

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

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



RELATÓRIO FINAL

AERONAVE: PT-MRN

MODELO: F28MK0100

DATA: 15 SET 2001

AERONAVE	Modelo: F28MK0100 Matrícula: PT-MRN	OPERADOR: TAM Linhas Aéreas
ACIDENTE	Data/hora: 15 SET 2001 – 20:21P Local: Fazenda Capão Município, UF: Diamantina – MG	TIPO: Falha do motor em voo



O único objetivo das investigações realizadas pelo Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos (SIPAER) é a prevenção de futuros acidentes aeronáuticos. De acordo com o Anexo 13 da Organização de Aviação Civil Internacional - OACI, da qual o Brasil é país signatário, o propósito dessa atividade não é determinar culpa ou responsabilidade. Este Relatório Final, cuja conclusão baseia-se em fatos ou hipóteses, ou na combinação de ambos, objetiva exclusivamente a prevenção de acidentes aeronáuticos. O uso deste relatório para qualquer outro propósito poderá induzir a interpretações errôneas e trazer efeitos adversos ao SIPAER. Este relatório é elaborado com base na coleta de dados efetuada pelos elos SIPAER conforme previsto na NSCA 3-6.

I. HISTÓRICO DO ACIDENTE

A aeronave decolou de Recife – SBRF às 17:56P com 82 passageiros e 06 tripulantes a bordo, com destino a Campinas - SBKP.

Aproximadamente a 70 NM de Belo Horizonte, sobre o município de Diamantina – MG, ocorreu uma falha do motor direito, seguida de uma despressurização explosiva devido a partes desprendidas daquele motor terem penetrado na fuselagem. A tripulação procedeu a uma descida de emergência.

A aeronave abandonou o nível 310, em coordenação com o Centro Brasília e prosseguiu para pouso no aeroporto de Confins – SBCF.

O pouso foi efetuado às 20:42P. Numa das intersecções foi procedida uma evacuação de emergência. Os passageiros foram conduzidos para a sala de desembarque, onde foi prestado o apoio inicial.

Dos 82 passageiros, 3 sofreram lesões leves e 1 sofreu lesões fatais no crânio, atingido por partes da aeronave. Os 6 tripulantes saíram ilesos.

A aeronave sofreu danos graves no motor e danos leves à asa direita e porção direita da fuselagem.

II. DANOS CAUSADOS

1. Pessoas

Lesões	Tripulantes	Passageiros	Terceiros
Fatais	-	01	-
Graves	-	-	-
Leves	-	03	-
Ilesos	06	78	-

2. Materiais

a. À aeronave

Irrecuperável: motor direito.

Danos Leves: fuselagem, asa direita, flap direito, aileron direito e alguns assentos.

b. A terceiros

Não houve.

III. ELEMENTOS DE INVESTIGAÇÃO

1. Informações sobre o pessoal envolvido

a. Horas voadas

	PILOTO	CO-PILOTO
Totais	6947:50	5358:30
Totais nos últimos 30 dias	88:35	65:25
Totais nas últimas 24 horas	06:40	06:40
Neste tipo de aeronave	2617:40	2201:10
Neste tipo nos últimos 30 dias	88:35	65:25
Neste tipo nas últimas 24 horas	06:40	06:40

b. Formação

O piloto foi formado pelo Aeroclube de Encanta Moça – PE em 1987.

O co-piloto foi formado pelo Aeroclube de Piracicaba – SP em 1987.

c. Validade e categoria das licenças e certificados

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

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

d. Qualificação e experiência para o tipo de vôo

A tripulação era qualificada e possuía experiência suficiente para a realização do tipo de vôo.

e. Validade da inspeção de saúde

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

2. Informações sobre a aeronave

A aeronave, tipo bimotora, modelo F28MK0100 e número de série 11443 foi fabricada pela FOKKER em 1994. Contava, na época do acidente, com 23.336 h 25 min totais de voo e estava com todas as inspeções e serviços de manutenção atualizados.

O motor, no qual ocorreu a falha (direito), era um Rolls-Royce modelo TAY 650-15, número de série 17328 e contava com 26.939 ciclos e com 26.504,4 horas totais de voo.

A última inspeção do motor foi do tipo R-6, realizada na TAM – Transportes Aéreos Regionais S/A em 14 AGO 2001, e o motor contava com 261,4 h e 277 ciclos após essa inspeção.

A última revisão geral do motor foi realizada pela Motores Rolls-Royce Ltda., em 02 SET 1999, quando o motor contava com 19.994 ciclos e 19.460 horas de voo. Até o momento do acidente, o motor contava com 6.945 ciclos e 7.044,4 horas de voo após a revisão. O TBO (“Time Between Overhauls” – tempo entre revisões gerais) deste motor é de 20.000 horas de voo. A retirada de serviço do motor para a revisão geral ocorreu em 01 MAIO 1999 e o motor foi instalado na aeronave logo após a revisão geral, em 04 SET 1999.

O peso e o Centro de Gravidade da aeronave estavam dentro dos limites especificados pelo fabricante.

A aeronave estava com o Certificado de Aeronavegabilidade válido.

As cadernetas de motores e célula estavam atualizadas.

Os serviços de manutenção foram considerados periódicos e adequados.

3. Exames, testes e pesquisas.

O motor direito foi desmontado nas dependências da Motores Rolls-Royce Ltda., em São Bernardo do Campo – SP, com o acompanhamento de representantes da Comissão de Investigação, da empresa TAM, da empresa Rolls-Royce do Reino Unido, da Rolls-Royce da Alemanha e da Stork-Fokker Services da Holanda.

Durante os trabalhos de desmontagem, foi verificado que o disco do “fan”, os discos do compressor de baixa pressão até o terceiro estágio e os discos de palhetas estatoras não se encontravam dentro do motor, tendo sido projetados para a frente e por sobre a aeronave, em direção à esquerda da mesma. Na entrada de ar do motor, foram encontrados diversos pedaços de palhetas dos estágios 1 a 3 do compressor de baixa pressão e de palhetas estatoras.

O Centro Técnico Aeroespacial – CTA emitiu o Relatório de Investigação RE ASA-P 01/02, sobre a investigação do motor Rolls-Royce Tay 650-15, número de série 17328. Segundo o referido relatório, de acordo com a análise realizada no motor, as evidências encontradas indicavam que houve falha inconstante das “blades” (palhetas) do “fan” do motor. Estimou-se que entre duas e cinco “blades” falharam inicialmente, por causa das marcas de impacto encontradas no anel de contenção do motor. A falha provocou o desbalanceamento e o rompimento da carcaça de fixação do compressor de baixa pressão do motor (LPC) que, juntamente com o “fan disk”, se separaram do motor durante o voo.

A homologação prevê que esse motor deva funcionar pelo menos vinte segundos sem apresentar danos decorrentes da falha de uma única “fan blade”.

A análise realizada em laboratório detectou “marca de praia” em uma das três “blades” do “fan”, o que é característica de falha por fadiga. Segundo o relatório 046-AMR-E/2001 da Divisão de Materiais (AMR) do CTA, as fraturas encontradas na carcaça de fixação do LPC, estatoras de LPC e porca de fixação de LPC foram características de falha por sobrecarga.

Verificou-se que as turbinas do motor apresentavam danos decorrentes da ingestão de material estranho, proveniente da parte frontal do motor. Foram encontrados fragmentos de material no interior das câmaras de combustão e da linha pneumática do FCU, também oriundos da fragmentação da parte frontal do motor.

Tendo em vista a importância do disco do “fan” (“fan disk”) para a investigação, foram realizadas buscas para tentar encontrá-lo. No dia 20 SET 2001, foi encontrada uma das partes que se desprenderam do motor, composta pelos estágios 2 e 3 do compressor de baixa pressão. Essa parte foi encontrada na região de Diamantina – MG. A partir das coordenadas do local, o “Air Accidents Investigation Branch” – AAIB do Reino Unido e o “National Transportation Safety Board” – NTSB dos Estados Unidos da América utilizaram metodologias para a determinação de áreas prováveis para a queda do disco do fan, assim como das demais partes do motor. Através desses dados, foi realizada uma busca na região nos dias 10 e 11 OUT 2001, com a participação de um helicóptero e uma equipe terrestre, mas não houve sucesso.

No dia 22 NOV 2001, foi encontrada uma parte de um disco de palhetas estatoras na mesma região, por moradores. Baseada em um novo cálculo de pontos prováveis para a queda de partes do motor, foi organizada uma segunda busca na região entre os dias 05 e 08 DEZ 2001, a qual também não obteve êxito. As buscas foram dificultadas pelas características da área, que possui matas fechadas e de difícil acesso, com raras habitações e propriedades rurais, além de colinas íngremes e ravinas com profundidade variada, em terreno escarpado e rochoso. Além disso, o local possui como atividade predominante o garimpo, realizado de maneira ilegal, o que tornou os habitantes arredios à aproximação da equipe de buscas. Dessa forma, o disco do fan não foi encontrado, o que inviabilizou a sua análise.

4. Informações meteorológicas

No momento do acidente, a aeronave efetuava um desvio de uma área de turbulência, apesar das condições meteorológicas na rota e no nível de vôo até então estivessem boas. A aeronave não penetrou em formações pesadas ou com gelo. A análise dos dados do FDR apresentou pequena vibração não significativa da aeronave, provavelmente em decorrência de turbulência leve.

5. Navegação

Nada a relatar.

6. Comunicação

Nada a relatar.

7. Informações sobre o aeródromo

O acidente ocorreu fora de área de aeródromo.

8. Informações sobre o impacto e os destroços

Após a falha do motor e a depressurização da aeronave, o piloto efetuou uma descida de emergência e prosseguiu para pouso no Aeroporto de Confins, em Belo Horizonte. O pouso ocorreu sem outras anormalidades. Houve o desprendimento em vôo do disco do fan e dos primeiros três estágios do compressor. Houve perfurações por partes desprendidas, na fuselagem, logo abaixo do pilone do motor direito, no flape direito, na janela 17 e na janela 19, onde um pedaço de um disco de palhetas estatoras atingiu o crânio de uma passageira.

9. Dados sobre o fogo

Não houve fogo.

10. Aspectos de sobrevivência e/ou abandono da aeronave

No momento da depressurização, algumas máscaras não caíram automaticamente, o que ocorreu após o comando manual efetuado pelo co-piloto. A lesão sofrida pela passageira resultou em seu falecimento antes do pouso da aeronave.

Após o pouso da aeronave, foi procedida uma evacuação de emergência da aeronave com sucesso.

11. Gravadores de Vôo

As informações contidas no CVR foram perdidas após o pouso, visto que a aeronave foi energizada pelo pessoal de manutenção sem que o disjuntor do CVR fosse desativado.

Foi constatado que havia uma incorreção no IPC (“Illustrated Parts Catalog” – Catálogo Ilustrado de Partes) da aeronave, relativa ao DFDAU (“Digital Flight Data Acquisition Unit” – Unidade de Aquisição Digital de Dados de Vôo) PN 2227000-25, em virtude de mudanças realizadas no DFDR (“Digital Flight Data Recorder” – Gravador Digital de Dados de Vôo). Isso dificultou, inicialmente, a leitura dos dados gravados, o que só foi possível após o envio de um programa adequado por parte do fabricante.

A Stork-Fokker Services emitiu o relatório “Analysis of the Flight Data Recorder information of the Fokker 100 aircraft serial number 11443, registration PT-MRN, uncontained right hand engine failure in flight on Sep, 15, 2001”. A análise dos 14 pousos realizados antes do acidente revelou que, em 4 dos 14 pousos, foi utilizada uma posição maior que “idle” ao utilizar o reverso. Durante 3 desses 4 pousos, foi selecionada a posição “emergency maximum reverse thrust” e durante um pouso foi selecionada uma posição intermediária entre “idle” e “emergency maximum reverse thrust”. Durante esse pouso, o motor foi operado por aproximadamente 9 segundos no reverso na faixa restrita de 60%-75% de N1 (a qual era aplicável à época do acidente). A rotação de N1 ficou estável por aproximadamente 6 segundos.

Verificou-se que os dados gravados no DFDR das últimas 48 horas indicavam parâmetros normais em ambos os motores. No momento do acidente, os parâmetros do motor direito variaram repentinamente para zero.

12. Aspectos operacionais

O voo transcorria com normalidade. No momento da falha, os motores estavam sendo operados manualmente, pois aproximadamente 15 segundos antes da falha do motor o “autothrottle” (controle automático de potência) desligou-se. Além disso, os motores estavam sendo acelerados. Após a falha do motor e a depressurização, os pilotos executaram corretamente os procedimentos “emergency descent” e “unpressurized flight procedure”, embora não os tenham confirmado através da leitura do “check list”.

À época do acidente, havia uma proibição do fabricante de utilizar o reversor do motor em operação estabilizada na faixa de 60 a 75% de N1. O reversor deveria ser utilizado na posição “idle” (mínimo), para operação normal, ou na posição “emergency maximum reverse thrust” (empuxo máximo de reverso em emergência), para operação em emergência. A empresa operadora usava o reverso na posição “emergency maximum reverse thrust” em situações rotineiras na operação no Aeroporto Santos Dumont devido ao reduzido comprimento de sua pista de pouso. Tal operação estava amparada pelas IAC 3130 e 3502, do DAC.

Não havia evidência de que a empresa operadora utilizasse o reversor para o procedimento de “power back”, seguindo o previsto pelo fabricante.

13. Aspectos humanos

a. Fisiológico

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

b. Psicológico

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

Uma das comissárias, após o acidente, foi julgada temporariamente incapaz para a atividade aérea, em virtude da excepcional carga de trabalho, estresse situacional e solicitação psicológica a que esteve exposta durante o acidente.

14. Aspectos ergonômicos

Nada a relatar.

15. Informações adicionais

Nada a relatar.

IV. ANÁLISE

Tratava-se de um voo de transporte de passageiros de Recife - PE para Campinas - SP. O voo transcorria com normalidade, até que houve a saída do “autothrottle” e, em seguida, a falha do motor, secundada pela depressurização da aeronave, atingida por partes desprendidas daquele motor.

Os pilotos realizaram corretamente os procedimentos de emergência previstos, entretanto não confirmaram a sua execução através da leitura do “check list”. A leitura do “check list” tem por finalidade verificar se todos os itens previstos foram realizados, possibilitando a correção oportuna de qualquer esquecimento. Embora não tenha ocorrido esquecimento de qualquer item, caso ocorresse provavelmente não seria notado de imediato.

As máscaras de oxigênio funcionaram normalmente. Algumas máscaras que não haviam caído automaticamente desceram após o comandamento manual do co-piloto. A comissária da posição traseira da aeronave estava no banheiro no momento da depressurização e reportou que não conseguiu acionar a respectiva máscara de oxigênio. Não foi possível verificar tal situação em função da máscara ter sido removida antes da Ação Inicial ter sido realizada.

O pouso foi realizado normalmente em Belo Horizonte – MG, onde foi procedida uma evacuação de emergência.

Verificou-se que a aeronave e o motor que falhou encontravam-se com suas inspeções e revisões de manutenção atualizadas.

Conforme foi visto, o disco do fan e os três primeiros estágios do compressor deslocaram-se para fora do motor, o que resultou no arrancamento de diversas palhetas, que saíram junto com o conjunto. Um destes pedaços de palheta perfurou o berço do motor e rasgou a fuselagem, causando a descompressão da aeronave.

Um pedaço de um disco de palhetas estatoras entrou na cabine de passageiros pela janela da poltrona 19, vitimando uma passageira. Supõe-se, em virtude das localizações nas quais três partes do motor foram encontradas, que todo o conjunto tenha colidido com a fuselagem sobre a caverna estrutural localizada entre os assentos 16 e 17.

Foi observado que todos os danos internos na parte restante do motor foram causados pela ingestão de detritos criados pela saída da seção dianteira do motor ou pelo nível de vibração causado pelo desbalanceamento e saída do conjunto dianteiro do motor.

Conforme o Relatório de Investigação RE ASA-P 01/02, houve falha incontida das palhetas (“blades”) do fan do motor, estimando-se que entre duas e cinco palhetas tenham falhado inicialmente. Tal falha foi responsável pelos demais danos no motor e pela separação do disco do fan e dos três primeiros estágios do compressor. Verificou-se que foi excedido o requisito de homologação do motor, o que permitiu a ocorrência da falha incontida.

Verificou-se que o tipo de dano encontrado na raiz da palheta e o perfil de destruição do motor são semelhantes a dois casos anteriores. No primeiro, ocorrido em 05 DEZ 1995 com o motor TAY 651-54, S/N 81014, durante o procedimento de subida a partir da cidade de Colônia, Alemanha, a quebra da palheta do fan provavelmente ocorreu devido a “flutter”. Foi verificado que os dados do DFDR apresentavam duas ocorrências, entre 18 vãos registrados, nas quais ocorreu operação estabilizada, com empuxo reverso, com 67% de N1.

No segundo caso, ocorrido em 29 AGO 1997, com o motor TAY 650-15, S/N 17331, durante procedimentos de preparação para a decolagem, foi observado que cinco palhetas do fan romperam-se simultaneamente e que todas as 22 palhetas apresentavam trincas na raiz. Os dados do DFDR apresentavam que, no pouso anterior, tinha ocorrido operação estabilizada, por 13 segundos, com empuxo reverso, com 69% de N1.

“Flutter” é uma instabilidade aeroelástica dinâmica causada pela interação entre as forças aerodinâmicas e as características de elasticidade e de amortecimento de um corpo ou estrutura, que acaba gerando uma excitação mecânica em uma faixa próxima à frequência natural de vibração do corpo ou da estrutura, levando-o a vibrar com amplitudes cada vez maiores, à semelhança do mecanismo de ressonância. Isso acaba por causar tensões muito grandes na estrutura, que geram trincas. No caso das palhetas do disco do fan, todas tenderiam a desenvolver concomitantemente trincas de mesma magnitude. A análise de ambos os casos pela empresa Rolls-Royce indicou que, em ambos, as fraturas das palhetas do fan ocorreram devido a trincas iniciadas por “flutter”, induzido pela operação estabilizada do motor em tração reversa. Em nenhum dos dois casos foi identificada falha de fabricação das palhetas.

A empresa Rolls-Royce analisou os dados obtidos nas duas ocorrências anteriores (1995 e 1997), em conjunto com as informações obtidas em simulações em banco de provas, parâmetros de projeto e extrapolações para casos extremos de temperatura. Esta análise indicou que, para o surgimento de trincas nas palhetas do disco do fan, é necessário que ocorra operação estabilizada do motor (pelo menos 7,5 segundos) na faixa de 57 a 75% de N1, em empuxo reverso. A análise também indicou que não existe faixa crítica de N1 para o motor em empuxo normal (para a frente) nas quais trincas seriam iniciadas, mas existe uma faixa de N1 em empuxo normal, com a aeronave estática e vento de través de 15 kt ou superior na qual a propagação de trincas já existentes (que tenham sido previamente iniciadas durante uma operação estabilizada em empuxo reverso na faixa de 57 a 75% de N1) poderia ser acelerada. Essa rotação com empuxo normal (para a frente) foi definida como sendo entre 60 e 72% de N1. A aeronave não possuía qualquer sistema que alertasse os pilotos da entrada e permanência da rotação de N1 na faixa crítica, ou que impedisse a operação do motor nessa faixa.

No presente acidente, como foi visto, foram encontradas marcas características de falha por fadiga em pedaços de uma palheta do fan, o que é um indício de ocorrência de “flutter”. Foram realizadas buscas com a finalidade de encontrar o disco do fan, entretanto não foi possível obter êxito.

Os dados do CVR foram perdidos, em função de a aeronave ter sido energizada após o acidente pelo pessoal de manutenção, sem a desconexão do disjuntor (“circuit breaker”) respectivo. O DFDR apresentou, inicialmente, dados incoerentes, entretanto, após a correção do arquivo base, que estava incorreto no IPC da aeronave, foi possível verificar que, nas últimas 48 horas, havia indicações de que os motores apresentavam um desempenho normal. No momento do acidente, os parâmetros do motor direito variaram repentinamente para zero.

Diante do exposto, a hipótese considerada mais provável para o acidente foi a de que tenha ocorrido fadiga nas palhetas do disco do fan, provavelmente induzida por “flutter”, o que as levou a se romperem, dando início à destruição do motor e à separação de suas partes. As características das fraturas encontradas em pedaços de palhetas reforçam esta hipótese, além de o perfil de destruição ser semelhante a dois casos anteriores em que houve a ocorrência de fratura de palhetas por fadiga induzida por “flutter”.

Não foi possível verificar se a operação rotineira do motor na posição “emergency maximum reverse thrust” no Aeroporto Santos Dumont influenciou de alguma forma no ocorrido, uma vez que o uso de tal posição, embora previsto para emergências, estava autorizado, sendo proibida apenas a utilização do reverso na faixa crítica (57 a 75% de N1).

Como visto no item III.12, uma posição de reverso superior a “idle” foi utilizada em 4 dos 14 pousos anteriores ao acidente. Em 3 pousos, foi utilizada a posição “emergency maximum reverse thrust”, e em um pouso foi selecionada uma posição intermediária, na faixa restrita. A operação na faixa restrita durou 9 segundos, em que a rotação de N1 esteve estável por aproximadamente 6 segundos.

Como foi visto anteriormente, para o aparecimento de fraturas era necessário que a rotação de N1 estivesse estabilizada por pelo menos 7,5 segundos. Nesse caso, a rotação de N1 esteve estabilizada por 6 segundos, o que não era suficiente para iniciar uma fratura. Isto significa que o motor não foi operado estabilizado na faixa restrita nesse evento. Isto foi também afirmado no relatório emitido pela Stork-Fokker.

É possível, entretanto, que o uso do reverso na posição “emergency maximum reverse thrust” em outros vôos anteriores possa ter levado a uma estabilização inadvertida na faixa crítica. Esta estabilização pode ter induzido o aparecimento de fraturas nas palhetas do fan do motor, mas a falta do disco do fan inviabilizou a confirmação da hipótese.

V. CONCLUSÃO

1. Fatos

- a. os pilotos estavam com os seus Certificados de Capacidade Física válidos;
- b. os piloto estavam com os Certificados de Habilitação Técnica válidos;
- c. os pilotos possuíam a experiência necessária para realizar o vôo;
- d. os serviços de manutenção foram considerados adequados e periódicos;
- e. a aeronave decolou de Recife – PE com destino a Campinas – SP;
- f. a cerca de 70 NM de Belo Horizonte – MG ocorreu uma falha incontida no motor direito, o que levou à depressurização da aeronave;
- g. o disco do fan e os três primeiros estágios do compressor soltaram-se do motor;
- h. um pedaço de um disco de palhetas estatoras entrou na cabine de passageiros pela janela da poltrona 19, colidindo com uma passageira;
- i. os pilotos efetuaram uma descida de emergência e pousaram no Aeroporto de Confins, em Belo Horizonte;
- j. após o pouso, foi realizada uma evacuação de emergência;

- k. o tipo de dano encontrado na raiz da palheta e o perfil de destruição do motor são semelhantes a dois casos anteriores, em que houve fadiga induzida por “flutter”;
- l. havia indicações de que ambos os motores apresentaram desempenho normal nas 48 horas que antecederam o acidente;
- m. a aeronave sofreu danos graves no motor direito; e
- n. uma passageira faleceu.

2. Fatores contribuintes

a. Fator Humano

(1) Fisiológico – Não contribuiu.

(2) Psicológico – Não contribuiu.

b. Fator Material

(1) Deficiência de Projeto – Indeterminado.

É possível que a falha inconstante do motor tenha ocorrido por fadiga das palhetas induzida por “flutter”, o que indicaria que os procedimentos adotados até a data do acidente não seriam suficientes para prevenir este tipo de ocorrência, sem que houvesse qualquer sistema que alertasse os pilotos ou impedisse a operação na faixa crítica.

c. Fator Operacional

(1) Outros Aspectos Operacionais – Indeterminado.

É possível que o uso da posição “emergency maximum reverse thrust” em operações de rotina no Aeroporto Santos Dumont possa ter levado à estabilização inadvertida na faixa crítica de N1, induzindo a formação de fraturas por fadiga nas palhetas do fan.

VI. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA DE VÔO

Recomendação de Segurança, conforme definido na NSMA 3-9 de JAN 96, é o estabelecimento de uma ação ou conjunto de ações emitidas pelo Chefe do Estado-Maior da Aeronáutica, de CUMPRIMENTO OBRIGATÓRIO pelo órgão ao qual foi dirigida, em ação, prazo e responsabilidade nela estabelecidas.

1. A Empresa TAM Linhas Aéreas deverá, de imediato:

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

2. O CTA deverá, no prazo de seis meses:

Verificar, junto ao fabricante da aeronave, a viabilidade da inserção de modificações no seu projeto, visando evitar a operação dos motores na faixa crítica de rotação de N1 e alertar a tripulação e a manutenção no caso de sua ocorrência.

Obs: À época do acidente, foram emitidas Recomendações de Segurança de Vôo à empresa operadora para que elaborasse um Boletim Informativo / Alerta Operacional relativo ao procedimento correto de leitura e resposta dos itens de “check list” quando em situação de emergência; e para que coordenasse uma reciclagem anual de seus tripulantes no tocante à coordenação de cabine em situações de emergência. Foi emitida, ainda, uma Recomendação de Segurança de Vôo a todas as empresas aéreas para que orientassem suas tripulações sobre a desativação do disjuntor (“circuit breaker”) do CVR antes do abandono da aeronave.

Foi emitida a Diretriz de Aeronavegabilidade de Emergência nº 2011-11-01, com data de efetividade de 08 NOV 2001, que determina o cumprimento de ações operacionais e de manutenção para evitar a operação estabilizada do motor em tração reversa na faixa crítica entre 57 e 75% de N1, determinando, entre outras medidas, a restrição de utilização do reverso na posição “emergency maximum reverse thrust” somente para situações de emergência e intervalos de inspeção das palhetas por ultrassom.

A empresa Stork-Fokker Services providenciou as devidas atualizações no IPC da aeronave, corrigindo os problemas apresentados na leitura dos dados do DFDR e iniciou trabalhos para inserir modificações nos sistemas de alarme da aeronave visando evitar a operação estabilizada na faixa crítica de rotação de N1 e, caso ocorra tal operação, que a manutenção seja informada e as palhetas inspecionadas.

Em 13 / 03 / 2006.