (26:45) o profundor chega a 1,55° picado e a aplicação no rudler vai a 11,0 graus.

Aos 26:47 a velocidade cai para 126 Kt (um nó abaixo da V2). Até esse momento o SSFDR não captou nenhuma ciclagem do reverso, provavelmente pelo curtíssimo espaço em que as conchas ficaram abertas.

Aos 26:48, o co-piloto informa: - “Tá off”. Provavelmente confirmando estar desligado o sistema de auto-throttle.

Próximos aos de 26:49, a manete do motor 2 é posicionada bruscamente toda a frente (batente de 45°) juntamente com a manete do motor 1. Muito provavelmente as conchas do reverso do motor 2 ciclaram (abriram) novamente provocando outro tranco no cabo da manete. A força aplicada contra a manete impediu o recuo e, pelo contrário, provocou a desconexão do cabo no ponto de desconexão rápida. Liberada do cabo, a manete permaneceu na posição de 45° (máxima potência)

O esforço contra a manete foi necessariamente grande. Pode ter sido aplicado pelo piloto, pelo co-piloto ou, até, por ambos. Não foi possível verificar.

Aos 26:51, é ouvida uma pancada no CVR. É provável que tenha sido da manete do motor 2 batendo no batente de 45°.

Com o reversor do motor 2 aberto, aos (26:54), ambos os motores ultrapassaram 1.724 de EPR, que foi mantida até o impacto.

Aos 26:52 o comandante repetiu: - “Desliga lá em cima, aqui também”. Referia-se novamente ao interruptor do controle (conexão/desconexão) do auto throttle localizado no painel superior e o outro existente na própria manete. Essa afirmação pode ser indício de que provavelmente estava com as mãos ocupadas com o manche não podendo ele mesmo tentar desligar os referidos switches (interruptores).

Aos 26:53 o ângulo de ataque (pitch angle) estava em 12,7° enquanto o FDR registrava a abertura do reversor 2. A velocidade começa a se deteriorar.

Aos 26:55, com a velocidade se deteriorando cerca de 2Kt/s, o aviso de estol (stick shaker) é acionado soando até o fim da gravação.

Aos 26:56 com os comandos nos batentes o comandante exclama: - “Ai meu Deus”. No segundo seguinte a aeronave ultrapassa 39º de inclinação à direita enquanto o aviso de proximidade com o solo (GPWS) anuncia para não afundar: - “Don’t Sink”.

Está configurada a perda de controle em vôo, ocorrendo o impacto com o solo e o fim da gravação às 08:27:01.

A insuficiência dos dados acima impossibilitam a definição exata de vários itens que poderiam esclarecer a ocorrência, com a exatidão que uma investigação desse escopo requer. Para alcançar uma conclusão a altura dos trabalhos realizados e que atinja recomendações de grande valor para a prevenção, faz-se necessária a formulação de pelo menos uma hipótese.

Hipótese

Durante a corrida de decolagem próximo a velocidade de 80 Kt ocorreram duas falhas de canal de auto-throttle com seus avisos respectivos. Os avisos foram cancelados e a decolagem corretamente continuada. A falha de auto-throttle não envolve risco para a operação, mas a movimentação das manetes passa a ser manual.

O comandante informou, em três momentos distintos a falha do auto-throttle, provavelmente alertando o co-piloto para o ajuste das manetes ou outra providência afim.

Durante a rotação, no momento em que ocorreu o “LIFT OFF”, o reverso do motor 2 abriu. Na cabine de comando o único sinal dessa anormalidade se deu com o recuo brusco da manete. Os sinais visuais (Master Cautión e Reverse Unlocked) e sonoras não se manifestaram.

A falta de informações anteriores, instruções e treinamento para esse tipo de anormalidade, a operação manual das manetes e a ausência de outros avisos não retiveram, pelo contrário, incentivaram o impulso (precipitação), da parte de um dos tripulantes, de tentar avançar a manete. Coincidentemente a manete foi liberada do batente de marcha lenta (nova ciclagem) e o tripulante sentiu-se reforçado a recuperar a potência do motor 2.

Devido ao esforço em avançar a manete avançou também a do motor 1. Nesse momento nova ciclagem do reverso provocou outro recuo brusco da manete, trazendo a mão do tripulante junto. Inadvertidamente a manete do motor 1 também foi reduzida até 1.3 EPR.

Providências outras, além da surpresa, provocaram uma demora de 4 segundos com os dois motores em muito baixa potência, deteriorando a performance da aeronave.

Ao fim do 4º segundo um dos tripulantes conseguiu avançar as duas manetes. O motor um ficou abaixo da potência de decolagem e a alavanca do motor dois recuou imediatamente.

Numa terceira liberação a manete foi levada, e mantida juntamente com a manete do motor 1, para a posição de máxima potência. Os esforços provocaram a desconexão do cabo, liberando a manete em aceleração, enquanto o reverso permanecia aberto.

Sem qualquer sinal de aviso de anormalidade, as manetes à frente e motores acelerados era humanamente impossível, aos tripulantes, identificar o motivo da rápida deterioração de desempenho e a perda de controle que se seguiu.

V. CONCLUSÃO

1. Fatos

- a. Os tripulantes estavam com seus Certificados de Capacidade Física (CCF) e de Habilitação Técnica (CHT) válidos;
- b. Estavam repousados e esta era a primeira decolagem do dia;
- c. O comandante era experiente, estando com 2.392:00h na aeronave F-100. O copiloto era recém formado, possuindo um total de 230:00h nesse modelo de aeronave;
- d. A aeronave estava com suas revisões e inspeções em ordem e atualizadas e os Certificados de Aeronavegabilidade e de Matrícula válidos;
- e. Após o pouso em São Paulo (vôo anterior), conforme os dados do gravador de dados de vôo (SSFDR), o reverso do motor 2 permaneceu “em trânsito”;
- f. As duas tripulações (do vôo anterior e a do acidente) nada reportaram com relação a esse sistema, fatos que caracterizam a falta de indicação da real condição do reverso no painel de instrumentos;
- g. O sistema de indicação encontra-se inibido durante a fase de decolagem a partir da velocidade de 80 Kt e até 1.000 pés de altura;
- h. Na corrida de decolagem, abaixo do 80 Kt, houve falha de um auto-throttle, seguida da falha do outro, sendo esta uma condição de prosseguimento do vôo (condição GO);
- i. O Comandante alertou o co-piloto para a condição de auto-throttle inoperante em três ocasiões distintas;
- j. A anormalidade se pronunciou no exato instante do Lift-Off, com o rápido recuo da manete do motor direito (primeiro segundo de vôo).
- k. A investigação constatou ter ocorrido uma abertura inadvertida de reverso (“reverse un locked”) do motor direito quando a aeronave deixou a pista (no “Lift off”);
- l. Não foram constatadas ocorrências de avisos sonoros (chimes) e luminosos (master caution e RVSR Unlk) de anormalidade, acompanhando o recuo da manete, na cabine de pilotagem (CVR e SSFDR);
- m. Pelo CVR, o co-piloto demonstrou ter observado o recuo rápido da manete (08:26:38) dois segundos após o LIFT OFF;
- n. O co-piloto AFIRMOU: - “Travou” aos 26:40 demonstrando ter verificado a manete travada no batente de idle;
- o. O reverso reverteu o ciclo (ciclou as conchas de reverso) por três vezes em 10 segundos;
- p. A manete do motor 2 teve sua trava liberada, permitindo que fosse movimentada à frente.
- q. Na primeira reciclagem, o recuo da manete do motor 2 provocou a redução (involuntária) da manete do motor 1;

- r. A aeronave esteve, por 4 segundos com potência muito reduzida (EPR1 – 1.328 e EPR2 – 1.113), deteriorando seu desempenho;
- s. A manete do motor 2 foi novamente avançada juntamente com a manete do motor 1, que foi posicionada abaixo da potência de decolagem;
- t. Aos 26:44, o Cmt instruiu o co-piloto para desligar o auto-throttle, repetindo essa instrução aos 26:52. Nas duas ocasiões o co-piloto confirmou estarem desligados;
- u. No terceiro avanço da manete de aceleração do motor 2 o cabo de segurança (Feed back cable) desconectou, liberando a manete de aceleração enquanto as conchas de reverso do motor 2 permaneciam fechadas;
- v. Sem qualquer aviso na cabine sobre a anormalidade no reversor 2, as manetes permaneceram na posição de EPR MAXIMA;
- w. Com o reverso aberto a aeronave sofreu rápida perda de desempenho, tendo o piloto perdido o controle;
- x. Doutrinariamente, qualquer ação de uma tripulação, frente a qualquer anormalidade, no ambiente da cabine de comandos de vôo, abaixo de 400 Ft, é NÃO RECOMENDÁVEL;
- y. Estatisticamente, as tomadas de decisão abaixo dessa altura, via de regra, agravam as circunstâncias da situação de perigo, aumentando o risco;
- z. A pane foi inusitada e não prevista nos procedimentos de emergência, ocorrendo na fase mais crítica de performance do vôo: TRANSIÇÃO - corrida de decolagem/subida - e mais, submetida a interpretações induzidas, corroborada pelas informações anteriores, agravada pelos avisos sonoros e luminosos e, ainda, pela intermitência do travamento/destravamento da manete do motor direito - ciclagem do reversor;
- aa. O procedimento de “reverser unlocked” na decolagem, deixou de ser treinado no simulador de vôo pelos tripulantes da empresa, em virtude de uma correspondência do Fabricante da aeronave endereçada ao operador, após consulta prévia deste, datada de 28 de junho de 1995;
- bb. Na referida correspondência foi informado que uma abertura do reverso em vôo através do seu acionamento não seria possível, devido a proteção do “Switch Ground/Flight” do sistema selecionado. Dessa maneira, uma abertura do reverso em função de uma falha da trava mecânica, logo após a decolagem, não deveria ocorrer se a velocidade estivesse abaixo de 200 Kt;
- cc. Quando da homologação da aeronave, o sistema elétrico configurava o solenóide STOW sempre energizado, mantendo o T/R ACTUATOR pressurizado no sentido de fechar as conchas. Porém, a alimentação elétrica era provida pela barra essencial, nesta configuração não seria possível a aplicação do reversor no caso de falha desta barra. Para corrigir este problema foram incorporados os SB F100-31-008 e 78-004, qualificados como não mandatórios, aprovados pelo RLD e incorporados pelo fabricante na linha de produção, conforme previsto nos próprios boletins;
- dd. Na aeronave, na versão PÓS -MOD, não foi considerada, pelo Fabricante, a possibilidade de um colamento dos contatos do SECONDARY LOCK RLY 1, o caso não foi analisado no REPORT N.º UK-28-313 SAFETY ASSESSMENT OF THE THRUST REVERSER CONTROL SYSTEM e seus Apêndices, e além disso, será uma falha dormente;
- ee. O diagrama de análise de falha do reversor feito recentemente pelo fabricante, considerando-se a versão PÓS-MOD, mesmo não levando em conta uma falha

dormente, indica que a probabilidade de uma abertura inadvertida dos reversores é da ordem de 10^{-6} . Portanto, a versão PÓS-MOD não satisfaz aos requisitos de aeronavegabilidade da FAR/RBHA 25.1309;

- ff. Em duas fases do ciclo completo dos reversores, no início da abertura e no final do fechamento das conchas, é possível aplicar-se potência acima de IDLE, com as conchas parcialmente abertas, o que não satisfaz ao RBHA/FAR 25.933;
- gg. Os SECONDARY LOCK ACTUATORS (S/N 874 e S/N 870) que equipavam a aeronave acidentada, nos testes operacionais propostos e realizados, apresentaram desempenho inferior ao mínimo aceitável para garantir a segurança e a confiabilidade do sistema e, conforme o concluído ao final dos trabalhos, especificamente a de S/N 870, teve parcela de contribuição na seqüência de eventos que levaram à abertura não comandada das portas do reversor de empuxo da turbina n^o 2, durante a fase de decolagem da aeronave;
- hh. Pode-se aceitar que existe a possibilidade de que uma falha simples no relé K 1266A, caracterizada pela “fusão” de qualquer dos contatos A1/A2, B1/B2 ou D1/D2 (em especial A1/A2), causando o contínuo comando da bobina de DEPLOY (através da alimentação do SEC. LCK. ACTUATOR) e, ao mesmo tempo, provoque a inibição dos alarmes, visto que estes dependem do fechamento dos contatos C2/C3, fechamento este que não ocorre. Essa falha pode ser causada pelo excesso de carga em um daqueles três contatos;
- ii. Tendo sido a manete de potência mantida toda à frente, desenvolveu-se uma alta força resistiva que, somada com às forças de atritos no conjunto do cabo, adicionada, também, a força do “ricochete” sobre o FEED BACK CABLE, produzido pela abertura das conchas, teve como consequência uma força de tração resultante que ultrapassou a resistência estabelecida para o referido cabo; e
- jj. A manutenção da manete de potência toda a frente, com as forças produzidas pela abertura das conchas do reverso, ultrapassou a resistência estabelecida para o referido cabo.

2. Fatores contribuintes

a. Fator Humano

Aspecto Psicológico - Contribuiu

a) Aspecto organizacional

A falta de informação, instruções escrita e prática contribuiu para o não reconhecimento da anormalidade de durante o seu desenrolar.

b) Aspecto Individual

A inusitada ocorrência do rápido recuo da manete, numa fase particularmente difícil da operação (transição da corrida de decolagem para o vôo); a não ocorrência dos avisos discriminadores da falha (sonoros e visuais); e a falta de conhecimento e treinamento específico dessa anormalidade provocam a surpresa e os desvio de atenção dos tripulantes.

- A liberação da restrição da manete do motor 2 no batente de marcha lenta (Idle detent), sem a ocorrência dos avisos de anormalidade reforçou a tendência (em pelo menos em dos tripulantes) a tentar recuperar a potência no motor.

- A falta de avisos e as dificuldades características dessa anormalidades desviaram a concentração dos tripulantes nos procedimentos previstos para concentrá-la na solução da anormalidade, inicialmente imaginada ser falha de auto-throttle e, depois, recuperação da potência.

- A ocorrência de avisos (antes dos 80 Kt) de falhas de auto-throttle e a falta de avisos específicos de abertura de reverso (Master Caution e RSVS UNLK) reforçaram, nos tripulantes, a crença de que vivenciavam uma falha de auto-throttle (ilusão).

b. Fator Material

(1). Deficiência de Projeto - Contribuiu

O diagrama de análise de falha do reversor feito recentemente pelo fabricante, considerando-se a versão PÓS-MOD, mesmo não levando em conta uma falha dormente, indicou que a probabilidade de uma abertura inadvertida dos reversores é da ordem de 10^{-6} . A versão PÓS-MOD não satisfaz aos requisitos de aeronavegabilidade da FAR/RBHA 25.1309.

Em duas fases do ciclo completo dos reversores, no início da abertura e no final do fechamento das conchas, é possível aplicar-se potência acima de IDLE, com as conchas parcialmente abertas, o que não satisfaz ao RBHA/FAR 25.933.

O sistema de indicação de reverser unlocked encontra-se inibido com velocidade acima de 80 Kt e até 1000 pés de altura, exatamente num instante em que os pilotos mais necessitariam dessas informações.

Os SECONDARY LOCK ACTUATORS (S/N 874 e S/N 870) que equipavam a aeronave acidentada, nos testes operacionais propostos e realizados, apresentaram desempenho muito inferior ao mínimo aceitável para garantir a segurança e a confiabilidade do sistema.

Os requisitos aplicáveis do FAR 25.933 (a) (3), determinam que cada sistema [de reverso] deve ser provido de meios que impeçam [MEANS TO PREVENT] o motor de produzir potência maior do que a potência de marcha lenta quando de uma falha no sistema de reverso [não estipulando o tipo de falha]. **Este requisito não foi cumprido**, tanto no que se refere ao sistema de controle, que permitiu abrir as conchas em voo, quanto no que se refere à proteção, que deixou de existir ao ocorrer a separação do FEEDBACK CABLE, pela ação imprevista do piloto sobre a manete, na intenção de retomar a potência do motor afetado.

O TURNBUCKLE fica instalado no lado para o qual a conexão se desloca quando o reversor é comandado para abrir, ou seja, o mesmo lado para aonde a conexão se desloca, quando ocorre a situação em que a manete é forçosamente mantida à frente enquanto o reversor está abrindo (DEPLOYING).

A THRUST SELECTOR VALVE pode ser movimentada com menos de 2% da pressão normal de funcionamento, quando a válvula seletora está desenergizada, que era a condição no momento do acidente.

As cargas indutivas como às do SEC. LCK. ACTUATOR, são prejudiciais aos contatos que as comandam, principalmente na desenergização,

caso não haja um diodo de proteção, o que é aparentemente o caso do SEC. LCK. ACTUATOR.

O THRUST REVERSER ACTUATOR na configuração PÓS-MOD, incorporada na linha de montagem, pelo fabricante, permanece desenergizado durante os períodos em que não ocorre um comando pelo piloto, ficando desta forma, numa situação instável e perigosa.

Falhas de projeto, insuficiente avaliação do diagrama de árvore de falhas frente a FAR 25.1309 e 25.933, e na orientação à operadora para não treinar a anormalidade ocorrida naquela fase, contribuíram, indiretamente, para a sequência de eventos que levaram a colocar a tripulação frente a uma situação inédita, sem possibilidades de reconhecer e reagir corretamente, para evitar a perda de controle.

c. Fator Operacional

(1). Pouca Experiência na Aeronave - Indeterminado.

A pouca experiência do co-piloto contribuiu para uma limitação de informações e auxílios ao comandante. Este possuía 230:00 horas totais de vôo neste modelo de aeronave.

(2). Deficiente aplicação de comando - indeterminado.

Por três vezes a manete de potência do motor 2 recuou e foi avançada. Essas intervenções naquela manete provocaram a redução da manete de potência do motor esquerdo, prejudicando o desempenho da aeronave. O não retorno da manete esquerda de imediato para a potência de decolagem e a demora de mais quatro segundos em alcançar tal potência, contribuíram para deteriorar ainda mais a capacidade de subida da aeronave.

A condição com que a inusitada anormalidade se apresentou à tripulação e a falta de avisos, indeterminou a intencionalidade além de não ter sido possível determinar quem dos dois tripulantes atuou nas manetes.

(3). Deficiente Julgamento - Indeterminado

O desconhecimento por parte dos tripulantes, por insuficiência de avisos e de informações sobre a anormalidade, foi determinante para que eles abandonassem a seqüência normal de procedimentos, tais como recolhimento do trem de pouso e acionamento do Auto-Pilot, para tomar as iniciativas de priorizar a solução de uma situação inusitada, instalada na cabine de comando, abaixo da altitude de segurança e que acabou por levar à perda de controle da aeronave, não sendo possível também determinar qual deles tomou a iniciativa o que indetermina esse aspecto.

d. Outros Aspectos

(1). Inspeção Externa - Contribuinte.

Não existe condição de visualização do "Secondary Lock" aberto, durante a inspeção externa.

(2). Tomada de Ação Abaixo de 400 Ft - Contribuinte.

Doutrinariamente, qualquer ação de uma tripulação, frente a qualquer anormalidade, no ambiente da cabine de comandos de vôo, abaixo de 400 Ft, é **NÃO RECOMENDÁVEL**.

A tripulação tentou gerenciar o controle da aeronave, abaixo de 400 Ft, em virtude da grande perda de energia - baixa velocidade e razão de subida para o prosseguimento da subida - acentuado ângulo de ataque.

A tripulação priorizou a necessidade de potência - "full power" - em ambos os motores, em detrimento da realização do "cheque" após a decolagem.

(3). Ação Inadequada Frente a Pane não Prevista - Contribuinte.

Baseado nos dados colhidos no SSFDR, dos parâmetros de FUEL FLOW e EPR, a manete do motor nº2 foi levada para a posição de máxima potência, após o travamento da referida manete na posição "IDLE".

Este travamento ocorreu imediatamente após o LIFT-OFF, quando a manete recuou sozinha para a posição "IDLE", ficando travada por cerca de 03 (três) segundos. Contudo, o próprio sistema liberou a manete, induzindo o co-piloto a levá-la para a posição de máxima potência, mesmo depois de ter informado ao comandante sobre o seu travamento.

Cabe ressaltar que o comandante não solicitou tal ação depois de ter sido informado do travamento, bem como o co-piloto não questiona se tal ação deveria ser tomada ou não.

O avião não forneceu meios para que ambos os pilotos pudessem imaginar o quão inoportuno se tornaria essa atitude naquele momento tão crítico do vôo.

No caso da ação não ter sido realizada pelo co-piloto, a suspeita recai no comandante, induzido pelas mesmas razões apresentadas anteriormente.

VI. RECOMENDAÇÕES

1. Órgãos Homologadores Primários

- a. Deverão melhorar a qualidade das análises de todos os boletins, mesmo se considerados MINOR CHANGES, independente da sua classificação, devendo determinar que seja compulsório, aos fabricantes, refazerem a ANÁLISE DA ÁRVORE DE FALHAS para toda e qualquer proposta de modificação em qualquer dos sistemas, que de alguma forma possa interferir na aeronavegabilidade da aeronave.
- b. Deverão emitir uma Notificação de proposta de Regra (NPR), sugerindo uma modificação da FAR 25.933, principalmente quanto ao dispositivo de redução automática da manete de potência, uma vez que não existe nenhum requisito específico, que defina níveis de esforços que tal dispositivo deva suportar.
- c. Deverão rever as taxas de amostragens de dados dos SSFDR, que homologarem, com o objetivo de que possam refletir em seus registros, de maneira mais próxima

do real, os dados referentes às diversas posições das conchas dos reversores de empuxo, instalados nos motores das aeronaves, assim como, rever as taxas de amostragens de outros parâmetros que tenham comportamento de registro similar ao SSFDR.

- d. Deverão rever os requisitos dos SSFDR que homologarem, com o objetivo de que: entre os dados que devem ser registrados compulsoriamente, sejam inclusos os dados de ÂNGULO DE MANETE DE POTÊNCIA (TLA).

2. À Divisão de Homologação do IFI/CTA:

- a. Estudar e emitir uma Notificação de Proposta de Regra (NPR) no intuito de analisar e implementar um sistema de Cockpit Video Recorder, inicialmente com o intuito de auxiliar no campo da Investigação de Acidentes Aeronáuticos e futuramente, contornados os possíveis obstáculos de ordem jurídica, para auxílio também na Prevenção.

3. RLD

- a. Rever as árvores de falhas dos diversos sistemas do FOKKER 100, para que realmente atendam aos itens das FAR 25.1309 e FAR 25.933.
- b. Rever os requisitos de homologação do FOKKER 100 de forma que, por projeto, uma falha simples não possa inibir um alerta se a informação estiver disponível para outro sistema da aeronave.
- c. Desenvolver uma diretriz de aeronavegabilidade (BLA):
 - Para o sistema de reversores da aeronave FOKKER 100, que determine a possibilidade da verificação visual e externa, durante as inspeções pré e pós vôo, da posição do sistema de travamento mecânico do SECONDARY LOCK. Incluir este cheque visual no plano de manutenção da aeronave e na inspeção externa antes de cada vôo.
 - Modificando o FLIGHT WARNING COMPUTER (FWC) para que o aviso REVERSER ENGINE 1/2, seja classificado como NÍVEL 3 informando a tripulação, através da MASTER WARNING.
 - Modificando o FWC para que o aviso REVERSER ENGINE 1/2, não seja inibido e seja informado à tripulação em qualquer fase do vôo.
 - Que elimine o STOW LIMIT RELAY, mantendo desta forma o lado STOW da válvula seletora sempre energizado, exceto quando há o comando efetivo do reversor.

- Que modifique a fiação elétrica do sistema de alarme, de modo que o sinal indicativo de que a concha do reversor não está travada (THRUST REV NOT STOWED), que passa pelos contatos do T/R SEC LOCK RELAY 1 ENG 1/2, seja enviado diretamente para o sistema de alarme (FWS), não permitindo que no caso de uma falha desse relé, o alarme na cabine de comando possa ser inibido.
- Que introduza uma proteção contra o “centelhamento” dos terminais A1/A2 quando do desligamento da carga indutiva do SECONDARY LOCK ACTUADOR.
- Que introduza uma modificação nas T/R SELECTOR VALVES, evitando que qualquer equilíbrio instável possa resultar em uma maior facilidade de abertura das conchas, no caso de uma falha da trava do SECONDARY LOCK ACTUADOR na posição UNLOCKED, associado ou não a um problema de vazamento hidráulico na linha de STOW.

4. FOKKER

- a. Modificar o sistema elétrico do sistema de reverso de forma a satisfazer os requisitos de aeronavegabilidade, em especial as FAR 25.1309 e 25.933, de acordo com a filosofia contemporânea de interpretação dos mesmos.
- b. O atual FEEDBACK CABLE SYSTEM ligado à manete, foi associado a uma falha de ATS. A FOKKER deverá avaliar um sistema ligado diretamente ao FUEL CONTROL UNIT, independente da posição da manete, e que cumpra na íntegra os requisitos de aeronavegabilidade das FAR 25.933 (a) (1) e FAR 25.933 (a) (3), as quais determinam que ao abrir o reversor em vôo, o motor não produza potência superior a IDLE.
- c. Rever o FEEDBACK CABLE SYSTEM para atender ao requisito da FAR 25.933 (a) (1) em sua totalidade, uma vez que existem intervalos de tempos na abertura e no fechamento das conchas “versus” posição da manete de potência, em que o reversor está aberto em vôo e existe a condição do motor estar produzindo potência acima de IDLE.

4. CENIPA/CECOMSAER

- a. Deverão viabilizar, sob a coordenação do CECOMSAER, Palestras e Simpósios sobre Segurança de Vôo, para os profissionais da mídia.
- b. Nos acidentes aeronáuticos de grande repercussão pública, deverão definir um local físico (auditório), onde serão efetuadas coletivas diárias, a fim de esclarecer todos os meios de comunicação (TV, Rádio, Jornal, etc) e consequentemente a opinião pública, evitando conflitos de informações.
- c. Deverão viabilizar, sob a coordenação dos Comandos Aéreos Regionais, a realização de Palestras e Seminários sobre Ação Inicial em caso de acidente aeronáutico de massa, para os Organismos subordinados às Secretarias de

Segurança Pública dos Estados (Polícia Civil, Polícia Militar, Bombeiros, Defesa Civil, etc).

- d. Deverão incluir nas CIAA dos acidentes de grande repercussão pública, um Oficial de Relações Públicas e um Oficial de Informações no local do acidente e, outro Oficial de Relações Públicas no local onde ocorrerão as coletivas com a Imprensa.

5. GRUMMAN / FOKKER / FAA / RLD

- a. O SECONDARY LOCK ACTUATOR dos reversores devem ser reanalisados e ter a sua confiabilidade aumentada, incluindo-se testes finais de impedância e resistência elétrica, pré-delivery e pós-montagem na aeronave.
- b. Definir um processo primário de manutenção, que determine o modo de falha do SEC. LOCK ACTUATOR, visando evitar a falha dormente deste componente.
- c. Determinar programa de análises e testes no SEC. LCK. ACTUATOR, com o objetivo de explicar as causas da contaminação dos SWITCHES internos desse atuador, provendo uma forma eficaz de evitá-la.
- d. Reprojetar o FEEDBACK CABLE de modo a que ao deslocar-se, devido ao comando para DEPLOY, a conexão (MORSE/GRUMMAN) não encontre espaço "livre", conforme o existente no interior do TURNBUCKLE, onde possa ocorrer uma separação inadvertida. Ou ainda, dentro da mesma filosofia, modificar o processo de união entre as partes traseira e dianteira do FEEDBACK CABLE, que impeça a referida separação.

6. FOKKER / RLD

- a. Analisar a atual aplicação do RELAY P/N FOKKER F0N9-6105D4L, fabricado pela LRE FRANCE sob o P/N M400-D4L003, e por outros fabricantes, utilizado no THRUST REVERSER SYSTEM do FOKKER 100, realizando um estudo em conjunto com a LEACH, e os demais fabricantes do mesmo modelo de relé, com a finalidade de se estabelecer a real confiabilidade desse RELAY.
- b. Definir um processo primário de manutenção, que determine o modo de falha do T/R SEC. LCK. RELAY, visando evitar a falha dormente deste componente.
- c. Analisar a incorporação de um componente ou circuito de proteção contra os centelhamentos dos contatos do T/R SEC. LCK. RLY.1 ENG 1/2, produzidos pelas cargas indutivas dos solenóides que estão colocados no mesmo circuito elétrico.
- d. Deverão enfatizar, junto às tripulações, que uma falha no sistema ATS, causando o retardamento da manete, normalmente irá afetar ambas as manetes. Deve também ser enfatizado que, em caso de retardamento não-intencional de uma manete durante a decolagem ou na subida inicial, a tripulação não deverá tentar reabrir a manete - deve lidar com a situação como se fosse uma falha de motor.

7. FOKKER / DOWTY AEROSPACE HYDRAULICS / RLD / CAA

- a. Introduzir uma modificação nas THRUST REVERSER SELECTOR VALVES P/N 114168001, evitando que qualquer equilíbrio instável possa resultar em uma maior facilidade de abertura das conchas, no caso de uma falha da trava do SECONDARY LOCK ACTUADOR na posição UNLOCKED, associado ou não a um problema de vazamento hidráulico na linha de STOW.

8. TAM

- a. Alterar o livro de bordo, objetivando melhorar os registros das panes, de modo que cada folha seja destacada a cada trânsito, ficando uma cópia na base que executou o retorno da aeronave ao voo. O original deve ser remetido para processamento no TROUBLE SHOOTING e a outra cópia deve permanecer no livro, dentro da aeronave, para consulta da tripulação, enquanto houver item pendente.
- b. A SIPAA e a Engenharia da empresa deverão desenvolver um programa, em conjunto com o fabricante, com o objetivo de listar todas as situações de falhas básicas que aceitam RESET, analisar profundamente cada caso e, elaborar um programa de treinamento para o grupo de voo, em especial para os tripulantes técnicos, com a finalidade de mudar o ambiente organizacional formado, em função da operação de aeronaves extremamente computadorizadas, onde as panes que aceitam RESET, não precisam de lançamento no livro de bordo.
- c. Deverá dar uma maior ênfase nos treinamentos realizados nos simuladores de voo com relação a abertura do reverso nas diversas fases do voo.
- d. Deverá nos treinamentos iniciais e de revalidações, enfatizar a importância da não tomada de ação abaixo dos 400 pés.
- e. Deverá ser incluído no treinamento teórico e no simulador, procedimento para o caso de retardo não comandado de uma das manetes de potência durante as fases de decolagem e subida.
- f. Deverá incrementar o treinamento de CRM (COCKPIT RESOURCE MANAGEMENT) para todos os tripulantes da empresa. Observar a Circular 227-AN-136 da OACI, Human Factors Digest nº 3.
- g. Apesar de não ter influenciado para a ocorrência do acidente, verificou-se que algumas vezes a escala de tripulantes saía com a jornada de trabalho acima do que é permitido. A Empresa deverá confeccionar as escalas de voo de todos os tripulantes seguindo o que prevê a Lei 7183, de 05 de abril de 1984.
- h. O Diretor de Operações da referida Empresa, deverá enfatizar para o pessoal do grupo de voo (pilotos e co-pilotos) quanto a obrigatoriedade da leitura do check-list, conforme o previsto no Manual de Operações.

9. IFI

- a. Estudar e propor ao DAC a implantação de recomendação de procedimento de restrição da manipulação das manetes de potência dos motores aos co-pilotos, em fases críticas do voo, abaixo da altitude de segurança, no sentido de evitar iniciativas precipitadas e sem a devida supervisão e coordenação com os Comandantes, para as tripulações operando sob o RBHA 121.

10. DAC

- a. Com base na cadeia de eventos verificada neste acidente, reforçar as instruções de segurança a serem observadas, em caso de surgimento de situações inéditas, nas fases críticas de operação (tais como: aceleração na decolagem e estabilização na aproximação final para pouso, etc.), no sentido de que as ações sejam tomadas coordenadamente, sem precipitações que possam vir a ocasionar iniciativas fatalmente incorretas ou conflito na cabine de comando.
- b. Determinar aos operadores de grandes aeronaves de transporte, que orientem o grupo de pilotos a respeitar, principalmente nas aeronaves com alto grau de sofisticação de automatismo, os limites de atuação dos sistemas de gerenciamento de comandos de voo, como no caso das manetes (Auto-Throttle) evitando qualquer precipitação no uso dos mesmos.

11. DAC/STE

- a. Tendo em vista que nas ocorrências antecedentes ocasionadas por falhas do reversor em voo, as tripulações apresentaram dificuldades no reconhecimento da falha ou da sua gravidade, deverá o STE dar maior ênfase nas exigências dos treinamentos em simuladores de voo, tanto das empresas que já estão autorizadas a operar quanto àquelas para quem serão concedidas, no futuro, autorizações de funcionamento.
- b. Estudar a viabilidade de estabelecer, através de RBHA ou IAC, para as empresas que operam segundo o RBHA 121, um procedimento de utilização do FDR de forma PREVENTIVA, voltada para a segurança de voo.

12. DAC/CENIPA

- a. Deverão realizar um estudo, a fim de dotar, com a maior brevidade possível, a DIPAA do DAC de um Fundo Emergencial para uso das CIAA, com o intuito de cobrir os custos (diárias, passagens, hospedagem, etc) dos elementos envolvidos na Investigação que não pertençam ao Ministério da Aeronáutica, em cumprimento ao que prevê a NSMA 3-6.
- b. Desenvolver um programa de divulgação e implantação das técnicas de salvamento e resgate, em casos de acidentes aeronáuticos de massa com a finalidade de

implementar a comunicação o controle e a coordenação entre os órgãos envolvidos e a CIAA, objetivando a preservação dos indícios essenciais à investigação do acidente aeronáutico.
