

MINISTÉRIO DA AERONÁUTICA
DEPARTAMENTO DE AVIAÇÃO CIVIL

RELATÓRIO FINAL

AERONAVE	Tipo: TS-11-A	Proprietário: Viação Aérea São Paulo S/A - VASP - Aeroporto de Guarulhos - São Pa- ulo - SP.
	Matrícula: PP-SM1	
ACIDENTE	Data/hora: 23 OUT 73 - às 08:48P.	Tipo: Ultrapassagem dos limites da pi- sta na decolagem.
	Local: Aeroporto Santos Dumont Estado: Guanabara	Classificação: GRAVE.

1. HISTÓRICO DO ACIDENTE

A aeronave iniciou a corrida de decolagem, com destino a Belo Horizonte.

Nas proximidades da metade da pista, os motores foram reduzidos, pela função de roda direita, indicando ação de freio, caracterizando descontinuidade da operação.

O avião ultrapassou o limite da pista, atravessou a Avenida, que encontra a cabeceira oposta, validou com as rodas quibremar a céu e na Beira de Guanabara, a cerca de 15 metros dessas pedras.

2. ELEMENTOS DE INVESTIGAÇÃO

2.1 Fator Humano

Ambo os pilotos estavam com os respectivos Certificados de Capacidade Física válidos. Não havia registros de exames físicos, nem de psicológicos, anteriores, que pudessem ter relação com o acidente. As reações psico-córicas de ambos, nos respectivos fogos, foram normais.

2.2 Fator Material

2.2.1 Exame dos destroços

2.2.1.1 Foram anotados 61 itens, relativos aos destroços, dos quais os mais relevantes são:

- (1) - ambos os geradores estavam ligados;
- (2) - bateria ligada;
- (3) - todas as "booster-pumps" - ligadas;
- (4) - "cross-feed" - desligada;
- (5) - os amperímetros DC - indicando 180 amp;
- (6) - os metros amp DC - indicando zero;
- (7) - "Circuit-breaker" do "emergency bus relay" - saltado;
- (8) - ambos os "re-light" - em OFF;
- (9) - posição dos flaps - 15 graus;
- (10) - comandos com movimentos livres;
- (11) - alavanca de freio de emergência, totalmente, puxada e empurrada.

Aprovado em 23/10/73

- (12) - trava dos comandos na posição "desbloqueado";
- (13) - "override" do trem de pouso - comandada;
- (14) - "circuit-breakers" da alimentação de força DC principal, nº 1 e 2 - saltados;
- (15) - bomba hidráulica de emergência - ligada;
- (16) - "anti-skid" - ON;
- (17) - "propeller synronizer" - desligado;
- (18) - piloto automático - desligado;
- (19) - filtros de combustível de ambos os motores - limpos, dando passagem ao combustível;
- (20) - filtros de óleo de ambos os motores - limpos;
- (21) - filtros de óleo de retorno de ambos os motores - limpos;
- (22) - Inversores e alternadores - ligados;
- (23) - filtros de água metanol e respectivos alojamentos, de ambos os motores - limpos;
- (24) - ambos as "PURGE VALVES" - fechadas, e
- (25) - ambos as "SHUT-OFF" de água metanol - abertas.

2.2.1.2 Foram realizadas as seguintes testes e exames:

- (1) - as três bombas de água metanol foram retiradas do avião, testadas e funcionaram normalmente;
- (2) - os motores foram abertos e examinados - não havia falha interna, nem sinais de super-aquecimento;
- (3) - as lâminas das turbinas foram testadas na Rolls-Royce, na Inglaterra, e o laudo desse exame declara que não há sinais visíveis, ni compressivos ou moleculares de super-aquecimento;
- (4) - as hélices não apresentavam sinais de falha estrutural, exceto por impacto, nem de mau funcionamento; as lâminas estavam em posição muito próxima de "ground fine pitch";
- (5) - foi feita o exame do freio direito, o mesmo de não oferecia condições para exame.

2.2.1.3 A aeronave havia apresentado as seguintes discrepâncias principais, antes do acidente:

- (1) - dia 12/6/73 - logo após sair do solo, o torque da turbina esquerda caiu para 220 PSI, tendo o avião guinado para esse lado; a água metanol para ambos os motores estava ligada.
Medidas corretivas adotadas: substituído o transmissor de pressão de óleo e efetuada a regulagem de metanol.

Stappert in Colar

(2) - dia 19/6/73 - transmissor do torque do turbi na direita dando tranco.
Medida corretiva adotada: substituído o transmissor do torque.

(3) - dia 13/7/73 - metanol do motor II não entrou na decolagem.
Medida corretiva adotada: substituído o "switch" na pedestal.

(4) - dia 5/10/73 - aeronave voando mal com 14.200 RPM e TGT de 770 °C, com 150 KT não foi acompanhada mais de 100 ft/min de razão de subida. Após a decolagem, que foi feita com flap a zero, as consequências embafar para 130 KT, nivelando o avião e para 150 KT, com 5 minutos de voo. Foi reduzido o motor de cada vez (para 60 de torque) e o avião não voava mono-motor. O piloto regressou ao ponto de partida. A velocidade não passava de 115 KT com a água metanol ligada.
Medida corretiva adotada em 13/10/73: foi colocada o gabarito e feita a verificação dos ângulos dos flaps e ajuste do mesmo.

(5) - dia 13/10/73 torque do motor esquerdo não atingiu o mínimo previsto na decolagem - decolagem abortada.
Medida corretiva adotada: troca da Unidade de água metanol e efetuado o ajuste do motor.

(6) - dia 15/10/73 - decolagem interrompida devido ao TGT do motor I a 920 °C e o motor II a 770 °C, com trimmer a 50%.
Não há ficha de serviço executada.

O Relatório Técnico do Avião diz: foi amecido o indicador de TGT esquerdo e regulado a temperatura do direito.

NOTA: a temperatura normal de ambos é de 890 °C.

(7) - dia 16/10/73 - TGT direito não atingiu 890 °C na decolagem e após a mesma deu oscilações de 180 °C a 200 °C. A aeronave regressou ao ponto de partida.
Não há ficha de serviço executada.

No Relatório Técnico do Avião, consta regulado o TGT, drenado o filtro de combustível e feito o filtro de óleo da turbina II.

2.3 Fator Operacional

2.3.1 Manutenção

Não há evidências de que tenha contribuído para o acidente.

↑ 3/10/73 em Bela

2.3.2 Instrução

O Comandante da aeronave, que estava pilotando no momento, possui Licença de Piloto de Linha Aérea. É instrutor credenciado pela Empresa.

2.3.3 Experiência de Voo

Amos os pilotos possuem suficiente experiência para realizar esse voo.

Horas de Voo	(Totais.....)	3.618:00
de Comandante	(Como IP ou IN.....)	1.050:00
em TS-11-A	(Nos últimos 30 dias.....)	65:00
	(Nos últimas 24 horas.....)	06:00

2.3.4 Meteorologia

As condições meteorológicas no momento do acidente eram as seguintes:

SBRJ 1148Z - CLM 5 KM NVU 4 CI 6.000 1007.9 26/22

2.3.5 Infra-estrutura

A pista possui 1.323m de extensão por 42m de largura. Esta va seca. Não influiu no acidente.

2.3.6 Comunicações

Não influíram.

2.3.7 Peso e Balançamento

A aeronave decolou com 53.012 Lbs e o CG a 26% da CMA. O peso máximo de decolagem permitido no Aeroporto Santos Dumont é de 54.000 lbs.

2.3.8 Normas Operacionais

Os procedimentos de decolagem e de emergência foram adotados de acordo com as normas do fabricante da aeronave e da Empresa proprietária.

2.3.9 Gravador de Voo

O gravador de voo foi recuperado e foi feita a leitura do parâmetro velocidade.

2.3.10 Depoimento dos tripulantes

Os tripulantes foram ouvidos no dia seguinte ao acidente, nos hospitais onde se encontravam. Não foi possível ouvi-los no mesmo dia, devido as condições traumáticas, físicas e psicológicas.

2.3.11 Foram feitas várias decolagens de reconstrução, com outra aeronave, e as gravações foram lidas, para comparações.

2.3.12 Contra-incêndio e primeiros socorros

Não houve fogo. Os ocupantes da aeronave foram resgatados do mar por barcos da Escola Naval e por uma lancha do SAR. Receberam os primeiros socorros no Posto Médico dessa Escola e em hospitais de pronto socorro da cidade.

Apêndice 1, 2 e 3

3. Análise

Do momento do acidente em diante, os tripulantes não tiveram mais contato entre si, porque os pilotos foram levados para hospitais diferentes e os Comissários ficaram em um hospital, em quartos diferentes. A Comissão de Investigação procurou ouvir os pilotos, no mesmo dia, mas não foi possível, porque um já estava anestesiado para operação na face e o outro se encontrava sob forte efeito de transe emocional. Eles foram ouvidos, separadamente, no dia posterior, 24 horas após o acidente e declararam o seguinte:

1. houve queda repentina de potência em ambas as motoras, notada pela indicação de torque e pela diferença de ruído;
2. essa queda de potência foi momentânea, o torque subiu imediatamente para o normal, o ruído aumentou excessivamente e a temperatura dos gases da turbina ultrapassou o limite permitido;
3. quando houve a queda de potência, o Comandante decidiu descontinuar a decolagem, porque ainda não havia sido atingido a VI; mas as falhas do item (2) acima ocorreram, antes que as manobras pudessem ser realizadas;
4. quando foi iniciado o procedimento de descontinuidade da decolagem, a aeronave estava com 85/90 KT, aproximadamente, e a VI era de 98 KT;
5. os freios normais foram aplicados a fundo, com resultado alguns, foram bombeados com os pés 2 ou 3 vezes;
6. foi ligada a bomba hidráulica de emergência e aplicado o freio de emergência, totalmente e de uma só vez; houve uma ligeira tendência para a direita, sem desaceleração da aeronave;
7. a VI não foi atingida;
8. havia sido feito um serviço de manutenção dos freios, antes da decolagem, porque estavam frios no pouso anterior;
9. foi comandado o levantamento do trem de pouso, quando o avião estava muito próximo do fim da pista, sem o resultado desejado;
10. a queda de potência ocorreu, mais ou menos, no meio da extensão da pista;
11. não foi sentido qualquer efeito de freioagem, embora as hélices estivessem no "ground fine pitch" e o freio de emergência, totalmente, aplicado.

Uma das Comissárias declarou que percebeu a diminuição do ruído das motoras na decolagem, a volta desse ruído muito mais alto do que o normal e, em seguida a redução total das motoras. Na primeira diminuição do ruído, achou que se tratava de algo anormal e levantou-se para pegar o telefone de "Public Address", para orientar os passageiros, caso fosse necessário.

Em virtude de estes depoimentos terem sido prestados, isoladamente, 24 horas após o acidente, sem contato prévio entre os tripulantes e por terem concordado em todos os detalhes, conclui-se que houve, realmente, queda momentânea de potência em ambas as motoras.

Pela Análise do Aeroporto, conclui-se que, em condições normais, a VI deveria ser atingida a 2020 pés de distância do cabeceira da pista e a distância para parar a aeronave seria de 1.760 pés, com

Relatório 10682

freios normais, em caso de descontinuidade de decolagem. A pista possui um total de 4.341 pés de comprimento. Teoricamente, a VI deveria ser atingida, quase no meio da pista, em cujas proximidades havia a queda de potência. Pelas declarações de um passageiro de origem norte-americana, que estava sentado na sétima cadeira à direita, observando a estacada de passageiros, na corrida de decolagem, a variação de velocidade do motor se deu mais ou menos no meio da pista; esta conclusão foi obtida em virtude do ponto de referência, citado pelo passageiro, quando houve o problema.

Examinando-se as marcas na pista, verificou-se que o freio de emergência está em uma rede de 1200 metros. Essa rede deixou marcas de borracha em uma extensão de 300 metros, do ponto de início até o limite final da pista; isso significa que o freio de emergência foi comandado a pouco mais de 300m do final (passado tempo decorrido entre comando e atuação). Houve, portanto, falha quase total do freio de emergência, somente 1/4 da superfície de arrasto (4 rodas) sofreu atrito.

Evidentemente, os freios normais foram usados, antes da aplicação do freio de emergência; e um procedimento automático, comandado por reflexo condicionado, isso significa que o ato de descontinuidade e fricção começou antes dos 300 metros finais.

De acordo com o "Service News" YS-11-128, é suposto que o freio de emergência atua 3 segundos após o piloto perceber que o freio normal falhou. Essa conclusão do fabricante é baseada em estudos de medição da parada da aeronave considerando esse tempo. Todavia, a distância do freio normal não pode ser avaliada na primeira frenada, e não ser que o sistema esteja nulo. Normalmente, os pedais oferecem alguma resistência e o piloto bombaleia-os 2 ou 3 vezes, como ocorreu neste caso; isso implica em demora de mais alguns segundos. De acordo com o mesmo "Service News", cada segundo de demora no atuação do freio de emergência implica em 45 metros de deslocamento da aeronave. Estimando-se que o piloto gastou 3 segundos quando os freios normais e mais 3 segundos previstos para atuar o freio de emergência, concluiu-se que desde o início de uso do freio normal, na descontinuidade de decolagem, até a atuação do de emergência, a aeronave deslocou-se 276 metros (600 x 460). Essa distância comada aos 300 metros da marca da borracha no solo, perfazem um total de 576 metros. Isso significa que a queda de potência ocorreu a essa distância do limite final da pista ou pouco antes, uma vez que não se pode calcular com exatidão o tempo que duraram os fatos anteriores ao início da descontinuidade da decolagem.

Portanto, houve falha do freio normal e de emergência, que foram aplicados, ao mesmo, em uma distância de 576 metros. O mesmo "Service News" diz que, nesse caso, seria necessário 1.141 metros para a parada total da aeronave, para uma velocidade de toque no solo de 85/90 KT. O problema teve início com essa velocidade, aproximadamente.

Pela Análise dos destroços, concluiu-se que todo o sistema elétrico estava ativado ao momento do impacto. Geradores, bateria, inversores e alternadores estavam ligados. O conjunto do freio direito, único que pode ser testado, não apresentava anormalidades. As "shut-off" de água manual estavam abertas e as bombas funcionaram após o acidente.

Examinando-se o Livro Técnico de Aviação e as Fichas de Serviço Exatadas, observou-se que a aeronave havia apresentado as seguintes

Linha 100 - 1000

freio normal, em caso de descontinuidade da decolagem. A pista possui um total de 4.341 pés de comprimento. Teoricamente, a VI devia ter atingido, quase no meio da pista, as cujas proximidades houve a queda de potência. Pelas declarações de um passageiro de origem norte-americana, que estava sentado na última cadeira a direita, observando a esteira de passageiros, na corrida de decolagem, a variação do ruído do motor se deu mais ou menos no meio da pista; esta conclusão foi obtida em virtude do ponto de referência, citado pelo passageiro, quando houve o problema.

Examinando-se as marcas na pista, verifica-se que o freio de emergência está em uma roda do lado direito. Essa roda deixou marcas de borracha em uma extensão de 300 metros, do ponto de início até o limite final da pista. Isso significa que o freio de emergência foi comandado a pouco mais de 300m do final (segundo tempo decorrido entre comando e atuação). Houve, portanto, falha quase total do freio de emergência, somente 1/4 da superfície de arretes (4 rodas) sofreu atrito.

Evidentemente, os freios normais foram usados, antes da aplicação do freio de emergência; é um procedimento automático, comandado por reflexo condicionado. Isso significa que a ação de descontinuidade e freiagem começou antes dos 300 metros finais.

De acordo com a "Service News" YS-11-128, é suposto que o freio de emergência atua 3 segundos após o piloto perceber que o freio normal falhou. Essa conclusão do fabricante é baseada em estudos de medições de aviação e funcionamento do sistema, e todas as condições de distância de parada da aeronave consideram esse tempo. Todavia, a deficiência do freio normal não pode ser avaliada na primeira freiada, e não ser que o sistema esteja ruim. Normalmente, os pedais oferecem alguma resistência e o piloto bombeia-os 2 ou 3 vezes, como ocorreu nesta caso, isso implica em demora de mais alguns segundos. De acordo com a mesma "Service News", cada segundo de demora na atuação do freio de emergência implica em 45 metros de deslocamento da aeronave. Estimando-se que o piloto gastou 3 segundos usando os freios normais e mais 3 segundos previstos para atuar o freio de emergência, conclui-se que desde o início do uso do freio normal, no descontinuidade da decolagem, até a atuação do de emergência, a aeronave deslocou-se 276 metros (6seg x 46m). Essa distância somada aos 300 metros de marca de borracha no solo, perfazem um total de 576 metros. Isso significa que a queda de potência ocorreu a essa distância do limite final da pista ou pouco antes, uma vez que não se pode calcular com exatidão o tempo que duraram os fatos anteriores ao início da descontinuidade da decolagem.

Portanto, houve falha do freio normal e de emergência, que foram aplicadas, no mínimo, em uma distância de 576 metros. O mesmo "Service News" diz que, nesse caso, seriam necessárias 1.141 metros para a parada total da aeronave, para uma velocidade de toque no solo de 85/90 KT. O problema teve início em uma velocidade, aproximadamente,

Pela Análise das destruições, conclui-se que todo o sistema elétrico estava ativado no momento do impacto. Cerdoras, baterias, inversoras e alternadoras estavam ligados. O conjunto do freio direito, único que pode ser testado, não apresentava anormalidades. As "shut-off" de água metano estavam abertas e as bombas funcionaram após o acidente.

Examinando-se o livro Técnico de Aviação e as Fichas de Serviço Executadas, observou-se que a aeronave havia apresentado as seguintes

Doppert, in Ed. A. V.

discrepâncias:

- a. queda de pressão de torque na decolagem - duas vezes;
- b. variação de torque (não foi especificado se na decolagem ou em vôo) - uma vez;
- c. falha de fluxo de água metanol na decolagem - uma vez;
- d. baixa potência na decolagem e em vôo nos dois motores - uma vez;
- e. TOT alto em um motor e baixo no outro - uma vez;
- f. TOT baixo em um motor - uma vez.

As quatro últimas discrepâncias ocorreram nos 30 dias que precederam os acidentes. Todas essas discrepâncias apresentam indícios de falha do Sistema de Água Metanol.

Examinando-se os dados da feitura do gravador de vôo, verifica-se que apresenta uma aceleração uniforme até 57 KT, e permaneceu marcando esta velocidade por 6 segundos. Em seguida, há um "peak" de aceleração, que se verifica no gráfico, de 71 KT para 101 KT em 3 segundos, o que é absurdo. O aspecto do gráfico sugere uma interrupção de funcionamento aos 15 seg e um re-início aos 21 seg, atingindo o "peak" aos 27 seg. Há possibilidade de ter havido falha de alimentação elétrica para o gravador, durante algum tempo.

Foram feitas 9 decolagens com outra aeronave, no Galeão, em as mesmas condições de meteorologia, de peso e de CG, quando foram criadas diversas situações de decolagem com e sem água metanol, com interrupção de fluxo, etc... Se não foi possível simular uma saída e entrada de água metanol a 15.000 RPM (situação do acidente), porque poder-se-ia inutilizar os motores. Nenhum dos gráficos dessas decolagens se assemelha ao do acidente, o que nos corrobora o mau funcionamento do gravador, no dia do acidente, provavelmente, por interrupção de corrente elétrica.

O Sistema de Água Metanol dessa tipo de aeronave recebe alimentação elétrica de barra principal, originalmente. Pelo Boletim de Serviço nº 82-2) de setembro de 1969, a fonte de alimentação foi mudada para a barra de emergência, "para eliminar o funcionamento intermitente do sistema de água metanol que afeta adversamente os motores, quando a falha de barra principal ocorre durante a decolagem" (literalmente do Boletim de Serviço).

Apesar da mudança de fonte de alimentação, a aeronave acidentada apresentou falha comprovada de fluxo de água metanol e alguns indícios de mesma falha, em outras ocasiões.

Para eliminar a possibilidade de a aeronave haver decolado com pouca água metanol no pouco combustível, foi pesquisado e constatado que houve reabastecimento de ambas a o avião decolou com um total de ... 6.850 lbs de combustível e 319 lbs de água metanol.

Considerando que a falha do freio de emergência ocorreu, provavelmente, por falha da bomba hidráulica de emergência, que é elétrica; que o gravador de vôo deixou de funcionar, provavelmente, por falha elétrica; que a queda de potência simultânea de ambos os motores se pode ocorrer por falha do sistema de água metanol e que para o falha total desse sistema é necessária falha elétrica; e que as unidades desse sistema foram testadas e estavam em condições de funcionamento;

V. B. B. B.

conclui-se que a causa provável do acidente foi interrupção momentânea do fluxo de água metanol, por falha de corrente elétrica para as bombas desse sistema.

4. CONCLUSÃO

Fatores que contribuíram para o acidente:

- Fator Humano - não contribuiu;
- Fator Material - interrupção momentânea de fluxo de água metanol, provavelmente por falha elétrica;
 - falha dos freios normais;
 - falha do freio de emergência, provavelmente, por falha de corrente elétrica para a bomba hidráulica de emergência.

Fator Operacional - não contribuiu.

5. CONSEQUÊNCIAS

- Pessoais - Oito passageiros faleceram, os dois pilotos e um Comandante de Cabine sofreram ferimentos graves;
- Materiais - a aeronave é irrecuperável;
- Aterroiros - Não houve.

6. RECOMENDAÇÕES

A BIRON AIRCRAFT MANUFACTURING CORPORATION LTDA, fabricante da aeronave, deve re-estudar o sistema elétrico, no que tange a alimentação de corrente para o sistema de água metanol e para a bomba hidráulica de emergência, a fim de re-avaliar a segurança de funcionamento.

Rio de Janeiro, 04 de Janeiro de 1973

APROVO:

Jose Tavares Bordeaux Rego
Ten Brig de Ar - JOSÉ TAVARES BORDEAUX REGO
Diretor-Geral

Hernano Vitral Joppert Junior
HERNANO VITRAL JOPPERT JUNIOR - Ten Cel Av.
Presidente da CIPAA do DAC

HVJJ/DA

INSPECTORIA GERAL DA AERONAUTICA

OP Nº 277/SIPAER-720 Brasília-DF, 21 de Junho de 1974

Do: Inspetor Geral da Aeronautica
Ao: Tenº Sr. Dr. STELTO EASTOS BELCHIOR
Av. Graça Aranha, 895 - 405/08
Rio de Janeiro - Guanabara

Assunto: Certidão de Relatório Final
(ENCANTINHA)

Ref: Requerimento datado de 1 MAI-74

Anexo: 01 (Uma) Certidão.

FAB FATOR DE SEGURANÇA E
INTEGRAÇÃO NACIONAIS

MAR 64

DEZ 68

I - Em atenção à solicitação contida no requerimento da referencial, encaminho a V Sa uma certidão do Relatório Final do acidente aeronáutico com a aeronave PP-3M3, no dia 23 de outubro de 1973, no Aeroporto Santos Dumont, Estado da Guanabara.

II - Aprovelto a oportunidade para apresentar a V Sa os protestos de elevada consideração.

em Sig. Roberto Faria Lima -
Ten. Belg. do Ar - ROBERTO FARIA LIMA
Inspetor Geral da Aeronautica

PROCOLO M. Aci.

RMS/VJC.
Cópia:
SIPAER.....2
Procedimento...1
Total.....3

02-01/000720/74

INSPECTORIA GERAL DA AERONÁUTICA
CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO
DE ACIDENTES AERONÁUTICOS

O Coronel Aviador MARIO DE MELO SANTOS, Chefe do Centro de Investiga-
ção e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos, da INSPECTORIA GERAL DA
AERONÁUTICA,

SECRETARIA

em razão do despacho proferido pelo Exm^o Sr Inspetor Geral da Aero-
nautica, no requerimento das Sr^{as} TSUGI TSUNAWAKI e YUTAKA SAITO,
datado de 03 de Maio de 1974, publicado no Boletim Interno nº 065,
de 05 de Junho de 1974, desta Inspectoria Geral, que do Relatório do
acidente ocorrido com a aeronave I-311 A, prefixo PP-EMJ, no dia 23
de outubro de 1973, e do teor seguinte o Relatório Final:
MINISTÉRIO DA AERONÁUTICA - INSPECTORIA GERAL DA AERONÁUTICA - Servi-
ço de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos - RELATO-
RIO FINAL - AERONAVE - Tipo: YS-11-A - Matrícula: PP-803 - Unidade
ou Proprietários: Viação Aérea São Paulo S/A - VASP - Aeroporto de
Guarulhos - São Paulo - SP - ACIDENTE - Data/hora: 23 OUT 73 - às 11
08:45P - Local: Aeroporto Santos Dumont - Estado: Guanabara - Tipo:
ultrapassagem dos limites da pista na decolagem. Classificação: GRA-
VE - 1. HISTÓRICO DO ACIDENTE: A aeronave iniciou a corrida de de-
colagem, com destino a Belo Horizonte. Nas proximidades da metade da
pista, os motores foram reduzidos, saiu fumaça da roda direita, in-
dicando ação de freio, caracterizando descontinuidade da operação.
O avião ultrapassou o limite da pista, atravessou a Avenida, que em
torna a cabeceira oposta, colidiu com as pedras quebra-mar e caiu
na Baía da Guanabara, a cerca de 15 metros dessas pedras. 2. ELIMEN-
TOS DE INVESTIGAÇÃO - 2.1 Pator Humano - Ambos os pilotos estavam
com os respectivos Certificados de Capacidade Física válidos. Não
se havia registros de aspectos fisiológicos ou psicológicos, anterior-
es, que pudessem ter relação com o acidente. As reações psico-moto-
res de ambos, nas respectivas funções, foram normais. 2.2 Pator Ma-
terial - 2.2.1 Exame dos destroços - 2.2.1.1 Exame anotados 61 itens
relativos aos destroços, dos quais os mais relevantes são:
- ambos os geradores estavam ligados; { ? } - bateria ligada;
- todas as "booster-pumps" - ligadas; { ? } - "cross-feed" -
desligado; (5) - um aerímetro DC - indicando 180 amps; (6) -
os outros amps DC - indicando zero; (7) - "circuit-breaker" do
"emergency bus relay" - saltado; (8) - ambos os "pre-light" - em
OFF; (9) - posição dos flaps - 15 graus; (10) - comandos com movi-
mentos livres; (11) - alavanca do freio de emergência, totalmente
puxada e emperrada; (12) - trava dos comandos na posição "destrava-
dos"; (13) - "override" do trem de pouso - comandada; (14) - "cir-
cuit-breakers" da alimentação de Força DC principal, nº 1 e 2 - sal-
tados; (15) - bomba hidráulica de emergência - ligada; (16) - "anti-
skid" - ON; (17) - "propeller synchronizer" - desligado; (18) - piló-
to automático - desligado; (19) - filtros de combustível de ambos
os motores - limpos, dando passagem ao combustível; (20) - filtros
de óleo de ambos os motores - limpos; (21) - filtros de óleo de re-



.....

torno de ambos os motores - limpos; (22) - inversores e alternado-
res - ligados; (23) - filtros de agua metanol e respectivos aloja-
mentos, de ambos os motores - limpos; (24) - ambas as "PURGE VAL-
VES" - fechadas, e (25) - ambas as "SHUT-OFF" de agua metanol - a-
bertas. 2.2.1.2 Foram realizadas os seguintes testes e exames: (1)
- as tres bombas de agua metanol foram retiradas do aviao; testa-
das e funcionaram normalmente; (2) - os motores foram abertos e exa-
minados - nao havia falha interna, nem sinais de super-aquecimento;
(3) - as laminas das turbinas foram testadas pa Ralls-Royce, na In-
glaterra, e o laudo desse exame declara que nao ha sinais, microg-
opicos ou moleculares de super-aquecimento; (4) - as helices nao
apresentavam sinais de falha estrutural, exceto por impacto; nem
de mau funcionamento; as laminas estavam em posicao muito proxima
do "ground fine pitch"; (5) - foi feito o exame 2.2.1.3.A aeronave
o esquerdo nao oferecia condicoes para exame. 2.2.1.3.A aeronave
havia apresentado as seguintes discrepancias principais, antes do
acidente: (1) - dia 12/6/73 - logo após sair do solo, o torque da
turбина esquerda caiu para 220 PSI, tendo o avião estava ligada; Medi-
ca lâda; substituiu o "switch" no pedestal. (4) - dia 5/10/73 - aerop-
lante; substituiu o "switch" no pedestal. (4) - dia 5/10/73 - aerop-
ave voando mal com 14.200 RPM e TGT de 770°C; com 150 KI não foi
conseguida mais de 100 ft/min de taxa de subida. Após a decolagem,
a velocidade foi feita com flap a zero, so conseguimos espalhar para 130 KI,
com um motor de cada vez (para 60 de torque) e o avião não voava na
passava de 115 KI com a água metanol ligada. Medida corretiva ado-
tada em 13/10/73: foi colocado o gabarito o motor esquerdo não atingiu o mínimo previsto na decolagem e
água metanol e efetuado o ajuste do motor. (6) - dia 15/10/73 - desola-
ção interrompida devido ao TGT do motor I a 920°C e o motor II a
770°C, com trimmer a 88%. Não ha ficha de serviço executado. O Re-
latorio Técnico do Avião diz: foi trocado o indicador de temperatura noz
quero e regulada a temperatura do direito. NOTA: o TGT direito não atingiu
mal de ambos é de 890°C. (7) - dia 16/10/73 - TGT direito de 180°C a 11
giu 890°C na decolagem e após a mesma deu oscilações de 180°C a 11
200°C. A aeronave regressou ao ponto de partida, com esta regulado
serviço executado. No Relatório Técnico do Avião, em esta regulado
turbinas II. 2.3 Fator Operacional - 2.3.1 Manutenção - Não ha evi-
dências de que tenha contribuído para o acidente. 2.3.2 Instrução
- O Comandante da aeronave, que estava pilotando no momento, pos-
sui Licença de Piloto de Linha Aérea. A Instrução credenciado pos-
sua Empresa. 2.3.3 Experiência de Voo - Ambos os pilotos possuem
suficiente experiência para realizar esse voo. Horas de voo do Com-
mandante em YS-11-A (Totais...3.618:00 - (Como 1ª ou 11...1.050:00
- (Nos últimos 24 horas...65:00 - (Nos últimas 24 horas...65:00
2.3.4 Meteorologia - As condições meteorológicas no momento do aci-
dente eram as seguintes: BBRJ 11:42 - CIM 5KM NVU 4 OI 6.000 1007.
9 26/22 - 2.3.5 Infra-estrutura - A pista possui 1.323m de extensão
por 42m de largura. Estava seca. Não influíu no acidente. 2.3.6 Ca



municações - Não interferiram. 2.3.7 Peso e Balançamento - A aeronave decolou com 53.012 lbs e o CG a 26% da CMA, O peso máximo de decolagem permitido no Aeroporto Santos Dumont é de 54.000 lbs. 2.3.8 Normas Operacionais - Os procedimentos de decolagem e de emergência foram adotados de acordo com as normas do fabricante da aeronave e da Empresa proprietária. 2.3.9 Gravador de Voz - O gravador de voz foi recuperado e foi feita a leitura do parâmetro velocidade. 2.3.10 Depoimento dos tripulantes - Os tripulantes foram ouvidos no dia seguinte ao acidente, nos hospitais onde se encontravam. Não foi possível ouvi-los no mesmo dia, devido as condições traumáticas, físicas e psicológicas. 2.3.11 Foram feitas várias decolagens de reconstrução, com outra aeronave, e as gravações foram lidas, para comparação. 2.3.12 Contra-incêndio e primeiros socorros - Não houve fogo. Os ocupantes da aeronave foram resgatados do mar por barcos da Escola Naval e por uma lancha do SAR. Receberam os primeiros socorros no Posto Médico dessa Escola e em hospitais de pronto socorro da cidade. 3. ANALISE - Do momento do acidente em diante, os tripulantes não tiveram mais contato entre si, porque os pilotos foram levados para hospitais diferentes e os Comissários ficaram em um hospital, em quartos diferentes. A Comissão de Investigação procurou ouvir os pilotos, no mesmo dia, mas não foi possível, porque um já estava anestesiado para operação na face e o outro se encontrava sobre forte efeito de trauma emocional. Eles foram ouvidos, separadamente, no dia posterior, 24 horas após o acidente e declararam o seguinte: 1. houve queda repentina de potência em ambos os motores, notada pela indignação do torque e pela diminuição de ruído; 2. essa queda de potência foi momentânea, o torque subiu imediatamente para o normal, o ruído aumentou excessivamente e a temperatura dos gases da turbina ultrapassou o limite permitido; 3. quando houve a queda de potência, o Comandante decidiu descontinuar a decolagem, porque ainda não havia sido atingida a VI; mas os fatos do item (2) acima ocorreram, antes que as manetes pudessem ser reduzidas; 4. quando foi iniciado o procedimento de descontinuidade da decolagem, a aeronave estava com 85/90 KT, aproximadamente, e a VI era de 98 KT; 5. os freios normais foram aplicados a fundo, sem resultado algum, foram bombeados com os pés 2 ou 3 vezes; 6. foi ligada a bomba hidráulica de emergência e aplicado o freio de emergência, totalmente e de uma só vez; houve uma ligeira tendência para a direita, sem desaceleração da aeronave; 7. a VI não foi atingida; 8. havia sido feito um serviço de manutenção dos freios, antes da decolagem, porque estavam fracos no pouso anterior; 9. foi comandado o levantamento do trem de pouso, quando o avião estava muito próximo do fim da pista, sem o resultado desejado; 10. a queda de potência ocorreu, mais ou menos, no meio da extensão da pista; e 11. não foi sentido qualquer efeito de freagem, embora as hélices estivessem no "ground fine pitch" e o freio de emergência, totalmente aplicado. Uma das Comissárias de clarou que percebeu a diminuição do ruído dos motores na decolagem, a volta desse ruído muito mais alto do que o normal e, em seguida, a redução total dos motores. Na primeira diminuição do ruído, achou que se tratava de algo anormal e levantou-se para pegar o telefone do "Public Address", para orientar os passageiros, caso fosse necessário. Em virtude de esses depoimentos terem sido prestados, isoladamente, 24 horas após o acidente, sem contato prévio entre os tripulantes e por terem concordado em todos os detalhes, conclui-se que houve, realmente, queda momentânea de potência em ambos os motores. Pela Análise de Aeroporto, conclui-se que, em condições normais, a VI deveria ser atingida a 2020 pés de distân-



[Handwritten signature]

cia da cabecceira da pista e a distancia para parar a aeronave seria de 1.760 pés, com os freios normais, em caso de descontinuidade da decolagem. A pista possui um total de 4.341 pés de comprimento. Teoricamente, a VI deveria ser atingida, quase no meio da pista, em cujas proximidades houve a queda de potencia. Pelas declarações de um passageiro de origem norte-americana, que estava sentado na ultima cadeira a direita, observando a estação de passageiros, na corrida de decolagem, a variação de ruído do motor se deu mais ou menos no meio da pista; esta conclusão foi obtida em virtude do ponto de referencia, citado pelo passageiro, quando houve o problema. Examinando-se as marcas na pista, verifica-se que o freio de emergência só atuou em uma roda do lado direito. Essa roda detronou marca de borracha em uma extensão de 300 metros, do ponto de início até o limite final da pista. Isso significa que o freio de emergência foi comandado a pouco mais de 300m do final (sendo o tempo decorrido entre comando e atuação). Houve, portanto, falha quase total do freio de emergência, somente 1/4 da superfície de arrasto (4 rodas) sofreu atrito. Evidentemente, os freios normais foram usados, antes da aplicação do freio de emergência; é um procedimento automatico, comandado por reflexo condicionado. Isso significa que a ação de descontinuidade e freiagem começou antes dos 300 metros finais. De acordo com o "Service News" 76-11-128, e suposto que o freio de emergência atue 3 segundos após o piloto perceber que o freio normal falhou. Essa conclusão do fabricante e baseada em estudos de medicina de aviação e funcionamento do sistema. Em todos os calculos de distancia de parada da aeronave, consideramos esse tempo. Todavia, a deficiência do freio normal não pode ser avaliada na primeira frenada, e não ser que o sistema esteja nulo. Normalmente, os pedais oferecem alguma resistencia e o piloto bombaleia-os 2 ou 3 vezes, como ocorreu neste caso. Isso implica em demora de mais alguns segundos. De acordo com o mesmo "Service News", cada segundo de demora na atuação do freio de emergência implica em 46 metros de deslocamento da aeronave. Estimando-se que o piloto gastou 3 segundos usando os freios normais e mais 3 segundos previstos para atuar o freio de emergência, concluiu-se que desde o início do uso do freio normal, na descontinuidade da decolagem, até a atuação do de emergência, a aeronave deslocou-se 376 metros (6seg x 46m). Essa distancia somada aos 300 metros da marca de borracha no solo, perfazem um total de 576 metros. Isso significa que a queda de potencia ocorreu a esta distancia do limite final da pista, ou pouco antes, uma vez que não se pode calcular com exatidão o tempo que duraram os fatos anteriores ao início da descontinuidade da decolagem. Portanto, houve falha do freio normal e de emergência, que foram aplicados, no minimo, em uma distancia de 576 metros. O mesmo "Service News" diz que, nesse caso, seriam necessarios 1.161 metros para a parada total da aeronave; para uma velocidade de tomada, aproximadamente. Pela análise dos destroços conclui-se que todo o sistema electrico estava ativado no momento do impacto. Geradores, bateria, inversores e alternadores estavam ligados. O conjunto do freio direito, unico que pôde ser testado, não apresentava anormalidades. A "shut-off" de agua metanol estavam abertas e as bombas funcionaram após o acidente. Examinando-se o Livro Técnico do Avião e as Fichas de Serviço Executadas, observa-se que a aeronave apresentado, digo, havia apresentado as seguintes discrepancias: a) queda de pressão de torque na decolagem - duas vezes; b) variação de torque (nao foi especificado se na decolagem ou emvoo) - uma vez; c) falha de fluxo de agua metanol na decolagem - uma vez;



Diário

d. baixa potência na decolagem e em vôo nos dois motores - uma vez em um motor - uma vez. As quatro últimas discrepâncias ocorreram nos 30 dias que precederam ao acidente. Todas essas discrepâncias apresentam indícios de falha do Sistema de Água Metanol. Examinando-se os dados da leitura do gravador de vôo, verifica-se que após uma aceleração uniforme até 57 KI e permanecendo marcando esta velocidade por 6 segundos. Em seguida, há um "peak" de aceleração, que é absurdo. O aspecto do gráfico sugere uma interrupção de funcionamento aos 15 seg e um re-início aos 21 seg, extinguindo o "peak" aos 27 seg. Há possibilidade de ter havido falha de alimentação elétrica para o gravador, durante algum tempo. Foram feitas 9 decolagens com outra aeronave, no Galeão, com as mesmas condições de meteorologia, de peso e de CG, quando foram criadas diversas situações de decolagem com e sem água metanol, com interrupção de fluxo, etc... So não foi possível simular uma saída e entrada de água metanol a 15.000 RPM (situação do acidente), porque poderia inutilizar os motores. Nenhum dos gráficos dessas decolagens se assemelhou ao do acidente, o que vem corroborar o mau funcionamento do gravador, no dia do acidente, provavelmente, por interrupção de corrente elétrica. O Sistema de Água Metanol desse tipo de aeronave recebe alimentação elétrica da barra principal, originalmente. Pelo Boletim de Serviço nº 82-23 de setembro de 1969, a fonte de alimentação foi mudada para a barra de emergência, para eliminar o funcionamento intermitente do sistema de água metanol que afetava severamente os motores, quando a falha da barra principal ocorria durante a decolagem" (literalmente do Boletim de Serviço). Apesar da mudança de fonte de alimentação, a aeronave acidentada apresentou falha comprovada de fluxo de água metanol e alguns indícios de mesma falha, em outras ocasiões. Para eliminar a possibilidade de a aeronave haver decolado com pouca água metanol ou pouco combustível, foi pesquisado e constatado que houve reabastecimento de 319 lbs de água metanol. Considerando que a falha do freio de emergência ocorreu, provavelmente, por falha da bomba hidráulica de emergência, que é elétrica; que o gravador de vôo deixou de funcionar, provavelmente, por falha elétrica; que a queda de potência simultânea de ambos os motores só pode ocorrer por falha do sistema de água metanol e que para a falha total desse sistema é necessária falha elétrica; e que as unidades desse sistema foram testadas e estavam em condições de funcionamento; conclui-se que a causa provável do acidente foi interrupção momentânea do fluxo de água metanol, por falha de corrente elétrica para as bombas desse sistema.

4. CONCLUSÃO - Fatores que contribuíram para o acidente: Fator Humano - não contribuiu; Fator Material - interrupção momentânea de fluxo de água metanol, provavelmente por falha elétrica; falha dos freios normais; falha do freio de emergência, provavelmente por falha de corrente elétrica para a bomba hidráulica de emergência; Fator Operacional - não contribuiu. 5. CONSEQUÊNCIAS - Passageiros - oito passageiros faleceram, os dois pilotos e um Comissário sofreram ferimentos graves. Materiais - A aeronave é irreparável. A terceiros - Não houve. 6. RECOMENDAÇÕES - A NINON AIR-CRAFT MANUFACTURING CORPORATION LTDA, fabricante da aeronave, deve re-estudar o sistema elétrico, no que tange a alimentação de corrente para o sistema de água metanol e para a bomba hidráulica de



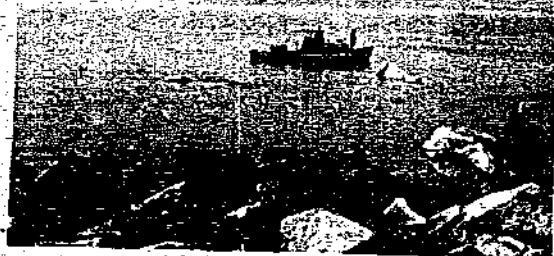
Handwritten signature or initials.

emergencia, a fim de re-avaliar a segurança de funcionamento, a
 Em 07/FEV/74 APROVO: (ass) Ten Brig do Ar Engº - JAIR AMÉRICO DOS
 REIS - Inspetor Geral da Aeronautica - (ass) JOAQUIM BAPTISTA PI-
 NHEIRO GRANDE - Ten Cel Av - Chefe do GENIPA - BVJJ/BMS
 C. B. H. T. I. F. I. C. A, ainda, que consta no Relatório de Investigação
 08 (oito) Autos de Exame Cadaverico do Instituto Médico Legal do
 Estado de Guanabara, secretaria de Segurança Pública, Departamento
 Técnico Científico, sobre o falecimento dos seguintes ocupantes da
 referida aeronave: PASSAGEIROS - IACY PEDRO DA CRUZ CHAVES; SAMUEL
 DA ROCHA FONSECA; JOSÉ MOREIRA DOS SANTOS; KARL KAUF; GORDON J. " "
 DUERR; MASARU SAITO; KIYOSHI TSUNAWAKI e ARIHO RAMOS FERREIRA.
 DADA E PASSADA NESTA cidade de Brasília aos vinte dias do mes de
 Junho do ano de mil novecentos e setenta e quatro



Mário de Melo Santos
 MÁRIO DE MELO SANTOS - Cel Av
 Chefe do Centro de Investigação e
 Prevenção de Acidentes Aeronáuticos

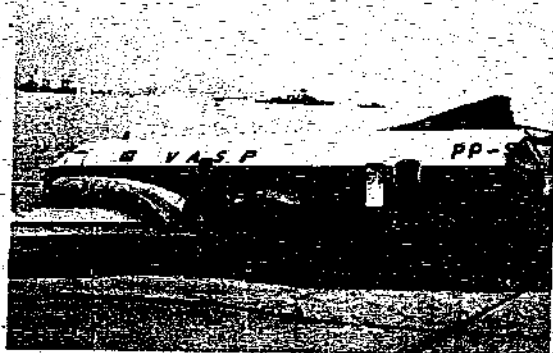
BMS/VJC.



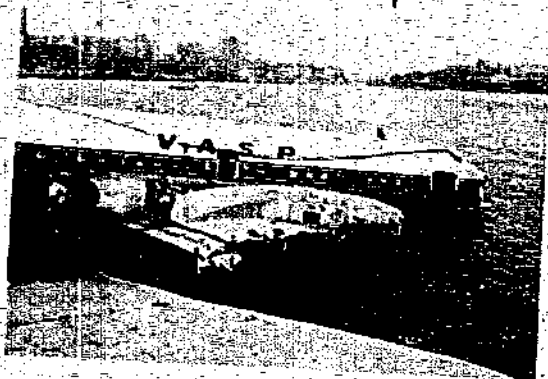
Vista da aeronave,
totalmente, submer-
sa. -
Somente o topo da
deriva fica à tona.



Vista do resgate
da aeronave, após
ter estado, com-
pletamente, sub-
mersa.



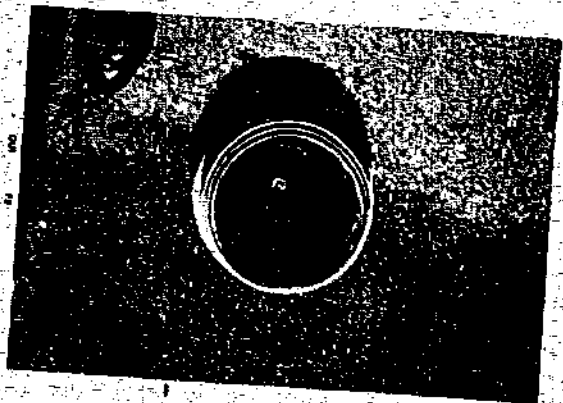
Vista lateral es-
querda da aeronave,
após o resgate
de dentro da
água.



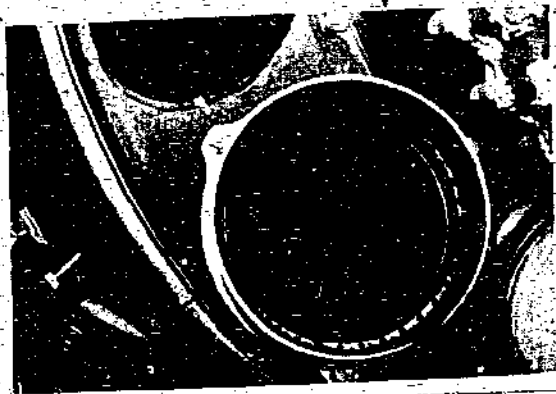
Vista lateral direita da aeronave, após o resgate do mar.



Vista da parte dianteira da aeronave, após o resgate do mar.



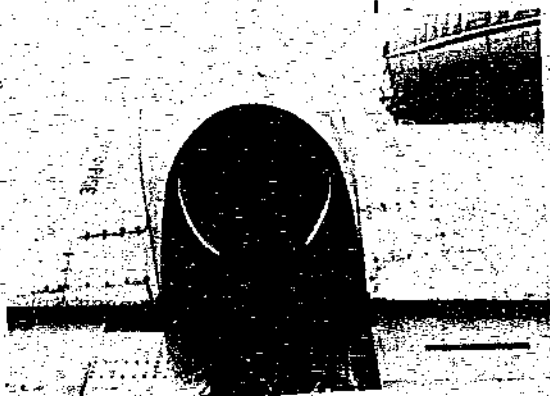
Vista do interior de uma câmara de combustão - perfeito estado, sem sinais de super-aquecimento. Foram retiradas uma câmara de cada motor. Ambas apresentavam este aspecto.



Vista das "NOZZLE GUIDE VANES" e das lâminas do 1º estágio da turbina de alta pressão - em perfeito estado, sem sinais de superaquecimento. Ambos os motores apresentavam este aspecto.



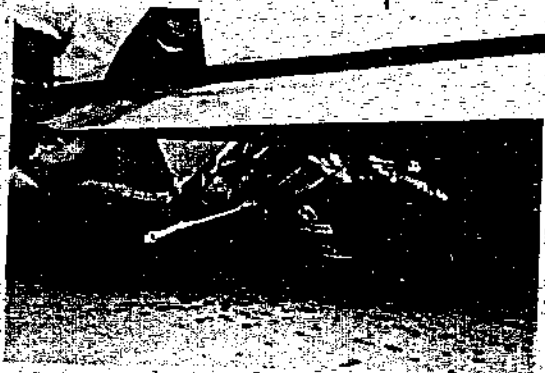
Tubo de exatuação do motor direito - perfeito, quanto à forma, porém com adiantado processo de corrosão por água salgada.



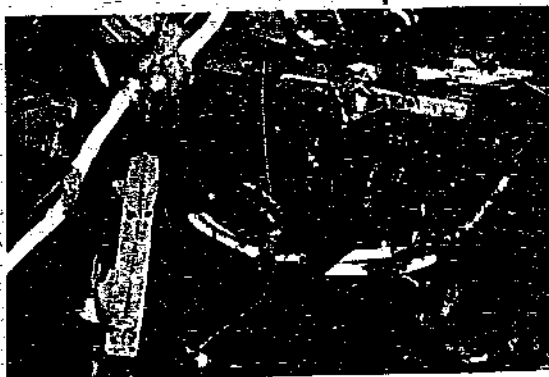
Tubo de exatuação do motor esquerdo - perfeito, quanto à forma, porém com adiantado processo de corrosão por água salgada.



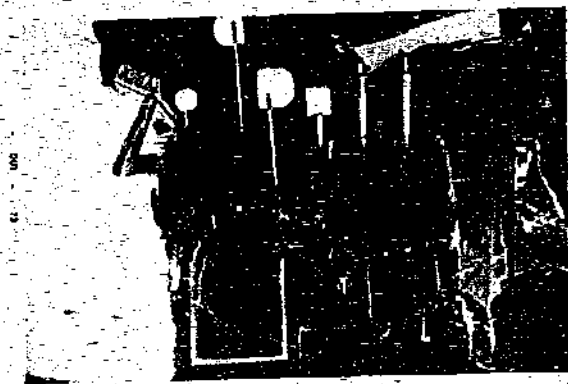
Freio de emergência acionado, totalmente, puxado e enpenado nessa posição.



Viata do trem de pouso direito, solto. O esquerdo, também, estava recolhido, o que comprova que foi comandado o recolhimento do trem, após cruzar a ca-beceira da pista oposta.



Interruptor da Master da água metanol - posição OFF

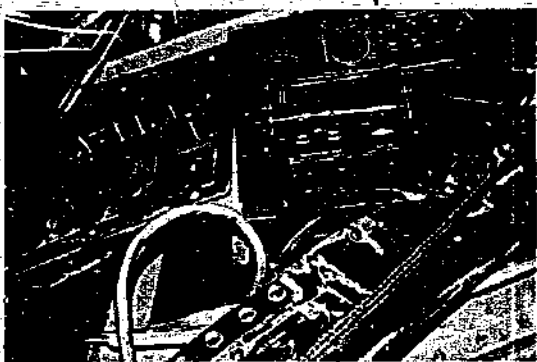


Posição das mantes - descrição em "Exame dos Destroços".



Vista do painel de fusíveis.

Situação dos fusíveis descrita em "Exame dos Destroços".



Vista de amperímetros e interruptores - descrição em "Exame dos Destroços".



**Marcas das rodas bloqueadas pelo freio de emergência,
na Av Almirante Silvio de Noronha, que passa pela ca-
beceira da pista 02 do aeroporto Santos Dumont.**



O soldado marca o ponto onde a roda direita ficou bloqueada pelo freio de emergência. Distância até o fim da pista: 284 metros. Um pouco antes, ele já começara a atuar. Note-se que não há marca da roda esquerda. Ao fundo, a Escola Naval.

A seta indica a direção de deslocamento da aeronave.



A legenda é a mesma da foto nº 1.

Vista de outro ângulo para mostrar o través do hangar da VARIG, como referência.



Foto tirada a ós o blo-
queio da roda direita.
Marca cheia, evidência
de que o pneu ainda não
havia estourado.

Roda, totalmente blo-
quenda pelo freio de
emergência.

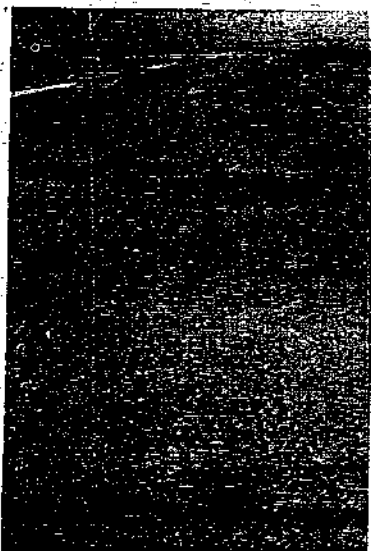


Foto tirada da mesma
distância da cabeceira
da pista, que a foto
anterior, porém de uma dire-
ção paralela, para mos-
trar ausência de marca
da roda esquerda.



Foto da marca da roda direita, após o estouro dos pneus. O conjunto das rodas direitas permanece bloqueado.

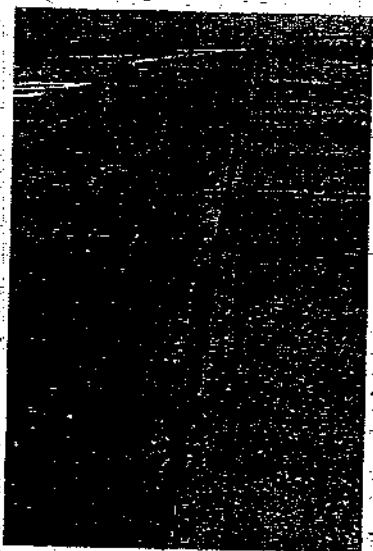


Foto tirada da mesma distância da cabeceira da pista, que a foto nº 5, porém de uma direção paralela, para mostrar a ausência de marcas das rodas esquerdas.



Marcas brancas longitu-
dinais do final da pista.
Marca dos pneus da direit-
ta estourados.

NOV 73

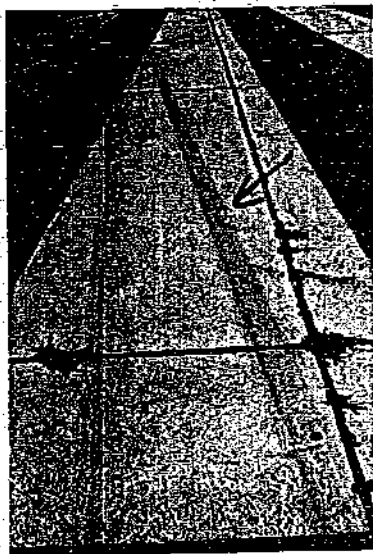


Foto tirada de uma dire-
ção paralela à da foto
nº 7. Marcas pálidas dos
pneus esquerdos estoura-
dos.

Compare-se a diferen-
ça de coloração com a foto
nº 7. *aduma*

Nesse ponto, o ANTISKID
deixou de atuar ligeira-
mente do freio de emergên-
cia.

NOV 73



Início das marcas brancas longitudinais do final da pista.

Marca dos pneus direitos bloqueados.

NOV 13 9

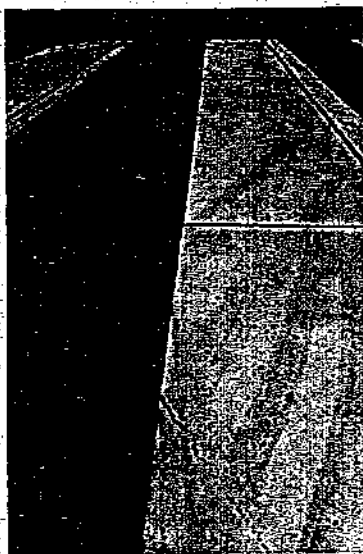


Foto tirada de uma direção paralela à da foto nº 9. Ausência de marcas da roda esquerda.

NOV 13 9



Linha branca transversal e linhas longitudinais do final da pista. Marcas de rodas direitas bloqueadas até o fim da pista.

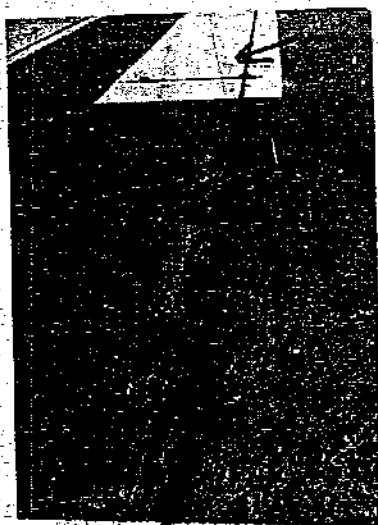


Foto tirada de uma direção paralela à da foto nº 11. Note-se a pálida marca das rodas esquerdas na faixa longitudinal, único local em que o freio de emergência atuou levemente nas rodas esquerdas. Logo em seguida desaparecem e não cruzam a faixa transversal do fim da pista.

A
 MINISTÉRIO DA AERONÁUTICA
 INSPECTORIA GERAL DA AERONÁUTICA

Serviço de Investigação e Prevenção de
 Acidentes Aeronáuticos

RELATÓRIO FINAL

AVIAÇÃO	Tipo: YS-11-A Matrícula: PP-SMJ	Unidade ou Proprietário: Viação Aérea São Paulo S/A - VASP - Aeroporto de Congonhas - São Paulo - SP.
ACIDENTE	Data/hora: 23 OUT 73 - às 08:46P Local: Aeroporto Santos Dumont Estado: Guanabara	Tipo: Ultrapassagem dos limites da pista no decolagem. <i>Pista de controle</i> Classificação: <u>G R A V E</u>

1. HISTÓRICO DO ACIDENTE:

A aeronave iniciou a corrida de decolagem, com destino a Belo Horizonte. Nas proximidades da metade da pista, os motores foram reduzidos, saiu fumaça da roda direita, indicando ação de freio, caracterizando descontinuidade da operação.

O avião ultrapassou o limite da pista, atravessou a Avenida, que contorna a cabeceira oposta, colidiu com as pedras quebra-mar e caiu na Baía da Guanabara, a cerca de 15 metros dessas pedras.

2. ELEMENTOS DE INVESTIGAÇÃO

2.1 Fator Humano

Amos os pilotos estavam com os respectivos Certificados de Capacidade Física válidos. Não havia registros de aspectos fisiológicos ou psicológicos, anteriores, que pudessem ter relação com o acidente. As reações psico-motoras de ambos, nas respectivas funções, foram normais.

2.2 Fator Material

2.2.1 Exame dos destroços

2.2.1.1. Foram anotados 61 itens, relativos aos destroços, dos quais os mais relevantes são:

- (1) - ambos os geradores estavam ligados;
- (2) - bateria ligada;
- (3) - todas as "booster-pumps" - ligadas;
- (4) - "cross-feed" - desligado;
- (5) - um amperímetro DC - indicando 180 amps;
- (6) - os outros amps DC - indicando zero;
- (7) - "circuit-braker" do "emergency bus relay" - saltado;
- (8) - ambos os "re-light" - em OFF;
- (9) - posição dos flaps - 15 graus;
- (10) - comandos com movimentos livres;

Continua

Vol. 57 40

- (11) - alavanca do freio de emergência, totalmente, puxada e emperrada;
- (12) - trava dos comandos na posição "destravados";
- (13) - "override" do trem de pouso - comandada;
- (14) - "circuit-brakers" da alimentação da Força DC principal, n° 1 e 2 - saltados;
- (15) - bomba hidráulica de emergência - ligada;
- (16) - "anti-skid" - ON;
- (17) - "propeller synchronizer" - desligado;
- (18) - piloto automático - desligado;
- (19) - filtros de combustível de ambos os motores - limpos, dando passagem ao combustível;
- (20) - filtros de óleo de ambos os motores - limpos;
- (21) - filtros de óleo de retorno de ambos os motores - limpos;
- (22) - inversores e alternadores - ligados;
- (23) - filtros de água metanol e respectivos alojamentos, de ambos os motores - limpos;
- (24) - ambas as "PURGE VALVES" - fechadas, e
- (25) - ambas as "SHUT-OFF" de água metanol - abertas.

2.2.1.2 Foram realizados os seguintes testes e exames:

- (1) - as três bombas de água metanol foram retiradas do avião, testadas e funcionaram normalmente;
- (2) - os motores foram abertos e examinados - não havia falha interna, nem sinais de super-aquecimento;
- (3) - as lâminas das turbinas foram testadas na Rolls-Royce, na Inglaterra, e o laudo desse exame declara que não há sinais visíveis, microscópicos ou moleculares de super-aquecimento;
- (4) - as hélices não apresentavam sinais de falha estrutural, exceto por impacto, nem de mau funcionamento; as lâminas estavam em posição muito próxima do "ground fine pitch";
- (5) - foi feito o exame do freio direito, o esquerdo não oferecia condições para exame.

2.2.1.3 A aeronave havia apresentado as seguintes discrepâncias principais, antes do acidente:

- (1) - dia 12/6/73 - logo após sair do solo, o torque da turbina esquerda caiu para 220 PSI; tendo o avião guinado para esse lado; a água metanol para ambos os motores estava ligada.

Medidas corretivas adotadas: substituído o transmissor de pressão de óleo e efetuada a regulagem do metanol.

- (2) - dia 19/6/73 - transmissor do torque da turbina direita dando trancos.

Medida corretiva adotada: substituído o transmissor de torque.

- (3) - dia 13/7/73 - metanol do motor II não entrou na decolagem.

Medida corretiva adotada: substituído o "switch" na pedestal.

- (4) - dia 5/10/73 - aeronave voando mal com 14.200 RPM e TGT de 770°C; com 150 KT não foi conseguida mais de 100 ft/min de razão de subida. Após a decolagem, que foi feita com flap a zero, só conseguimos embalar para 130 KT, nivelando o avião a para 150 KT, com 5 minutos de vôo. Foi reduzido um motor de cada vez (para 60 de torque) e o avião não voava no motor. O piloto regressou ao ponto de partida. A velocidade não passava de 115 KT com a água metanol ligada.

Medida corretiva adotada em 13/10/73: foi colocado o gabarito e feita a verificação dos ângulos dos flaps e ajuste do mesmo.

- (5) - dia 13/10/73 - torque do motor esquerdo não atingiu o mínimo previsto na decolagem - decolagem abortada.

Medida corretiva adotada: trocada a Unidade de água metanol e efetuada o ajuste do motor.

- (6) - dia 15/10/73 - decolagem interrompida devido ao TGT do motor I a 920°C e o motor II a 770°C, com trimmer a 88%.

Não há ficha de serviço executado.

Handwritten notes on the left margin:
Com 1000 ft de
12/6/73
19/6/73
13/7/73
5/10/73
13/10/73
15/10/73

O Relatório Técnico do Avião diz: foi trocado o indicador do TGT esquerdo e regulada a temperatura do direito.

NOTA: a temperatura normal de ambos é de 890°C.

(7) - dia 16/10/73 - TGT direito não atingiu 890°C na decolagem e após a mesma deu oscilações de 180°C a 200°C. A aeronave regressou ao ponto de partida. Não há ficha de serviço executado.

No Relatório Técnico do Avião, consta: regulado o TGT, drenado o filtro de combustível e feito o filtro de óleo da turbina II.

2.3 Fator Operacional

2.3.1 Manutenção

Não há evidências de que tenha contribuído para o acidente.

2.3.2 Instrução

O Comandante da aeronave, que estava pilotando no momento, possui Licença de Piloto de Linha Aérea. É Instrutor credenciado pela Empresa.

2.3.3 Experiência de Voo

Ambos os pilotos possuíam suficiente experiência para realizar esse voo.

Horas de Voo	(Totais.....)	3.618:00
do Comandante	(Como 1P ou 1N.....)	1.050:00
em YS-11-A	(Nos últimos 30 dias.....)	65:00
	(Nas últimas 24 horas.....)	06:00

2.3.4 Meteorologia

As condições meteorológicas no momento do acidente eram as seguintes:

SERJ 1148Z - CIM 5 KM NVU 4 Cl 6.000 1007.9 26/22

2.3.5 Infra-estrutura

A pista possui 1.323m de extensão por 42m de largura. Estava seca. Não influenciou no acidente.

2.3.6 Comunicações

Não influenciaram.

2.3.7 Peso e Balanceamento

A aeronave decolou com 53.012 Lbs e o CG a 26% da CMA.

O peso máximo de decolagem permitido no Aeroporto Santos Dumont é de 54.000 Lbs.

2.3.8 Normas Operacionais

Os procedimentos de decolagem e de emergência foram adotados de acordo com as normas do fabricante da aeronave e da Empresa proprietária.

2.3.9 Gravador de Vão

O gravador de vão foi recuperado e foi feita a leitura do parâmetro velocidade.

2.3.10 Depoimento dos tripulantes

Os tripulantes foram ouvidos no dia seguinte ao acidente, nos hospitais onde se encontravam. Não foi possível ouvi-los no mesmo dia, devido às condições traumáticas, físicas e psicológicas.

2.3.11 Foram feitas várias decolagens de reconstituição, com outra aeronave, e as gravações foram lidas, para comparação.

2.3.12 Contra-incêndio e primeiros socorros

Não houve fogo. Os ocupantes da aeronave foram resgatados do mar por barcos da Escola Naval e por uma lancha do SAR. Receberam os primeiros socorros no Posto Médico dessa Escola e em hospitais de pronto socorro da cidade.

3. ANÁLISE

Do momento do acidente em diante, os tripulantes não tiveram mais contato entre si, porque os pilotos foram levados para hospitais diferentes e os Comissários ficaram em um hospital, em quartos diferentes. A Comissão de Investigações procurou ouvir os pilotos, no mesmo dia, mas não foi possível, porque um já estava anestesiado para operação na face e o outro se encontrava sobre forte efeito de trauma emocional. Eles foram ouvidos, separadamente, no dia posterior, 24 horas após o acidente e declararam o seguinte:

1. houve queda repentina de potência em ambos os motores, notada pela indicação do torque e pela diferença de ruído;
2. essa queda de potência foi momentânea, o torque subiu imediatamente para o normal, o ruído aumentou excessivamente e a temperatura dos gases da turbina ultrapassou o limite permitido;
3. quando houve a queda de potência, o Comandante decidiu descontinuar a decolagem, porque ainda não havia sido atingida a VI; mas os fatos do item (2) acima ocorreram, antes que as manetes pudessem ser reduzidas;
4. quando foi iniciado o procedimento de descontinuidade da decolagem, a aeronave estava com 85/90 KT, aproximadamente, e a VI era de 98 KT;

5. os freios normais foram aplicados a fundo, sem resultado algum, foram bombeados com os pés 2 ou 3 vezes;
6. foi ligada a bomba hidráulica de emergência e aplicado o freio de emergência, totalmente e de uma só vez; houve uma ligeira tendência para a direita, sem desaceleração da aeronave;
7. a VI não foi atingida;
8. havia sido feito um serviço de manutenção dos freios, antes da decolagem, porque estavam fracos no pouso anterior;
9. foi comandado o levantamento do trem de pouso, quando o avião estava muito próximo do fim da pista, sem o resultado desejado;
10. a queda de potência ocorreu, mais ou menos, no meio da extensão da pista;
11. não foi sentido qualquer efeito de freiagem, embora as hélices estivessem no "ground fine pitch" e o freio de emergência, totalmente aplicado.

Uma das Comissárias declarou que percebeu a diminuição do ruído dos motores na decolagem, a volta desse ruído muito mais alto do que o normal e, em seguida, a redução total dos motores. Na primeira diminuição do ruído, achou que se tratava de algo anormal e levantou-se para pegar o telefone do "Public Address", para orientar os passageiros, caso fosse necessário. Em virtude de esses depoimentos terem sido prestados, isoladamente, 24 horas após o acidente, sem contato prévio entre os tripulantes e por terem concordado em todos os detalhes, conclui-se que houve, realmente, queda momentânea de potência em ambos os motores.

Pela Análise de Aeroporto, conclui-se que, em condições normais, a VI deveria ser atingida a 2020 pés de distância da cabeceira da pista e a distância para parar a aeronave seria de 1.760 pés, com os freios normais, em caso de descontinuidade da decolagem. A pista possui um total de 4.341 pés de comprimento. Teoricamente, a VI deveria ser atingida, quase no meio da pista, em cujas proximidades houve a queda de potência. Pelas declarações de um passageiro de origem norte-americana, que estava sentado na última cadeira à direita, observando a estação de passageiros, na corrida de decolagem, a variação de ruído do motor se deu mais ou menos no meio da pista; esta conclusão foi obtida em virtude do ponto de referência, citado pelo passageiro, quando houve o problema.

Examinando-se as marcas na pista, verifica-se que o freio de emergência só atuou em uma roda do lado direito. Essa roda deixou marca de borracha

em uma extensão de 300 metros, do ponto de início até o limite final de pista. Isso significa que o freio de emergência foi comandado a pouco mais de 300m do final (somando tempo decorrido entre comando e atuação). Houve, portanto, falha quase total do freio de emergência, somente 1/4 da superfície de arrasto (4 rodas) sofreu atrito.

Evidentemente, os freios normais foram usados, antes da aplicação do freio de emergência; é um procedimento automático, comandado por reflexo condicionado. Isso significa que a ação de descontinuidade e freiagem começou antes dos 300 metros finais.

De acordo com o "Service News" YS-11-128, é suposto que o freio de emergência atue 3 segundos após o piloto perceber que o freio normal falhou. Essa conclusão do fabricante é baseada em estudos de medicina de aviação e funcionamento do sistema, e todos os cálculos de distância de parada da aeronave consideram esse tempo. Todavia, a deficiência do freio normal não pode ser avaliada na primeira freiada, a não ser que o sistema esteja nulo. Normalmente, os pedais oferecem alguma resistência e o piloto bombeia-os 2 ou 3 vezes, como ocorreu neste caso. Isso implica em demora de mais alguns segundos. De acordo com o mesmo "Service News", cada segundo de demora na atuação do freio de emergência implica em 46 metros de deslocamento da aeronave. Estimando-se que o piloto gastou 3 segundos usando os freios normais e mais 3 segundos previstos para atuar o freio de emergência, concluímos que desde o início do uso do freio normal, na descontinuidade da decolagem, até a atuação do de emergência, a aeronave deslocou-se 276 metros (6seg. x 46m). Essa distância somada aos 300 metros de marca de borracha no solo, perfazem um total de 576 metros. Isso significa que a queda de potência ocorreu a essa distância do limite final da pista ou pouco antes, uma vez que não se pode calcular com exatidão o tempo que duraram os fatos anteriores ao início da descontinuidade da decolagem.

Portanto, houve falha do freio normal e de emergência, que foram aplicados, no mínimo, em uma distância de 576 metros: O mesmo "Service News" diz que, nesse caso, seriam necessários 1.141 metros para a "parada total" da aeronave, para uma velocidade de toque no solo de 85/90 kt. O problema teve início com essa velocidade, aproximadamente.

Pela Análise dos destroços, conclui-se que todo o sistema elétrico estava ativado no momento do impacto. Geradores, bateria, inversores e alternadores estavam ligados. O conjunto do freio direito, único que pôde ser testado, não apresentava anormalidades. A "shut-off" da água metanol esta

van abertas e as bombas funcionaram após o acidente.

Examinando-se o Livro Técnico do Avião e as Fichas de Serviço Executados, observa-se que a aeronave havia apresentado as seguintes discrepâncias:

- a. queda de pressão de torque na decolagem - duas vezes;
- b. variação de torque (não foi especificado se na decolagem ou em vôo) - uma vez;
- c. falha de fluxo de água metanol na decolagem - uma vez;
- d. baixa potência na decolagem e em vôo nos dois motores - uma vez;
- e. RPM alto em um motor e baixo no outro - uma vez;
- f. RPM baixo em um motor - uma vez.

As quatro últimas discrepâncias ocorreram nos 30 dias que precederam ao acidente. Todas essas discrepâncias apresentam indícios de falha do Sistema de Água Metanol.

Examinando-se os dados da leitura do gravador de vôo, verifica-se que apresenta uma aceleração uniforme até 57 KT e permanece marcando esta velocidade por 6 segundos. Em seguida, há um "peak" de aceleração, quase vertical no gráfico, de 71 KT para 101 KT em 3 segundos, o que é absurdo. O aspecto do gráfico sugere uma interrupção de funcionamento aos 15 seg e um re-início aos 21 seg, atingindo o "peak" aos 27 seg. Há possibilidade de ter havido falha de alimentação elétrica para o gravador, durante algum tempo.

Foram feitas 9 decolagens com outra aeronave, no Galeão, com as mesmas condições de meteorologia, de peso e de CG, quando foram criadas diversas situações de decolagem com e sem água metanol, com interrupção de fluxo, etc... Só não foi possível simular uma saída e entrada de água metanol a 15.000 RPM (situação do acidente), porque poderia inutilizar os motores. Nenhum dos gráficos dessas decolagens se assemelhou ao do acidente, o que vem corroborar o mau funcionamento do gravador, no dia do acidente, provavelmente, por interrupção de corrente elétrica.

O Sistema de Água Metanol desse tipo de aeronave recebia alimentação elétrica da barra principal, originalmente. Pelo Boletim de Serviço nº 82-23 de setembro de 1969, a fonte de alimentação foi mudada para a barra de emergência, "para eliminar o funcionamento intermitente do sistema de água metanol que afeta adversamente os motores, quando a falha da barra principal ocorre durante a decolagem" (literalmente do Boletim de Serviço).

Apesar da mudança de fonte de alimentação, a aeronave acidentada apresentou falha comprovada de fluxo de água metanol e alguns indícios da mesma

falha, em outras ocasiões.

Para eliminar a possibilidade de a aeronave haver decolado com pouca água metanol ou pouco combustível, foi pesquisado e constatado que houve reabastecimento de ambos e o avião decolou com um total de 6.650 lbs de combustível e 319 lbs de água metanol.

Considerando que a falha do freio de emergência ocorreu, provavelmente, por falha da bomba hidráulica de emergência, que é elétrica; que o gravador de voo deixou de funcionar, provavelmente, por falha elétrica; que a queda de potência simultânea de ambos os motores só pode ocorrer por falha do sistema de água metanol e que para a falha total desse sistema é necessária falha elétrica; e que as unidades desse sistema foram testadas e estavam em condições de funcionamento; conclui-se que a causa provável do acidente foi interrupção momentânea do fluxo de água metanol, por falha de corrente elétrica para as bombas desse sistema.

4. CONCLUSÃO

Fatores que contribuíram para o acidente:

- Fator Humano - não contribuiu;
- Fator Material - interrupção momentânea de fluxo de água metanol, provavelmente por falha elétrica;
 - falha dos freios normais;
 - falha do freio de emergência, provavelmente, por falha de corrente elétrica para a bomba hidráulica de emergência;
- Fator Operacional - não contribuiu.

5. CONSEQUÊNCIAS

- Pessoais - Oito passageiros faleceram, os dois pilotos e um Comissário sofreram ferimentos graves.
- Materiais - A aeronave é irreparável.
- A terceiros - Não houve.

6. RECOMENDAÇÕES

A HINOH AIRCRAFT MANUFACTURING CORPORATION INC, fabricante da aeronave, deve re-estudar o sistema elétrico, no que tange à alimentação de corrente para o sistema de água metanol e para a bomba hidráulica de emergência, a fim de re-avaliar a segurança de funcionamento.

em 07/IV/74

A P R O V O:

Ten Brig. de Ar. Genl. - JAILM ASSISICO DCS REIS
Inspetor Geral da Aeronáutica

Joaquim Baptista Pimenta Grande - Ten Cel Av
Chefe do CENIPA