



CÓPIA

MINISTÉRIO DAS OBRAS PÚBLICAS, TRANSPORTES E COMUNICAÇÕES
GABINETE DE PREVENÇÃO E INVESTIGAÇÃO DE ACIDENTES COM AERONAVES

RELATÓRIO FINAL DE ACIDENTE

AERONORTE Transportes Aéreos, S.A.

AIR TRACTOR 802-F

VH-LIH

Vale Monteiro, Capinha

Fundão

12 de Agosto de 2009

GPIAA

**Homologo, nos termos do nº 3
do artº 26º do D. L. 318/99,
de 11 de Agosto de 1999**

14.JUN.2011

O Director,

Fernando Ferreira dos Reis

RELATÓRIO FINAL DE ACIDENTE Nº 28/ACCID/2009

NOTA

Este relatório foi preparado, somente, para efeitos de prevenção de acidentes

A investigação técnica é um processo conduzido com o propósito da prevenção de acidentes o qual inclui a recolha e análise da informação, a determinação das causas e, quando apropriado, a formulação de recomendações de segurança,

Em conformidade com o Anexo 13 à Convenção sobre Aviação Civil Internacional, Chicago 1944, com o Regulamento (EU) Nº 996/2010 do Parlamento Europeu e do Conselho, de 20/10/2010 e com o nº 3 do art.º 11º do Decreto Lei Nº 318/99, de 11 de Agosto, a investigação técnica não tem por objectivo o apuramento de culpas ou a determinação de responsabilidades.

ÍNDICE

TÍTULO	PÁGINA
Sinopse	04
1. INFORMAÇÃO FACTUAL	
1.1 História do Voo	05
1.2 Lesões	06
1.3 Danos na Aeronave	06
1.4 Outros Danos	07
1.5 Pessoas Envolvidas	07
1.6 Aeronave	
1.6.1 Generalidades	08
1.6.2 Sistema Moto-propulsor	
1.6.2.1 Identificação	08
1.6.2.2 Limitações	09
1.6.3 Sistema de Combustível	10
1.7 Meteorologia	12
1.8 Ajudas à Navegação	12
1.9 Comunicações	13
1.10 Local de Aterragem	13
1.11 Registadores de Voo	13
1.12 Destroços e Impactos	14
1.13 Médica ou Patológica	15
1.14 Fogo	15
1.15 Sobrevivência	15
1.16 Ensaios e Pesquisas	
1.16.1 Generalidades	16
1.16.2 Exame do Motor	16
1.16.3 Exame dos Acessórios e Comandos do Motor	
1.16.3.1 Bomba e Unidade de Controlo de Combustível	17
1.16.3.2 Permutador de Calor Óleo/Combustível	18
1.16.3.3 Válvula Distribuidora e Injectores de Combustível	18
1.16.3.4 Regulador de Passo e Regulador de "Overspeed" do Hélice	20
1.16.4 Gestão de Combustível	20
1.17 Organização e Gestão	21
1.18 Informação Adicional	21
1.19 Técnicas de Investigação Utilizadas	21
2. ANÁLISE	
2.1 Planeamento do Voo	22
2.2 Desenrolar do Voo	22
2.3 Avaliação Pós-Impacto	
2.3.1 Asas	23
2.3.2 Fuselagem	23
2.3.3 Conjunto Moto-propulsor	24
2.4 Operação do Motor	24
3. CONCLUSÕES	
3.1 Factos Estabelecidos	26
3.2 Causas do Acidente	
3.2.1 Causa Primária	27
3.2.2 Factores Contributivos	27
4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA	28

SINOPSE

No dia 12 de Agosto, pelas 11:48 UTC¹, a aeronave Air Tractor 802-F, s/n 289, matrícula Australiana VH-LIH, propriedade de Pays Air Services, Pty Ltd e operado por AERONORTE - Transportes Aéreos, S.A., quando regressava de uma missão de ataque a um incêndio florestal, com dois tripulantes a bordo, teve uma falha parcial de potência do motor. O piloto tentou restabelecer a potência, sem sucesso, e optou por uma aterragem de emergência num campo agrícola livre de vegetação. Não sendo bem sucedido na manobra, acabou por ultrapassar o referido campo e foi precipitar-se num pinhal em frente.

Ambos os ocupantes saíram ilesos, mas a aeronave sofreu danos substanciais e o motor e a sua carenagem ficaram parcialmente queimados pelo fogo que se declarou após a colisão com o solo.

O GPIAA foi notificado pela GNR e pelo operador, na tarde do mesmo dia, tendo seguido o Investigador de Serviço para o local, na manhã do dia seguinte, para dar continuidade à investigação.

***Este relatório foi redigido em duas línguas, Português e Inglês.
Em caso de conflito, a versão Portuguesa terá precedência.***

¹ - Todas as horas referidas neste relatório, salvo indicação em contrário, são horas UTC (Tempo Universal Coordenado). Naquela época do ano, a hora local era igual a UTC + 1.

1. INFORMAÇÃO FACTUAL

1.1 História do Voo

No dia 12 de Agosto de 2009 lavravam vários incêndios no distrito de Castelo Branco, nomeadamente nas regiões de Atalaia do Campo (Fundão) e Monsanto (Penamacor). Os meios aéreos sedeados na Covilhã foram chamados para combater o fogo, tendo descolado, pelas 10:45, duas aeronaves *Airtractor*, matrículas VH-LIC e VH-LIH, com os indicativos A-13 e A-14, respectivamente, que se dirigiram para a área do fogo de Atalaia (*figura nº 1*).

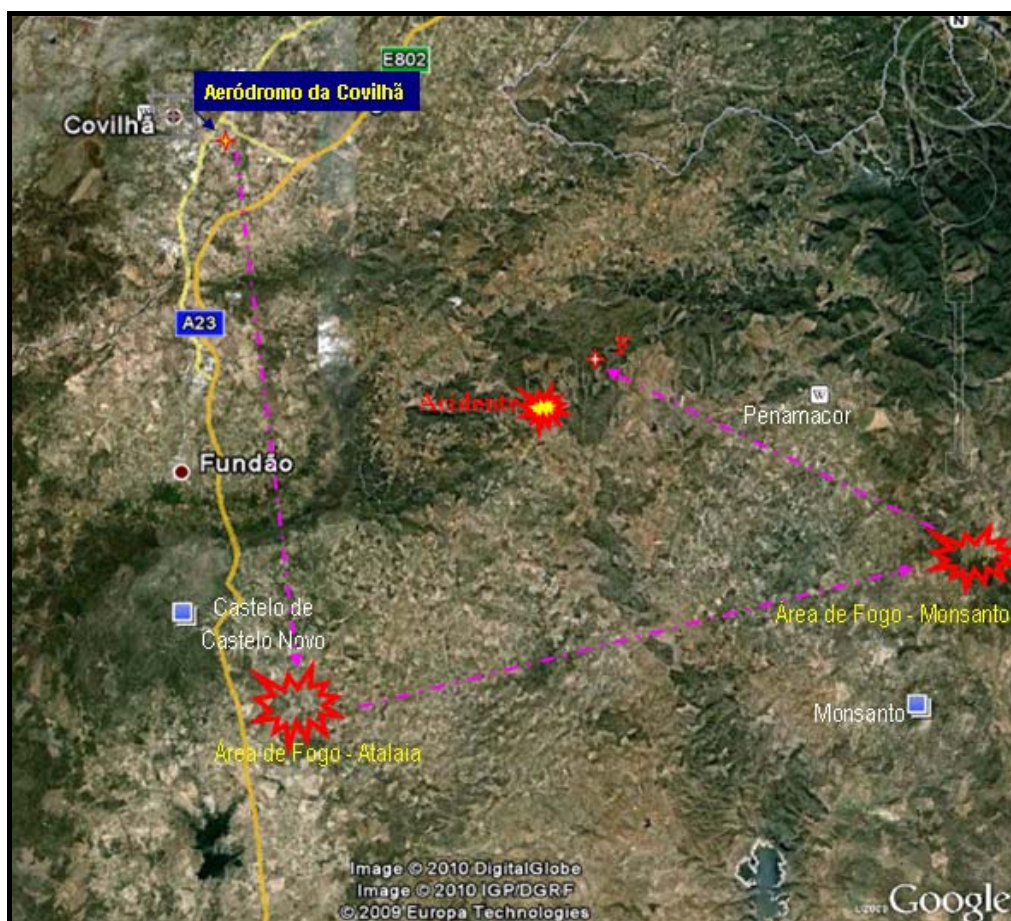


Figura Nº 1

Aproximando-se do local, porque o incêndio estava já controlado, as aeronaves foram reencombinadas para um outro foco de incêndio que lavrava nas proximidades de Monsanto.

Depois de descarregado o produto, o A-14 subiu para 2500ft (AMSL) e dirigiu-se de volta ao aeródromo da Covilhã, para reabastecimento. Sensivelmente a meio caminho (*a cerca de 18km da Covilhã*), teve uma inesperada redução acentuada de potência, que não se alterou com o movimento da manete de potência para a frente e para trás. O piloto ligou o sistema de ignição e verificou a selecção do combustível, tentando recuperar a potência perdida. Apesar de todos os esforços não conseguiu alcançar mais que 62%Ng, pelo que procurou uma área propícia para uma aterragem de emergência e dirigiu-se para o local escolhido, um terreno agrícola sem arborização e com uma altitude média de 1500ft (AMSL).

Verificando que não conseguia alcançar o campo escolhido para a aterragem, o piloto pôs o hélice em bandeira (para aumentar o planeio) e, depois de evitar uma linha eléctrica de média tensão, conseguiu pôr as rodas no chão mas não conseguiu parar o avião antes do fim do terreno, tendo saltado por cima duma ribeira e indo precipitar-se contra uma mata de pinheiros de médio porte que existia do outro lado (*figura nº 2*).

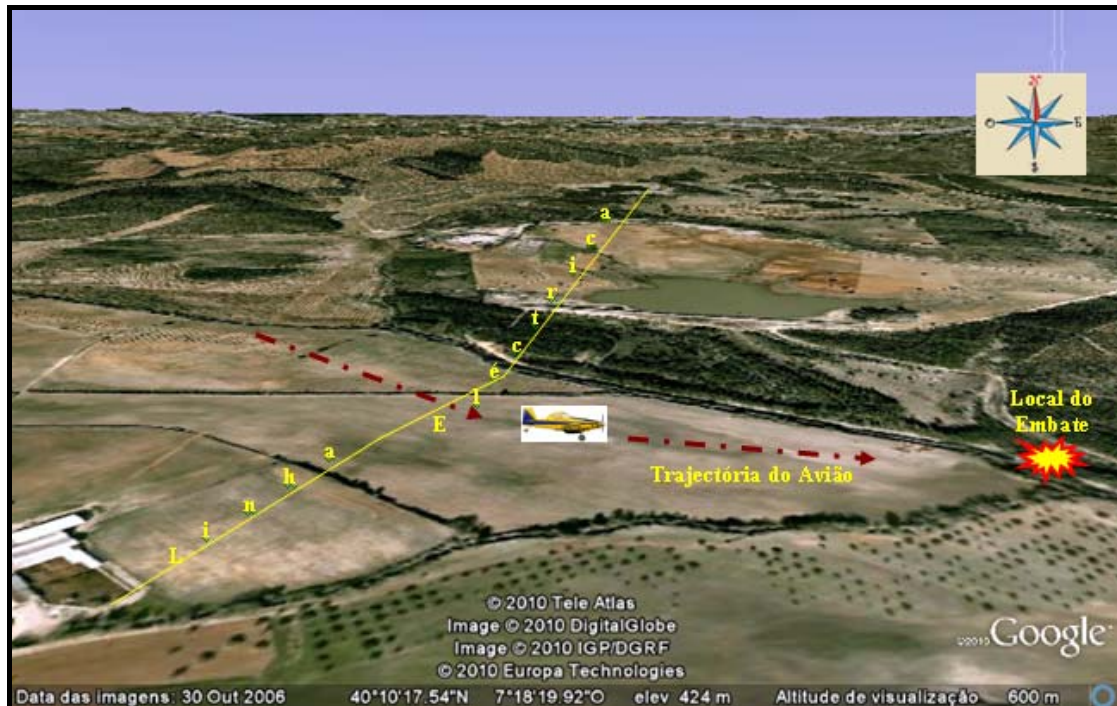


Figura Nº 2

O embate foi muito violento, levando à fractura da caixa redutora do hélice e destruição do bordo de ataque das asas e trem de aterragem. O piloto desligou, então, todos os interruptores e colocou a manete de corte de combustível (*fuel condition lever*) em “OFF”, antes de abandonar a aeronave. A cabina suportou bem o embate e os tripulantes saíram ilesos, pelos próprios meios, afastando-se do avião, que entretanto pegara fogo na zona do motor. A presença de um helicóptero nas proximidades permitiu que este efectuasse uma descarga de água sobre a aeronave e apagasse o incêndio logo à nascença, evitando que se propagasse ao combustível derramado e à mata adjacente.

1.2 Lesões

Ambos os tripulantes saíram ilesos.

1.3 Danos na Aeronave

A aeronave sofreu danos ligeiros na fuselagem e substanciais nas asas, trem de aterragem e conjunto moto-propulsor (*figura nº 3*).



Figura Nº 3

1.4 Outros Danos

Foram destruídos diversos pinheiros de pequeno e médio porte.

1.5 Pessoas Envolvidas

O piloto comandante, de nacionalidade Australiana, 32 anos de idade, sexo masculino, tinha as seguintes qualificações e experiência (*quadro nº 1*):

Licença de Voo		Experiência de Voo		
Tipo:	CPL (A)	Total:	<u>Total</u> 3496:00	<u>Tipo</u> N/D
Validade:	Vitalícia	Últimos 90 dias:	60:00	60:00
Qualificações:	SEP; Ayres Turbo	Últimos 28 dias:	22:00	22:00
Data Exame Médico:	09-06-2009	Última Semana:	04:00	04:00
Limitações/Restrições:	Nil	Últimas 24 horas:	01:00	01:00

Quadro Nº 1

Na tripulação havia ainda um outro piloto, de nacionalidade Portuguesa, que se limitava a servir de tradutor nas comunicações entre a aeronave e as estações terrestres (*por o piloto comandante não falar Português*). Não estando qualificado para operar a aeronave como piloto, actuava apenas como operador de comunicações.

1.6 Aeronave

1.6.1 Generalidades

O Air Tractor AT-802F foi concebido como um avião de ataque a fogos florestais. Trata-se de um monoplano de asa baixa, trem fixo convencional e equipado com um motor turbo-hélice de 1350SHP e hélice de cinco pás de passo variável, dispondo de grande manobrabilidade e rapidez, carregando 3104 litros (820USG) de água e retardante, podendo acorrer rapidamente e extinguir qualquer fogo à nascença.



Figura Nº 4

O VH-LIH era propriedade da empresa Australiana “Pays Air Service Pty, Ltd”, tinha uma matrícula Australiana e um Certificado de Aeronavegabilidade válido, emitido pela autoridade Australiana para a Aviação Civil (CASA). Com capacidade para dois ocupantes estava certificado para uma Massa Máxima à Descolagem (MTOM) de 7512kg (16000lb), apresentando as seguintes referências (*quadro nº 2*):

REFERÊNCIA	CÉLULA	MOTOR	HÉLICE
Fabricante:	Air Tractor Inc.	Pratt & Whitney Canada	Hartzell Propeller Inc
Modelo:	AT-802F	PT6A-67R	HC-B5MP-3F
Nº de Série:	0289	PCE-105117	K61015
Ano de fabrico:	2008	N/D	N/D
Horas de Voo:	110:41	110:41	110:41
Última Inspecção:	25-06-2009	25-06-2009	25-06-2009

Quadro Nº 2

Estava equipado com um reservatório de 3104 litros de água e produto retardante e com um sistema de descarga computadorizado (que lhe permitia efectuar uma descarga selectiva e parcial, de acordo com as necessidades e conveniências) além de um “*back-up*” manual e um sistema de descarga de emergência, actuado directamente pelo piloto.

1.6.2 Sistema Moto-propulsor

1.6.2.1 Identificação

O avião estava equipado com um motor turbo-hélice Pratt & Whitney Canada (*PT6A-67R*), acoplado a um hélice de cinco pás (*Hartzell, HC-B5MP-3F*) de passo variável e com possibilidade de bandeira e reversão de passo (*figura nº 5*).

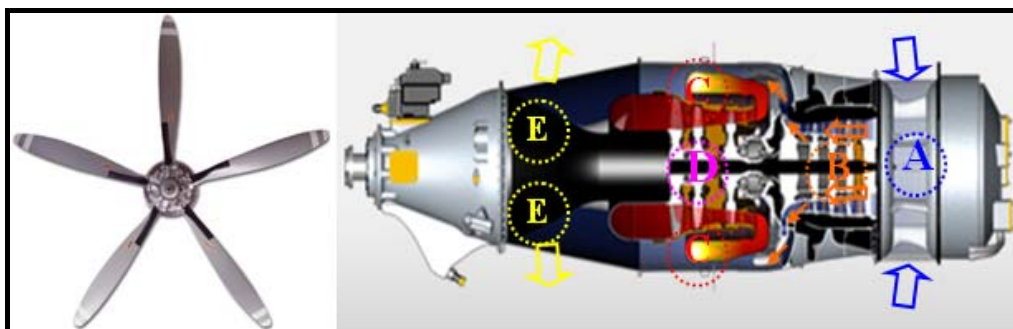


Figura Nº 5

O ciclo de operação destes motores segue um processo simples. O ar é admitido da atmosfera (A), passa pelo compressor (B) onde a sua pressão e temperatura são aumentadas, entra na câmara de combustão (C) onde é pulverizado o combustível e a mistura é inflamada, aumentando mais a pressão e temperatura, segue depois para as turbinas (D) onde é extraída a energia que vai ser transmitida ao hélice e acessórios e é expelido pelo escape (E), de volta à atmosfera.

Todo este processo é contínuo e só necessita de uma faísca inicial para inflamar a mistura. A partir daí, basta haver combustível e ar para o motor continuar a funcionar. Dado o seu modo de operação, estes motores raramente se apagam, desde que haja combustível a ser debitado para a câmara de combustão.

Em situação crítica de turbulência ou formação de gelo pode haver um distúrbio do fluxo de ar e a chama apagar-se. Durante esses períodos é procedimento normal utilizar a ignição ligada para evitar a paragem do motor. Se isso acontecer, o piloto deve estar prevenido para ligar de imediato a bomba de combustível e seleccionar ignição para "CONTINUOUS".

1.6.2.2 Limitações

Conforme referenciado no Manual de Voo da Aeronave (AFM), as principais limitações do motor PT6A-67R, instalado nesta aeronave, eram as seguintes (*quadro nº 3*):

Power Setting	SHP	Torque Lb / ft	Max ITT °C		Ng RPM %	Np RPM	Oil Press psi	Oil Temp °C
			Nominal	Observed				
TOFF	1424	4400	835	855	104.0	1700	90/135	10/99
Max. Cont.	1220	3770	820	840	104.0	1700	90/135	10/99
Recommended Climb/Cruise	1020	3150 3350 3570	725	790	104.0	1700 1600 1500	90/135	10/99
Min. Idle (run) (flight)				755	68 68		60 (minimum)	-40/99
Starting			700	1000			0/200	-40/99
Transient		5100		870	104.0	1870	40/200	0/110
Max. Reverse	900			765		1650	90/135	10/99

Quadro Nº 3

1.6.3 Sistema de Combustível

O Air Tractor AT-802F tem uma capacidade de 1438L de combustível, distribuídos por dois tanques principais, nas asas, os quais debitam por gravidade para um tanque central de onde o combustível flui, através de uma bomba eléctrica (*electric fuel boost pump*), um filtro e uma bomba mecânica auxiliar (*airframe fuel boost pump*) para a unidade de controlo de combustível (FCU) do motor (figura nº 6). A ligação entre os tanques da asa e o tanque central é feita por uma tubagem simples, sem válvulas de não retorno incorporadas, o que permite a migração de combustível entre os tanques.

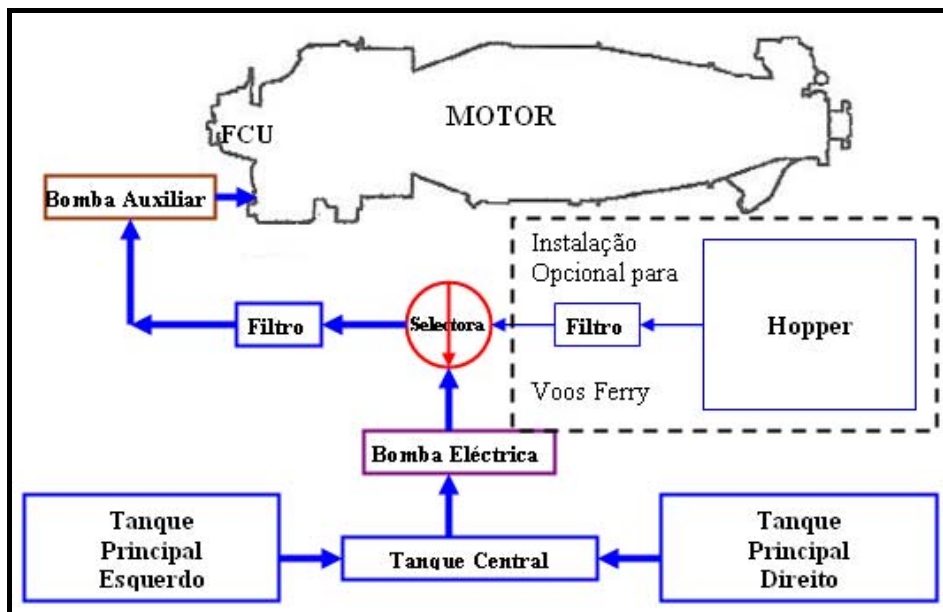


Figura Nº 6

Para voos de longa distância, especialmente voos “ferry”, o avião tem a capacidade de carregar combustível no “hopper”, aumentando assim a sua autonomia. Uma torneira selectora de combustível, situada no lado esquerdo do posto de pilotagem, permite seleccionar os tanques normais ou o “hopper”, além de uma posição de corte do combustível (figura nº7).



Figura Nº 7

Dois indicadores de quantidade de combustível (A), situados no lado esquerdo do painel de instrumentos (figura nº 8), providenciam a informação sobre o combustível remanescente nos tanques, enquanto que o “fuel flow meter” (B), mais à esquerda e abaixo, pode fornecer outras informações relativas ao consumo e autonomia. Um interruptor (C) permite ligar e

desligar a bomba eléctrica auxiliar (*boost pump*) e um manómetro (D) indica a pressão do combustível na linha de alimentação do motor ($\pm 15\text{psi}$).



Figura Nº 8

Na parte inferior, ao centro do painel, existe um conjunto de luzes avisadoras, sendo duas delas associadas ao sistema de combustível, “LOW FUEL” e “FUEL FILTER”.

A luz de baixa quantidade de combustível é activada por dois sensores, um em cada tanque, quando a quantidade utilizável de combustível, em voo horizontal coordenado, desce abaixo de 105 litros (28USG). Em condições de voo não coordenado, ou depois de diversas voltas no mesmo sentido, o acender da luz pode dar-se a uma quantidade inferior, pelo que os indicadores são o sistema primário de controlo do combustível remanescente. Se a luz acender, o piloto deve nivelar o avião e monitorar os indicadores de combustível. Se necessário, transferir combustível do tanque mais cheio ou aterrar logo que possível.

O acender da luz de “FUEL FILTER” indica que o filtro de combustível se encontra parcialmente obstruído e a bomba eléctrica de combustível deve ser ligada, aterrando logo que possível.

Em vários pontos do painel de instrumentos foram colocados avisos relacionados com a gestão do combustível, em complemento ao que é referido no AFM (*figura nº 9*). É dado ênfase especial ao facto de a força de torque, muito forte nesta aeronave, poder provocar

Challenger

uma migração de combustível do tanque da asa esquerda para o tanque da asa direita, mesmo com o avião em voo horizontal, o que é suficiente para provocar uma paragem do motor, mesmo com bastante combustível na asa direita.

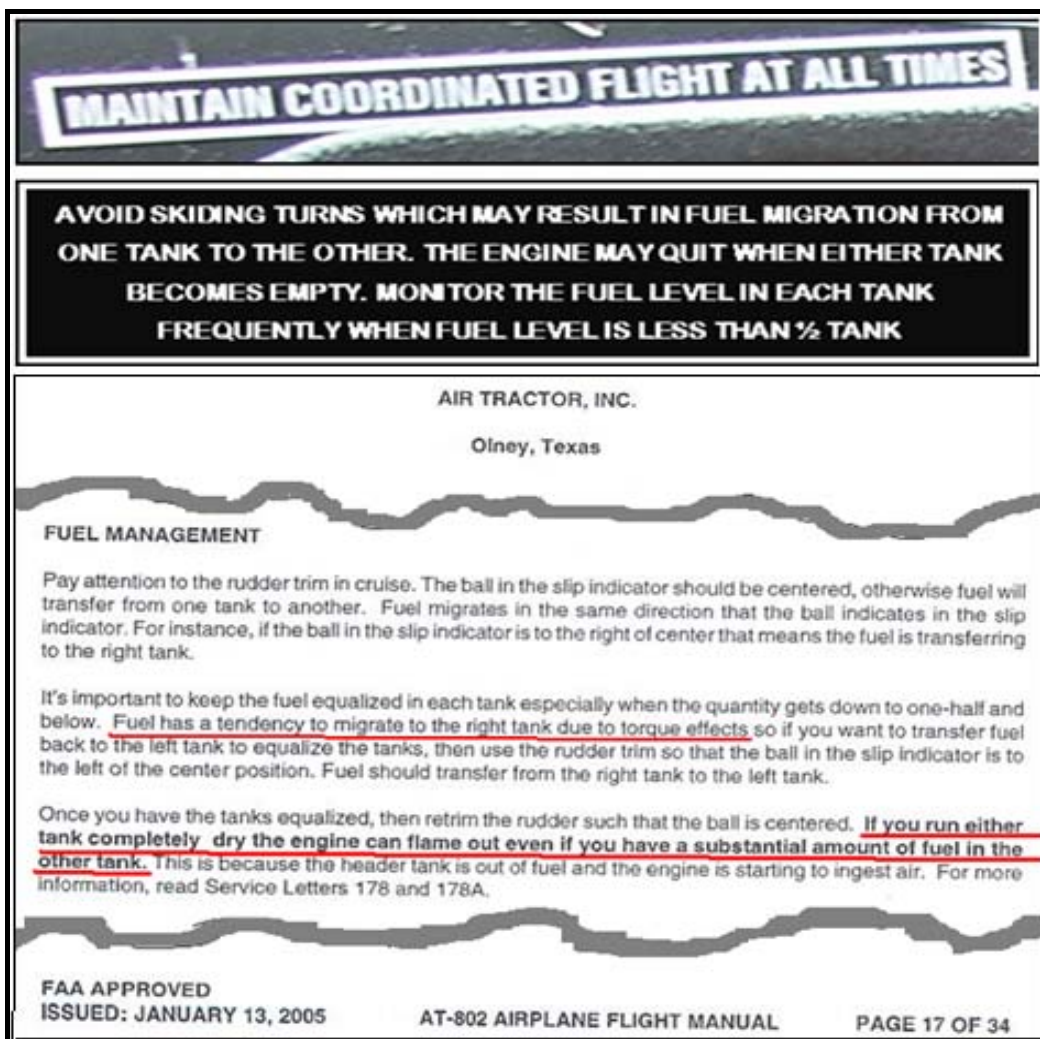


Figura Nº 9

1.7 Meteorologia

O tempo apresentava-se quente e seco, com temperatura de cerca de 35°C e 15% de humidade relativa. O vento era fraco do quadrante Este, com cerca de 7km/h e o céu apresentava-se parcialmente nublado, com poucas nuvens a cerca de 2700ft acima do solo.

1.8 Ajudas à Navegação

Não aplicável.

1.9 Comunicações

Não aplicável

1.10 Local de Aterragem

Quando se verificou a perda de potência do motor, a aeronave voava sobre terreno acidentado, no seu caminho de regresso ao aeródromo de estacionamento. À sua esquerda, porém, havia alguns terrenos agrícolas, relativamente planos, desobstruídos de árvores e outros obstáculos naturais e com dimensão mais do que suficiente para uma aterragem de recurso (*ver figura nº 2*), tendo o piloto escolhido um deles como possível local de aterragem.

Durante a aproximação veio a descobrir a existência de uma linha de transporte de energia eléctrica, que obrigou a manobras evasivas. Estas manobras atrasaram a execução dos procedimentos para a aterragem, nomeadamente a selecção de flaps, mantendo alta velocidade até tocar no solo, o que não permitiu a imobilização dentro do terreno limpo, para evitar o capotamento da aeronave, tendo voltado para o ar e voado em frente, por sobre uma ribeira, contra um pinhal (*figura nº 10*).



Figura Nº 10

1.11 Registadores de Voo

A aeronave não estava equipada com registadores de voo, não era obrigatório para este tipo de aeronave, mas tinha instalado um Sistema de Aquisição de Dados, Monitorização e Alarme (DAAM), capaz de monitorar, apresentar e registar os parâmetros críticos do motor e da aeronave, tempos de voo e do motor, tendência do desempenho do motor e activar alarmes de excedência de parâmetros.

Foi solicitado o fornecimento destes dados ao operador, sendo respondido que o sistema tinha sido danificado pelo fogo, não havia acesso a qualquer registo e o equipamento fora enviado para a Austrália para tentar outra forma de leitura da informação. Não foi recebida outra informação sobre o resultado das pesquisas ou tentativas de recuperação de dados.

1.12 Destroços e Impactos

Ao aproximar-se dos destroços o odor a combustível era muito forte, o que se justificava pelo estado de destruição das asas, com a ruptura total dos tanques de combustível. No solo, por baixo da asa direita, notava-se uma enorme mancha proveniente do derrame de combustível. Debaixo da asa esquerda o terreno não apresentava sinais de derrame.

Da observação dos destroços sobressai a ideia de que a aeronave vinha a voar com velocidade elevada, antes de colidir com as árvores. O embate foi frontal, com o nariz da aeronave a penetrar por entre os pinheiros que o bordo de ataque das asas ia cortando e derrubando à sua passagem. O bordo de fuga das asas não sofreu danos (*figura nº 11*).



Figura Nº 11

O nariz sofreu danos quando embateu no solo, o hélice sem tracção se separou do motor (por fractura da caixa redutora) e o motor pegou fogo (*figura nº 12A*). No terreno envolvente não se notava qualquer derrame de líquidos do motor, apenas o produto anti-incêndio.



Figura Nº 12

A fuselagem e a empenagem não sofreram danos significativos por não terem embatido directamente nos obstáculos nem terem sido submetidas a forças que pudessem provocar deformações ou fracturas (*figura nº 12B*). O trem de aterragem fracturou quando colidiu verticalmente com o solo, não se notando deslizamento horizontal (*figura nº 12C*).

Os Flaps estavam descidos para 10° (*figura nº 12D*), encontrando-se o selector (no posto de pilotagem) em “OFF” (*figura nº 13A*). No posto de pilotagem da frente todos os interruptores se encontravam desligados (*figura nº 13B*), as manetes de controlo do motor e hélice na posição de motor cortado e hélice em bandeira (*figura nº 13C*), mas a torneira de combustível estava seleccionada para os tanques das asas e não para “OFF” (*figura nº 13D*).



Figura Nº 13

1.13 Médica ou Patológica

Por não terem sofrido qualquer lesão, os dois ocupantes não receberam qualquer assistência médica especial, mas foram transportados ao hospital para observação.

1.14 Fogo

Após o embate deflagrou um incêndio de pequena dimensão, na parte da frente do motor. Encontrando-se nas proximidades um helicóptero de combate ao fogo, este despejou um balde de água e retardante sobre o fogo que se extinguiu de imediato.

1.15 Sobrevivência

Houve uma prontidão imediata no ataque ao fogo e apoio aos tripulantes que, embora saíssem ilesos da aeronave, foram transportados ao hospital para observação.

1.16 Ensaios e Pesquisas

1.16.1 Generalidades

Em qualquer motor de turbina o ciclo é contínuo, a partir do momento em que é posto em marcha, variando a potência desenvolvida em função da massa de ar e da quantidade de combustível fornecido. A Unidade de Controlo de Combustível (FCU) doseia o combustível a enviar para as câmaras de combustão, em função dos sinais recebidos, especialmente da posição das manetes de controlo do motor, da velocidade de rotação do compressor, da pressão à entrada e à saída do compressor, da temperatura do ar, da pressão atmosférica e do valor do torque aplicado ao hélice, entre outros.

Admitindo que o motor se manteve em funcionamento, tendo havido apenas uma perda de potência, havia que avaliar se essa perda seria provocada por algum factor mecânico, por falta de combustível ou alguma anomalia no sistema de controlo do motor.

O motor foi removido da aeronave e enviado para o fabricante, Pratt & Whitney Canada, para ser submetido a peritagem, no sentido de determinar as possíveis razões para a perda parcial de potência. Foram também ensaiados os comandos e diversos acessórios do motor.

Os resultados dessa peritagem são apresentados a seguir, socorrendo-nos do texto e das imagens retiradas do relatório da PWC.

1.16.2 Exame do Motor

O conjunto do motor apresentava-se em bom estado e sem danos visíveis, quer anteriores quer posteriores ao embate, com excepção da caixa redutora do hélice que se encontrava fracturada, por força do impacto com o solo. Um exame ao seu interior não indicou qualquer fractura ou anomalia no sistema de redução e transmissão.

No exame detalhado ao exterior do motor detectou-se que a linha "P3" (*pressão pneumática à saída do compressor*) se encontrava fracturada junto da ligação do tubo com o invólucro da turbina de gás, na zona da soldadura (*figura nº 14*).

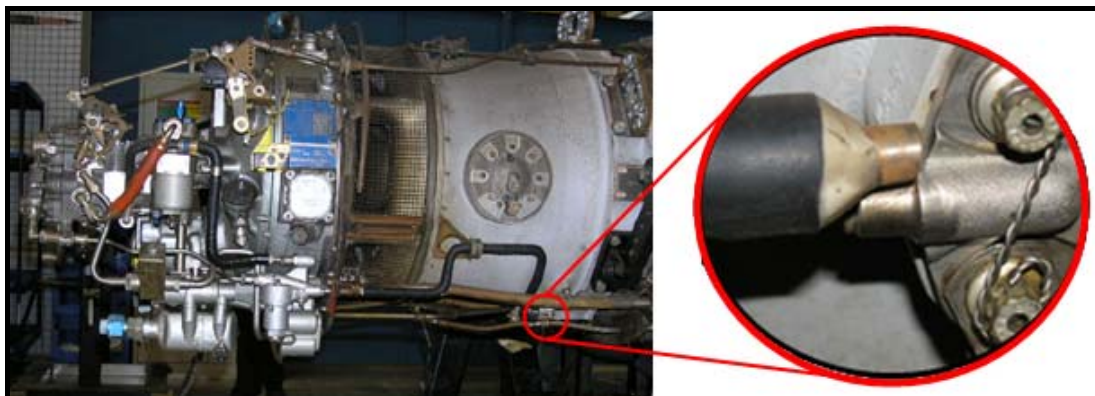


Figura Nº 14

A análise das superfícies de fractura mostrou ser proveniente de fadiga por submissão a forças pouco elevadas mas de longa duração, com uma propagação lenta, até ter atingido a ruptura total. Não foi possível determinar com certeza as causas da fractura, pois que as peças e a soldadura respeitavam as características materiais previstas.

A análise microscópica da fractura mostrou sinais de batimento entre as duas superfícies, podendo indiciar que haveria uma fissura anterior ao evento, verificando-se mesmo assim uma pressão na linha.

Verificou-se que a linha instalada (p/n 3031829-A) não correspondia à última referência do fabricante, recomendada pelo SB Nº 14269, de 23-11-1999, o qual aconselhava a substituição por uma linha de maior durabilidade (p/n 3123019-01) logo que fossem efectuados trabalhos no motor e o local ficasse acessível. De acordo com os registos, a última grande inspecção do motor foi efectuada em Junho de 2006, mas este SB não foi incorporado.

1.16.3 Exame dos Acessórios e Comandos do Motor

Para melhor esclarecimento e no sentido de poder confirmar e isolar a causa da perda de potência, os comandos do motor e os acessórios mais significativos, especialmente aqueles directamente ligados ao sistema de combustível e ao comando do hélice, foram verificados em banco de ensaio, alguns pelos próprios fornecedores.

1.16.3.1 Bomba e Unidade de Controlo de Combustível

Perante a informação do PIC ao afirmar que o movimento das manetes não provocou qualquer alteração nas rotações do motor, a investigação desmontou e examinou a unidade de controlo de combustível e a bomba de combustível do motor (figura nº 15).

Foram encontradas algumas limalhas na entrada do filtro mas a saída e o corpo da bomba não apresentavam contaminação sólida ou água misturada com o combustível. O funcionamento da bomba era normal.



Figura Nº 15

Foi efectuado ensaio do FCU que demonstrou um desfasamento significativo em relação aos valores pré-estabelecidos de fábrica.

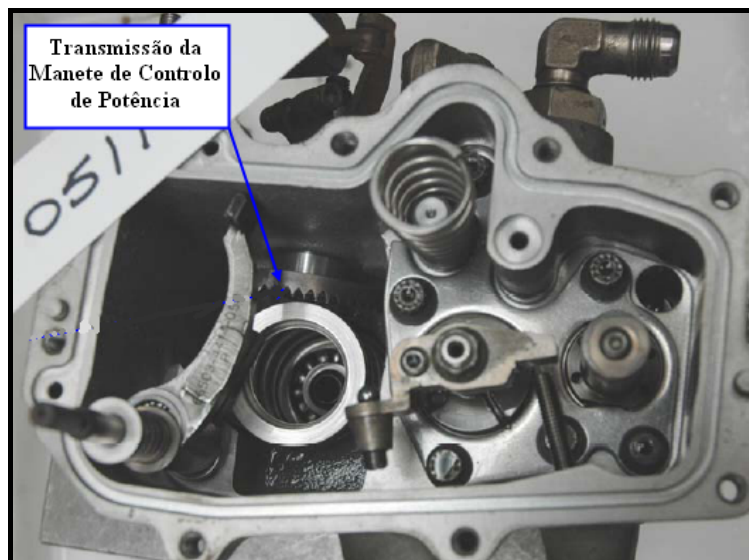


Figura Nº 16

A unidade foi desmontada e, para lá da falta de aperto dos parafusos da tampa e de algum desgaste dos batentes das massas centrífugas, foi encontrado o ressalto de um dente na engrenagem da transmissão associada à manete do controlo de potência (*figura nº 16*), o qual, muito provavelmente, terá sido provocado pelo impacto com o solo.

Depois de reposicionada a engrenagem, foi retomado o livre movimento da manete. Foi efectuado novo ensaio do FCU que confirmou algum desfasamento em relação aos valores pré-estabelecidos de fábrica, uma vez que o operador havia regulado a unidade para os valores recomendados pelo fabricante da aeronave (*idle de 68% em vez dos 73%*). Tendo sido ajustada a unidade para os valores recomendados pelo fabricante do motor, obteve-se uma diferença não superior a 1%.

1.16.3.2 Permutador de Calor Óleo/Combustível

Esta unidade (*figura nº 17*) encontrava-se selada e havia presença de combustível e óleo no seu interior e nas tubagens de ligação.

Efectuado teste ao seu funcionamento não foi encontrado nada de anormal.



Figura Nº 17

1.16.3.3 Válvula Distribuidora e Injectores de Combustível

A unidade distribuidora e os injectores de combustível (*figura nº 18*) foram desmontados e testados individualmente.



Figura Nº 18

A unidade distribuidora (A) apresentava uma fuga de combustível que veio a verificar-se ser consequência do fogo que se declarou após o incidente e que destruiu os vedantes junto da válvula de descarga, bem como o limitador de borracha da “check valve”. Como consequência deste aquecimento e deterioração da unidade distribuidora, os injectores ficaram total ou parcialmente entupidos, conforme é descrito no quadro seguinte (*quadro nº 4*):

Fuel nozzles test observations	
Nr	Observation
1	Not tested due to obstruction in the inlet passages.
2	Primary spray quality unacceptable. Combined primary and secondary flow rate 37.2pph (minimum limit is 38.3pph). Secondary spray quality unacceptable.
3	Primary spray quality unacceptable. Primary spray angle 74 degrees (minimum limit is 75 degrees). Secondary spray quality unacceptable.
4	Primary spray quality unacceptable. Primary spray angle 70 degrees (minimum limit is 75 degrees). Secondary spray quality unacceptable.
5	Primary spray flow rate 7.6pph (minimum limit is 8.5pph). Primary spray angle 69 degrees (minimum limit is 75 degrees). Primary spray quality unacceptable. Combined primary and secondary flow rate 36.2pph (minimum limit is 38.3pph). Secondary spray quality unacceptable.
6	Primary spray flow rate 8.1pph (minimum limit is 8.5pph). Primary spray angle 70 degrees (minimum limit is 75 degrees). Primary spray quality unacceptable. Secondary spray quality unacceptable. Combined primary and secondary flow leaking at the nozzle tip.
7	Primary spray quality unacceptable. Secondary spray quality unacceptable.
8	Primary spray quality unacceptable. Combined primary and secondary flow rate 35.5pph (minimum limit is 38.3pph). Secondary spray quality unacceptable.
9	Not tested due to obstruction in the inlet passages.
10	Not tested due to obstruction in the inlet passages.
11	Not tested due to obstruction in the inlet passages.
12	Not tested due to obstruction in the inlet passages.
13	Incomplete flow at primary and no flow at secondary due to internal obstruction.
14	No flow at primary or secondary due to internal obstruction.

Quadro Nº 4

1.16.3.4 Regulador de Passo e Regulador de “Overspeed” do Hélice

A linha de pressão “Py” do regulador do passo encontrava-se cortada e a ficha eléctrica de controlo do regulador de overspeed encontrava-se desligada (*figura nº 19*).



Figura Nº 19

A investigação efectuada ao seu estado e funcionamento não detectou qualquer defeito ou anomalia anterior ao evento que pudesse ter influenciado o comportamento do motor e levado à sua perda de potência.

1.16.4 Gestão de Combustível

Dadas as características da aeronave e da operação em que se encontrava empenhada, não era possível atribuir um valor correcto para o consumo de combustível por hora de voo, já que este dependia muito da fase de voo e do regime de motor utilizado. Considerando que o consumo à descolagem e durante a subida inicial era muito superior ao consumo em cruzeiro, variando ainda este com a carga transportada, o consumo médio horário não era o mesmo para missões curtas ou para missões a uma maior distância. Para poder avaliar a quantidade de combustível existente a bordo da aeronave, no momento do acidente, na ausência de um registo do piloto e porque houve uma ruptura total dos tanques de combustível, havia que estabelecer uma média ponderada do consumo de combustível.

Foram consultados os registos da Caderneta Técnica da aeronave referentes aos dias de operação a partir do aeródromo da Covilhã, 01 de Julho até 10 de Agosto, data do último reabastecimento de combustível. Considerando a diversidade dos sectores voados durante esses dias de operação, com tempos de voo que variavam entre os 6 e os 74 minutos, tendo sido consumidos 13300 litros de combustível para efectuar 31.17 horas de voo, encontrou-se um consumo médio ponderado de 426.7 l/h ou 7,1 l/mn.

Após o último “pleno” (1400 litros) a aeronave efectuou 105 minutos de voo (equivalente a 745 litros), pelo que deveria ter 655 litros nos depósitos, no momento do acidente.

1.17 Organização e Gestão

O operador não tinha no seu Certificado de Operador de Trabalho Aéreo (COTA) este tipo de aeronaves, a tempo permanente, sendo apenas incluídas a título provisório durante a época de fogos. Por esse motivo também não dispunha de pessoal qualificado para providenciar a assistência operacional e de manutenção necessárias para a sua operação, sendo os pilotos e técnicos de manutenção da responsabilidade do proprietário e locador das aeronaves, a empresa Australiana “Pays Air Service”. A função do operador ficava assim limitada ao apoio logístico e responsabilização perante a Autoridade Nacional de Aviação Civil (INAC).

1.18 Informação Adicional

Não existem informações complementares a referir.

1.19 Técnicas de Investigação Utilizadas

Não foram utilizadas quaisquer técnicas especiais de investigação.

2. ANÁLISE

2.1 Planeamento do Voo

Neste tipo de operação, combate a incêndios florestais, as tripulações e aeronaves encontram-se em estado de alerta, com os abastecimentos programados, prontos para acorrer ao local onde deflagrou o incêndio. Normalmente as aeronaves operam em parilha de acordo com o briefing diário efectuado na base de operações.

No caso presente a aeronave operava em conjunto com outra aeronave do mesmo tipo e esta era a segunda saída do dia, para o mesmo local, não tendo havido nenhuma preparação especial, limitando-se ao reabastecimento de água, uma vez que a quantidade de combustível a bordo era mais do que suficiente para o voo.

2.2 Desenrolar do Voo

Tal como na primeira saída, o piloto seguiu a outra aeronave para o local do fogo e, por o mesmo ter sido considerado extinto, foi dirigido para um segundo foco de incêndio, onde efectuou a largada selectiva de água e retardante.

Já no regresso à base (LPCV) ocorreu uma perda de potência do motor. O piloto actuou na manete de potência para trás e para a frente sem que fosse notada qualquer (des)aceleração do motor. Seleccionou a ignição para "CONTINUOUS" e o motor de arranque para "ON", mas não ligou a bomba eléctrica de combustível.

O AFM recomenda:

Remember that turbine engines seldom fail so long as fuel is being provided. An important procedure in this respect is to know the location of the fuel boost pump switch and the CONTINUOUS position for the ignitor switch. You should have a solid reaction to do two things anytime there is an indication of a power loss:

1. Put the ignitor on CONTINUOUS
2. Turn ON the fuel boost pump switch.

At the same time you should be pushing the stick forward to get the nose down to make sure the airplane doesn't stall while you are in the process of finding out what is wrong.

O tacómetro indicava 62% Ng, sinal de que o motor se encontrava a trabalhar ao "*ralenti*", sem que o piloto conseguisse restabelecer a potência normal de cruzeiro.

Sendo incapaz de manter a altitude e velocidade, de modo a poder regressar à base, o piloto viu-se na necessidade de efectuar uma aterragem de emergência, pelo que identificou um campo agrícola nas proximidades como local de aterragem.

O AFM recomenda:

FORCED LANDING: (Engine Power Remains)

1. Maintain 125 to 130 mph (109 to 113 kts) airspeed with approximately 10° flaps.
2. Select a safe dump area if possible.
3. Dump the hopper load and move the control stick forward as the dump is made to control nose pitch-up.

O cálculo do percurso a efectuar e o controlo de altitudes e velocidades, mesmo considerando a existência de linhas de transporte de energia eléctrica que foi necessário ultrapassar, não foi suficientemente apurado. A aproximação foi efectuada com alta velocidade e os flaps só foram seleccionados para a primeira posição (10°). Isso contribuiu para que a aeronave percorresse todo o espaço disponível para uma aterragem de recurso sem que fosse possível imobilizar-se e continuasse a voar, ainda a velocidade elevada, contra uma mata de pinheiros, onde se precipitou.

O AFM recomenda:

<p>FORCED LANDING: (Engine Failure - Proceed as time and altitude permit)</p> <p>IF CARRYING LIQUID IN HOPPER PROCEED AS FOLLOWS:</p> <ol style="list-style-type: none">1. Dump hopper load. Feather prop to extend glide.2. If a re-start is to be attempted, proceed with AIR-START Procedures as described earlier.3. <u>Maintain 90 to 100 mph (78 to 87 kts) (IAS) and look for suitable landing area.</u>4. <u>Tighten seat belt and shoulder harness.</u>5. If landing is to be made on road with a strong cross-wind, leave flaps retracted.6. <u>If landing in open field extend flaps and maintain at least 80 mph (70 kts) (IAS) until flare for landing.</u>7. <u>Turn OFF fuel valve once air-start procedure is abandoned.</u>8. <u>Pull Start Control Lever "S" aft to fuel cut-off position "C".</u>9. <u>All switches OFF.</u>10. Open both canopy doors during approach.

2.3 Avaliação Pós-Impacto

2.3.1 Asas

Os danos mais significativos verificaram-se nas asas, que absorveram a força do impacto.

A colisão das asas com os pinheiros provocou a quase completa destruição do bordo de ataque das mesmas e a ruptura dos tanques de combustível. Quando o investigador chegou ao local, notava-se um forte odor a combustível no ar, havia uma mancha no solo sob a asa direita, mas o terreno estava seco e limpo debaixo da asa esquerda, o que levou a presumir que o tanque da asa esquerda se encontrava vazio ou com uma quantidade mínima.

Esta presunção era justificada pelo facto de a quantidade de combustível a bordo, segundo os cálculos efectuados, ser comportada por um só tanque (ver 1.16.4) e as forças de torque do motor provocarem uma migração de combustível para o tanque direito, se não houvesse o controlo e fossem executadas as acções necessárias para o evitar (ver 1.6.3).

Nesta situação era possível verificar-se uma perda de potência do motor (e até a sua paragem), mesmo com combustível suficiente a bordo.

2.3.2 Fuselagem

A fuselagem e a empenagem sofreram danos ligeiros por não terem colidido com os obstáculos. O bordo de ataque das asas embateu directamente nos troncos das árvores, que

amorteceram o impacto e reduziram a velocidade horizontal, tendo a fuselagem pousado no solo, na vertical, o que provocou a fractura do trem de aterragem principal.

A rigidez da estrutura da cabina, juntamente com o facto de os ocupantes usarem os cintos de segurança amarrados, permitiu que estes não tivessem sofrido lesões graves.

2.3.3 Conjunto Moto-propulsor

O cárter do redutor do hélice encontrava-se fracturado e o conjunto do hélice separado do motor, o que era justificado pelo embate das pás no solo. As engrenagens não apresentavam qualquer fractura ou outros danos.

O facto de ter deflagrado um incêndio na parte anterior do motor (próximo das saídas do escape), sugere que havia combustível na linha de abastecimento do motor e havia uma fonte de ignição. A facilidade com que o fogo foi extinto sugere a presença de combustível em pequena quantidade. Não foram encontradas outras evidências de derrame de fluidos do motor no local.

2.4 Operação do Motor

Em condições normais de cruzeiro, as indicações do motor deveriam ser mais ou menos semelhantes aos valores do quadro seguinte (*quadro nº 5*):

Power Setting	SHP	Torque Lb / ft	ITT °C	Ng RPM %	Np RPM	Oil Press psi	Oil Temp °C
Cruise	≤1020	≤3570	<725	58<104.0	1425/1700	90/135	10/99

Quadro Nº 5

No reporte do piloto não foram referidos os valores registados, com excepção do valor de rotações do motor (62%), equivalente ao regime de “*idle power*”, o qual foi registado já depois de ter tentado o arranque em voo do motor (ignição e motor de arranque ligados).

A alteração da posição da manete de controlo de potência não produziu qualquer efeito na variação do regime do motor, o que indicia que a quantidade de combustível fornecido não variou, já que não havia qualquer restrição mecânica ao funcionamento da turbina.

Considerando que havia combustível suficiente a bordo (o exame da bomba de combustível e do permutador de calor “combustível/óleo” confirmou a presença de combustível nestas unidades e houve a deflagração de um incêndio no motor, após o embate), é de considerar que a unidade de controlo de combustível (FCU) não estava a fornecer a quantidade necessária para alimentar a potência solicitada pela posição da manete.

Ora os testes levados a cabo com a FCU demonstraram que o seu funcionamento correspondia ao expectável e, durante as pesquisas ao motor, apenas foi encontrada a linha de

“P3” partida, o que impedia a chegada à FCU do sinal da pressão pneumática à saída do compressor. Esta pressão era fundamental para a unidade poder calcular a quantidade de combustível a enviar para os injectores. Ao perder essa informação real e passar a receber o valor da pressão atmosférica, a FCU iria calcular a quantidade necessária para o regime mais baixo (consentâneo com a pressão à saída do compressor que estava a receber), independentemente da selecção da manete de potência.

A análise microscópica da fractura mostrou sinais de batimento entre as duas superfícies, sinal de que a fractura era anterior ao evento, muito embora essa fissura permitisse garantir a pressão na linha. Com a ruptura total e o afastamento das partes deixou de haver essa pressão e a FCU deixou de enviar o combustível necessário para manter o regime solicitado ao motor.

Por outro lado, presumindo que o tanque da asa esquerda se encontrava vazio, estando a bomba eléctrica de combustível desligada, era possível que a pressão de combustível na linha de abastecimento da FCU tivesse caído para um valor muito baixo que não permitisse a aceleração do motor, situação prevista pelo fabricante da aeronave.

O AFM recomenda:

FUEL MANAGEMENT

Pay attention to the rudder trim in cruise. The ball in the slip indicator should be centered, otherwise fuel will transfer from one tank to another. Fuel migrates in the same direction that the ball indicates in the slip indicator. For instance, if the ball in the slip indicator is to the right of center that means the fuel is transferring to the right tank.

It's important to keep the fuel equalized in each tank especially when the quantity gets down to one-half and below. Fuel has a tendency to migrate to the right tank due to torque effects so if you want to transfer fuel back to the left tank to equalize the tanks, then use the rudder trim so that the ball in the slip indicator is to the left of the center position. Fuel should transfer from the right tank to the left tank.

Once you have the tanks equalized, then retrim the rudder such that the ball is centered. **If you run either tank completely dry the engine can flame out even if you have a substantial amount of fuel in the other tank.** This is because the header tank is out of fuel and the engine is starting to ingest air. For more information, read Service Letters 178 and 178A.

3. CONCLUSÕES

3.1 Factos Estabelecidos

Os factos referidos em 1. e as considerações registadas em 2. permitem-nos retirar as seguintes conclusões:

- 1ª O voo integrava-se no conjunto de operações de combate aos fogos florestais, em coordenação com a Autoridade Nacional de Protecção Civil;
- 2ª O piloto era titular de uma Licença de Pilotagem válida, que o habilitava a pilotar aquele tipo de aeronave e a operar naquele género de missões;
- 3ª A aeronave tinha um Certificado de Aeronavegabilidade válido, emitido pela autoridade do país de registo, tinha cumprido com o programa de manutenção recomendado pelo fabricante e não havia registo de qualquer anomalia ou limitação à sua operação;
- 4ª A aeronave foi abastecida com uma quantidade de combustível suficiente para o voo, incluindo reservas;
- 5ª O motor da aeronave teve um comportamento normal durante toda a missão de ataque ao fogo e só sofreu uma perda de potência quando regressava à base de operações, estagnando em 62%Ng;
- 6ª O piloto não conseguiu recuperar a potência normal do motor, utilizando os procedimentos recomendados pelo Manual de Voo da Aeronave, pelo que tentou uma aterragem de emergência num terreno agrícola devoluto;
- 7ª Esta manobra foi dificultada pela presença de uma linha de transporte de energia, através do campo, acabando o piloto por falhar a área prevista para a aterragem e indo colidir com uma mata de pinheiros, do outro lado do campo;
- 8ª Da colisão resultaram danos substanciais para a aeronave, mas os ocupantes saíram ilesos;
- 9ª A inspecção ao local do impacto detectou sinais de ausência de combustível no tanque da asa esquerda;
- 10ª Esta ausência de combustível poderia, conforme é referido no AFM editado pelo fabricante da aeronave, ter provocado a perda parcial ou total de potência do motor;
- 11ª A peritagem efectuada ao motor revelou a fractura da linha que transmite a pressão à saída do compressor (P3) para a Unidade de Controlo de Combustível (FCU);
- 12ª A perda desta informação era razão suficiente para que o motor não pudesse produzir a potência que lhe era pedida pela selecção da manete de potência, mas podia garantir o seu funcionamento a baixo regime;

13^a As peritagens efectuadas ao motor e acessórios principais não detectaram outras evidências que pudessem ter interferido com a operação do motor, de modo a provocar aquela perda de potência.

3.2 Causas do Acidente

3.2.1 Causa Primária

A fractura da linha de transmissão da pressão à saída do compressor (P3) para a Unidade de Controlo de Combustível (FCU), terá sido a causa provável para a perda parcial de potência do motor, obrigando o piloto a efectuar uma aterragem de emergência mal sucedida em terreno não preparado.

3.2.2 Factores Contributivos

Foram factores contributivos para o insucesso da manobra de aterragem:

- 1º A não incorporação do SB Nº 14269, de 23-11-1999, da PWC, recomendando a substituição da linha p/n 3031829-A, pela linha p/n 3123019-01, logo que fossem efectuados trabalhos no motor que permitissem o acesso ao local;
- 2º A concentração do piloto nas acções tendentes a recuperar a potência do motor fizeram com que dispusesse de menos atenção para o cálculo da trajectória a percorrer e da velocidade de aproximação, acabando por falhar a área favorável para a aterragem;
- 3º A existência de uma linha de transmissão de energia eléctrica que atravessava o campo obrigou o piloto a manobras evasivas e uma aproximação não estabilizada com controlo de velocidade imperfeito;
- 4º A utilização de uma baixa selecção de flaps aumentou a capacidade de planeio mas obrigou a manter uma velocidade mais alta, o que contribuiu para que a área de aterragem fosse ultrapassada sem parar a aeronave, indo colidir violentamente com as árvores;
- 5º A paragem do motor antes do impacto poderia, provavelmente, ter minimizado as consequências da colisão e evitado o fogo depois do acidente.

4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA

Não foi considerado pertinente e oportuno emitir qualquer recomendação de segurança, tanto mais que a P & W Canada prevê proceder a uma revisão do SB 14269 para que a substituição da linha seja efectuada ao fim de determinado intervalo de tempo (SB 14269R2).

Lisboa, 09 / 06 / 2011

O Investigador Responsável,

Antonio A. Alves