

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

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



RELATÓRIO FINAL

AERONAVE: F-GCBC

MODELO: BOEING 747

DATA: 01 DEZ 1985

AERONAVE	Modelo: B-747-228-B Combi Matrícula: F-GCBCV	OPERADOR: Air France
ACIDENTE	Data/hora: 01 Dez 1985 – 08:34:20P Local: Galeão Cidade, UF: Rio de Janeiro - RJ	TIPO: Perda de Controle no Solo



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

No dia 1º de dezembro de 1985, às 21:30 UTC, o B-747-228-B Combi, F-GCBC, da Air France, decolou do Aeroporto Charles de Gaulle – Paris. O Vôo era o AF-091, Paris – Santiago com escalas no Rio de Janeiro e em Buenos Aires.

A tripulação técnica, composta do comandante, dois co-pilotos e dois engenheiros de vôo (F/E), se apresentou pronta para o vôo às 20:00 UTC, 01 hora e 30 minutos antes da decolagem.

O vôo até o Rio de Janeiro durou cerca de 11 horas e transcorreu sem anormalidades.

Às 08:34 h, a aeronave pousou na zona de toque da pista 14 (a 400 m da cabeceira). Após a aplicação dos reversos, a aeronave perdeu a reta e, a 2000 m da cabeceira, deixou a pista de pouso pelo lado direito.

Foram percorridos mais 765 m sobre a área gramada até o cruzamento de uma vala de drenagem e um batente de concreto. Os trens de pouso foram quebrados para trás, sendo o trem principal da asa esquerda arrancado. Já sobre o concreto do pátio de carga (TPS-5), girando sobre a fuselagem e os motores, a aeronave percorreu mais 275 m até parar, após atingir, com a asa esquerda, um poste de iluminação.

Por alguns segundos, os motores 2, 3, e 4 ficaram girando à máxima potência em reverso, enquanto o motor 1 girava com máxima potência à frente. Após o corte dos motores, os passageiros foram evacuados por três das escorregadeiras do lado esquerdo da aeronave.

O fogo, que se iniciava na área adjacente aos motores 2 e 3 foi prontamente debelado pela equipe contra-incêndio do aeródromo.

Nota - Relatório Final re-editado para fins de registro junto à Organização de Aviação Civil Internacional

II. DANOS CAUSADOS

1. Pessoais

Lesões	Tripulantes	Passageiros	Terceiros
Fatais	-	-	-
Graves	-	-	-
Leves	-	-	-
Ilesos	17	265	-

2. Materiais

Todos os trens de pouso dobraram-se para trás e os trens principais da asa esquerda foram arrancados. Todos os motores foram danificados e os pilones 1, 2 e 3 foram empenados para cima.

A fuselagem foi deformada e dobrada logo após a asa, entre as portas 3 e 4. A parte inferior da aeronave sofreu danos de grande monta. O bordo de ataque do terço externo da asa esquerda foi danificado e os flapes foram danificados pelos trens de pouso. A aeronave foi considerada economicamente irrecuperável.

3. À terceiros

Um poste de iluminação foi destruído, uma parte do revestimento do pátio de carga e de uma canaleta de drenagem do AIRJ foram danificadas.

III. ELEMENTOS DE INVESTIGAÇÃO

1. Informações sobre o pessoal envolvido

A tripulação técnica era composta do comandante, do co-piloto e do engenheiro de vôo (F/E). Em função do tempo de vôo, estava reforçada de um co-piloto e um F/E para revezamento.

a. Horas voadas	PILOTO	CO-PILOTO	ENGº DE VOO
Totais	16.139:00	6.148:00	13.423:00
Totais nos últimos 30 dias	44:50	57:50	65:30
Totais nas últimas 24 horas	11:00	11:00	11:00
Neste tipo de aeronave	979:00	513:00	1.004:00
Neste tipo nos últimos 30 dias	44:50	57:50	65:30
Neste tipo nas últimas 24 horas	11:00	11:00	11:00

a- Validade e categoria das licenças e certificados.

A tripulação possuía suas licenças e certificados válidos.

c- Principais aeronaves voadas

Piloto: DC-4, DC-3, SE-210, B-707, B-747

Co-piloto: SE 210, B:707, B-727, B-747

Engenheiro de Vôo: DC-3, DC-4, B-707, B-747.

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

- d - Os pilotos e o engenheiro de vôo possuíam qualificação e experiência para o tipo de missão
- e - Os co-pilotos e os engenheiros de vôo haviam cumprido as folgas regulamentares e declararam terem feito os revezamentos durante o vôo.
- f - O Comandante havia gozado duas semanas de férias antes deste vôo. Segundo suas declarações, desde quando ainda era co-piloto, há cerca de trinta anos atrás, foi educado para não dormir em vôo.
- g - Durante este vôo, exceto por algumas idas à cabine de passageiros, onde fez uma ação de relações públicas, esteve o tempo todo no seu posto de pilotagem, onde descansou entre uma tarefa e outra.

2. Informações sobre a aeronave

- Boeing 747-228B, FGCBC, fabricada em 1980.
- Proprietário: Compagnie Nationale Air France
1 Square Max Hymans., 75105 Paris.
- Certificado de matrícula: N° B 17081, expedido em 30 Out 80.
- Certificado de Aeronavegabilidade: N° 106837, expedido em 30 Out 80, com validade até 22 Out 86.
- Motor número 1: GE, CF6-50E, número de série 517.391;
 - Horas totais: 22.762
 - Horas após última revisão: 3.547.

a- A aeronave havia voado 8.203 horas desde sua última revisão periódica tipo "Intermediate Layover" e 63 horas desde sua última inspeção tipo "A check".

Os serviços de manutenção foram considerados periódicos e adequados, exceto pela inspeção e reparo do suporte da polia, e pela substituição da polia fenólica pela de alumínio (não autorizada).

b- O peso máximo permissível de pouso era de 285 toneladas.

A aeronave estava com aproximadamente 234,6 toneladas de peso no momento do acidente – peso dentro dos limites.

3. Informações meteorológicas

METAR SBGL 0800Z 33003 CAVOK 20/19 1012 2AC080

METAR SBGL 0835Z 35004 7000 10BR 1SC015 20/18 1012 VIS N/SE 9999

METAR SBGL 0900Z 36004 6000 10BR 1SC015 21/19 1013 VIS NW/N 9999

As condições de vento fornecidas pela torre de controle, no momento do acidente foram de 130/04. Este fator não apresentou contribuição para o acidente.

5. Navegação

Os auxílios pertinentes estavam operando normalmente.

Foi realizada uma vetoração radar para interceptar o localizador da pista 14 do AIRJ.

6. Comunicação

Os contatos bilaterais entre a aeronave e os órgãos de controle de tráfego foram efetuados normalmente.

7. Informações sobre o aeródromo

O Aeroporto Internacional do Rio de Janeiro possui duas pistas de pouso: 09x27 e 14x32 (atualmente 15x33) fica a uma distância de 13 km a nordeste de centro da cidade e possui uma elevação de 30 pés.

A pista utilizada – “14”, possui as dimensões de 3.180m x 47m e o seu piso é de asfalto. É equipada com luzes de cabeceira, ALSF (ALS categoria I, com FLASH) e VASIS com rampa de 3°. Sua superfície é porosa, regular e estava seca no momento do acidente. Não existiam obstruções para operações de pouso ou decolagem.

A pista 14x32 é compatível com a operação desse tipo de aeronave.

Todos os obstáculos na área do aeródromo possuem sinalização diurna e noturna.

A distância entre a vala de drenagem, localizada na lateral extrema direita, e a pista 14x32 é de 106 metros. Esta distância obedece aos padrões internacionais previstos.

8. Gravadores de Vôo

a- Ambos os registradores de vôo instalados, o “Digital Flight Data Flight Data Recorder” e o Cockpit Voice Recorder”, foram recuperados integralmente e forneceram informações valiosas para a elucidação da ocorrência.

b- DFDR (Digital Flight Data Recorder).

Sundstrand P/N (Part Number): 981-6009-001, registra continuamente as últimas 25 horas de operação da aeronave, em fita magnética.

Número de Série: 3014 data code 7-78.

Certificado do FAA: TSO-C51A

Número de parâmetros: 41

Os dados do DFDR são tomados a cada segundo, e por isso, a cada 4 segundos, temos apenas um dado de cada motor, da seguinte forma:

- N1% de cada motor;
- EGT de cada motor;
- Posição de concha de reverso Fechado/Aberto/Trânsito;
- Tempo – GMT (Hrs/min/seg);
- Temperatura 21°C. (Temperatura no instante do pouso).

As operações do reverso com uma amostragem a cada quatro segundos tornam impossível uma precisão dos eventos específicos. Não obstante, usando o conhecimento das características de aceleração e de operação dos reversos, as observações dos dados disponíveis possibilitam uma acurada reconstituição dos eventos.

A seguir somente serão referidos os minutos e segundos, ficando as horas subentendidas em 08:00 UTC.

A potência em todos os motores durante a aproximação era de 68 a 71% N1. Numa altitude de 28 pés (rádio altímetro) aos 34:15, a potência foi reduzida em direção IDLE e o pouso ocorreu aos 34:19.7, a 141Kt. A potência dos motores no pouso era de 45 para 50% N1, atingindo os mínimos de 38 a 42% N1 entre o pouso e a abertura dos reversores.

A completa abertura dos reversores provavelmente ocorreu nos motores 2, 3 e 4 aos 34:25 cinco ou seis segundos após o pouso. Neste mesmo tempo, estes três motores já haviam iniciado a aceleração em reverso, de 39 a 45% N1, indicando que a aceleração dos motores foi imediata à liberação dos interlocks (mecanismo que permite o trânsito das conchas de reverso).

O piloto provavelmente moveu a manete de reverso para além (acima) da posição de interlock (posição de atuação das conchas do reverso-reversores) antes ou bem próximo da liberação do mesmo (aproximadamente aos 34:24).

Durante o mesmo período de tempo, a potência do motor nº 1 disparou, 34:23, aproximadamente um segundo antes da aceleração dos motores 2, 3 e 4.

Três segundos decorreram do tempo da última posição conhecida da potência de reverso e da aceleração do motor nº 1. O reverso do motor nº 1 pode ter começado a abrir, e o cabo T1B-5 ter se partido antes da liberação do interlock.

Isto resultaria no reposicionamento do reverso para fechado, e a tensão residual do cabo T1A-5 não possa ser determinado, os períodos em que as mais altas forças estão sendo impostas ao cabo T1B-5, são quando o piloto traz as manetes para o batente de IDLE (marcha lenta), quando o reverso está sendo selecionado e novamente quando as manetes estão sendo puxadas contra o mecanismo de interlock.

Os motores 2, 3 e 4 aceleraram para máximo reverso em 5 segundos, compatível com uma rápida (brusca) aceleração. O motor nº 1, inicialmente, respondeu rapidamente e então, cada vez mais lentamente, gastou um tempo de 12 a 13 segundos para atingir a potência de decolagem.

A máxima potência de reverso nos motores 2, 3 e 4 foi mantida por 3 ou 4 segundos durante os quais o motor nº 1 era acelerado a 100% N1 em potência positiva.

Aos 34:34, 14 segundos após o pouso, os reversos foram cancelados, tendo os reversores 2 e 4 fechado de 9 a 11 segundos mais tarde, 34:43/45. Não está claro se o reversor nº 3 completou o ciclo de fechamento. Neste ponto os motores 2, 3 e 4 tinham atingido a menor RPM de IDLE (25 N1), o motor nº 1 tinha atingido 118% N1 em potência à frente (positiva) e a aeronave havia deixado a pista de pouso. Os reversores 2 e 3 foram novamente abertos (34:46) com indicação de que os motores 2 e 3 tinham partido para acelerar em reverso. O reversor 4 estava em trânsito para abrir neste tempo e aos 34:50 com o avião ainda se movendo a 90kt, as gravações do DTDR deste vôo se encerraram (pararam).

Sumário/Conclusões da análise de Potência

A aeronave executou um aproximação normal, tendo suas manetes de potência sido reduzidas gradativamente para IDLE no toque na pista.

Nota - Relatório Final re-editado para fins de registro junto à Organização de Aviação Civil Internacional

A seleção dos reversores apresentou-se normal com as manetes de reverso provavelmente acionando os interlocks aproximadamente três ou quatro segundos após o pouso.

Pela transcrição do CVR, aos 34:24 foi reconhecido que somente os reversores 2, 3 e 4 tinham aberto. O reconhecimento desta situação foi imediata, uma vez que o DFDR mostra a abertura completa dos reversores, aos 34:25, com 40 a 45% N1.

A completa deflexão do pedal do rudder ocorreu com máximo reverso nos motores 2, 3 e 4 aos 34:29/30.

Os dados do DFDR mostram que os reversores 2, 3 e 4 foram fechados, em desacordo com o que foi pedido, aos 34,33. O reversor nº 3 pode não ter completado o ciclo de fechamento.

A redução de potência de reverso nos três motores, e não apenas no motor nº 4, conforme solicitado para minimizar o movimento de guinada da aeronave, contribuiu para a redução da desaceleração do avião. Uma perda nominal de 11.600lbs na potência de reverso ocorreu de 34:34 para 34:42. A perda total de força de desaceleração provavelmente foi maior que 11.600lbs, uma vez que potências positivas estão presentes nos últimos instantes de um fechamento de reverso, que tenha estado operando acima de marcha lenta de reverso (IDLE REVERSE).

Análise de Freio (desaceleração) do dados do DFDR.

Da análise dos dados do DFDR do Air France 747, F-GCBC, as seguintes observações sobre a frenagem foram notadas:

1- A média de desaceleração horizontal da aeronave foi aproximadamente de 3,25 ft/sec² nos 05 segundos após o pouso (de 34:19.7 até 34:24.5 UTC).

Quase todas as forças de parada podem ser atribuídas ao arrasto da aeronave e parece que pouca ou nenhuma força nos freios foi aplicada.

2- A desaceleração da aeronave aumentou para um pico de 5,43 ft/seg², 06 segundos após o pouso (34:25.5) então decresceu para zero cerca de 11 segundos mais tarde (34:36.5). Durante este período de tempo, toda potência dos motores mudou da faixa de potência de reverso para a faixa de potência à frente (positiva), o comando aileron (manche) gradativamente foi levado (posicionado à esquerda. A potência do motor nº 1 aumentou para próximo da razão de potência de decolagem a qual contribuiu significativamente para a aceleração positiva (à frente) da aeronave. O posicionamento do manche à esquerda reduziu a eficiência dos "ground spoilers" (superfícies que ao se abrirem quebram a sustentação nas asas) causando uma redução no arrasto e limitando a eficiência dos freios.

O Comando do leme foi completamente deflexionado (aplicado) à esquerda cerca de 10 segundos após o pouso (34:30). Os dados indicam que uma pequena quantidade de força nos freios foi aplicada durante este período de tempo.

3- A aeronave sofreu uma aceleração total de aproximadamente 0,5 ft/seg² durante os próximos 2,2 segundos (de 34:36.6 até 34:38.8) após ter atingido o valor zero de desaceleração. Isto pode ser atribuído ao conjunto das altas potências à frente geradas por todos os motores. Os dados indicam que muito pouca ou nenhuma força nos freios foi aplicada durante este período.

4- A desaceleração aumentou de zero a um pico de 6,93 ft/seg² durante os próximos 6,7 segundos (de 34:38.8 para 34:45.5). Admitindo que a aeronave havia deixado

a pista, torna-se claro que a atuação nos freios aumentou para próximo ao máximo permissível sobre a grama seca.

5- A desaceleração média da aeronave foi de 4 ft/seg² durante os últimos 05 segundos antes dos dados do DFDR se encerrarem (de 34:45.5 até 34:50.5). Os reversos 2 e 3 foram reaplicados durante este período, porém devido à baixa potência aplicada nesses motores, a tração total dos motores continuou positiva (potência à frente). O DFDR também indica que as forças aplicadas nos freios estavam próximas ao máximo permissível em grama seca.

Análise de Estabilidade e de Controle das Informações do DFDR

1- Baseado nos dados do rádio altímetro e nos dados do acelerômetro, o pouso ocorreu entre 34:19 e 34:20 UTC. O pouso efetivo foi estimado ter ocorrido aos 34:19.7 baseado no pico de aceleração vertical. A velocidade no pouso era de 141 kt a qual era 6 k acima da VREF.

2- A partir dos 34:26 o pedal esquerdo foi gradualmente aplicado e atingiu a completa deflexão aos 34:30, para controlar o movimento de guinada devido à potência assimétrica. O ângulo de proa permaneceu dentro dos 2 graus do ângulo de pouso. Uma completa deflexão do pedal de controle esquerdo foi mantido durante o restante da gravação. O manche foi posicionado a 15° à esquerda, entre 34:26 e 34:27, e alcançou cerca de 25° aos 34:33.

3- A deflexão do comando de aileron para 20° a esquerda irá recolher os painéis de spoilers nº 8, 9, 10, 11 e 12 (na asa direita) de 45° para 36,5° com o speed brake na posição solo e com sistema de controle lateral em normal.

4- Aos 34:33, a proa começou a desviar para a direita. A velocidade era de cerca de 114 kt.

5- Durante a curva à direita entre 34:33 e 34:37, uma derrapagem para à esquerda se desenvolveu com a asa esquerda baixando continuamente. O manche foi completamente aplicado a esquerda (b). A proa aumentou de 145.2°, aos 34:33, para 150.3°, aos 34:37.

6- A completa deflexão do comando de aileron para esquerda irá recolher completamente os painéis números 8, 9, 10, 11 e 12 (na asa direita) com o speed brake na posição solo e com o sistema de controle lateral em normal.

Os painéis de spoilers de números 1 a 7 permaneceram com 45° de deflexão abertura.

7- Entre 34:37 e 34:41, o movimento de guinada reverteu e a proa diminuiu para 147.7°.

A força lateral e o ângulo de inclinação reverteram de sinal (de lado). O manche foi gradualmente trazido para a posição neutro. A Velocidade permaneceu regularmente constante entre 110 e 112 kt. O ângulo de ataque mudou para cerca de -1° comparado (em relação) ao 0° entre 34:9 e 34:6 segundos.

A mudança em movimento entre 34:37 e 34:41 segundos, é possivelmente associada com a saída da pista.

8- Aos 34:41, a tendência à direita aumentou e continuou até o fim da gravação, aos 34:50, quando a proa atingiu 162.2 graus, que é de 18° horários à direita da proa de pouso. A força lateral era para a direita aproximadamente aos 34:42 e o ângulo de rolamento permaneceu entre +1 e -1 grau.

A velocidade decresceu de 110 nós para 90 nós.

9- Por cerca de 28 segundos, a posição dos comandos do profundor foi essencialmente neutra e a posição do estabilizador horizontal foi constante. Os flaps não foram movidos.

c-CVR (cockpit voice recorder)

Sundstrand Data Control, Inc. P/N: 103.600. Registra continuamente os últimos 30 minutos de operação da aeronave.

Número de série: 3.071

Certificado da FAA: TSO-C84

Número de canais: 04

HORA	FONTE	COMUNICAÇÕES
08:33:53	F/E OMN	Altimer 300 feet.
08:33:55	co-piloto	Yes, we see the runway.
08:33:56		See it better, hem! yes, yes.
08:33:57	F/E OMN	300 feet.
08:33:58	Captain	(Illegible) you see it's real, (Illegible) we think that (illegible)
08:34:03	F/E OMN	200 feet radio altimeter
08:34:08	F/E OMN	150 feet.
08:34:10	F/E OMN	120.
08:34:11	F/E OMN	100.
08:34:12	F/E OMN	80.
08:34:13	F/E OMN	50.
08:34:14	F/E OMN	40.
08:34:15	F/E OMN	30.
08:34:16	F/E OMN	20.
08:34:17	F/E OMN	15.
08:34:17	F/E OMN	10.
08:34:18	F/E OMN	5
08:34:20	F/E OMN	(Touchdown noise).
08:34:24	co-piloto	140 Kts.
08:34:24	F/E OMN	Speed brake up, 3 transits, only inners. The outer one seems to be out of order.
08:34:29	co-piloto	134 Kts.

08:34'31	F/E OMN	(Illegible).
08:34'32	co-piloto	130 Kts.
08:34'33	F/E OMN	Only the inners.
08:34'37	CBD	hou la la la aie.
08:34'40	?	What's this?
08:34'43	F/E OMN	Put the reverses, the inner reverses.
08:34'50		Final de gravação.

1.12- Informações sobre os impactos e os destroços

O primeiro impacto ocorreu entre os trens de pouso e uma vala de drenagem de águas pluviais de 1,30 x 0,90m, localizada a 106m da margem direita da pista. Alguns metros adiante houve outro impacto com um degrau de concreto de cerca de 0,25m. O trem principal externo esquerdo foi arrancado. Todos os outros dobraram para trás.

Apoiada sobre a fuselagem a aeronave se arrastou girando cerca de 220° sobre si mesma, percorrendo mais 275m sobre o concreto, até a parada final, quando atingiu um poste de iluminação com o bordo de ataque da asa esquerda. A fuselagem foi dobrada para baixo logo após o bordo de fuga das asas. Os pilones dos motores 2, 3 e 4 vergaram para cima. Os danos foram acima de qualquer recuperação

1.13- Informações médicas e patológicas

A tripulação foi submetida a exames no Hospital da Força Aérea do Galeão logo após o acidente. Não foram constatadas quaisquer anormalidades.

1.14- Fogo

Houve fogo na área adjacente aos motores 2 e 3, e na área próxima aos trens de pouso. É bastante provável que o atrito dos motores e da fuselagem em contato com o solo do pátio de cargas tenha gerado calor suficiente para inflamar o óleo proveniente das tubulações hidráulicas dos trens de pouso.

O fogo foi debelado imediatamente pela equipe de bombeiros do aeródromo.

1.15- Aspecto de sobrevivência

a- Após a parada da aeronave os alarmes de fogo foram cancelados pela tripulação técnica. Este procedimento impediu que os comissários, na cabine de passageiros, ouvissem o toque de aviso de evacuação de emergência.

b- Uma vez que havia fogo no lado direito da aeronave, o comandante ordenou a evacuação pelo lado esquerdo.

A ordem de evacuação, dada pelo "Public Address" foi ouvida na metade dianteira (zonas A e B) da cabine de passageiros. Não foi ouvida na metade traseira

Nota - Relatório Final re-editado para fins de registro junto à Organização de Aviação Civil Internacional

(zonas C e D) provavelmente em consequência dos danos causados à instalação daquele sistema durante o acidente.

De acordo com o Manual de Operações do B-747, o procedimento de evacuação de emergência, na época determinava o corte da bateria. Em consequência, após o corte da bateria o “Public Address” ficava inoperante, impedindo a comunicação (transmissão de instruções) aos passageiros.

Nota: O item “Bateria off” não consta mais dos procedimentos do “Passenger Evacuation”.

c- As escorregadeiras da porta nº 4 do lado direito e da porta nº 3 do lado esquerdo não inflaram.

d- Um passageiro abriu a porta de emergência nº 4 do lado direito. Um dos comissários, uma vez que existia fogo e fumaça neste lado, fechou a porta imediatamente. Observe-se que a ação de fechamento só foi possível devido ao fato da respectiva escorregadeira ter falhado (não inflou).

e- Quinze passageiros sofreram lesões leves, a maioria devido a inalação de fumaça.

1.16- Teste e pesquisa

a- Segundo o Relatório de Engenharia da Boeing, não houve evidência de contato do cabo T1B-5 com os furos de passagem existentes no suporte da polia e seu apoio.

A maioria das rupturas dos fios, que compõem o cabo T1B-5, deveu-se ao desgaste por roçamento contra a polia de alumínio. Apenas 06, dos 49 fios previstos no cabo, não estavam completamente desgastados antes do acidente. Não foi encontrada nenhuma evidência de fadiga ou corrosão em qualquer dos fios.

b- Segundo o Relatório do Instituto de Pesquisa e Desenvolvimento do CTA, o comando de potência do controlador principal do motor (MEC – Main Engine Control) estava na posição de potência máxima à frente. O mecanismo de transmissão de movimento (Quadrant & Interlock Mechanism) também estava com o “braço” comandado todo à frente, corroborando a condição de máxima potência.

Junto ao “Quadrant & Interlock Mechanism” foi encontrado o cabo T1B-5 partido. A localização da ruptura do cabo coincidia com a posição de passagem do mesmo pela polia de alumínio PN MS 20219A4.

Um dos três parafusos de fixação do suporte da polia em pauta, estava sem torque e com uma arruela a mais. No furo por onde passa um desses três parafusos, foi observada uma ovalização acentuada.

A canaleta da polia, por onde passa o cabo T1B-5, estava com um afundamento localizado, de aproximadamente 1mm, e ainda bastante “mastigada” (marcas do cabo T1B-5) em todo o seu perímetro.

c- Pesquisas sobre as escorregadeiras

- Durante a evacuação dos passageiros, as escorregadeiras utilizadas 01 Esq, 02 Esq, e 04 Esq, foram rasgadas.

Nota - Relatório Final re-editado para fins de registro junto à Organização de Aviação Civil Internacional

O Bureau d'Enquet da França pesquisou os fatos e as circunstâncias que envolveram o acidente e chegou às conclusões que se seguem:

1- As escorregadeiras haviam sido testadas dentro da periodicidade recomendada com resultado considerados normais para o Technical Standard Order – TSO C 69A.

2- Os testes de perfuramento e rasgamento ao prego representam a resistência das lonas de escorregamento quando passageiros com calçados saltam nos tobogans (escorregadeiras).

O TSO, que define as condições de resistência das escorregadeiras, fixa atualmente como valor admissível para o rasgamento ao trapézio, o limite de 6 daN.

A indústria produz hoje lonas, das quais a maior parte apresenta resistência superior a 15 daN ao rasgamento no trapézio (podendo alcançar 20 daN) e uma resistência ao perfuramento superior a 15 daN, freqüentemente superior a 20 ou 25, podendo alcançar 30 daN.

3- Os rasgos resultantes de acidentes durante a utilização não são atribuídos a um envelhecimento exagerado do tecido, e sim a qualidade inferior deste no que concerne a resistência a perfuração e rasgadura.

Outras considerações sobre as condições das escorregadeiras:

a- Nos últimos anos, os operadores encontraram problemas de hidrólise ao nível das escorregadeiras, devido a condensação que pode existir dentro das caixas das mesmas.

b- Os prazos máximos de enchimento definidos pelo TSO são de:

- 10 segundos para os tobogans de portas (com exceção das portas sobre as asas) após o início do desdobramento.

- 15 segundos para os tobogans de portas situados sobre as asas após a ativação do comando de enchimento.

Estes tempos para o enchimento das escorregadeiras, dependendo da emergência, são muito longos.

c- Os conjuntos de fixação do cofre da escorregadeira sobre a porta sofreram rupturas devido a esforços estáticos, no momento do acidente. Essa falha foi consequência da excessiva proximidade dos furos em relação a borda da placa, e a um mal dimensionamento desta placa em espessura e resistência.

1.17- Informações adicionais

Procedimento constantes do Manual de Vôo (AFM) do B-747 relativos ao acidente:

NOTA- O AFM do operador (AF-AFM) é publicado em francês.

Devido a algumas diferenças de impressão relativas ao AFM do fabricante, os dois AFM serão mencionados:

a- ATERRISAGEM:

- Interruptor de seleção do Auto Brake.....como desejar.
- Em pista seca e quando a distância de parada é suficiente, não usar o Auto Brake.

(AF – AFM – B-747 – pg 63.61.01 Nov/84)

b- PROCEDIMENTOS DE DESACELERAÇÃO:

Ao toque das rodas dos trens principais na pista:

- Piloto automático.....desligado (Off)
- Speed Brake.....verificar abertos (Up)
- Manetes de Potência.....marcha lenta (Idle)
- Manetes de reverso.....passar as manetes.

Em todos os casos puxar juntas as quatro manetes de reverso até a posição de interlock (correspondente a marcha lenta de reverso).

- Ao baixar o nariz do avião na pista.
- Manetes de reverso.....como necessário.

Desde que as manetes de reverso são liberadas o piloto aplica simetricamente plena potência em reverso.

- Se um ou vários N1 ultrapassarem o valor limite, o F/E anuncia N1.
- O piloto reduz então ligeiramente a potência em reverso nos quatro motores sem procurar agir mais precisamente naquele ou naqueles que são a origem do anúncio.
- O F/E vigia em prioridade:

Os N1 durante a fase de aumento de regime e durante a aplicação da plena potência em reverso.

O EGT durante a fase de redução de potência em reverso até pelo menos dez segundos após o retorno da potência positiva.

Observações Importantes:

1- Um superaquecimento poderá aparecer durante a utilização dos reversores e durante os dez segundos seguintes de retorno para a potência positiva, o F/E vigia particularmente o EGT.

JT9D: Para todo aumento de EGT por ocasião da redução de potência reverso a ou do retorno da potência positiva, o F/E previne o comandante e corta imediatamente o motor colocando a manete de partida para CUTOFF.

2 – Não mudar o sentido de deslocamento dos reversores, antes que estes tenham tempo de atingir seu fim de curso (o tempo de passagem para reversão é de dois segundos e o retorno para a potência positiva cerca de cinco segundos).

Evitar exercer, sobre as manetes de reversão, solicitações alternativas rápidas com o risco de deteriorar o motor pneumático (mesmo no caso de dificuldades da passagem ou retorno dos reversores). Por ocasião do retorno de potência reversa, a posição de marcha lenta reversa é dificilmente detectável. Se as manetes de reversão são abaixadas além da posição reversa, uma deterioração do mecanismo de reversão.

3 – A procura de um melhor controle direcional pela utilização de potências reversas assimétricas e PROIBIDA.

No caso de dificuldades de manter o eixo de pouso, restabelecer todas as manetes de reversão para marcha lenta e não utilizar mais que o comando de bequilha e os freios. Caso necessário, repassar para marcha lenta positiva.

(AF – AFM pg. 63.63.01 ov/84)

c – Procedimento para a corrida após o pouso (Landing Roll).

Imediatamente após o trem principal tocar a pista, verifique a abertura automática dos freios aerodinâmicos (spoilers) e traga as manetes de reverso para a posição de liberação dos reversores (interlock) enquanto baixa o nariz da aeronave.

NOTA – A abertura dos spoilers e a potência em reverso tendem a produzir uma leve cabrada, a qual é facilmente contida pela aplicação inicial do auto brake ou do freio manual e pelo comando do profundor. Quando os interlocks forem liberados, aplique potência simétrica em reverso como necessário.

Pg 04.50.05 FCT™ Oct 31, 1983.

d – Potência em reverso:

Quando o piloto em comando (PF) recua as manetes de potência, o F/E deve segurar as manetes de potência, (punho do F/E) contra o batente de marcha lenta para permitir a atuação inicial das manetes de reverso. Assim que a potência em reverso for estabelecida, o F/E deve tirar sua mão das manetes de potência e estar preparado para cortar um motor que apresente um estol irrecuperável durante a operação de potência em reverso.

Durante a operação de potência em reverso, o F/E deve dedicar sua individual atenção ao monitoramento dos instrumentos do motor e estar preparado para tomar uma ação corretiva imediata em caso de um estol de motor irrecuperável.

Esta vigilância deve continuar até o cancelamento dos reversos e a estabilização em potência à frente (10 a 15 segundos).

Nota: O F/E deve anunciar o mal funcionamento do motor e aguardar o comando do comandante para o corte. Em todos os casos, o corte imediato é de vital importância para

prevenir a ultrapassagem da EGT limite. Uma demora de apenas dois segundos pode aumentar significativamente os danos resultantes de superaquecimento.

Quando os interlocks forem liberados aplique simetricamente a potência em reverso de acordo com as necessidades de parada. A potência em reverso é mais eficiente a altas velocidades. Para operação normal em pistas de suficiente comprimento e com boas condições de frenagem, a máxima potência em reverso pode não ser necessária. Não obstante, não exite um usar a máxima potência em reverso durante condições adversas.

NOTA: Em emergência, máxima potência em reverso, pode ser usada até a parada completa.

Para obter a máxima potência em reverso, após a liberação, puxe as manetes de reverso para o batente superior. Mantenha máxima potência em reverso até a velocidade chegar próximo a 60Kt

pg 04.50.06 FCT 747 (TM) jan 31, 1983.

Mudanças de posição nas manetes de reverso enquanto em meio curso entre o reverso e potência à frente ou vice-versa pode danificar o mecanismo de atuação. São requeridos dois segundos para abertura e cinco segundos para o fechamento dos reversores. Porque não existe um batente sensível para a marcha lenta de reverso no curso das manetes de reverso dos aviões mais antigos (B-747), se torna difícil estabelecer o ponto de marcha lenta no curso do reverso. Se a manete for inadvertidamente levada para baixo do ponto de marcha lenta de reverso e o reverso reaplicado, o atuador pode ser revertido a meio curso. Por esse motivo, após a aplicação normal da potência em reverso nos aviões mais antigos, não reduza a potência em reverso abaixo de 30 ou 40 % N1 até estar claramente estabelecido que os mesmos, não mais serão necessários.

Um batente sensível de marcha lenta tem sido instalado nos aviões mais novos com a finalidade de auxiliar o piloto na prevenção contra um selecionamento inadvertido de potência à frente durante a corrida após o pouso

pg 04.50.07 FCT 747 (TM) jan 31, 1983

e – Freios automáticos:

É estimado que técnicas de frenagens manuais freqüentemente envolvem uma demora de 4 a 5 segundos entre o toque dos trens principais na pista e a aplicação nos pedais de freio, mesmo quando as condições refletirem a necessidade do início mais rápido da aplicação dos freios. Esta demora em atuar nos pedais dos freios pode resultar numa perda de 800 a 1.000 pés de pista de pouso. Ações requeridas de controle direcional em condições de vento cruzado ou de baixa visibilidade podem posteriormente aumentar as demoras acima tanto a distração resultante de um mal funcionamento de um reversor. Por

Nota - Relatório Final re-editado para fins de registro junto à Organização de Aviação Civil Internacional

essas razões é extremamente recomendado que o sistema de freio automático seja usado, em preferência ao freio manual, sempre que as condições forem de comprimento limite de pista ou de pouso em pistas deterioradas (escorregadias).

Em pistas longas, secas, a potência em reverso pode ser usada como método primário para desacelerar a aeronave com freio manual usado em preferência ao sistema de freio automático.

Para a operação normal do sistema de freio automático, é apenas necessário armá-la num nível de ajuste de desaceleração.

Selecione o ajuste antes do pouso de acordo com as circunstâncias e de acordo com os procedimentos da empresa.....

pg 04.50.09 FCT 747 (TM) jan 31, 1983

1.18 – Novas técnicas de investigação.

Não houve.

2 – análise

O vôo até a aproximação final transcorreu sem anormalidades. As condições meteorológicas no Rio de Janeiro eram boas. A aproximação foi realizada para a pista 14 do AIRJ, que apresentava boas condições de operação.

O toque ocorreu com a aeronave bem alinhada e no centro da pista, a 400m da cabeceira e provavelmente com as manetes de potência já em marcha lenta.

Os reversos foram aplicados à máxima potência. O reversor do motor nº 1 não abriu, e a motor acelerou para 118% N1 em potência à frente. Esse fato foi a origem das dificuldades de controle.

Um sistema de cabos e polias liga a manete de potência ao “Quadrant & Interlock Mechanism”, na parte superior do “pylon” do motor correspondente. O reverso utiliza os mesmos cabos necessitando porém do correto posicionamento do “Quadrant & Interlock Mechanism”, que é um mecanismo de transmissão de movimento para o reversor do fan (o posicionamento deste componente é feito por atuadores elétricos e pneumáticos).

Até este mecanismo, relativo ao motor nº 1, chegam os cabos T1A-5 e T1B-5, que trabalham durante os comandos de potência à frente e em reverso respectivamente.

Para que o sistema de reverso seja ativado, é necessário que haja tracionamento do cabo T1B-5 o que, em decorrência do próprio princípio de funcionamento do “Quadrant & Interlock Mechanism”, faz com que haja um movimento do cabo T1A-5, porém em sentido contrário ao seu funcionamento normal – o de aceleração à frente.

Posteriormente constatou-se que houve ruptura do cabo T1B-5 durante a ação de comando de potência em reverso. A tensão existente no cabo T1A-5, sob efeito de mola,

Nota - Relatório Final re-editado para fins de registro junto à Organização de Aviação Civil Internacional

auxiliadora pelo peso da haste de interligação do “Power angle” (PLA) ao MEC, foi suficiente para girar o mecanismo no sentido de acelerar o motor com potência à frente. A aceleração foi inicialmente rápida e, no instante seguinte, teve sua taxa reduzida, em função do próprio atrito do sistema de cabo e “strut control Box”, tomando 10 segundo adicionais até que fosse atingido 118% N1.

Não existe, no “Quadrant & Interlock Mechanism”, um sistema de proteção para evitar que o motor acelere para o regime de decolagem descontroladamente, caso o cabo T1B-5 se rompa.

O cabo T1B-5 passa por uma polia, instalada número conjunto de suportes (Thrust Control Cable Pulley Bracket) localizada próximo ao “Quadrant & Interlock Mechanism”.

Considerações sobre o suporte e instalação da polia de alumínio.

O cabo de controle do motor T1B-5 foi instalado na aeronave em 25/jan/84 e, em 2/jun/84, foi instalada uma polia de alumínio. A última inspeção do conjunto cabo/polia ocorreu no dia 06/jun/85, aproximadamente seis meses antes do acidente. Desde então a aeronave havia voado 2.449hs. Nesta inspeção foi realizado o retrabalho no furo de passagem do cabo no suporte da polia, atendendo a recomendação emitida pelo fabricante, em função de casos de desgaste nesta região.

Segundo a ficha de inspeção apresentada pelo operador, a menos da impossibilidade de obter a folga recomendada pela Boeing, entre cabo e suporte, com retrabalho do furo, nenhuma anormalidade em relação ao conjunto cabo-suporte-polia foi registrada, significando, a princípio, que naquela data, cabo e polia não apresentavam sinais de desgaste ou que o cabo estivesse em desacordo com o especificado no Manual de Manutenção Boeing.

Nos exames realizados posteriormente pelo CTA, constatou-se que a aba lateral (side brace), do suporte da polia, já havia apresentado sinais de desgaste por vibração e insuficiente fixação, durante a inspeção e retrabalho procedida pelo operador. Fato este evidenciado pelas marcas de afundamento e alargamento em forma de 8 na chapa da aba lateral, produzidas pela cabeça do parafuso. Este parafuso estava sendo usado com uma arruela junto à sua cabeça, provavelmente visando aumentar a área de contato. O conjunto de cabeça do parafuso-arruela se encaixava apenas na parte inferior do alargamento; na parte superior, em que foi verificado um afundamento da chapa, somente era possível o encaixe da cabeça do parafuso. Isto permite afirmar, com razoável margem

Nota - Relatório Final re-editado para fins de registro junto à Organização de Aviação Civil Internacional

de certeza, que o alargamento do furo fora observado durante a última inspeção de 06 jun 85. São desconhecidos os motivos que levaram o operador a não comunicar o fato ao fabricante.

A arruela usada na cabeça do parafuso deveria estar instalada junto à porca autofrenante, contudo nesta montagem foi encontrada uma outra arruela ao lado da porca. Como consequência desta arruela adicional e do uso do mesmo parafuso, de 10,0mm de comprimento, a soma das espessuras envolvidas (chapa do suporte, porca e arruelas) foi de 10,1mm. Isto permite afirmar que não existia torque necessário na porca. Este parafuso foi encontrado desapertado, sem torque, não fixando a aba lateral do suporte como estava previsto, e deixando o suporte da polia sem a necessária rigidez.

Com relação ao uso de uma polia de alumínio PN MS 20219A4, que foi instalada em 27 jun 84, esta não corresponde à especificada pelo fabricante, que preconiza o uso de uma polia fenólica.

O roçamento do cabo de aço-carbono com o alumínio (material da polia) resultou na formação de um agente bastante abrasivo – alumina. O cabo se desgastou em uma região bem definida (em torno de 35mm de comprimento) a mesma de sua passagem pela polia. Este desgaste se apresenta sob forma de redução gradativa de sua seção útil (afunilamento), a qual coincide com o desgaste mais acentuado observando também no sulco da polia. A largura média do “afundamento” do sulco, no instante da ruptura do cabo (de diâmetro nominal de 2,38mm), era de 2,3mm, praticamente o dobro da espessura média do cabo (1,2mm) neste local, considerando-se a redução de 2,0 para 0,4mm de diâmetro, para um comprimento de 17,0mm, em dos segmentos do cabo rompido. Por outro lado, a canaleta da polia, além do afundamento localizado, apresentou desgaste e marcas evidentes de mastigamento do cabo em todo o seu perímetro. Portanto a falta de rigidez, associada a vibração existente no local, permitiu um movimento relativo entre a polia e o cabo, ainda maior do que o que já se apresentava, ocorrendo desgaste acentuado nesses componentes, devido a presença do abrasivo, gerada pelo alumínio da polia, além do alargamento do furo do parafuso de fixação da aba lateral.

Tal fato culminou com o rompimento do cabo no instante da reversão, seis meses após a última inspeção efetuada.

No tocante à vibração, já foi admitido e explicado pelo fabricante que a sua origem está na pulsação produzida pelas bombas hidráulicas, presente nas tubulações fixadas na parte superior do pilone (a polia é fixada na parte inferior). Devida à mecânica da bomba, a sua frequência de pulsação (PUMP RIPPLE FREQUENCY) é diretamente proporcional a rotação do motor, enquanto que a magnitude de pulsação em termos de

Nota - Relatório Final re-editado para fins de registro junto à Organização de Aviação Civil Internacional

pressão (RIPPLE PRESSURE), permanece aproximadamente constante durante todos os regimes do motor. Portanto, é esperado que exista movimento relativo entre cabo e polia nos regimes de cruzeiro, que corresponde a 93% do seu tempo total de funcionamento, período no qual cabo e polia permanecem contatados nos mesmos pontos. Dezenove outros casos de rompimento de cabos, porém não associados a polias de alumínio, foram apresentados pelo fabricante, também como sendo resultado da vibração induzida pela pulsação das bombas hidráulicas. Onze desses casos ocorreram com o cabo T1B-5.

Dos casos relacionados ao suporte da polia, e que puderam ser analisados por completo em laboratório pela Boeing, o primeiro se refere ao cabo T1B-5 do AFA F-GCBC substituídos em 25 jan 84, por apresentar 6/7 feixes rompidos, produtos de corrosão (sem ter ocorrido ataque) e contaminação na graxa lubrificante. Todos os outros, a menos do caso em pauta, apresentam como principais agentes de desgaste, ou os produtos de corrosão ou a contaminação da graxa.

Até a data da investigação, este é o único caso de desgaste/ruptura de cabo ligado a polia de alumínio. Contudo, a constatação de que ocorreram outros casos de desgaste/rompimento de cabos T1B-5, não relacionados à polias de alumínio, é um indicativo que existe deficiência de projeto no suporte da polia, possivelmente relacionada à pequena área de contato entre o cabo e a polia (apenas 08 graus do perímetro do sulco), que permitiria a ocorrência de desgaste localizado desses componentes na presença de agentes contaminadas ou abrasivos, dada a existência de considerável vibração no local.

Cabe lembrar ainda, que não existe relação entre os casos acima citados e os já referidos no Boletim de Serviço do Fabricante, que recomendava o retrabalho do furo de passagem do cabo T1B-5 no suporte correspondente, para evitar atrito entre as partes e desgaste do cabo.

Considerações sobre o desempenho operacional da tripulação

a – Desempenho do piloto em comando:

Devido às condições da pista, longa e seca, o pouso foi planejado com o freio automático desligado. No AFM as instruções de uso do freio manual descrevem as ações do comandante no caso do pouso manual – “os freios e os reversos devem ser aplicados juntos. Devido a demora de três a cinco segundos na aplicação do reverso, os freios serão normalmente atuados antes da potência de reverso”. Mais adiante a mesma instrução prevê que o “piloto traga as manetes de reverso para a posição de interlock e, aplique os freios (se usando freios manuais) para controlar o baixamento do nariz, tão logo ocorra a liberação

dos interlocks (abertura dos reversos), a potência em reverso deve ser modulada de acordo com a distância de parada”.

De acordo com as declarações do comandante, logo após ter aplicado os reversos, ele sentiu uma ligeira tendência à direita, que suave, mas firmemente, se acentuou até se tornar incontrolável.

Na tentativa de controlar a aeronave o comandante disse ter agido sobre as manetes de reverso, sobre os comandos do leme e dos ailerons. Não lembrava se havia atuado sobre os freios até já estar sobre a grama.

Pelos dados do DFDR, o pouso ocorreu aos 08:34:19./UTC.

Os reversos dos motores 2,3 e 4 se apresentaram completamente abertos aos 34:25. A rápida aceleração de N1 indica que o piloto trouxera a manete de reverso para a posição de máximo reverso antes, ou bem próximo da liberação dos interlocks.

Aos 34:23, é estimado que o reversor nº 11 tenha iniciado a abertura, quando o cabo de comando T1B-5 partiu sem que o reversor chegasse a abrir.

Aos 34:25, o F/E reconheceu a falha e, anunciou: “Speed brakes up, três trânsitos, os internos somente, o externo nº 1 não funcionou aparentemente”...

Pelos dados de freio do DFDR, durante esse período os freios não foram atuados; toda a aceleração encontrada se deve ao arrasto da aeronave.

A máxima potência em reverso, nos motores 2,3 e 4, foi alcançada em 5 segundos e mantida nesse nível por 3 ou 4 segundos.

Pelos dados de estabilidade e controle, o pedal do leme foi gradualmente aplicado a partir dos 34:26, e atingiu a máxima deflexão à esquerda aos 34:30. O comando de aileron atingiu a máxima deflexão à esquerda aos 34:33.

Neste instante o F/E repetiu: “Somente os internos”

Aos 34:34, em desacordo com o solicitado as manetes de reverso foram cancelados. Os reversores 2 e 4 fecharam 9 e 11 segundos mais tarde, aos 34:43/45. Pelo DFDR não ficou claro se o reversor nº 3 chegou a completar o ciclo de fechamento.

Entre 34:33 e 34:37 uma inclinação e uma derrapagem à esquerda surgiram acompanhando a guinada à direita, que aumentava continuamente. A proa aumentou de 145.2 graus, aos 34:33, para 150.3 graus, aos 34:37.

A aplicação da máxima potência em reverso, antes de receber o anúncio de trânsito dos mesmos não contrariava qualquer recomendação publicada. Contudo, essa rápida aceleração em reverso, sem o conhecimento das condições de operação dos mesmos, provocou a imediata geração de altas potências em sentidos contrários, comprometendo o controle da aeronave na corrida após o pouso.

Nota - Relatório Final re-editado para fins de registro junto à Organização de Aviação Civil Internacional

As ações corretivas necessárias para a manutenção da aeronave na pista absorveram o piloto. Estes fatos contribuíram para a perda de controle da aeronave.

Pelos dados do ângulo de ataque, a bequilha deixou a pista de pouso, aos 34:37 na marca 2.000 m da pista. Nesse momento o motor nº 1 cruzava 114% N1 acelerando em potência a frente, enquanto os outros motores cruzavam cerca de 75% N1 desacelerando, em reverso.

Entre 34:37 e 34:41 a guinada à direita reverteu, a proa decresceu para 147.7 graus. O comando de aileron retornou para neutro.

Até então relativamente pouca força foi aplicada aos freios. A potência efetiva dos motores passou de reverso para potência à frente. Entre 34:34 e 34:42 a perda nominal de potência em reverso foi maior que 11.6000lbs.

Aos 34:36, ao atingir a desaceleração zero, a aeronave chegou a ser acelerada a 0,5ft/s² durante dois segundos, de 110Kt

A partir dos 34:38.8 os freios foram aplicados até próximo ao máximo possível em grama seca, chegando a um pico de 6.93 ft/s² até 34:45.

A redução da potência em reverso nos três motores e não apenas no motor nº 4 como solicitado, associada com o disparo do motor nº 1 em potência à frente, tiveram como agravante a reduzida ou nenhuma aplicação dos freios no período de 18 segundos subsequentes ao pouso.

Trinta segundos após o pouso, a aeronave estava com 90Kt. Havia desaceleração apenas 51Kt, numa redução de apenas 1.5 Kt/s.

Esses fatos caracterizam a perda de controle sobre a desaceleração da aeronave e contribuíram para o acidente.

Aos 34:46 a EGT e o N1 dos motores 2, 3 e 4 começaram a acelerar indicando que os reversos foram reaplicados. A aeronave estava a cerca de 250m da vala de drenagem.

Em suas declarações, o comandante disse que ao ver a vala de águas pluviais, larga e profunda, percebeu a iminência do acidente e somente se preocupou em parar a aeronave. De qualquer maneira puxou as quatro manetes de reverso e os comandou completamente. Esta declaração corresponde aos registros constantes dos últimos 4 segundos do DFDR.

O uso da máxima potência em reverso nos motores 2, 3 e 4 provocou o cavalo-de-pau que precedeu a parada completa e definiu o acidente.

b – desempenho do Engenheiro de Vôo (F/E):

Até aos 34:37 as ações do F/E foram conduzidas de acordo com os procedimentos recomendados no AFM do B-747.

Aos 34:25, ele observou e anunciou de imediato a falha de trânsito do reversor do motor nº 1.

Aos 34:33, oito segundos mais tarde ele repetiu o anúncio: “Somente os internos”. Até este momento não era evidente, nos instrumentos, o disparo do motor nº 1 em potência à frente.

Aos 34:37, os motores 2, 3 e 4 cruzavam cerca de 75% N1 (600° c EGT) em redução, enquanto o motor nº 1 cruzava 115% (820°C .EGT) em aceleração e sem indicação de reverso aplicado.

Aos 34:40, o motor nº 1 atingia 118% N1 (883°C EGT) enquanto os outros motores reduzindo, cruzavam 40% N1 (470°C EGT).

De acordo com os procedimentos recomendados no AFM, o F/E deve observar detida e atentamente os parâmetros dos motores durante as fases de seleção, de plena aceleração e de redução de potência em reverso.

(Observações Importantes AF – AFM – B – 747 (63. 63.01)

A partir dos 34:37, os parâmetros dos motores já indicavam com suficiente clareza que o motor 1 apresentava uma anormalidade aviso de reverso apagada (REVERSO UNLOCKED LIGHT OFF) já não deixavam dúvida sobre as condições de operação anormal em que operava o motor.

Pelo CVR, aos 34:43, o F/E anunciou: “Ponha os reversos, os reversos interiores”.

O motor nº 1 estava com 118% N1 e 910°C EGT enquanto os motores 2, 3 e 4 estavam com média de 25% N1 e 4/0° C EGT.

Estes fatos indicam uma deficiente monitoração dos parâmetros dos motores. A partir dos 34:37 o F/E não viu ou não entendeu, a anormalidade de operação do motor nº 1, e por isso não avisou ao comandante para que o corte fosse providenciado.

Esse fato contribuiu decisivamente para o acidente, pois o simples corte do motor pela “START LEVER” teria permitido, de imediato, o cancelamento de 11.600lbs de força acelerativa à frente e a recuperação do controle direcional.

c – Atuação da Tripulação do ponto de vista do Fator Humano.

A apresentação da tripulação no Aeroporto Charles de Gaulle, pronta para o vôo foi às 20:00 local, isto é uma hora e trinta minutos antes da decolagem.

Somadas às 11:05 horas de vôo, a tripulação esteve 12:35 horas de serviço, da apresentação a hora do acidente.

Nota - Relatório Final re-editado para fins de registro junto à Organização de Aviação Civil Internacional

O comandante declarou que foi educado, desde o início de sua carreira para não dormir durante o vôo.

Nesse vôo em particular, disse que, exceto por algumas idas até a cabine de passageiros para fazer uma ação de relações públicas, permaneceu o tempo todo no seu posto de pilotagem, onde, entre uma tarefa e outra, descansou um pouco.

A cabine da aeronave esteve quase todo o vôo acima de 5.000Ft.

Permanecendo em seu posto, o piloto cumpria uma longa vigília, onde não se desligou das preocupações e das tarefas inerentes a sua função. Esta situação teve como agravante o fato de que, 12 das horas totais de serviço foram decorridas à noite, período de tempo em que o organismo humano pede repouso.

É consenso entre os estudiosos do assunto, que o vôo na direção ESTE é mais desgastante para a o organismo humano. Esse vôo cruzou três fusos horários no sentido ESTE-OESTE.

A privação de sono, condicionada ou não, provoca uma queda significativa no desempenho do ser humano.

Diversos estados de fadiga são gerados à medida em que se prolonga essa privação. As respostas aos estímulos são proporcionalmente mais lentas. Nos casos de emergência, que impliquem em respostas imediatas, os reflexos e reações requeridos tendem a ficar comprometidos. Isso varia de pessoa para pessoa, dependendo ainda das condições de saúde, treinamento, motivação e idade de cada um.

A falha de reverso, neste acidente, foi agravada pelo disparo do mesmo motor em potência à frente. As anormalidades surgiram repentinamente, exigindo do piloto uma reação rápida para não perder o controle da aeronave. Enquanto tentava manter o controle direcional, o piloto perdeu o controle sobre o desaceleração. As ações do comandante não foram suficientes para evitar os danos à aeronave.

O F/E por sua vez, não monitorou adequadamente os instrumentos dos motores e deixou de ver, por pelo menos dez segundos, as condições anormais de operação do motor nº 1.

Os fatos acima descritos indicam que é muito provável que tenha ocorrido um comprometimento relativo à concentração, atenção e reflexos do comandante e do F/E durante a anormalidade.

O AFM nada comenta a respeito de uma falha de reverso associada com uma descontrolada aceleração (disparo) de motor em potência à frente, na fase de desaceleração após o pouso.

O fabricante não prevê nos treinamentos em simulador este tipo específico de falha.

Observa-se, portanto, que a despeito dos comentários feitos anteriormente, a tripulação não possuía o treinamento específico deste tipo de emergência.

IV. CONCLUSÃO

a – Fatos

1 – Os tripulantes eram experientes e estavam qualificados para realizar o vôo.

2 - Os tripulantes estavam com suas licenças e seus certificados de capacidade físicas válidos.

3 – A documentação da aeronave estava atualizada e o seu certificado de aeronavegabilidade válido.

4 – As Inspeções periódicas haviam sido feitas e a manutenção estava adequada, exceto pelos serviços realizados no suporte da polia e o uso da polia de alumínio, em desacordo com as recomendações do fabricante.

5 – A pulsação gerada pelas bombas hidráulicas que equipam os motores CFG – 50E provoca uma considerável vibração na região do suporte da polia.

6 – A vibração servia de fonte dinâmica para produzir oscilação do cabo e movimento relativo entre o cabo e a polia.

7 – O serviço inadequado na aba lateral do suporte da polia deixou o conjunto sem a necessária rigidez, permitindo um aumento do movimento relativo entre cabo e a polia.

8 – O contato entre o cabo de aço-carbono T1B-5 e a roldana de alumínio resultou na formação de um agente abrasivo (a alumina), que acelerou o desgaste dos fios que compõem o cabo T1B-5.

9 – A reduzida área de contato entre o cabo e a polia possibilitou o desgaste dos componentes na presença de agentes abrasivos.

10 – Sem qualquer indício de fadiga ou corrosão, quarenta e três fios do cabo T1B-5 partiram devido ao desgaste, e os seis restantes, devido a sobretensão da aplicação do reverso.

11 – Após o toque na pista o piloto levou as manetes para a posição de máximo reverso, imediatamente ou antes da liberação dos interlocks.

12 – O F/E percebeu e anunciou de imediato que o reversor do motor nº 1 não transitava, e que somente os reversos internos fossem usados.

13 – com o reversor fechado, o motor nº 1 acelerou para a máxima potência à frente, enquanto os motores 2, 3 e 4 aceleravam para a máxima potência em reverso.

14 – O aumento contínuo das potências assimétricas impôs uma crescente dificuldade de controle direcional da aeronave.

15 – O piloto não observou os anúncios dados pelo F/E quanto a utilização dos reversos.

16 – O F/E não percebeu as condições anormais de operação do motor nº 1.

17 – Na tentativa de recuperar o controle da aeronave, o piloto cancelou todos os reversores, atuou nos comandos de aileron e nos pedais do leme de direção.

18 – Os freios não foram atuados até quando a aeronave já se encontrava fora da pista.

19 – A aeronave, com desaceleração insignificante, atingiu o ponto de irreversibilidade do acidente, sem que a tripulação chegasse a reconhecer a anormalidade ocorrida com o motor nº 1.

20 – Na tentativa de evitar o cruzamento de uma vala de drenagem, o piloto comandou as quatro manetes para a posição de máxima potência em reverso, consumando a perda de controle.

21 – Ao cruzar a vala de drenagem, a aeronave teve todos os trens de pouso dobrados ou arrancados.

22 – Fora de controle a aeronave girou mais 243º sobre si mesma até a parada final.

B – Fatores contribuintes

1 – Fator Humano

a – Aspecto Psicológico – As condições dos tripulantes podem ter contribuído para as dificuldades em constatar a falha ocorrida e para as reações inadequadas durante a emergência.

2 – Fator Material

a – a pulsação das bombas hidráulicas acionadas pelo motor CF6-50E provocava uma vibração considerável na região do suporte da polia, a qual servia de fonte dinâmica para produzir oscilação do cabo e movimento relativo entre o cabo e a polia.

Os testes efetuados pelo próprio fabricante confirmaram a existência de movimento relativo entre cabo e polia, mesmo após a introdução das modificações.

b – Deficiência de projeto do suporte da polia, possivelmente relacionado à pequena área de contato entre cabo e a polia, possibilitando desgaste dos componentes na presença de agentes abrasivos, associados à vibração existente no local, sabendo-se que há contato localizados entre ambos (nos mesmos pontos) de forma quase permanente (93% do tempo de operação do motor – regime de cruzeiro).

3 – Deficiente Manutenção

a – O emprego da polia de alumínio, não autorizado pelo fabricante, em substituição a de material fenólico recomendada, possibilitou a formação do agente abrasivo (alumina).

b – A fixação inadequada do suporte da polia devido a reutilização, pelo operador, do parafuso, que com o acréscimo de uma arruela, tornou-se de comprimento insuficiente deixou solta a aba lateral do suporte, permitindo o aumento do movimento relativo, já existente na região, entre o cabo e a polia.

4 – Deficiente publicação

a – As instruções constantes do AFM possibilitam que o piloto aplique potência em reverso antes de tomar conhecimento do trânsito efetivo dos reversores.

b – O AFM do b-747 não possui nenhuma instrução relativa a falha de abertura de um reversor associada a um disparo de motor. A falta de instrução para essa anormalidade específica contribui para que a tripulação não reconhecesse a falha ocorrida.

5 – Deficiente Instrução

a – Não são previstas nos treinamentos em simulador, anormalidades semelhantes a que ocorreu nesse acidente. Essa falta de treinamento contribuiu para a perda de controle.

6 – Fator piloto causada por Erro Operacionais

a – O piloto não observou as instruções constantes do AFM quanto ao uso das manetes de reverso e dos freios.

b – O F/E não observou as instruções constantes no AFM quanto a correta monitoração dos instrumentos do motor durante a operação dos reversos.

V. 7 – Recomendações

a – O fabricante deverá:

1 – Efetuar estudos no sentido de adequar o suporte e a polia à região em questão,

2 – Prover meios de eliminar o movimento relativo existente entre o cabo e o sulco da polia (“Wire fretting”), com a finalidade de se evitar que contatos localizados levem a desgaste de ambos na presença de agentes abrasivos.

3 – Inserir no programa de instrução dos pilotos, e nos treinamentos de emergência em simulador, perdas de controle direcional da aeronave nas corridas de pouso associados com disparo de motor em potência à frente.

4 – Inserir no AFM instruções relativas aos procedimentos a serem executados pelos tripulantes em caso de falha de reverso associada com aceleração descontrolada do motor em potência à frente.

5 – Reavaliar as instruções constantes do AFM no que concerne a aplicação de potência em reversos, antes da aplicação de potência.

6 – Incluir no programa de treinamento em simulador, falhas de abertura do reversor associada com aceleração do motor em potência à frente.

b – O operador deverá:

1 – Atentar para o uso de peças ou componentes que possam deixar dúvidas quanto à sua adequabilidade ao local da instalação, consultando sempre o fabricante da aeronave para obter a devida aprovação ou autorização.;

Em, / /2005.