

COMANDO DA AERONÁUTICA ESTADO-MAIOR DA AERONÁUTICA

CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE ACIDENTES AERONÁUTICOS



RELATÓRIO FINAL

AERONAVE: PT-VNN

MODELO: B767-200ER

DATA: 07 JUN 2000

AERONAVE	Modelo: B767-200ER Matrícula: PT-VNN	OPERADOR: VARIG
ACIDENTE	Data/hora: 07 JUN 2000 – 19:38P Local: SBGR Município, UF: Guarulhos, SP	TIPO: Falha do Motor 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.



I. HISTÓRICO DO ACIDENTE

Tratava-se de um voo de transporte de passageiros, o VRG 886, saindo de Guarulhos (SBGR), com 191 pessoas a bordo (13 tripulantes e 178 passageiros), com destino a Lima (Peru).

A aeronave, ao término do táxi, iniciou os procedimentos para uma decolagem sem parada ("rolling take-off"). Durante a curva de ingresso na pista, o piloto iniciou a aplicação de potência nos motores para a decolagem.

Ao atingir uma velocidade aproximada de 60 kt, já alinhado com o eixo da pista, quando a potência aplicada era de cerca de 97% de N1, ocorreu um forte estrondo no motor direito, seguido de fogo não sinalizado pelos instrumentos. O piloto foi então alertado pela torre, abortando a decolagem e parando a aeronave.

Após a constatação, pelo co-piloto, do fogo no motor, sobre a asa e sobre a pista, a aeronave foi deslocada para se afastar do fogo existente na pista, tendo sido estacionada a cerca de 540 metros da cabeceira oposta à utilizada para a decolagem. Ambos os motores foram cortados pelo "Fire Switch" e foram descarregadas as duas garrafas de agente extintor daquele motor.

Foi comandada a evacuação de emergência da aeronave, durante a qual uma passageira sofreu uma fratura na perna e outros três passageiros sofreram lesões leves.

II. DANOS CAUSADOS

1. Pessoais

Lesões	Tripulantes	Passageiros	Terceiros
Fatais	-	-	-
Graves	-	-	-
Leves	-	04	-
llesos	13	174	

2. Materiais

a. À aeronave

Irrecuperável: motor nº 2.

Danos graves: asa direita, flap direito e aileron direito.

Danos leves: fuselagem, sistemas de combustível, de lubrificação e elétrico.

b. A terceiros

Não houve.

III. ELEMENTOS DE INVESTIGAÇÃO

1. Informações sobre o pessoal envolvido

a. Horas de voo

	PILOTO	CO-PILOTO
Totais	17.828:55	5.382:30
Totais nos últimos 30 dias	83:05	85:25
Totais nas últimas 24 horas	0:00	0:00
Neste tipo de aeronave	8.679:35	1.326:35
Neste tipo nos últimos 30 dias	83:05	85:25
Neste tipo nas últimas 24 horas	0:00	0:00

b. Formação

O piloto foi formado pelo Aeroclube de Lagoa Santa em 1968.

O co-piloto foi formado pelo Aeroclube do Brasil em 1987.

c. Validade e categoria das licenças e certificados

Ambos os pilotos estavam com os seus Certificados de Habilitação Técnica e IFR válidos.

d. Qualificação e experiência para o tipo de voo

Ambos os pilotos eram qualificados e possuíam experiência suficiente para a realização do voo pretendido.

e. Validade da inspeção de saúde

Ambos os pilotos estavam com os seus Certificados de Capacidade Física válidos.

2. Informações sobre a aeronave

A aeronave, tipo bimotora, modelo B767-200ER e número de série 23803, foi fabricada pela BOEING COMPANY, estando com o seu Certificado de Aeronavegabilidade válido, expedido em 17 de maio de 1995.

Quando do acidente, a aeronave possuía um total de 49.134 horas voadas e 20.212 ciclos totais.

Era equipada com dois motores GE CF6-80C2B2. O motor n.º 1 (esquerdo) contava com 36.606 horas totais e 12.426 ciclos totais; 4.996 horas e 1.233 ciclos após a última inspeção; e 18.475 horas e 4.691 ciclos desde a última revisão geral.

O motor n.º 2 (direito) contava com 36.139 horas totais e 14.079 ciclos totais; 8.907 horas e 2.375 ciclos após a última inspeção; e 8.907 horas e 2.375 ciclos desde a última revisão geral. Os registros de manutenção da VARIG indicam que, na última inspeção deste motor, o mesmo foi submetido a exames de ultra-som e de líquido penetrante fluorescente (este último realizado em conformidade com a recomendação do fabricante de mergulhar o carretel de estágios do compressor na horizontal), não tendo sido detectados quaisquer problemas.

Os serviços de manutenção foram considerados periódicos e adequados.

3. Exames, testes e pesquisas

a.) O motor n.º 2 e a aeronave foram inicialmente examinados no local do acidente, no Aeroporto Internacional de Guarulhos. Este exame revelou que a fuselagem à frente do trem de pouso principal direito foi perfurada pelos fragmentos ejetados do motor sem atingir a cabine de passageiros. A asa direita apresentou diversas marcas de impacto, sem que tenha havido penetração.

Quanto ao motor, o exame revelou que o revestimento do compressor de alta pressão (HPC), que é um componente de peça única rotacional trabalhado a partir de um tarugo de liga de titânio (Ti-6-2-4-2), com diâmetro de 13 polegadas (33 centímetros), sofreu uma ruptura de quase 360 graus, entre as pás estatoras do estágio 5 e as portas de sangria de ar do estágio 8 do compressor. O disco dos estágios 6, 7 e 8, bem como uma porção da alma e da borda do disco do estágio 9 se separaram do restante do carretel de estágios 3-9 do HPC e foram ejetados radialmente para fora do motor, fragmentando-se.

A linha de admissão da bomba de combustível foi arrancada pelo movimento para fora do revestimento do HPC.

A superfície inferior da asa direita, adjacente à nacele do motor n.º 2, estava danificada pelo calor.

b.) As partes fraturadas do carretel de estágios do compressor foram enviadas ao Instituto de Fomento e Coordenação Industrial (IFI) do Centro Técnico Aeroespacial (CTA), em São José dos Campos, SP, para exame e para a definição de quais testes seriam conduzidos visando à análise metalúrgica. Ficou definido que estas peças seriam enviadas para análise nos laboratórios do NTSB, em Washington, DC, nos Estados Unidos. Esta análise foi acompanhada por representantes da DIPAA e do IFI. Posteriormente, foi necessário remeter as peças para a fábrica da General Electric (GE), em Cincinnati, Ohio, onde foram submetidas à análise em um equipamento especial, com o acompanhamento de representantes do NTSB.

O restante do motor foi encaminhado para a GE VARIG, no Rio de Janeiro, onde realizaram-se a sua desmontagem e o exame de suas partes internas, não sendo constatado qualquer vestígio de objeto estranho que pudesse ter contribuído para a falha, visto que todos os danos foram causados a partir do carretel de estágios 3-9 do HPC.

O exame metalúrgico revelou que a fratura teve origem na alma do estágio 7, em uma subcamada de quase-clivagem de 3,05 por 1,02 milímetros. Quase-clivagem

é um modo de fratura frágil na qual ocorre uma separação ao longo dos planos cristalinos das ligas de titânio, que são formadas por grãos chamados de alfa primário e beta transformados. A partir da área de origem, a fratura se propagou em uma combinação de fadiga de baixo ciclo e quase-clivagem, radialmente, para dentro, em direção à parte interna do carretel e, para fora, em direção à borda e ao entalhe de encaixe das palhetas, alcançando um comprimento total de 6,6 centímetros antes da separação do carretel.

A liga Ti-6-2-4-2 (da qual era feita a peça) deveria ser composta por uma mistura homogênea 50/50 de grãos alfa primários e de grãos beta transformados, com orientação cristalográfica aleatória.

O exame metalográfico da alma próxima à área de origem da fratura e da borda revelou que a microestrutura era composta de 75% de grãos alfa primários e 25% de grãos beta transformados, enquanto que a área abaixo da fixação das palhetas era composta de 50% de grãos alfa primários e 50% de grãos beta transformados.

A difração eletrônica de dispersão de fundo (“Electron Backscattered Diffraction” – EBSD) da região de origem revelou colônias de grãos alfa primários alinhados de tal forma que seus planos basais eram quase perpendiculares à tensão circunferencial, orientação que é indicativa de fraturas em ligas de titânio por DTF (“Dwell-Time Fatigue” – um mecanismo de fratura no qual o crescimento progressivo da trinca ocorre durante cargas cíclicas e também através do tempo durante cargas em tensão de pico).

O exame da superfície da fratura no microscópio de varredura eletrônica (“Scanning Electron Microscope” – SEM) revelou que a morfologia da fratura além da área de origem foi predominantemente por quase-clivagem, com porções aleatórias de estriamento de fadiga clássicos. Os aspectos da fratura por quase-clivagem observados na superfície da fratura durante o exame metalúrgico também são indicativos de DTF (“Dwell-Time Fatigue”).

O exame da superfície da fratura com o SEM revelou, ainda, aproximadamente 18.000 estriamentos da área de origem até o final da região de crescimento progressivo. O exame metalúrgico determinou que a trinca chegou à superfície e tinha uma medida estimada entre 7,6 e 15,2 milímetros na alma do estágio 7, na época da última inspeção. No entanto, ela não foi detectada.

4. Informações meteorológicas

Nada a relatar.

5. Navegação

Nada a relatar.

6. Comunicação

Segundo a transcrição das comunicações, a torre de controle alertou a aeronave sobre a presença de fogo no motor nº 2 (direito) durante a decolagem. A torre acionou imediatamente os meios de combate ao fogo e coordenou a aproximação dos bombeiros com a tripulação.

7. Informações sobre o aeródromo

O Aeroporto Internacional de Guarulhos – SBGR - é público, administrado pela INFRAERO e opera VFR e IFR diurno e noturno.

Possui duas pistas de asfalto, com cabeceiras 09L/27R e 09R/27L, com as dimensões de 3700 m de comprimento e 45 m de largura, e 3000 m de comprimento e 45 m de largura, respectivamente. Está situado a uma altitude de 2459 ft.

A pista utilizada foi a 09 L.

O aeródromo é compatível com a operação desse tipo de aeronave.

8. Informações sobre o impacto e os destroços

O acidente ocorreu durante a corrida de decolagem da pista 09 L.

A fuselagem à frente do trem de pouso principal direito foi perfurada pelos fragmentos ejetados do motor, não atingindo a cabine de passageiros. A asa direita apresentou diversas marcas de impacto, sem que tenha havido penetração.

Aproximadamente 95% dos fragmentos ejetados foram encontrados.

A aeronave não impactou qualquer obstáculo, parando sobre a pista a cerca de 540 m da cabeceira oposta à utilizada para a decolagem (27 R).

9. Dados sobre o fogo

O fogo começou no motor n.º 2, tendo se espalhado sobre a asa e sobre a pista. O piloto deslocou a aeronave para afastá-la do fogo existente na pista, estacionando-a a 540 metros da cabeceira 27 R e cortou os motores por meio do “Fire Switch”, descarregando as respectivas garrafas de agente extintor.

O fogo somente foi controlado pelos bombeiros do aeroporto, que encontraram alguma dificuldade em se aproximar da aeronave para o primeiro combate.

O exame do motor no local indicou que a linha de admissão da bomba de combustível foi arrancada pelo movimento para fora do revestimento do HPC, permitindo o vazamento de combustível que deu origem ao fogo.

10. Aspectos de sobrevivência e/ou abandono da aeronave

Após a parada da aeronave, foi comandada a evacuação de emergência, a qual foi realizada por meio das escorregadeiras posicionadas no lado esquerdo da aeronave. Durante o procedimento, uma passageira teve fratura da perna ao saltar da escorregadeira e outros três passageiros sofreram lesões leves.

11. Gravadores de Vão

Houve danos na cablagem do CVR (“Cockpit Voice Recorder”), que se localiza na área do motor n.º 2.

O CVR deixou de registrar os eventos a partir do momento da falha do motor n.º 2.

O FDR (“Flight Data Recorder”) estava operando normalmente, e seus dados indicaram que foi perdida a barra elétrica “RIGHT 111 VAC BUS”. Em consequência, o CVR parou de registrar os eventos.

12. Aspectos operacionais

Nada a relatar.

13. Aspectos humanos

a. Fisiológico

Não foram encontrados indícios de alterações de ordem fisiológica relevantes para o acidente.

b. Psicológico

Não pesquisado.

14. Aspectos ergonômicos

Nada a relatar.

15. Informações adicionais

a) Em 1995, uma falha incontida num motor CF6-50C2 instalado em uma aeronave Airbus A300B4 da EgyptAir foi atribuída a uma inclusão de grãos alfa compactos estabilizada por nitrogênio na alma do estágio 6. Foi descoberto que a imersão dos carretéis nas inspeções de líquido penetrante estava sendo realizada com os mesmos na vertical. Devido a este fato, a GE determinou a todos os operadores que, ao realizarem este tipo de inspeção, mergulhassem o carretel na horizontal e o girassem de forma que o líquido pudesse atingir toda a área interna.

b) Em 1997, um Boeing 767-300ER da Canadian Airlines, equipado com motor CF6-80C2B6F, teve uma falha incontida do HPC, estágios 3-9, do motor n.º 1, durante a decolagem de Beijing, na China. Na ocasião, a tripulação reportou que, durante o início da corrida, assim que as manetes foram avançadas, o motor n.º 1 oscilou. Em seguida, o alarme de fogo disparou e uma significativa vibração na aeronave foi observada. A decolagem foi abortada a uma velocidade aproximada de 20 kt e foram descarregadas ambas as garrafas de extinção de fogo naquele motor. Os motores foram cortados e a aeronave foi rebocada para o terminal. Não houve feridos.

Inspeções posteriores a esta ocorrência detectaram fadiga do tipo DTF em pelo menos 21 carretéis. O fabricante da turbina declarou que, de acordo com seus registros, inspeções por líquido penetrante nunca detectaram quaisquer trincas por DTF nas superfícies interiores de carretéis de estágios 3-9 do HPC.

c) O carretel de estágios 3-9 do HPC que rompeu foi feito a partir de um tarugo de 13 polegadas de diâmetro. A GE já fabricou esses carretéis, anteriormente, a partir de tarugos de 16 polegadas de diâmetro, a partir de dois tarugos de 9 e 10 polegadas de diâmetro, e a partir de dois tarugos de 8 polegadas de diâmetro. Desde 1999, a GE está fabricando esses carretéis a partir de cinco peças (quatro peças de liga Ti-6-4, para os estágios 3-5, 6, 7 e 8, e uma peça de liga Ti-6-2-4-2, para o estágio 9).

Segundo o fabricante, este novo processo de fabricação possui uma margem muito mais restrita para a ocorrência de áreas de quase-clivagem.

d) Em agosto de 2000, o NTSB emitiu a Recomendação de Segurança A-00-104, traduzida a seguir: “A Administração Federal de Aviação (FAA) deverá emitir, imediatamente, uma Diretriz de Aeronavegabilidade determinando a imediata remoção do serviço dos motores da série CF6-50 e CF6-80 com carretéis de estágios 3-9 dos compressores de alta pressão que possuem o maior risco de sofrer ruptura e inspecionar estes carretéis de acordo com a Diretriz de Aeronavegabilidade AD 99-24-15 e instruções do manual do motor”.

IV. ANÁLISE

A aeronave decolava de Guarulhos, SP com destino a Lima, Peru.

Na corrida de decolagem, ao atingir uma velocidade aproximada de 60 kt, quando a potência aplicada era de cerca de 97% de N1, ocorreu um forte estrondo no motor direito, seguido de fogo não sinalizado pelos instrumentos. O piloto foi alertado pela torre de controle, abortando a decolagem e parando a aeronave ainda na pista. A evacuação de emergência foi realizada com sucesso.

O fogo foi controlado pelos bombeiros do aeroporto, no entanto, houve dificuldade na aproximação da aeronave para o primeiro combate ao fogo, provavelmente em função do acidente ter ocorrido no período noturno.

O CVR deixou de registrar os eventos a partir do momento da falha do motor. Verificou-se, através da revisão dos dados do FDR, que foi perdida a barra “RIGHT 111 VAC BUS”. A perda desta barra explica a interrupção na gravação do CVR. Há três possibilidades para a perda da barra “RIGHT 111 VAC BUS”, que serão examinadas a seguir.

A primeira possibilidade é a de que o interruptor “LEFT BUS TIE” ou o interruptor “RIGHT BUS TIE” tenha sido selecionado na posição de isolamento. Isso só seria possível se o interruptor fosse selecionado manualmente para esta posição antes da perda do motor direito, o que inibiria o fechamento do contato da “bus tie”, impedindo a alimentação da barra no momento da falha no motor direito. Esta hipótese é pouco provável de ter ocorrido.

A segunda possibilidade é a de que tivesse havido falha da barra “RIGHT MAIN BUS”. Se isto tivesse ocorrido, a “RIGHT MAIN BUS” teria sido perdida antes da falha do motor. Os dados do FDR não suportam esta condição, portanto esta hipótese pode ser descartada.

A terceira possibilidade é a de falha intermitente de alimentação/transformador de corrente (CT) do gerador, o que causaria a perda da barra “RIGHT 111 VAC BUS”. A cablagem do gerador que causaria este tipo de falha está localizada na área do motor. A verificação visual desta área do motor foi consistente com esta hipótese. A danificação da cablagem também causou a inibição do alarme “MASTER CAUTION”. Esta hipótese foi considerada a mais provável de ter ocorrido.

O exame do motor no local indicou que a linha de admissão da bomba de combustível foi arrancada pelo movimento para fora do revestimento do HPC, permitindo o vazamento de combustível que deu origem ao fogo.

O forte estrondo foi causado pela ruptura incontida do revestimento do HPC, com a ejeção radial de partes do carretel de estágios 3-9 para fora do motor.

Os diversos exames e testes conduzidos no motor e nos fragmentos dele ejetados indicaram que uma fratura, originada na alma do estágio 7 do carretel, se propagou até alcançar um comprimento total de 6,6 centímetros, antes da separação do carretel.

Também, ficou constatado que a microestrutura da alma próxima à área de origem da fratura tinha composição diferente da especificada para a liga Ti-6-2-4-2, da qual era feita a peça, enquanto que a área abaixo da fixação das palhetas estava com a composição correta.

Ainda, as características de alinhamento dos grãos alfa primários presentes na região de origem da fratura, bem como a morfologia desta (quase-clivagem) foram indicativos de fadiga tipo DTF (“Dwell-Time Fatigue”).

Outra questão relevante diz respeito ao fato de que a trinca, com base no exame metalúrgico, possuía entre 7,6 e 15,2 milímetros de comprimento na superfície da alma do estágio 7, na época da última inspeção deste motor, o que, de acordo com a literatura existente em relação a ensaios não-destrutivos, significaria uma probabilidade de 83% a 89% de ser detectada observando-se a olho nú.

Tendo em vista que, naquela inspeção, foram seguidos todos os procedimentos preconizados pelo fabricante, uma razão pela qual esta trinca não teria sido detectada poderia residir no fato de que, nesses carretéis, raramente é possível a observação direta, devendo o inspetor fazer uso de espelhos, além da luz ultra-violeta, reduzindo-se as probabilidades de detecção.

Conforme visto no item III.15, inspeções subseqüentes a outra ocorrência semelhante em 1997 detectaram 21 carretéis com fadiga do tipo DTF e, ainda, tal tipo de fadiga nunca foi detectada nas inspeções por líquido penetrante nas superfícies interiores de carretéis de estágios 3-9 do HPC, segundo o fabricante. Isto reforça a afirmação de que, mesmo usando os procedimentos previstos, dificilmente se detectaria a trinca.

Por fim, os testes descartaram a possibilidade de que a falha houvesse sido gerada por ingestão de algum objeto estranho (FOD).

V. CONCLUSÃO

1. Fatos:

- a. os pilotos estavam com os seus Certificados de Capacidade Física válidos;
- b. os pilotos estavam com os seus Certificados de Habilitação Técnica e IFR válidos;
- c. os pilotos eram qualificados e possuíam experiência suficiente para a realização do tipo de vôo;
- d. a aeronave estava com o Certificado de Aeronavegabilidade válido;
- e. os serviços de manutenção foram considerados periódicos e adequados;
- f. tratava-se de um vôo de transporte de passageiros no trecho Guarulhos-SP/Lima-Peru;

- g. durante a corrida de decolagem, com cerca de 60 kt, ocorreu um forte estrondo no motor n.º 2, seguido de fogo;
- h. o motor n.º 2 apresentou uma falha inconstante devido à fratura do carretel de estágios 3-9 do HPC;
- i. a tripulação foi avisada pela Torre de Controle sobre o fogo que se desenvolvia durante a corrida de decolagem;
- j. a tripulação não obteve qualquer aviso de mau funcionamento através do sistema de alarme de fogo da aeronave;
- k. o piloto parou a aeronave na pista a cerca de 540 m da cabeceira 27 R e comandou a evacuação de emergência pelo lado esquerdo.
- l. os registros de manutenção da empresa indicam que, na última inspeção do motor n.º 2, o mesmo foi submetido a exames de ultra-som e de líquido penetrante fluorescente, em conformidade com o prescrito pelo fabricante;
- m. na época da última inspeção por líquido penetrante, a trinca já havia atingido a superfície e possuía comprimento detectável, entretanto não foi observada;
- n. a região que deu origem à trinca foi criada quando do processo de fabricação do carretel;
- o. a falha do motor não foi gerada por ingestão de objeto estranho (FOD);
- p. a aeronave sofreu danos graves;
- q. quatro passageiros sofreram lesões leves; e
- r. os demais passageiros e tripulantes saíram ilesos.

2. Fatores contribuintes

a. Fator Humano

- (1) Fisiológico – Não contribuiu.
- (2) Psicológico – Não pesquisado.

b. Fator Material

- (1) Deficiência de Projeto – Contribuiu

A inspeção por líquido penetrante, prevista para ser executada no carretel de estágios 3-9 do HPC, não assegura a detecção de trincas originadas por DTF (“Dwell-Time Fatigue”), como a que provocou a falha neste acidente.

(2) Deficiência de Fabricação – Contribuiu

A falha do carretel de estágios 3-9 do HPC ocorreu devido à existência de uma área de quase-clivagem, oriunda do processo de fabricação do mesmo.

c. Fator Operacional

Não contribuiu.

VI. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA DE VÔO

Recomendação de Segurança, conforme definido na NSMA 3-9 de 30 JAN 96, é o estabelecimento de uma ação ou conjunto de ações emitidas pelo Chefe do Estado-Maior da Aeronáutica, de CUMPRIMENTO OBRIGATÓRIO pelo órgão ao qual foi dirigida, em ação, prazo e responsabilidade nela estabelecidas.

1. A VARIG deverá, de imediato:

Divulgar o conteúdo deste relatório a todos os seus pilotos e pessoal de manutenção.

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

Avaliar as medidas tomadas pelo fabricante do motor, visando verificar a sua eficácia na prevenção de recorrências.

3. O DAC deverá, de imediato:

Certificar-se de que a Diretriz de Aeronavegabilidade, que determina a imediata remoção de operação dos motores da série CF6-50 e CF6-80 (com carretéis de estágios 3-9 dos compressores de alta pressão que possuem o maior risco de sofrer ruptura), bem como a inspeção de acordo com a Diretriz de Aeronavegabilidade AD 99-24-15 e instruções do manual do motor, foi cumprida pelos destinatários.

4. A INFRAERO deverá, no prazo de três meses:

Determinar a reavaliação do programa de treinamento das equipes de contra-incêndio, certificando-se da adequabilidade da instrução noturna, tendo em vista as dificuldades que podem ser encontradas devido à restrição de visibilidade.

5. A INFRAERO deverá, no prazo de seis meses:

Realizar estudos com vistas à instalação de holofotes ou faróis à altura da cabine dos carros contra-incêndio, para apoio à visualização em emergências noturnas.

Em, / /2003.