



CENIPA

COMANDO DA AERONÁUTICA ESTADO-MAIOR DA AERONÁUTICA

CENIPA 04

Sistema de Investigação e Prevenção
de Acidentes Aeronáuticos

RELATÓRIO FINAL

AERONAVE	Modelo: Boeing B-737 – 2A1 Matrícula: PP-SMV	OPERADOR Viação Aérea São Paulo - VASP
ACIDENTE	Data/hora: 02 FEV 1995 - 00:08P Local: Aeroporto Internacional de São Paulo Município, UF: Guarulhos, SP	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. O propósito dessa atividade não é determinar culpa ou responsabilidade, princípio este contido no art. 3.1 do Anexo 13 da Organização de Aviação Civil Internacional - OACI, da qual o Brasil é país signatário. O uso deste Relatório Final deverá ser para fins exclusivos da prevenção de acidentes aeronáuticos

I. HISTÓRICO DO ACIDENTE

A aeronave decolou do Aeroporto Internacional de São Paulo (SBGR) com destino a Ezeiza - Buenos Aires (SAEZ).

Durante o procedimento de subida e após o recolhimento dos flapes, o co-piloto informou ao comandante que a luz de aviso do "leading edge transit" havia permanecido acesa. Para tentar solucionar o problema, os flapes foram reciclados.

Ao iniciar a reciclagem, ocorreu a falha do sistema hidráulico "A". No mesmo instante, o comandante informou que a manete do motor n.º 2 estava travada, mantendo uma potência muito elevada (EPR 2.11).

Diante de tal situação, o comandante optou pelo regresso e pouso em SBGR.

O procedimento de aproximação foi realizado para a pista 09L, porém, após o pouso, a aeronave ultrapassou os limites da pista.

Durante a evacuação de emergência, um passageiro sofreu lesão grave, cinco sofreram lesões leves e cento e doze saíram ilesos.

II. DANOS CAUSADOS

1. Pessoais

Lesões	Tripulantes	Passageiros	Terceiros
Fatais	--	--	--
Graves	--	01	--
Leves	--	05	--
Ilesos	06	112	

2. Materiais

a. À aeronave

A aeronave sofreu avarias graves.

b. A terceiros

O sistema ALS (Approach Light System) e dois postes da antena do ILS da pista 27R ficaram danificados.

III. ELEMENTOS DE INVESTIGAÇÃO

1. Informações sobre o pessoal envolvido

a. Horas de voo

PILOTO	CO-PILOTO	
Totais.....		8.000:00
6.500:00		
Totais nos últimos 30 dias.....		76:00
74:25		
Totais nas últimas 24 horas.....		02:10
02:10		
Neste tipo de aeronave.....		4.500:00
2.500:00		
Neste tipo nos últimos 30 dias.....		76:00
74:25		
Neste tipo nas últimas 24 horas.....		02:10
02:10		

b. Formação

O comandante é formado pelo Aeroclube de São Leopoldo, desde 1979.

O co-piloto é formado pelo Aeroclube de Nova Iguaçu, desde 1979.

c. Validade e categoria das licenças e certificados

O comandante possui licença categoria Piloto de Linha Aérea (PLA) e estava com seu Certificado de Habilitação Técnica válido.

O co-piloto possui licença categoria Piloto Comercial (PC) e estava com seu Certificado de Habilitação Técnica válido.

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

A tripulação era qualificada e experiente para a realização do vôo.

e. Validade da inspeção de saúde

A tripulação estava com seus Certificados de Capacidade Física válidos.

2. Informações sobre a aeronave

A aeronave, modelo B-737-2A1, foi fabricada pela Boeing CO, no ano de 1974. Os Certificados de Matrícula e de Aeronavegabilidade estavam válidos e as cadernetas dos motores, atualizadas.

A última inspeção, do tipo "C3", foi realizada na própria empresa, sendo que a aeronave estava com 102:05 h voadas após essa inspeção.

A última inspeção geral, tipo "D3", também foi realizada na empresa, estando a aeronave com 9.542:00 h de vôo após esses serviços.

Os cálculos de peso e balanceamento para a etapa a ser realizada estavam corretos e adequados.

A aeronave não era equipada (de projeto) com um sistema de alijamento de combustível.

3. Exames, testes e pesquisas

Em função do reportado pela tripulação e do que foi visto durante a ação inicial, a pesquisa do problema foi direcionada para o "leading edge flap n.º 3" e imediações da fixação do seu atuador hidráulico.

Constatou-se que o suporte do "leading edge flap" instalado na aeronave, devido ao seu projeto, era suscetível à corrosão sob tensão, o que resultou em trincas e falha completa durante a corrida de decolagem, ocasionando a separação do atuador por ele suportado.

Em 1981, o fabricante da aeronave emitiu um Boletim de Serviço (não mandatório) para inspeção minuciosa daquele suporte, seguida de substituição por um novo fabricado em aço.

A engenharia da empresa, após o recebimento do boletim, emitiu fichas de manutenção para inspeção do referido suporte, inicialmente, a cada cheque "B" e, posteriormente, apenas no cheque "C". Não foi emitido um boletim interno e não houve aquisição da peça com o suporte em aço.

O último cheque "C" (executado a cada 3.000:00 h de operação) ocorreu em 21 jan. 1995. A inspeção foi efetuada e a peça dada como conforme, tendo a aeronave voado 102:05h até a data do acidente.

Nos exames metalográficos realizados no suporte do atuador "leading edge flap", verificou-se a presença de intensa corrosão na região do furo de fixação do atuador, com presença também de cloro (agressivo à liga de alumínio), além da presença de grãos alongados, evidenciando o mecanismo de fratura por corrosão sob tensão.

No relatório desses exames consta, também, que os danos e fraturas ocorridos nos cabos de comando, polias e tubos de alimentação hidráulica foram decorrentes da falha do suporte do atuador.

O sistema hidráulico “stand by” também falhou. De acordo com as avaliações de bancada, ocorreu uma falha interna do fusível hidráulico de “stand by”, que tem por função interromper a perda do fluido caso qualquer um dos atuadores do “leading edge flap” e “slat” de ambas as asas venha a romper a tubulação de alimentação do sistema “stand by”.

Existe um Boletim de Serviço, de 1982, que aponta uma deficiência do fusível hidráulico de “stand by” e traz a modificação a ser implementada, qual seja, a substituição das partes em magnésio por partes novas em alumínio.

De acordo com a plaqueta de identificação do fusível hidráulico removido da aeronave acidentada, verificou-se que esse item era original do avião. Possuía manutenção periódica a cada 20.000 horas, com teste de bancada. Os testes efetuados nos laboratórios do *National Transportation Safety Board* (NTSB) indicaram que o fusível apresentava um vazamento de fluido acima do limite permitido, devido a uma corrosão no pistão interno, que ainda era de magnésio.

O sistema de freios também foi pesquisado. Sua arquitetura foi projetada objetivando a independência de sistemas hidráulicos para os conjuntos de freios internos e externos. Dessa forma, o sistema “A” alimenta os conjuntos de freios internos e o sistema “B”, os externos. Cada um desses sistemas é ainda assistido por um acumulador hidráulico, cuja carga deve ser verificada a cada pré-vôo.

Neste acidente, houve a perda do sistema hidráulico “A”. Assim, a energia hidráulica para os freios internos deveria ser suprida pelo acumulador correspondente. Todavia, constatou-se que os conjuntos de freios internos não atuaram.

Segundo um levantamento realizado junto à manutenção da empresa, esse acumulador já vinha apresentando problemas de baixa pressão, possivelmente por vazamentos internos.

A empresa Boeing, após consulta, informou que a energia normalmente disponível no acumulador do sistema “A” permitiria uma operação dos freios internos em 85% da sua capacidade total. Tais dados, aplicados a este acidente, significam que apenas com a utilização dos freios externos, a aeronave percorreria uma distância de 27.252ft. para a frenagem total, ao passo que, utilizando também os freios internos, através do seu acumulador, a distância seria reduzida para 17.411ft. Assim, com a alta velocidade na qual a aeronave encontrava-se no momento do pouso (185Kt), esta não conseguiria parar nos limites da pista, cujo comprimento é de 12.130ft.

4. Informações meteorológicas

O céu apresentava-se encoberto, com 6/8 a 8.000 ft, com vento de 080º/05 kt. A pista apresentava-se molhada, porém, não contaminada, com temperatura de 23º C. Estas informações eram do conhecimento da tripulação.

5. Navegação

Nada a relatar.

6. Comunicação

Nada a relatar.

7. Informações sobre o aeródromo

O Aeroporto Internacional de São Paulo (SBGR) dispõe de duas pistas, sendo a 09L/27R a de maior comprimento (3.700m / 12.130 ft) e está completamente equipado com sistema de iluminação para aproximação e pouso noturno até CAT II.

O serviço de salvamento e contra-incêndio atuou de acordo com o Plano de Emergência Aeronáutica em Aeródromo (PEAA), contribuindo para a redução dos danos materiais e pessoais.

8. Informações sobre o impacto e os destroços

As primeiras marcas dos pneus no asfalto indicaram que a aeronave tocou, aproximadamente, na marca dos 1.300 pés e no centro da pista. Pelas marcas deixadas, somente as rodas externas dos trens de pouso apresentaram esforço de frenagem. Na seqüência de frenagem, as marcas desaparecem, indicando perda ou redução de frenagem.

Já próximo à cabeceira oposta, surgiram marcas na lateral direita, indicando que a aeronave deixou a pista, derrapando pela direita e girando em curva pela esquerda. A redução da distância entre as marcas da bequilha e das rodas do trem principal esquerdo e o cruzamento das mesmas indicam o giro da aeronave (cavalo de pau).

O trem de pouso direito cedeu (o “side brace” partiu) e recolheu. O motor direito (motor n.º 2) foi arrastado contra o terreno e arrancado do suporte, passando por sob a fuselagem, vindo a ficar posicionado atrás do motor esquerdo (motor n.º 1), ao lado da porta traseira da aeronave. Após a separação do motor, o deslocamento da aeronave foi inferior a 20m. Não houve fogo em decorrência da separação do motor.

Os “leading edges flaps” estavam recolhidos, exceto o “leanding edge flap 3” direito, que estava baixado, sem danos, mas com as abas do suporte do atuador partidas.

A tinta que cobre as partes inferiores da asa e áreas próximas foi atacada pelo fluido hidráulico, indicando que o vazamento ocorreu em voo. Não foram encontrados sinais de fluido hidráulico no solo, nem nos reservatórios da aeronave.

A aeronave foi encontrada com a alavanca de comando dos flapes na posição de 40 graus e o indicador de “flap” indicando “flap 15 graus”, o que correspondia à real posição dos “trailing edges flaps”.

Na cabine, o sistema “stand by” estava armado através do interruptor de comando do “flight control” do sistema “A”. A alavanca do “speed brake” estava recolhida. O indicador de quantidade de fluido hidráulico e o indicador de pressão hidráulica estavam indicando zero.

A manete de potência do motor n.º 1 estava em “idle” e a manete do reverso vencendo o batente de atuação. A manete de potência do motor n.º 2 estava ligeiramente avançada e a manete de reverso fora da posição de guarda, mas sem vencer o batente de proteção contra acionamento em voo.

Os punhos de fogo (manetes de corte) dos motores e do APU tinham sido puxados e os extintores acionados.

9. Dados sobre o fogo

Durante a corrida após o pouso, ocorreu fogo no sistema de trem de pouso. Devido ao peso da aeronave de 107.500 lb. (4.500 lb. acima do limite para o pouso), o atrito dos pneus contra o solo foi muito severo. O calor gerado produziu fagulhas e os pneus tiveram suas laterais derretidas.

A falta de fluido hidráulico e, principalmente, o terreno lamacento no local de parada foram fatores impeditivos para a progressão da condição de fogo.

10. Aspectos de sobrevivência e/ou abandono da aeronave

Imediatamente após o pouso e parada total da aeronave, iniciou-se o procedimento de evacuação. A lateral direita do avião estava com fumaça, obrigando os comissários a acionarem apenas a escorregadeira da porta dianteira esquerda, que funcionou normalmente.

Alguns passageiros utilizaram as janelas de emergência sobre as asas, porém, após serem avisados pelos comissários a não utilizarem tais saídas, regressaram e utilizaram a escorregadeira.

A porta traseira esquerda abriu-se durante o pouso. Investigações posteriores constataram que não havia qualquer anormalidade no seu funcionamento. Ao observar que havia fumaça no local, a comissária ordenou que os passageiros utilizassem a porta de emergência direita. Após acionada, a escorregadeira iniciou a abertura muito lentamente. Alguns passageiros se lançaram para fora do avião mesmo sem comando dos comissários.

Uma passageira relatou que estava aguardando a escorregadeira inflar-se quando um homem, afobadamente, a empurrou. Em conseqüência, ela sofreu fratura da tíbia e calcâneo.

Durante a saída de um passageiro, a escorregadeira foi danificada, ficando dependurada e rasgada.

Antes de os comissários abandonarem o avião, os mesmos tentaram abrir a porta da cabine de comando, mas não obtiveram sucesso. Os pilotos utilizaram cordas e abandonaram o avião pelas janelas da cabine.

11. Gravadores de Vôo

A aeronave estava equipada com um "Solid State Flight Data Record (SSFDR)", com 11 parâmetros gravados, digital e simultaneamente, segundo a segundo. Da interpretação desse equipamento, destacam-se as seguintes observações:

- a. a aeronave decolou, normalmente, com potência de 2.19 EPR em ambos os motores;
- b. com aproximadamente 3 min de vôo e ao cruzar 4.735 ft de altitude, o motor n.º 2 oscilou sua potência de 1.96 para 2.11 de EPR. Nesse instante, a EPR do motor n.º 1 estava estabilizada em 1.97;

- c. entre 9 e 10 min de vôo, a EPR do motor n.º 2 foi caindo, até que estabilizou-se em 1.50;
- d. entre 24 e 26 min de vôo, a EPR do motor n.º 2 foi reduzida de 1.50 para 1.38. A EPR do motor n.º 1 era de 1.23, a velocidade de 215 kt e a altitude próxima a 11.000 ft;
- e. com 32 min de vôo, iniciou-se uma aceleração lenta no motor n.º 2, tendo sua EPR passado por 1.42, 1.70, 1.84 até 1.98;
- f. a aeronave começou a descer de 11.000 ft para 10.000 ft com 42 min de vôo;
- g. com 47 min de vôo, o avião estava nivelado em 10.000 ft, com 200 kt de velocidade, 1.61 e 1.72 de EPR nos motores n.º 1 e n.º 2, respectivamente;
- h. a descida para o pouso foi iniciada com 53 min de vôo. A EPR do motor n.º 2 permaneceu estabilizada em 1.25, enquanto a do motor n.º 1 sofreu diversas variações;
- i. a aeronave, com 01:01 h de vôo, fez curva pela esquerda até estabilizar no rumo 110º. Em seguida, interceptou o localizador e se encaixou na rampa de descida do “glide slope”;
- j. o pouso aconteceu após 01:07 h de vôo. A aeronave desenvolvia uma velocidade de 185 kt e as EPR dos motores n.º 1 e n.º 2 eram, respectivamente, 1.09 e 1.15;
- l. com 47 seg. após o pouso e uma velocidade de 83 kt, a aceleração vertical indicou que a aeronave venceu alguma depressão ou degrau, dando um pico de 1,18 g. Acredita-se ser este o instante em que a aeronave saiu da pista; e
- m. com 67 seg. após o pouso, cessaram as gravações do vôo.

O gravador de vozes de cabine de vôo (Cockpit Voice Recorder-CVR) funcionou normalmente e permitiu que se captasse os sons ocorridos nos últimos 30 min de vôo.

12. Aspectos operacionais

O planejamento para o vôo teve o concurso do despacho operacional da empresa. Os cálculos de decolagem não apresentavam falhas e estavam adequados e corretos.

Os procedimentos previstos antes da decolagem foram todos realizados corretamente.

Durante a subida e após o recolhimento dos flapes, a luz de aviso do “leading edge transit” permaneceu acesa.

Sem consultar o “checklist”, o co-piloto interrogou ao comandante se poderia reciclar os flapes, a fim de tentar solucionar o problema. O procedimento foi autorizado, porém, ao iniciá-lo, foi observado a perda do sistema hidráulico “A”.

O comandante não conseguiu acoplar o piloto automático (PA) e pilotou a aeronave manualmente, sem auxílio do “auto-throttle” e sob contínua necessidade de compensar a assimetria da aeronave.

Devido aos problemas surgidos, o comandante solicitou ao APP-SP o regresso e pouso na pista 09L.

Como o peso da aeronave estava muito acima do limite para pouso, era necessário consumir combustível para reduzi-lo. A tripulação decidiu, então, baixar o trem de pouso e os flapes pelo sistema alternado para aumentar o arrasto.

Durante este procedimento, o co-piloto observou que a luz de aviso de “leading edges flap transit” estava acesa e que a luz verde de “leading edge” estava apagada.

Ao verificar a situação no “leading edge annunciator panel” o co-piloto constatou que os “leading edges devices” estavam recolhidos. O aviso de “low quantity” do sistema hidráulico “stand by” reforçou sua convicção de que os flapes também não haviam baixado pelo sistema alternativo, mas não atentou para a posição dos ponteiros do indicador de posição dos flapes traseiros a 15 (“trailing edges flaps”), informando de forma taxativa, ao comandante, que os flapes não haviam baixado.

Estando em dúvida com a informação recebida, o comandante determinou que o chefe de equipe de comissários fosse verificar visualmente a posição dos flapes. A falta de conhecimentos técnicos específicos, a superficialidade das instruções (o que se queria verificar), a necessidade de ser discreto perante os passageiros e a deficiente iluminação impediram a correta verificação da posição dos flapes. Ao regressar à cabine, o comissário informou que achava que os flapes não haviam baixado, mas não sabia precisar.

Insatisfeito, o comandante ordenou que o co-piloto verificasse a posição dos flapes. Não querendo transferir maiores apreensões aos passageiros, o co-piloto discretamente verificou a posição dos “leading edge devices”, mas não conseguiu confirmar a posição dos flapes traseiros (“trailing edges “flaps”). Não obstante, inferiu que estavam recolhidos e, ao regressar à cabine de vôo, incisivamente, informou ao comandante que acelerasse, pois estavam “sem flapes”.

Diante da expressão de certeza do co-piloto, o comandante pediu o cheque para pouso com todos os flapes recolhidos - “all flaps-up landing check” e acelerou de 153 para 210 kt, velocidade recomendada para o B-737-200 “sem flapes”.

A urgência em pousar, devido a uma suspeita do comandante de que poderia ocorrer a perda do sistema hidráulico “B”, o que levaria a um situação de “manual reversion” (perda total dos sistemas hidráulicos), provocou o pouso com 01:07 h de vôo, estando a aeronave com um peso de aproximadamente 107.500 lb., cerca de 4.500 lb. acima do limite para o pouso.

Ambos os pilotos não questionaram o comprimento de pista necessário para desacelerar a aeronave.

A empresa, tanto na realização dos treinamentos em simulador quanto nos “refreshments” anuais, não enfatizava os exercícios de performance da aeronave.

No caso específico desta tripulação, constatou-se que também não possuíam curso de gerenciamento de recursos de cabine.

Devido à expectativa de que o avião viesse a parar ainda sobre a pista de pouso, a tripulação entendeu que não seria necessário avisar e preparar os passageiros para uma situação de emergência. O comandante informou aos passageiros apenas que estaria regressando por motivos técnicos.

Antes do pouso, conforme orientação do comandante do avião, os comissários observaram as condições dos passageiros. O chefe dos comissários foi alertado para que

as janelas de emergência sobre as asas não fossem utilizadas no caso de uma evacuação de emergência.

Os “briefings” realizados pela tripulação, constantes das gravações do CVR, não cobriram todos os aspectos operacionais que envolviam a situação.

13. Aspectos humanos

a. Fisiológicos

Os tripulantes estavam com repouso adequado e com apenas 3:53h de jornada. Não acusaram nenhum cansaço ou fato que reduzisse seus desempenhos durante o vôo.

b. Psicológicos

A partir dos problemas ocorridos com o equipamento, a situação de vôo enfrentada pelos pilotos foi extremamente complexa, tendo em vista a quantidade e extensão das panes e o fato de o comandante ter que efetuar a pilotagem manualmente, fatores que geram uma sobrecarga de trabalho e estresse.

Em determinados momentos do vôo, os tripulantes deixaram de realizar procedimentos que seriam mais adequados ou que minimizariam as dificuldades encontradas. Foram verificadas algumas falhas de percepção de estímulos, de atenção, esquecimentos, demora na tomada de decisões, decisões incorretas e realização de procedimentos baseados em hábitos comuns aos pilotos da empresa.

Foram também observadas a inadequada divisão de tarefas entre os tripulantes, com sobrecarga de trabalho ao comandante, e a falta de comunicação entre os mesmos, verificada através da não discussão sobre as dificuldades que enfrentavam e as medidas a serem tomadas.

14. Aspectos ergonômicos

Não aplicável.

15. Informações adicionais

Nada a relatar

IV. ANÁLISE

A aeronave decolou de SBGR com destino ao aeroporto de Ezeiza (Buenos Aires). Durante o procedimento de subida e após o recolhimento dos flapes, o co-piloto informou ao comandante que a luz de aviso do “leading edge transit” havia permanecido acesa. A fim de tentar solucionar o problema, o co-piloto interrogou se poderia reciclar os flapes. Durante a reciclagem foi observado a perda do sistema hidráulico “A”.

Na investigação do acidente, constatou-se que o atuador do “leading edge flap n.º 3” havia se deslocado devido à falha de seu suporte traseiro, impedindo seu recolhimento e provocando o aviso de “leading edge transit” no painel.

O atuador, estando solto de seu suporte quando do comandamento da retração dos flapes, provocou o rompimento das tubulações rígidas de condução do fluido hidráulico

do sistema “A”, “stand by” e de retorno. A imobilização do “leading edge flap n.º 3” na posição “em trânsito” provocou um rápido vazamento do fluido hidráulico do sistema “A”.

Nestas condições, o fabricante preconiza que em qualquer anormalidade que não exija resposta imediata (que não seja item memorizado), deve ser lido o “normal checklist”, o que não ocorreu.

A tentativa de ação de reciclagem dos flapes sem a leitura da respectiva lista de verificações, contribuiu para que a tripulação não constatasse que a falha primária estava na impossibilidade de recolhimento do “leading edge flap n.º 3”. Essa condição poderia ter sido identificada através do “leading edges devices annunciator painel”, conforme orientado no “checklist”.

O deslocamento do atuador provocou, também, alterações na manete de combustível. Ao se deslocar, o atuador esbarrou nos cabos de comando da manete (*start lever*) e em um dos cabos de comando da manete de potência do motor nº2. O cabo foi esticado, provocando a aceleração do motor até o emperramento da manete em elevada potência (EPR 2.11). A assimetria de tração interferiu no controle direcional da aeronave.

Durante os procedimentos, o comandante não conseguiu acoplar o piloto automático (PA). Toda a pilotagem foi realizada sem a assistência do PA, sem o “auto throttle” e sob a contínua necessidade de compensar a assimetria, que variava a cada solicitação de potência. Essas anormalidades aumentaram substancialmente a carga de trabalho, reduzindo a concentração dos tripulantes na solução do problema.

A necessidade de regresso estava configurada. A tripulação solicitou emergência e interdição da pista 09L, enquanto efetuava órbita de espera na vertical do VOR de Bonsucesso (BCO). Uma vez que o peso da aeronave estava muito acima do limite para o pouso, a tripulação decidiu baixar o trem de pouso e os flapes para aumentar o arrasto, acelerando o consumo de combustível para reduzir mais rapidamente o peso para pouso.

A extensão dos flapes e do trem de pouso foi realizada corretamente. Quando da leitura do “checklist” (“loss of system “A” landing check”), o co-piloto verificou que a luz indicativa de posição dos “leading edges” (green light) não estava acesa, mas sim a de “leading edges flap transit”, que indicava algum desacordo entre a real posição dos flapes e da alavanca de comando dos mesmos. Quando passou ao segundo passo da pesquisa - verificação da situação pelo “leading edges devices annunciator panel” (indicador de posição dos “leading edges devices” no painel superior, acima e atrás da cabeça dos pilotos), verificou que um dos “leading edges devices” indicava encontrar-se aberto e que os demais estavam apagados (indicando recolhidos). Na seqüência, observou que as luzes de aviso de baixa quantidade e de baixa pressão (“low quantity e low pressure - amber lights”) acenderam com avisos no “annunciator panel” e da “master caution”.

O desconhecimento da correta situação desde o início, aliado à dupla surpresa da não extensão dos “leading edges devices” e da falha do sistema hidráulico de reserva (“stand by”), perturbou a linha de raciocínio do co-piloto. Em sua longa experiência profissional, ele nunca havia experimentado uma situação de não posicionamento de flapes dianteiros com perda de sistema hidráulico “A” e “stand by”.

Diante dessa situação, reagiu inferindo ser algo muito sério, deduzindo que nenhuma das superfícies de hipersustentação (nenhum “flap” ou “slat”) havia baixado.

Diante da expressão de certeza do co-piloto, após o mesmo ter realizado um cheque visual da superfície de comando, o comandante pediu o cheque para pouso com

todos os flapes recolhidos - “all flaps-up landing check” e acelerou de 153 para 210 kt, velocidade recomendada para o B-737-200 sem flapes.

O fato de o co-piloto não haver identificado a correta posição dos flapes e de, incisivamente, ter dado certeza ao comandante da posição recolhida dos mesmos, implicou na decisão do comandante em solicitar o “all flaps up” em vez do “assymmetrical or no leading edge devices”. As diferenças mais significativas entre estes procedimentos são a necessidade de reduzir o peso para o pouso e a de aumentar a velocidade de aproximação e pouso. Para o “assymmetrical or no leading edge devices” a velocidade seria de 153 kt/149 kt e para o “all flaps-up” de 188 kt/185 kt, ou seja, uma diferença de cerca de 32 kt para mais, com o agravante de estarem com “trailing edge flap” a 15, proporcionando maior sustentação nas asas, isto é, menor aderência inicial dos pneus na pista, maior desgaste, maior temperatura, menor eficiência dos freios e menor momento na desaceleração, ou seja, maior distância de parada.

Analisando as condições do vôo e da aeronave, o comandante considerou as falhas existentes, os recursos disponíveis e suas limitações. Diante das estranhas anormalidades, considerou a possibilidade de um vazamento hidráulico comum aos três sistemas e concluiu que poderia vir a perder o sistema hidráulico “B”, o que levaria a uma situação de “manual reversion”, sem a assistência do sistema “stand by”, que implicaria em grandes dificuldades de controle da aeronave. Apesar de ter conseguido reduzir a potência do motor n.º 2 com socos na manete, ele não tinha inteiro controle sobre a potência daquele motor, o que poderia inviabilizar o controle da aeronave. O resultado dessa análise foi a percepção da urgente necessidade de pousar.

Os tripulantes não chegaram a analisar, planejar ou comentar quais seriam as ações que realizariam, na eventualidade da deterioração das condições de operação. Assim, nada se falou dos procedimentos a serem seguidos no caso de perda do sistema hidráulico “B”, da necessidade de corte de um dos motores, da necessidade de uma arremetida, da dificuldade de parada dentro dos limites da pista ou da possibilidade de exceder esse limite, do corte do motor n.º 2 na aproximação final ou logo após o pouso e nem quanto às instruções aos passageiros para a evacuação de emergência.

O planejamento e preparo para o pouso transcorreram dentro dos procedimentos previstos. Não obstante o fato, provavelmente pela urgência em pousar, não foi feita a solicitação e nem a análise da carta de descida prevista para a pista 09L de Guarulhos. A tripulação não fez, também, uma análise das condições da pista de pouso em uso quanto à qualidade do piso - molhado ou não - comprimento disponível e necessário, etc. O co-piloto informou ao comandante que a pista 09L, com 3.700m (12.130 ft), seria suficiente para o pouso.

Conforme descrito no item III.3 deste Relatório, a empresa Boeing, informou que a energia normalmente disponível no acumulador do sistema “A” permitiria uma operação dos freios internos em 85% da sua capacidade total. Isto significa dizer que apenas com a utilização dos freios externos, a aeronave percorreria uma distância de 27.252ft. para a frenagem total, ao passo que, utilizando também os freios internos, através do seu acumulador, a distância seria reduzida para 17.411ft. Verifica-se assim, que a aeronave não conseguiria parar nos limites de comprimento da pista, pois esta mede 12.130ft.

O pouso foi realizado na área de toque (a 1.300 ft da cabeceira) e na linha central da pista. A bequilha foi colocada no solo em três segundos, e os freios foram aplicados intensamente por cerca de 20 segundos, reduzindo a velocidade de 185 para 85 kt.

Na pesquisa das ações de manutenção da aeronave, foi constatado que os circuitos hidráulicos associados aos acumuladores, responsáveis pelo suprimento de fluido sob pressão para os conjuntos de freios, na falha ou ausência dos sistemas principais “A” e “B”, apresentavam um problema crônico de baixa pressão, fato este que impossibilitou a seqüência de frenagem da aeronave.

Após o pouso, o co-piloto preocupou-se em empurrar o manche para manter a bequilha no solo a fim de desacelerar a aeronave. Deixou de observar se a alavanca do “speed brake” teria subido, e a ciclagem do reverso e a aceleração do motor n.º 1 em reverso. O comandante constatou e informou que não tinha reverso nem freios (pelo FDR, os freios deixaram de ser ativos 20 segundos após sua aplicação; as conchas do reverso do motor n.º 1 não abriram, mas a passagem da manete de reverso pelo “interlock” possibilitou a aceleração do motor n.º 1). As forças acelerativas dos motores 1 e 2 e o pouco arrasto da aeronave estabilizaram-na em 85 kt.

A iniciativa do comandante em tentar o “cavalo-de-pau” não planejado tinha poucas chances de sucesso pela falta de freios e de controle direcional (comando de “steering”), mas a colisão da roda esquerda com uma caixa de inspeção de fiação do balizamento da pista acelerou o movimento à esquerda, possibilitando um giro de 90º e o deslocamento de lado, que pararam a aeronave.

V. CONCLUSÃO

1. Fatos

- a. a aeronave decolou do Aeroporto Internacional de São Paulo (SBGR) com destino a Buenos Aires (SAEZ), às 23:01 P;
- b. os cálculos de decolagem estavam adequados e corretos;
- c. a tripulação estava com as licenças, habilitações técnicas e certificados de capacidade física válidos;
- d. a aeronave estava com os certificados de matrícula e aeronavegabilidade válidos;
- e. durante a decolagem, o suporte do atuador do “leading edge flap n.º 3” fraturou devido à corrosão sob tensão;
- f. o atuador do “leading edge flap n.º 3”, estando solto de seu suporte quando do comandamento da retração dos flapes, provocou o rompimento das tubulações rígidas de condução do fluido hidráulico do sistema “A” e “stand by” e comprimiu os cabos de comando da manete de combustível e potência do motor n.º 2, acelerando-o até emperrá-lo em 2.11 de EPR;
- g. a imobilização do “leading edge flap n.º 3” na posição “em trânsito” provocou um rápido vazamento do fluido hidráulico do sistema “A”;
- h. o fusível hidráulico do sistema “stand by” teve uma falha interna e não interrompeu a perda do fluido;
- i. não foi possível acoplar o piloto automático e todo o vôo foi conduzido manualmente pelo comandante;

- j. os flapes, devido às restrições operacionais, encontravam-se na posição de 15 graus;
- k. as condições meteorológicas presentes eram de céu encoberto com 6/8 a 8.000 ft, vento 080º/5 kt, pista molhada e não contaminada e temperatura de 23º C;
- l. conforme as marcas de pneus na pista, a aeronave tocou no centro da mesma, aproximadamente na marca de 1.300 ft a partir da cabeceira da pista 09L;
- m. a aeronave pousou com um peso de aproximadamente 107.500 lb., cerca de 4.500 lb. acima do limite de peso para pouso;
- n. durante a corrida após o pouso, ocorreu fogo no sistema de trem de pouso, que foi controlado, após a parada da aeronave, pelo serviço de Salvamento e Contra-Incêndio;
- o. a escorregadeira (scape slide) da porta traseira do lado direito do avião falhou ao ser inflada. Uma passageira que estava à porta foi empurrada por outro passageiro, que caiu por cima dela. Em consequência, a passageira fraturou a tíbia e o calcâneo; e
- p. a aeronave sofreu avarias graves.

2. Fatores contribuintes

a. Fator Humano

Aspecto Psicológico - Contribuiu

Situações de emergência altamente estressantes requerem ações coordenadas dos tripulantes, com adequada distribuição de tarefas e responsabilidades e o estabelecimento de formas de comunicação efetivas. Nesse caso, as habilidades individuais, isoladamente, não garantem o melhor desempenho, tornando-se relevantes as relações interpessoais e a atuação da tripulação enquanto uma equipe. Todavia, verificou-se durante a emergência, a sobrecarga de trabalho do comandante e a falta de comunicação entre os tripulantes.

b. Fator Material

Deficiência de Projeto - Contribuiu

Pelas análises e pesquisas efetuadas, ficou evidenciado que o suporte do “leading edge flap”, em alumínio, instalado na aeronave, era suscetível à corrosão sob tensão, o que resultou em trincas e falha completa, com separação do atuador por ele suportado, na corrida de decolagem.

Ocorreu, também, uma deficiência de projeto na região do atuador do “leading edge flap”. A falha do suporte provocou o deslocamento do atuador do “leading edge flap nº3”, o qual interferiu com os cabos de comando das manetes de potência e de combustível do motor nº 2, provocando o rompimento das tubulações rígidas de condução do fluido hidráulico do sistema “A”, “stand by” e de retorno e o consequente vazamento do fluido.

O desencadeamento de falhas múltiplas graves, como decorrência de uma falha simples (a do suporte), constituiu-se em uma deficiência de projeto por parte do fabricante da aeronave.

c. Fator Operacional

(1). Deficiente Manutenção - Contribuiu

A não atenção aos preceitos ditados pelo B.S. 737-57-1129(item IV-2, d) e a não substituição do fusível hidráulico do sistema “stand by” possibilitaram um vazamento interno, através de seu pistão de magnésio, acarretando a perda total do fluido e a inoperância deste sistema.

(2). Deficiente Coordenação de Cabine - Contribuiu

A sobrecarga de tarefas (pilotar e gerenciar a emergência), associada às situações de vôo noturno, de não acoplamento do piloto automático, aeronave pesada e uma pane complexa, contribuíram para a inadequada utilização dos recursos da cabine.

(3). Deficiente Planejamento - Contribuiu

O planejamento para a realização do pouso com potência assimétrica e com falhas de sistema hidráulico foi insuficiente para a realidade das dificuldades presentes nessa ocorrência. A não consideração dos procedimentos alternativos para as diversas falhas ou deteriorações de desempenho dos sistemas remanescentes, dificuldades operacionais e a decisão de não transmitir instruções de emergência aos passageiros, contribuíram para o aumento das dificuldades de coordenação e solução dos conflitos instalados.

(4). Esquecimento - Contribuiu

Os pilotos esqueceram que o modo alternado de extensão dos “trailing edge flaps”, no caso de falha hidráulica, é elétrico. A convicção do co-piloto confundiu o comandante e essa conduta provocou o acréscimo de cerca de 32 kt na velocidade de aproximação para o pouso, contribuindo para as dificuldades em desacelerar a aeronave que, nas condições em que se encontrava e conforme análise posteriormente realizada na BOEING, não poderia ser parada com sucesso na pista.

(5). Deficiente Supervisão - Contribuiu

A não classificação do Boletim de Serviço 737-57-1129 como de “alert”, deixando a critério do operador as ações a tomar, e a não incorporação das ações previstas no mesmo boletim no “Maintenance Program Document” (MPD) contribuíram para o não cumprimento do mesmo em sua íntegra pelos operadores.

Os fatos constantes da investigação indicam os francos e concentrados esforços dos tripulantes em solucionar as diversas falhas que se apresentaram ao longo do vôo. Não obstante, algumas falhas de procedimentos verificadas nessa ocorrência são indícios de insuficiente operacionalidade dos tripulantes na condução de alguns procedimentos anormais, de coordenação e de gerenciamento de conflitos em cabine, que apontam falhas de supervisão do setor de operações da empresa.

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 empresa VASP deverá:

- a) Incluir no seu planejamento de instrução um sistema de ensino de solo (Ground School) que conte com áudio vídeo tape (AVT) ou "Computer Basic Training" (CBT), os quais possibilitem um ensino inicial mais eficiente, assim como revisões (reciclagem) mais fáceis e confiáveis aos seus tripulantes, com menor custo para a operadora e maior facilidade para os pilotos.
- b) Enfatizar a seus tripulantes , na solução das anormalidades e falhas dos sistemas de suas aeronaves, a completa obediência à filosofia recomendada pelo fabricante, onde as soluções das anormalidades que não exijam ação imediata sejam lidas antes da execução.
- c) Estabelecer um programa de revisão de padronização de vôo "Flight Standard" para verificar o cumprimento da mesma por seus tripulantes. Reforçar, nos treinamentos, detalhes estudados das cartas de descida, procedimentos e análises de pistas, visando a uma segurança adicional, mais conservativa, na operação de suas aeronaves.
- d) Nos treinamentos em simulador, enfatizar seus tripulantes a executarem completos procedimentos de pesquisa de panes, através da leitura efetiva das orientações contidas no "checklist".
- e) Orientar a Engenharia de Manutenção a adotar procedimentos mais conservativos nos estudos dos Boletins de Serviço, buscando uma solução de compromisso com a segurança dos sistemas, para melhor proteger o conjunto (aeronave) contra falhas múltiplas;

2. A fabricante Boeing deverá:

- a) Modificar ou atualizar as instruções contidas nos “Airplane Flight Manuals” - Manuais de Voo - relativas ao conjugado de falhas de sistema hidráulico “A” e sistema hidráulico “stand by”, que podem redundar, dentre outras falhas, na aceleração do motor pela alavanca de reverso sem a abertura da respectiva concha;
- b) Descontinuar o fornecimento dos suportes de atuador P/N 69-37893-2 e similares em alumínio, bem como recomendar aos operadores de B737-100 E 200 a inspeção dos mesmos, de acordo com o BS-737-57-1129 (Out/81) e sua modificação pelo de PN 69-37892-21 e similares, fabricados em aço;
- c) Efetuar revisão da FMEA (Failure Mode and Effect Analysis) para a região dos “leading edge flaps”, em termos das conseqüências de falha de componente estrutural associado ao atuador, à luz dos fatos observados por ocasião do acidente do PP-SMV, visto que, a partir de uma falha simples, observou-se o desencadeamento de uma seqüência de falhas múltiplas, a par da possibilidade de um incêndio ou perda do sistema elétrico, dada a proximidade desse atuador com condutores elétricos, pneumáticos e cabos de comando do motor.

3. O DAC deverá:

- a) Reavaliar o simulador de voo da Empresa e determinar parâmetros mínimos de simulação com prazos de execução das insuficiências verificadas.
- b) Incrementar a avaliação e o acompanhamento das condições de treinamento das tripulações comerciais, efetuando verificação mais amíúde e estabelecendo mais detalhadas exigências ao grupo de inspetores de voo.

Em, 24/10/2000.