



**CÓPIA**

**MINISTÉRIO DA ECONOMIA E DO EMPREGO**  
**GABINETE DE PREVENÇÃO E INVESTIGAÇÃO DE ACIDENTES COM AERONAVES**

# **RELATÓRIO FINAL DE ACIDENTE**

**PARTICULAR**

**Alon A2-A (Aircoupe)**

**CS-AIG**

**Herdade “Pinheiro e Cavaleiro”**

**CIBORRO**

**MONTEMOR-O-NOVO**

**06 de Março de 2010**

**GPIAA**

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

**11.ABR.2012**

**O Director,**

*Fernando Ferreira dos Reis*

**RELATÓRIO FINAL DE ACIDENTE Nº 01/ACCID/2010**

## NOTAS

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 (UE) 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.

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

*Para garantir a interpretação e atribuição do verdadeiro significado e propriedades de ordem técnica e operacional aos termos utilizados, este documento não vai ser convertido para o novo acordo ortográfico da língua Portuguesa.*

## ÍNDICE

TÍTULO	PÁGINA
Sinopse .....	05
<b>1. INFORMAÇÃO FACTUAL</b>	
<b>1.1</b> História do Voo .....	06
<b>1.2</b> Lesões .....	07
<b>1.3</b> Danos na Aeronave .....	07
<b>1.4</b> Outros Danos .....	07
<b>1.5</b> Pessoal	
1.5.1 Piloto .....	07
1.5.2 Passageiro .....	08
<b>1.6</b> Aeronave	
1.6.1 Generalidades .....	08
1.6.2 Sistema de Combustível .....	09
1.6.3 Motor .....	10
1.6.4 Massa e Centragem .....	11
<b>1.7</b> Meteorologia .....	12
<b>1.8</b> Ajudas à Navegação .....	13
<b>1.9</b> Comunicações .....	13
<b>1.10</b> Aeródromo .....	13
<b>1.11</b> Registadores de Voo .....	13
<b>1.12</b> Destroços e Impactos	
1.12.1 Impactos .....	14
1.12.2 Destroços .....	15
1.12.3 Comandos e Indicações na Cabina de Pilotagem .....	16
<b>1.13</b> Médica e/ou Patológica .....	17
<b>1.14</b> Fogo .....	17
<b>1.15</b> Sobrevivência .....	17
<b>1.16</b> Ensaios e Pesquisas .....	18
1.16.1 Inspeção Exterior do Motor .....	18
1.16.2 Acessórios do Motor .....	18
1.16.3 Desmontagem e Inspeção Interna ao Motor	
1.16.3.1 Generalidades .....	19
1.16.3.2 Compressão dos Cilindros e Estado das Válvulas .....	20
1.16.3.3 Cilindros e Pistões .....	20
1.16.3.4 Cárter do Motor e Componentes Associados .....	22
1.16.4 Conclusões da Peritagem ao Motor .....	23
<b>1.17</b> Organização e Gestão .....	23
<b>1.18</b> Informação Adicional .....	23
<b>1.19</b> Técnicas de Investigação Utilizadas .....	23

<b>2.</b>	<b>ANÁLISE</b>	
<b>2.1</b>	Capacidade de Voo da Aeronave	
2.1.1	Generalidades	
2.1.1.1	Curvas de Potência .....	24
2.1.1.2	Comportamento do Alon A2 .....	25
2.1.2	Comportamento à Descolagem	
2.1.2.1	Comprimento de Pista Necessário .....	27
2.1.2.2	Correcção ao Vento .....	28
2.1.3	Comportamento na Subida Inicial .....	29
2.1.4	Comportamento na Subida em Rota .....	29
2.1.5	Deterioração da Potência do Motor .....	30
<b>2.2</b>	Preparação do Voo .....	31
<b>2.3</b>	Desenrolar do Voo	
2.3.1	Generalidades .....	32
2.3.2	Descolagem .....	32
2.3.3	Subida .....	33
2.3.4	O “Crash” .....	34
<b>3.</b>	<b>CONCLUSÕES</b>	
<b>3.1</b>	Factos Estabelecidos .....	35
<b>3.2</b>	Causas do Acidente	
3.2.1	Causa Primária .....	35
3.2.2	Factores Contributivos .....	35
<b>4.</b>	<b>RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA</b> .....	36

## SINOPSE

Na tarde do dia 06 de Março, o proprietário da aeronave Alon A2-A, matrícula CS-AIG, acompanhado de um amigo, dirigiu-se à herdade “Pinheiro e Cavaleiro”, situada na freguesia de Ciborro, concelho de Montemor-o-Novo, onde tinha por hábito estacionar a aeronave, num hangar junto da pista de voo ali existente.

O tempo naquele dia tinha-se apresentado bastante nublado, com chuva, aguaceiros e ventos moderados a fortes de su-sudeste, tendo mostrado algumas melhorias, com boas aberturas, a meio da tarde.

Por volta das 16:30<sup>1</sup> descolaram na pista 31 para efectuar um voo local de uma hora, aproximadamente.

Pelas 18:30, o proprietário da herdade, estranhando o facto de não terem ainda regressado, dirigiu-se à pista para verificar o que estaria a acontecer. Encontrou as portas do hangar abertas e a ausência da aeronave. Tendo prosseguido até ao final da pista viu uma mancha branca no meio do terreno adjacente, a cerca de 300m de distância, que lhe levantou algumas suspeitas. Depois de confirmar tratar-se dos destroços da aeronave informou as autoridades policiais, tendo uma patrulha da GNR de Montemor-o-Novo acorrido ao local onde verificou a presença da aeronave destruída e encontrou os dois ocupantes, já cadáveres.

O GPIAA foi informado da ocorrência, pelas 21:42, tendo seguido uma equipa para o local, na manhã seguinte, a fim de dar início à investigação.

---

<sup>1</sup> - Todas as horas referidas neste relatório, salvo indicação em contrário, são horas UTC (Tempo Universal Coordenado). Na data do acidente, a hora local em Portugal continental era igual à hora UTC.

## 1. INFORMAÇÃO FACTUAL

### 1.1 História do Voo

A aeronave Alon A-2A (Aircoupe), s/n B-280, matrícula CS-AIG, encontrava-se normalmente estacionada na pista de voo, privada, da herdade “Pinheiro e Cavaleiro”, no lugar de Ciborro, concelho de Montemor-o-Novo.

No dia 06 de Março de 2010, o seu proprietário contactou telefonicamente com o proprietário da herdade informando que se dirigia para o local, acompanhado de um amigo e que planeavam ir almoçar com ele.

Depois do almoço o tempo começou a melhorar, parou de chover, a visibilidade aumentou e o céu ficou mais limpo de nuvens, pelo que o piloto, proprietário da aeronave, resolveu efectuar um voo local com a duração aproximada de uma hora, levando consigo o amigo que o tinha acompanhado.

Pelas 16:00, o proprietário da herdade acompanhou-os até junto da pista, ajudou-os a abrir as portas do hangar e retirar o avião, depois do que regressou a casa, situada no alto de uma colina, cerca de 1350m para sudeste da cabeceira da pista 31 (*figura nº 1*). No aeródromo ficaram o piloto mais o passageiro, preparando a aeronave para o voo.

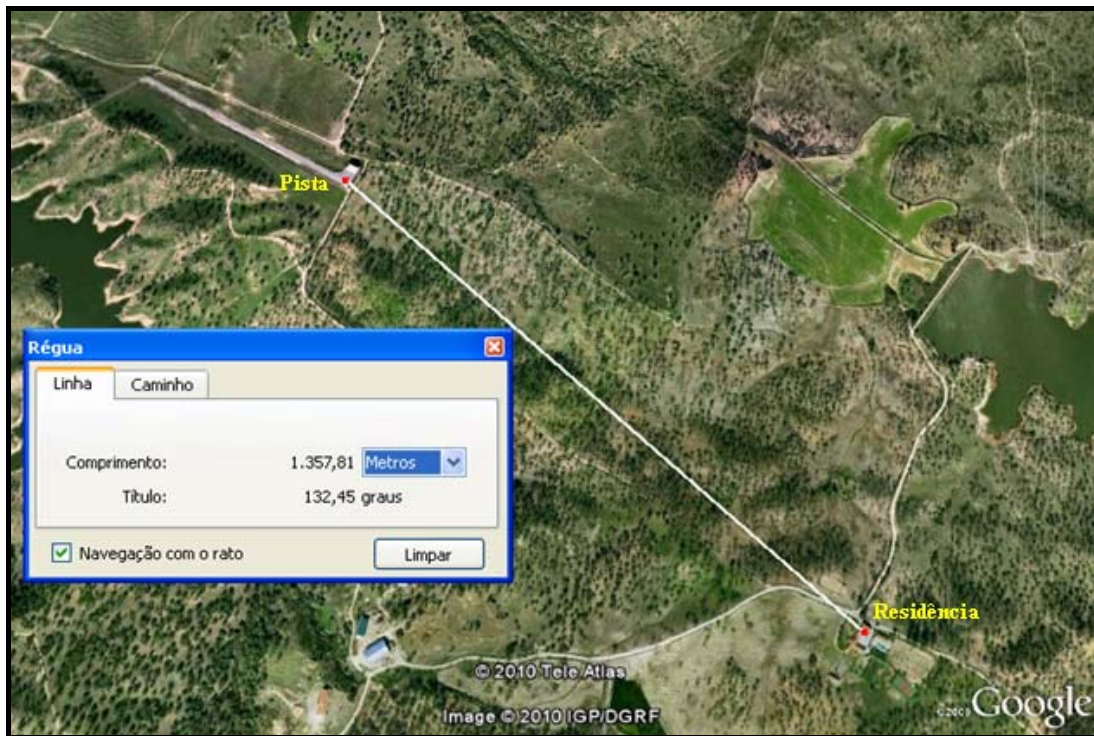


Figura Nº 1

Por volta das 18:30, estranhando a demora, o dono da herdade deslocou-se à pista para indagar da situação, tendo deparado com o hangar ainda aberto e a ausência da aeronave. Continuou ao longo da faixa de aterragem e apercebeu-se de uma mancha branca, trezentos metros para lá do fim da pista, que lhe despertou a atenção por não a ter notado antes.

Quando se aproximou confirmou tratar-se dos destroços da aeronave e, depois de regressar à sua residência, informou a GNR de Montemor-o-Novo.

Quando chegou a patrulha da GNR, acompanhou-a até junto dos destroços e confirmaram a destruição da aeronave e a morte dos ocupantes.

## 1.2 Lesões

Ambos os ocupantes pereceram no acidente (*quadro nº 1*).

Lesões	Tripulantes	Passageiros	Outros
Mortais:	1	1	0
Graves:	0	0	0
Ligeiras/Nenhumas:	0	0	0
<b>Total:</b>	<b>1</b>	<b>1</b>	<b>0</b>

Quadro Nº 1

## 1.3 Danos na Aeronave

A aeronave ficou destruída (*figura nº 2*).



Figura Nº 2

## 1.4 Outros Danos

Não se registaram danos a terceiros.

## 1.5 Pessoal

### 1.5.1 Piloto

O piloto, do sexo masculino, nacionalidade Portuguesa, 69 anos de idade, tinha as seguintes qualificações aeronáuticas válidas e experiência de voo (*quadro nº 2*):

<b>Licença de Voo:</b> Tipo: Validade: Qualificações: Último Exame Médico: Restrições / Limitações:	ATPL(A) 28-05-2013 SEP; Lockheed L-1011 04-02-2010 VDL; OML	
<b>Experiência de Voo*:</b>  Total: Nos últimos 90 dias: Nos últimos 30 dias: Na última semana: Nas últimas 24 horas:	<b>Total</b>	<b>No Tipo</b>
	16 527:34 <sup>1</sup>	175:35 <sup>2</sup>
	N/D	N/D
	N/D	N/D
	N/D	N/D
*- Não foi possível confirmar por a Caderneta de Voo se não encontrar actualizada; <sup>1</sup> - Referente a 16-05-2008 (informação do INAC); <sup>2</sup> - De acordo com os registos do Diário de Navegação nº 5, até 06-09-2009.		

Quadro Nº 2

### 1.5.2 Passageiro

O passageiro do sexo masculino, Português, 70 anos de idade, era um ex-piloto militar, reformado, amigo de longa data do piloto. Fora convidado para um passeio e ocupava o lugar da direita. Não tinha intenção de voar a aeronave, nem foram encontradas evidências de que o fizesse.

## 1.6 Aeronave

### 1.6.1 Generalidades

Monomotor, monoplano de asa baixa, trem triciclo não escamoteável, com capacidade para dois ocupantes e uma Massa Máxima à Descolagem (MTOM) de 657kg (1450Lbs), o Alon A-2A (figura nº 3) era uma versão melhorada do original da Engineering and Research Corporation (ERCO), fabricado pela Mooney Aircraft Corporation, desde 1967 até 1970.



Figura Nº 3

Concebido em 1939 como um avião seguro (não entrava em spin) e fácil de pilotar, o então chamado “Ercoupe” integrava diversas características muito inovativas para a época. A versão original não tinha pedais, sendo voado exclusivamente através do “manche” que controlava o leme vertical, leme horizontal e os ailerons, bem como a viragem da roda de nariz.

Quando, em 1964, a “Alon Incorporated” comprou a patente, foi instalado um motor mais potente (90HP) e introduzidos pedais para controlo do leme vertical, por força do aumento do torque.

O CS-AIG, construído em 1968, já sob o consulado da “Mooney Aircraft Corporation”, que entretanto absorvera a “Alon Incorporated”, tinha as seguintes referências (*quadro nº 3*):

Referência	Célula	Motor	Hélice
Fabricante:	Alon Division, Money Corp.	Teledyne Continental	McCauley
Modelo:	Alon Aircoupe A2-A	C90-16F	1B-90-CM-71-48
Nº de Série:	B-280	48718-7-16	51161
Ano de fabrico:	1968	1968	1968
<b>Horas de Voo*:</b>			
TSN:	1067:05	1261:55	1261:25
TSO:	653:40	N/A	33:45
Aterragens/Ciclos:	1972	N/D	N/D
Última Inspeção:	10-07-2009	10-07-2009	10-07-2009

\* - As horas referidas não puderam ser confirmadas por existirem algumas lacunas no preenchimento do Diário de Navegação. Os valores apresentados foram extraídos da última inspeção anual e completados com os registos do Diário de Navegação nº 5, até 06-09-2009, último registo efectuado. A leitura do contador de horas, no momento do acidente indicava 1218,23.

Quadro Nº 3

### 1.6.2 Sistema de Combustível

O sistema de combustível do Aircoupe é constituído por dois tanques nas asas, um tanque na fuselagem, bomba de combustível, bomba injectora, tubagens e filtro (*figura nº 4*).

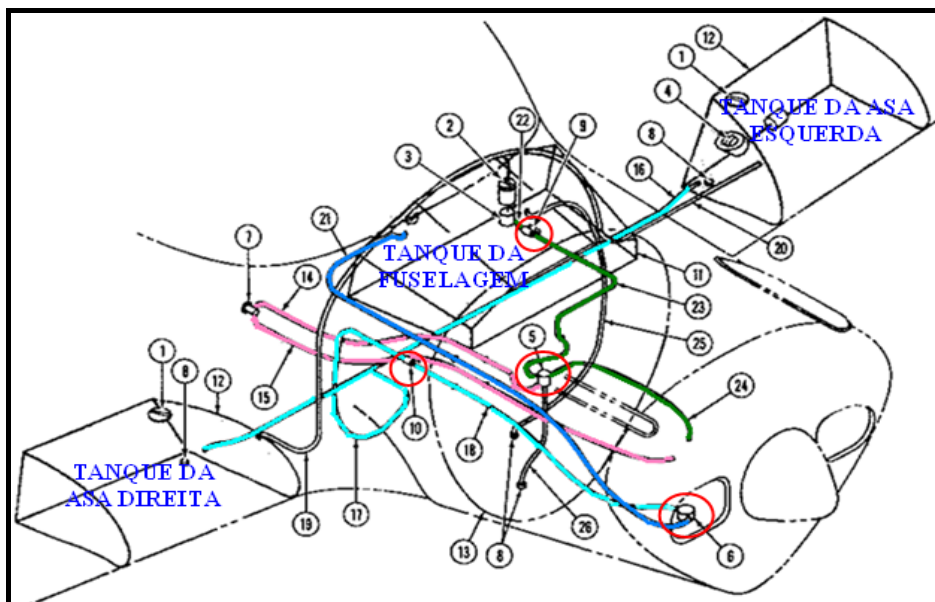


Figura Nº 4

Os tanques das asas estão ligados por uma conduta (16) que permite equilibrar as pressões e quantidades de combustível e alimenta a bomba (6) accionada pelo motor, a qual envia o



O motor nº 48718-7-16, que equipava a aeronave CS-AIG, foi sujeito a uma revisão de 100 horas (anual) em 10-07-2009, às 1256H40 de serviço, tendo sido incorporados todos os SBs recomendados e corrigidos todos os defeitos reportados. Depois desta revisão foi efectuado um teste no solo e no ar e a aeronave foi dada apta para voo.

O relatório de ensaio no solo mostrou que a compressão dos cilindros se encontrava dentro dos valores aceitáveis, muito embora o cilindro nº 3 estivesse muito próximo do mínimo requerido de 68psi (*figura nº 6*).

RELATÓRIO DE ENSAIO DE MOTOR(ES) NO SOLO					DATA: 10/17/2009				
AERONAVE	MARCA: ERCOUP	MODELO: A2-A	N.º FABRICO: B-280	MATRÍCULA:	PRODUÇÃO:				
MOTOR(ES)	MARCA: #1: CONTINENTAL #2:	MODELO: #1: C-90-16F #2:	N.º FABRICO: #1: 48718-7-16 #2:	CS - AIG	CERTIFICAÇÃO:				
INSPEÇÃO: 100 HRS / ANUAL <input type="checkbox"/> REVISÃO GERAL <input type="checkbox"/> REPARAÇÃO <input type="checkbox"/> MODIFICAÇÃO <input type="checkbox"/> OUTRO ( ) <input type="checkbox"/>									
<b>PONTO FIXO:</b> (O PONTO FIXO É REQUERIDO NAS SITUAÇÕES DESCRITAS NO CUPRO AO LADO)			1. Antes de iniciar os trabalhos descritos no Relatório de Recepção de Aeronave a fim de detectar e/ou confirmar eventuais anormalias, reportadas ou não; 2. No final dos trabalhos a fim de se assegurar que as anomalias reportadas e/ou detectadas se encontram correctamente aruladas.						
<b>ASPECTOS EM ANÁLISE</b>		#1	#2	<b>ASPECTOS EM ANÁLISE</b>		#1	#2	<b>COMPRESSÃO DE CILINDROS:</b> Pressão Introd.: 80 PSI	
1. SUBIDA DA PRESSÃO DE ÓLEO APÓS O ARRANQUE:		✓	✓	B- VARIACÃO DO PASSO DE HéLICE		✓	✓	MOTOR #1 MOTOR #2	
2. COMPORTAMENTO DOS COMANDOS DE VOO:		✓	✓	C- AQUECIMENTO DO CARBURADOR		✓	✓	Cil. #1 Cil. #1	
3. A 75% DE POTÊNCIA ANOTAR: (RPM) 2000		✓	✓	D- CORRENTE GERADA PELO GERADOR (AMP)		✓	✓	Cil. #2 Cil. #2	
A- PRESSÃO DE ÓLEO: (PSI/BAR) 45		✓	✓	E- SELECÇÃO DE COMBUSTÍVEL:		✓	✓	Cil. #3 Cil. #3	
B- TEMPERATURA DE ÓLEO (C/F) 140		✓	✓	F- FUNCIONAMENTO DA MISTURA:		✓	✓	Cil. #4 Cil. #4	
C- TEMPERATURA DE CABEÇA DE CILINDROS (-C/F)		✓	✓	3. A POTÊNCIA MÁXIMA ANOTAR: (RPM) 2250		✓	✓	Cil. #5 Cil. #5	
D- PRESSÃO DE ADESSÃO (Nº/IN)		✓	✓	A- PRESSÃO DE ADMISSÃO: (Nº/IN)		✓	✓	Cil. #6 Cil. #6	
E- PRESSÃO E/OU DÉBITO DE COMBUSTÍVEL: (PSI/BAR; GAL/IN)		✓	✓	B- PRESSÃO DE COMBUSTÍVEL: (PSI)		✓	✓	Cil. #7 Cil. #7	
F- VÁCUO: (Nº/IN)		✓	✓	6. MARCHA LENTA: (RPM) 800		✓	✓	Cil. #8 Cil. #8	
4. NOS REGIMES RECOMENDADOS PELO FABRICANTE, ANOTAR: (RPM)		✓	✓	7. EQUIP. DE RADIO-COMUNICAÇÕES:		✓	✓	Cil. #9 Cil. #9	
A- CORTE DE MARCHA: Queda RPM Din: 25		✓	✓	8. EQUIP. DE RADIONAVEGAÇÃO:		✓	✓		
Esq: 50		✓	✓	9. OUTROS:		✓	✓		
<b>SIMBOLOGIA UTILIZADA:</b> ITENS SATISFATÓRIOS: ✓; ITENS NÃO SATISFATÓRIOS: X; ITEM NÃO APLICÁVEL: --									

Figura Nº 6

Não foram encontrados outros registos posteriores de manutenção e, por falhas no preenchimento do Diário de Navegação, não foi possível determinar qual o tempo exacto de voo posterior a esta revisão nem saber se houve algum mau funcionamento ou perda de performance.

#### 1.6.4 Massa e Centragem

Não foi elaborada folha de carga e centragem e não foi possível determinar a real quantidade de combustível a bordo, antes do voo. Nos cálculos apresentados foi considerada uma quantidade de 45L (10 galões imperiais), tendo em conta que o avião não foi abastecido em Ciborro e já teria voado outros sectores depois do último abastecimento. Foram atribuídos os valores de 75kgs para o piloto e outro tanto para o passageiro.

Estes valores de massa (*quadro nº 4*) foram introduzidos no gráfico nº 1 para determinação dos respectivos momentos.

*Handwritten signature*

Referência	Massa (Lbs)	Momento (Lbs-inch)
Aeronave vazia	1016	27500
Piloto	165	6100
Passageiro	165	6100
Combustível (10 Gallons)	72	900
<b>Total à Descolagem</b>	<b>1418</b>	<b>40600</b>

Quadro Nº 4

Transportando os totais de massa e momento para o gráfico nº 2 obteve-se a posição do centro de gravidade da aeronave,

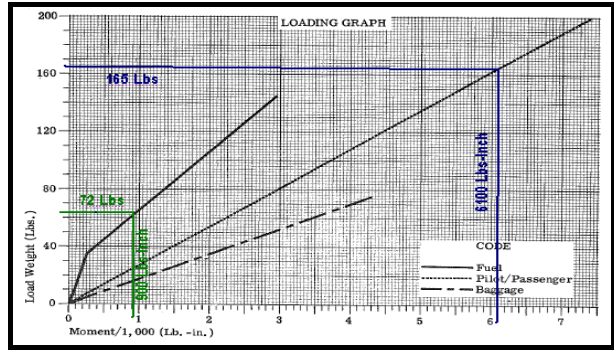


Gráfico Nº 1

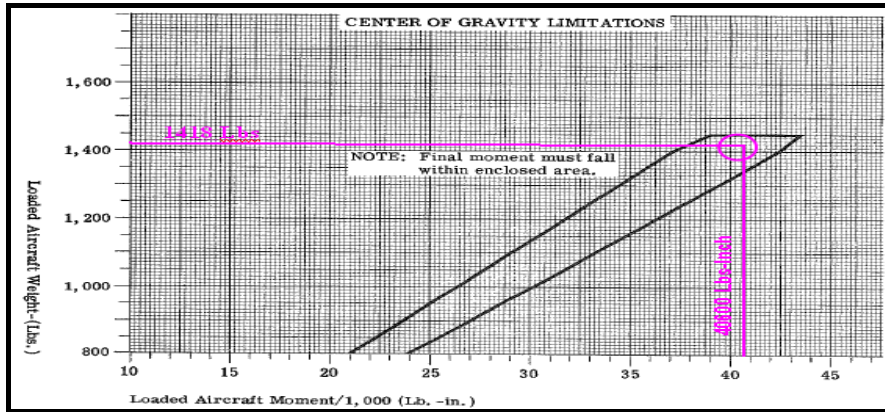


Gráfico Nº 2

No momento da descolagem, o centro de gravidade encontrava-se dentro do envelope de descolagem (gráfico nº 2) e, por isso, dentro dos limites de operação permitidos.

### 1.7 Meteorologia

Durante a madrugada e manhã do dia 06 de Março de 2010 o tempo, na área de Évora / Montemor-o-Novo, apresentou-se muito nublado, com chuva, trovoada e aguaceiros fracos de chuva. A meio da tarde, a chuva parou e o céu apresentou-se com abertas, entre as 16:00 e as 18:00, passando depois a encoberto, conforme informação da estação meteo de Évora e METARs do Montijo (LPMT) e Beja (LPBJ) (quadro nº 5).

Hora	Temp/P.Orvalho.	Pressão N.Mar	Visibilidade	Direcção Vento	Velocidade Vento	Precipitação	Aspecto do Céu
04:00	13°C/13°C	1004 hPa	10.0 KM	Sudeste	16.7 km/h / 4.6 m/s	Chuva	Aguaceiros
15:00	13°C/12°C	1005 hPa	10.0 KM	Sul sudeste	25.9 km/h / 7.2 m/s	Chuva	Aguaceiros
<b>16:00</b>	<b>13°C/12°C</b>	<b>1005 hPa</b>	<b>10.0 KM</b>	<b>Sul sudeste</b>	<b>27.8 km/h / 7.7 m/s</b>	<b>Nil</b>	<b>Com Abertas</b>
<b>17:00</b>	<b>14°C/11°C</b>	<b>1005 hPa</b>	<b>10.0KM</b>	<b>Sul sudeste</b>	<b>27.8 km/h / 7.7 m/s</b>	<b>Nil</b>	<b>Com Abertas</b>
18:00	14°C/11°C	1006 hPa	10.0KM	Sul sudeste	25.9 km/h / 7.2 m/s	Nil	Encoberto

METAR LPMT 060400Z 07004KT 9999 -RA FEW006 SCT010 FEW016CB 13/13 Q1003 RETS  
 METAR LPBJ 060400Z 13009KT 9999 -SHRA FEW003 BKN027 BKN040 13/13 Q1004  
 METAR LPMT 061600Z 23010KT 9999 SCT020 18/14 Q1004  
 METAR LPBJ 061600Z 15015KT 9999 SCT018 SCT030 13/12 Q1005  
 METAR LPMT 061700Z 23010KT 9999 BKN020 17/14 Q1005  
 METAR LPBJ 061700Z 15015KT 9999 FEW020 SCT030 14/11 Q1005  
 METAR LPMT 061800Z 23010KT 9999 BKN020 15/12 Q1006  
 METAR LPBJ 061800Z 15014KT 9999 SCT015 BKN028 14/11 Q1006

Quadro Nº 5

## 1.8 Ajudas à Navegação

Não aplicável.

## 1.9 Comunicações

A aeronave não estabeleceu comunicações com nenhuma estação aeronáutica. Embora tivesse instalados equipamentos de radiocomunicações que lhe permitiam manter comunicações bilaterais normais, os mesmos encontravam-se seleccionados em “OFF”.

## 1.10 Aeródromo

O aeródromo de Ciborro era considerado como uma pista privada e não constava do registo de aeródromos nacionais do Manual do Piloto Civil (MPC)<sup>2</sup>. Situado a coordenadas 38° 47' 52" N – 008° 12' 09" W, na herdade “Pinheiro e Cavaleiro”, encontrava-se referenciado no guia de Aeródromos de Portugal, da Pelicano, onde eram referidas as suas características:

Loc. N 38° 47' 52" – W 008° 12' 09"					Alt. – 500'
QFU	Comp.	Larg.	Fiso	Tipo Aer.	Declive
13 / 31	600m	20m	Asfalto	Ligeiras	0,5%

A superfície da pista apresentava-se em boas condições e não havia obstáculos próximos, embora o terreno apresentasse um perfil de subida gradual, 50m à esquerda e cerca de mil metros para lá do topo norte, com uma linha de transmissão de energia eléctrica, cruzando o enfiamento da pista, a cerca de 300m a norte do fim da pista 31. Medições no local confirmaram uma pista mais curta, com apenas 540m (*figura nº 7*).



Figura Nº 7

## 1.11 Registadores de Voo

A aeronave não estava equipada com registadores de voo, por não ser obrigatório para este tipo de aeronave. Havia a bordo dois equipamentos portáteis de navegação por satélite (GPS) mas ambos se encontravam desligados, não permitindo a obtenção de qualquer informação sobre o voo.

<sup>2</sup> - Este Manual do Piloto Civil foi mais tarde substituído pelo Manual VFR (MAR 2010).

## 1.12 Destroços e Impactos

### 1.12.1 Impactos

A aeronave imobilizou-se, em posição invertida, a cerca de 300m do fim da pista, desviada cerca de 30° para a direita do eixo central da faixa (*figura nº 8*). Eram claramente identificáveis três marcas de impacto diferentes, com uma separação de cerca de 5m, indicando uma velocidade horizontal baixa e uma atitude de asas direitas.



Figura Nº 8

O primeiro impacto foi de barriga, em posição horizontal e nariz levemente levantado (*figura nº 9A*), o que fez com que o avião saltasse e fosse colidir com o nariz e o bordo de ataque da asa direita contra um talude, onde perdeu a roda de proa (*figura nº 9B*).



Figura Nº 9

Após este segundo embate a aeronave rodou sobre o eixo transversal e foi imobilizar-se uns metros à frente, em posição invertida, apontada cerca de 130° à esquerda do sentido da marcha (*figura nº 10*).

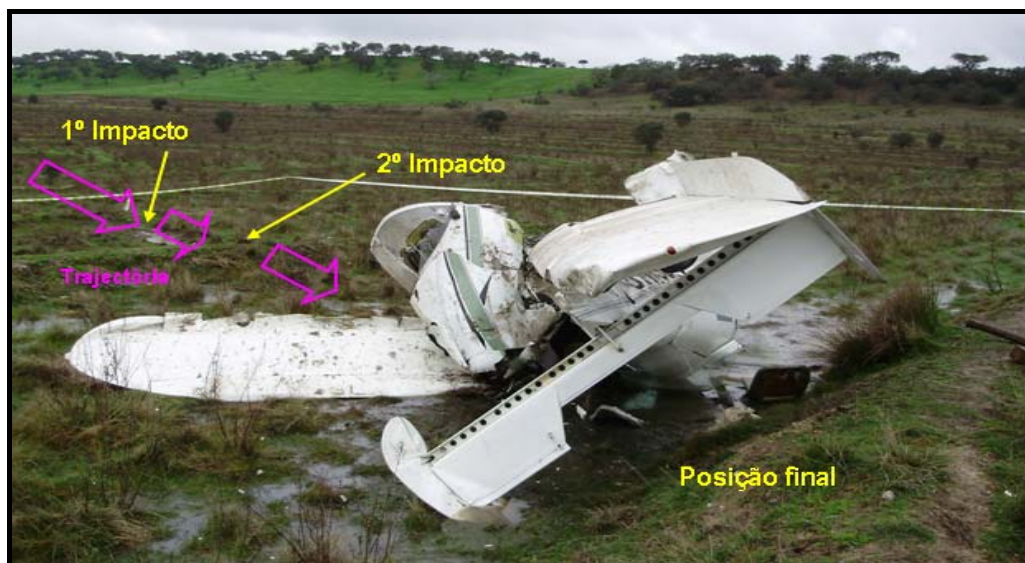


Figura Nº 10

### 1.12.2 Destroços

A aeronave fracturou ao longo de várias linhas de ruptura (*figura nº 11*), ficando destruída. A fuselagem e a asa direita ficaram unidas (A) e em posição invertida.

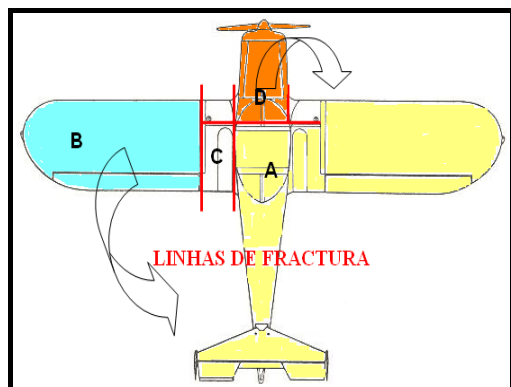


Figura Nº 11

A asa esquerda fracturou ao longo de duas linhas e dobrou para o intradorso, ficando a asa exterior (B) apoiada sobre a fuselagem, com o extradorso para cima, enquanto a zona interior (C) ficava na vertical, à sua frente. A parte anterior da cabina fracturou pela zona anterior da “canopy” e o painel de instrumentos acompanhou o conjunto do motor, dobrando sobre o intradorso da asa direita (*figuras nº 11 e 12*).



Figura Nº 12

A empenagem e parte posterior da fuselagem apresentavam danos ligeiros. O trem de aterragem principal estava ligado aos destroços, mas o trem de proa fracturou no segundo impacto e destacou-se. O motor aparentava estar em bom estado, mas o hélice apresentava ambas as pás dobradas para trás.

### 1.12.3 Comandos e Indicações na Cabina de Pilotagem

Os comandos de voo continuavam ligados pelos respectivos cabos, mas não era possível determinar a sua posição no momento do acidente, dada a destruição sofrida pela aeronave.

A única indicação fidedigna era a do compensador de profundidade que se encontrava na sua posição extrema de “NOSE UP”, confirmada pela posição do cabo e das superfícies de controlo (figura nº 13). Esta selecção forçava a aeronave para uma atitude de nariz em baixo e exigia o emprego de maior força nos comandos para contrariar este efeito.

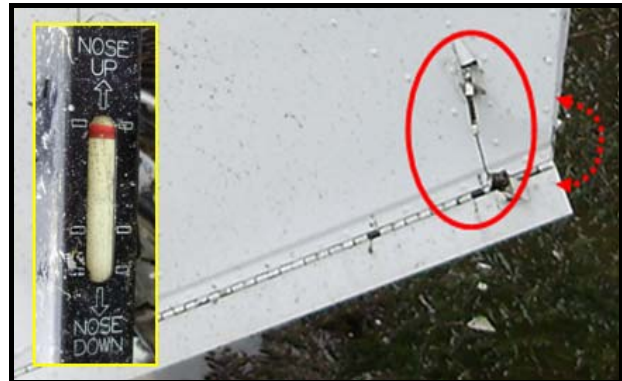


Figura Nº 13

A inspecção aos restantes comandos de voo não mostrou sinais de qualquer prisão ou dificuldade de actuação, antes do impacto.

As selectoras de combustível, principal e secundária, encontravam-se abertas, permitindo o abastecimento de combustível para o carburador. Apesar de se ter verificado a ruptura dos tanques, ainda existia algum combustível remanescente nos depósitos.

No painel de instrumentos era possível verificar a posição da manete de potência do motor completamente à frente (full power), a manete de controlo de mistura toda avançada (mistura rica), interruptor da bateria e do gerador em “ON” e o interruptor dos magnetos em “BOTH” (figura nº 14).



Figura Nº 14

Todos os corta-circuitos se encontravam metidos para dentro (ligados), os interruptores das luzes exteriores estavam em “OFF” e todos os equipamentos de rádio se encontravam desligados. O receptor de ADF saiu da sua posição e foi projectado para fora da aeronave.

### 1.13 Médica e/ou Patológica

Ambos os ocupantes foram encontrados já cadáveres pelas autoridades policiais que primeiro chegaram ao local, tendo sido removidos, depois de libertados pelas autoridades judiciais e de saúde, antes da chegada do investigador de segurança, o qual teve que trabalhar com base nos relatórios disponibilizados por essas autoridades.

De acordo com esses relatórios, os corpos foram encontrados parcialmente imersos na água que se acumulava no local, em estado de rigidez cadavérica, sendo posteriormente submetidos a exame *post-mortem*, com os seguintes resultados:

- a) O piloto apresentava:
  - ✚ Ausência de lesões traumáticas visíveis;
  - ✚ Algumas equimoses e escoriações ao nível do tronco e maceração dos membros superiores e inferiores;
  - ✚ Cicatriz operatória na região esternal;
  - ✚ Congestão e edema encefálicos acentuados;
  - ✚ Fractura das 3ª, 4ª e 5ª costelas, junto do esterno;
  - ✚ Orifício no ventrículo direito, com cerca de 3cm de diâmetro, com extravasamento de sangue, sem rebordo típico de intrusão de agente traumático;
  - ✚ Presença de alimentos no estômago, em estado sólido (não digeridos);
- b) O passageiro apresentava:
  - ❖ Ferida profunda na região frontal esquerda;
  - ❖ Áreas de contusão hemorrágica nos dois olhos;
  - ❖ Escoriações múltiplas na face, tronco e membros;
  - ❖ Fractura da tíbia esquerda;
  - ❖ Edema e congestão encefálica, com hemorragia;
  - ❖ Fractura do manúbrio esternal;
  - ❖ Fractura das costelas flutuantes (bilateralmente);
  - ❖ Perfuração do pulmão direito e derrame pericárdico;
  - ❖ Contusão do fígado e congestão e edema dos rins;
  - ❖ Presença de alimentos no estômago, em estado sólido (não digeridos).

### 1.14 Fogo

Não houve fogo na aeronave ou suas proximidades.

### 1.15 Sobrevivência

É de admitir que o piloto tivesse morrido por ruptura do ventrículo direito, enquanto o passageiro terá morrido por traumatismo torácico, que provocou a perfuração do pulmão direito.

Perante a gravidade das lesões internas, independentemente da demora na localização, não parece que a prestação de socorros atempados pudesse ter evitado a morte dos sinistrados.

## 1.16 Ensaios e Pesquisas

Os destroços foram enviados para os laboratórios de Mecânica e Engenharia Aeroespacial da Universidade da Beira Interior, para inspeção e peritagem técnica do motor.

Perante o estado de destruição da aeronave, alguns danos provenientes do transporte, não foi efectuada nenhuma peritagem especial aos destroços, tanto mais que já haviam sido recolhidas as evidências no local do acidente.

### 1.16.1 Inspeção Exterior do Motor

Numa inspeção exterior preliminar foram encontrados alguns danos mas não se detectaram sinais de defeitos anteriores ao impacto ou a falta de qualquer componente. As partes mais danificadas incluíam a cúpula e as pás do hélice, entrada de ar para o carburador, filtro de ar, tubeiras e painéis de escape e fixações do motor, dando a entender que o primeiro impacto ocorreu com a parte inferior da aeronave, ligeiramente inclinada para o lado direito. Rodando o hélice manualmente, o motor rodava livremente, sem qualquer resistência, indicando que não havia qualquer falha mecânica, mas ao mesmo tempo levando a suspeitar de uma compressão de cilindros muito baixa.

### 1.16.2 Acessórios do Motor

Foi verificada a continuidade das linhas de alimentação de combustível não se detectando fugas ou obstruções à sua passagem, excepto no que diz respeito à bomba de combustível, que se apresentava com corrosão no seu interior (*figura nº 15*), obstruindo completamente a válvula de saída do combustível. Considerando que o avião esteve em ambiente líquido por várias horas e o exame se efectuou mais de um ano depois, sem que tivesse havido qualquer tratamento preventivo das partes, as linhas de alimentação de combustível se encontravam desobstruídas, o carburador ainda tinha algum combustível, admite-se que esta corrosão não existia no momento do acidente, tendo-se desenvolvido posteriormente.



Figura Nº 15

A bomba de óleo funcionava normalmente não apresentando qualquer defeito ou anomalia, com excepção de algumas marcas nas paredes da cavidade, indicativas de contaminação do óleo por partículas sólidas. A bomba de vácuo encontrava-se em bom estado e funcionava normalmente.

O motor de arranque não apresentava danos externos, as engrenagens estavam correctamente lubrificadas e funcionava normalmente, incluindo a catraca do pinhão de arranque. Os magnetos apresentavam-se em condições normais e a debitar corrente (*figura nº 16*).

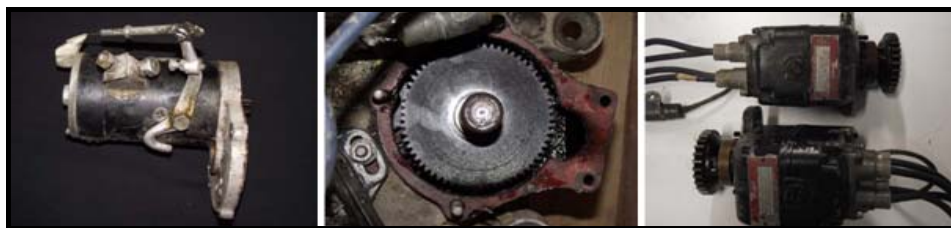


Figura Nº 16

As velas tinham um desgaste normal e os cabos de ignição estavam ligeiramente danificados junto dos cachimbos, devido ao impacto com o solo. Eliminando essa secção, a sua continuidade e condutividade eram perfeitas.

A entrada de ar para o carburador e o filtro de ar encontravam-se obstruídos com lama e palhas, que existiam em grande quantidade no local do acidente. A própria câmara de mistura do carburador estava cheia de lama seca, o que prova que o motor funcionava quando a aeronave colidiu com o solo (*figura nº 17*).



Figura Nº 17

### 1.16.3 Desmontagem e Inspeção Interna ao Motor

#### 1.16.3.1 Generalidades

Ao verificar a sincronização do motor detectou-se que as marcas originais da árvore de cames se encontravam desalinhadas, por uma diferença de dois dentes, com a marca da cambota, ao mesmo tempo que se notava uma marca feita à mão que correspondia à nova posição (*figura nº 18*). Esta alteração poderá ter sido causada pela necessidade de regular a abertura das válvulas, para evitar a detonação, ao mudar de tipo de combustível.

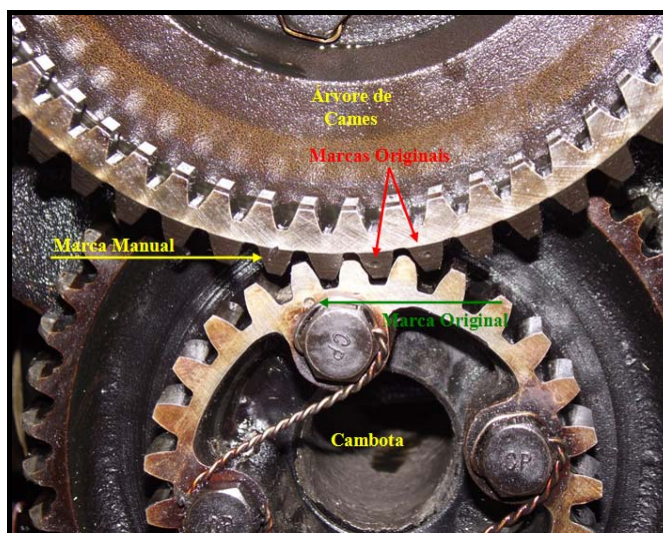


Figura Nº 18

### 1.16.3.2 Compressão dos Cilindros e Estado das Válvulas

A inspecção continuou com a verificação da estanquicidade e compressão dos cilindros, começando por efectuar uma verificação de fugas introduzindo uma pressão pneumática e rodando o motor para um ciclo completo de todos os cilindros. Verificou-se que havia fugas significativas pelas válvulas e pelos cárteres.

Cilindro Nº	Pressão(psi)
1	18
2	62
3	12
4	36

Quadro Nº 6

Considerando que era essencial determinar se o motor estava a debitar a potência nominal, no momento da descolagem, procedeu-se a uma verificação da compressão diferencial dos cilindros, conforme o Boletim de Serviço emitido pelo fabricante (SB 03-3). Utilizando uma pressão de entrada de 80psi foram encontrados os valores apresentados no quadro nº 6.

Todos os cilindros foram considerados abaixo dos valores mínimos de compressão requeridos (68/70psi) e procedeu-se a um exame de estanquicidade dos cilindros, introduzindo querosene pelas linhas de admissão e escape, com as respectivas válvulas fechadas. Os resultados obtidos são sumarizados no quadro nº 7.

Cilindro Nº	Notas
1	Foi detectada uma ligeira passagem de líquido na válvula de admissão. Após a desmontagem das válvulas, verificou-se que as molas estavam intactas e detectou-se uma pequena folga entre a guia e a haste da válvula de escape.
2	Não se detectou qualquer problema de estanquicidade. Após a desmontagem das válvulas, verificou-se que as molas estavam intactas e não se detectaram folgas entre as guias e as hastes das válvulas.
3	Não se detectou qualquer problema de estanquicidade. Após a desmontagem das válvulas, verificou-se que as molas estavam intactas e detectou-se uma pequena folga entre a guia e a haste da válvula de escape.
4	Foi detectada uma fuga ligeira na válvula de admissão, a qual apresentava sinais de corrosão na haste (havia pouco óleo neste componente).

Quadro Nº 7

A desmontagem e inspecção visual das válvulas mostrou que estas se encontravam em boas condições de operação, com ligeiras fugas pelas suas sedes e apenas a válvula de escape do cilindro nº 4 apresentava alguma corrosão na sua haste (*figura nº 19*).



Figura Nº 19

### 1.16.3.3 Cilindros e Pistões

Os cilindros foram desmontados e examinados um por um, procurando indícios de qualquer mau funcionamento ou perda de potência do motor.

O **cilindro nº 1** (*figura nº 20*) estava bem apertado e a câmara de combustão apresentava depósitos normais, em maior quantidade que os outros cilindros, uniformemente distribuídos nas paredes e na cabeça do pistão. Não havia sinais de sobreaquecimento ou detonação e as paredes do pistão não tinham marcas de fricção ou desgaste anormal. Os segmentos tinham bom aspecto, moviam-se livremente e tinham um desgaste normal.



Figura Nº 20

A cabeça do cilindro e seus componentes estavam lubrificados convenientemente e operavam normalmente.



Figura Nº 21

O **cilindro nº 2** (*figura nº 21*) estava bem apertado e a câmara de combustão apresentava depósitos normais, uniformemente distribuídos nas paredes e na cabeça do pistão, não havendo sinais de sobreaquecimento ou detonação. Na parte inferior das paredes do cilindro podia sentir-se (pelo tacto) um desgaste excessivo. Os segmentos tinham bom aspecto, moviam-se livremente e tinham um desgaste normal.

A cabeça do cilindro e seus componentes estavam lubrificados convenientemente e não apresentavam defeitos.

O **cilindro nº 3** (*figura nº 22*) estava bem apertado, mas foi encontrado um cordão de silicone (ou similar) na junção do cilindro com o cárter. A câmara de combustão apresentava as paredes oxidadas e, ao longo do curso do pistão, era notória a presença de corrosão severa, com cavidades significativamente profundas, sensíveis à vista e ao tacto. A distribuição da corrosão e as marcas de desgaste deixadas pelo pistão indicavam um processo continuado, anterior ao acidente. O perímetro da parede no ponto morto inferior apresentava sulcos profundos associados a uma acção mecânica do pistão. Foram encontrados depósitos no fundo da câmara, em quantidade elevada, com consistência pastosa, castanho-avermelhada (semelhante a óxido de ferro).



Figura Nº 22

Pela linha de escape saiu uma quantidade anormal de óleo misturado com algumas gotas de um líquido não miscível (água?). A cabeça do pistão apresentava uma camada de depó-

*Handwritten signature*

sitos de carvão e as suas paredes tinham marcas acentuadas de desgaste por fricção com as paredes da câmara. Os segmentos estavam intactos mas apresentavam uma coloração preta em metade da sua espessura, em toda a extensão, sendo que o segmento inferior (de lubrificação) era diferente de todos os outros segmentos. A cabeça do cilindro e seus componentes estavam lubrificados convenientemente e não apresentavam danos.



Figura Nº 23

O cilindro nº 4 (figura nº 23) estava bem apertado e a câmara de combustão apresentava depósitos normais, uniformemente distribuídos nas paredes e na cabeça do pistão, não havendo sinais de sobreaquecimento ou detonação. Os segmentos moviam-se livremente e não apresentavam defeitos. A sede da válvula de admissão apresentava mais depósitos do que os restantes cilindros.

A cabeça do cilindro e seus componentes estavam lubrificados convenientemente e operavam normalmente.

#### 1.16.3.4 Cárter do Motor e Componentes Associados

A desmontagem do cárter permitiu o acesso ao seu interior e inspeccionar o estado da cambota, árvore de cames, bielas, respectivos apoios e rolamentos (figura nº 24). Todos os componentes pareciam convenientemente lubrificados e funcionar normalmente.

A cambota era o único componente a apresentar sinais de corrosão nos pontos de contacto com os bronzes dos seus mancais anterior (3), central (1) e posterior (1), os quais apresentavam marcas de contaminação do óleo por partículas sólidas, típicas dum processo contínuo de funcionamento dum motor sem filtro de óleo de papel.

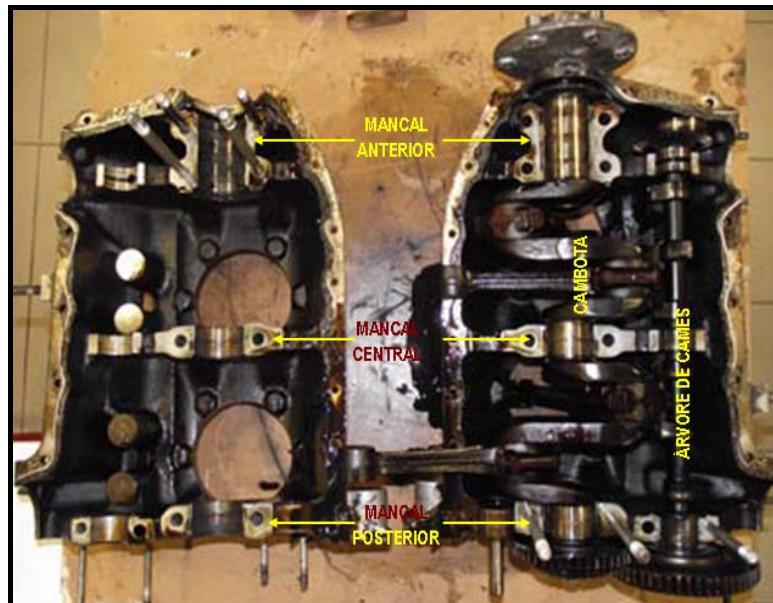


Figura Nº 24

A árvore de cames, bielas e todas as engrenagens dos acessórios apresentavam-se em bom estado, com desgaste normal, mas também aqui havia marcas de operação com óleo contaminado por partículas sólidas, por período prolongado.

#### 1.16.4 Conclusões da Peritagem ao Motor

Sumarizando todas as evidências recolhidas pelo processo de investigação ao motor, levantam-se três questões essenciais:

- 1ª A bomba de combustível foi encontrada com bloqueamento total do fluxo por acumulação de corrosão interna, especialmente na válvula de saída, provavelmente provocada pelo longo período de exposição aos elementos, depois do acidente, mas que poderá ter começado anteriormente. No momento do acidente o seu fluxo poderia encontrar-se restringido mas, como a alimentação ao carburador é feita por gravidade directamente do tanque da fuselagem, só quando se esgotasse o combustível nesse tanque é que a redução do débito se faria sentir, nunca logo a seguir à descolagem.
- 2ª Foi referenciado o desalinhamento de dois dentes na sincronização da cambota com a árvore de cames. Esta sincronização é essencial para que a abertura e fecho das válvulas ocorra no momento mais conveniente, em que a posição do pistão e o deflagrar da faísca das velas garantam o melhor rendimento e evitem a detonação e a pré inflamação, protegendo o material e permitindo um trabalhar “redondo” do motor. Este desalinhamento poderá ter sido recomendado por razões de alteração da qualidade e características do combustível utilizado pelo motor, em relação ao combustível inicialmente considerado. Não tendo sido encontrados indícios de detonação, em nenhum dos cilindros, este factor deixa de constituir problema para o bom desempenho do motor.
- 3ª A inspecção revelou uma razão de compressão dos cilindros inadequada, com valores muito abaixo dos mínimos requeridos, especialmente do cilindro nº 3, o qual, para além disso, apresentava marcas significativas de corrosão e de desgaste por fricção nas paredes da câmara e do pistão, juntamente com marcas de escurecimento em todos os segmentos, o último dos quais era diferente dos restantes instalados no motor. Nestas condições, era impossível o motor desenvolver a potência nominal para que fora concebido.

#### 1.17 Organização e Gestão

Não aplicável

#### 1.18 Informação Adicional

Não existem informações complementares a referir.

#### 1.19 Técnicas de Investigação

Não foram utilizadas quaisquer técnicas especiais de investigação.

## 2. ANÁLISE

### 2.1 Capacidade de Voo da Aeronave

#### 2.1.1 Generalidades

##### 2.1.1.1 Curvas de Potência

Com base no documento da FAA “*Pilot Handbook of Aeronautical Knowledge*” (PHAK) relembremos os conceitos fundamentais relacionados com as curvas de potência disponível, a velocidade e a potência necessária para contrariar a resistência ao avanço (figura nº 25).

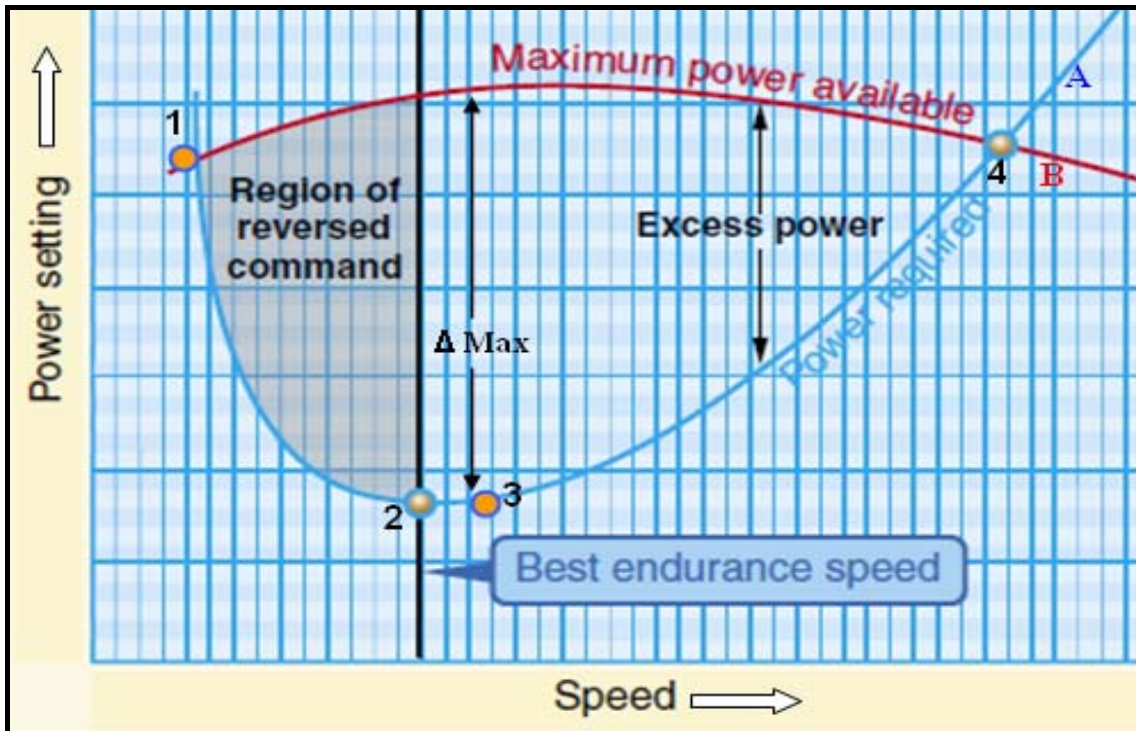


Figura Nº 25

A linha “A” representa a resistência total da aeronave, em situação de voo nivelado a diversas velocidades e é equivalente à potência necessária para contrariar essa resistência ao avanço e garantir essas condições de voo. Já a linha “B” representa a potência máxima que pode ser disponibilizada pelo motor, à mesma altitude e velocidades. O espaço situado entre essas duas linhas representa o excesso de potência disponível, o qual nos permite manobrar a aeronave. O ponto nº 1 corresponde à velocidade mínima para a potência disponível (a velocidade mínima de sustentação é geralmente determinada por outros factores aerodinâmicos e normalmente será superior a este valor). O ponto nº 2 representa a velocidade de cruzeiro em que é utilizada a menor potência e, conseqüentemente, de máxima autonomia. O ponto nº 3 (diferença máxima entre a potência disponível e requerida) traduz o valor da velocidade para uma razão de subida máxima. Por sua vez o ponto nº 4 representa a velocidade máxima que pode ser atingida em cruzeiro.

Quando a aeronave se encontra em voo de cruzeiro, para a direita do ponto nº 2, a qualquer aumento de potência corresponde um aumento de velocidade, até atingir a potência e velo-

cidade máximas, ao contrário do que acontece na zona à esquerda do ponto nº 2 onde um aumento de velocidade corresponde a uma diminuição da potência necessária. Situam-se na primeira zona o voo normal de cruzeiro, subida, descida e manobra, enquanto que a segunda abrange o voo a baixas velocidades, nomeadamente as manobras de descolagem e aterragem.

A esta zona sombreada, à esquerda da linha de máxima autonomia, onde uma redução de velocidade implica um aumento de potência, contrariamente ao que seria normal, dá-se o nome de “**zona de inversão de comando**” ou “**zona de inversão de potência**”.

Durante uma aproximação a baixa velocidade, com uma atitude pronunciada de nariz em cima, qualquer aumento da razão de descida deverá ser corrigido com aumento correspondente de potência, sem o que a aeronave provavelmente entrará em perda e o piloto não conseguirá efectuar o “flare” para aterragem. Uma simples diminuição da atitude, sem aplicação de potência, levará a um afundamento rápido com consequente perda de altitude.

Se, durante uma descolagem (especialmente em pistas curtas), o piloto tentar sair fora do efeito de solo antes de ter atingido a atitude e velocidade de subida recomendadas, a aeronave pode entrar inadvertidamente nesta zona de inversão a muito baixa altitude. Mesmo com potência de descolagem, a aeronave pode ser incapaz de subir, ou mesmo manter a altitude, restando ao piloto a única possibilidade de diminuir a atitude, para que a velocidade possa aumentar, o que irá provocar uma inevitável perda de altitude.

O voo dentro desta zona é, pois, altamente desaconselhado, devendo o piloto manter um controlo muito efectivo da velocidade, para evitar a entrada em perda, especialmente se voar a baixa altitude, onde poderá não ter margem suficiente para recuperação, quando a potência disponível não for suficiente para sair da situação.

### 2.1.1.2 Comportamento do Alon A2

O comportamento em voo do “Alon A2” (e suas capacidades) é tratado na secção V do Manual de Voo da Aeronave (AFM), emitido e aprovado por “Univair Aircraft Corporation”.

Para que os valores obtidos, dos gráficos ali apresentados, possam ser considerados válidos há, antes de mais, que considerar os seguintes princípios gerais:

- ✚ **Célula** - Sem modificações estruturais e com os equipamentos normais;
- ✚ **Motor** - Continental C90-16F;
- ✚ **Hélice** - McCauley 1B90CM ou 1A90CF;
- ✚ **Massa** - Dentro dos valores máximos estruturais e/ou calculados para a altitude e temperatura;
- ✚ **Pista** – Superfície dura, seca e nivelada;
- ✚ **Técnicas de Pilotagem** – Conforme descrito na secção IV do AFM.

*Handwritten signature*

A secção IV do AFM incorpora todas as informações pertinentes relativas à operação (handling) da aeronave, agrupadas de acordo com as diversas fases do voo. Na parte referente à descolagem encontramos as seguintes recomendações (figura nº 26):

**TAKE OFF TECHNIQUE** (A1on-A2 UNIVAIR Approved Flight Manual)

For Take-off, adjust the trim tab control for full nose up. The Shortest take-off is ordinarily obtained by holding the control wheel fully back through the entire take-off run. The tail will not come down until flying speed has been attained, and unstick should not occur before 50 m. p. h. I. A. S. with aft C of G or 55 m. p. h. I. A. S. with forward C of G.

The Control wheel should be eased forward after the airplane leaves the ground to keep the airplane from nosing up too sharply, and to achieve the Take-off safety speed of 65 m. p. h. I. A. S at 50 feet.

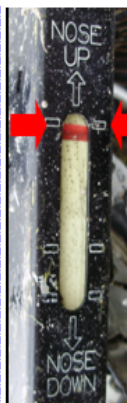


Figura Nº 26

Curiosamente, a mesma empresa (Univair Aircraft Corporation) emitiu o Manual do Operador da Aeronave (Aircraft Owners Manual), no qual refere uma técnica substancialmente diferente da anterior (figura nº 27):

**BEFORE TAKE-OFF** (A1on-A2 UNIVAIR Approved Owners Manual)

- (1) Throttle Setting - 1700 R.P.M.
- (2) Engine Instruments - Within green arc and ammeter showing charge.
- (3) Magnetos - Check (50 R.P.M. Maximum differential between magnetos.)
- (4) Carburetor Heat - Check operation.
- (5) Flight Controls - Check.
- (6) Trim Tab - Set on mark located approximately 1/2" above "nose down".
- (7) Flight Instruments and Radios - Set.

**TAKE-OFF**

The take-off technique is conventional for the Aircoupe. Allow the aircraft to accelerate to approximately 50 M.P.H. I.A.S., at full throttle then ease back on the wheel enough to let the aircraft fly itself off the ground. Premature raising of the nose, or raising it to an excessive angle, will result in a delayed take-off. After take-off, let the aircraft accelerate to the desired climb speed by lowering the nose slightly.

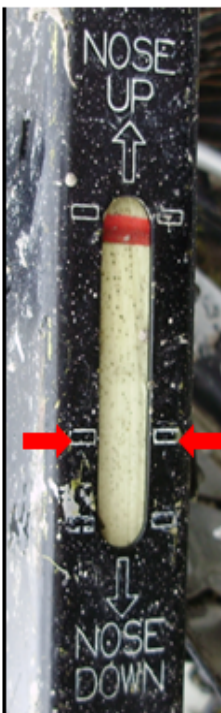


Figura Nº 27

Por entendermos que o Manual de Voo da Aeronave (Aircraft Flight Manual) deve ter precedência sobre o Manual do Operador da Aeronave (Aircraft Owners Manual) vamos considerar aquele como base da nossa análise ao comportamento da aeronave durante a descolagem, subida inicial e subida em rota, utilizando os gráficos ali disponibilizados e introduzindo os valores dos parâmetros requeridos nas diferentes etapas.

## 2.1.2 Comportamento à Descolagem

### 2.1.2.1 Comprimento de Pista Necessário

O gráfico nº 3 permite calcular qual o comprimento necessário de pista, para a descolagem, considerando uma aceleração normal, com motor no regime de descolagem (manete toda à frente) e aquecimento de carburador em frio, partindo de uma posição estática e até atingir uma altura de 50pés acima da pista.

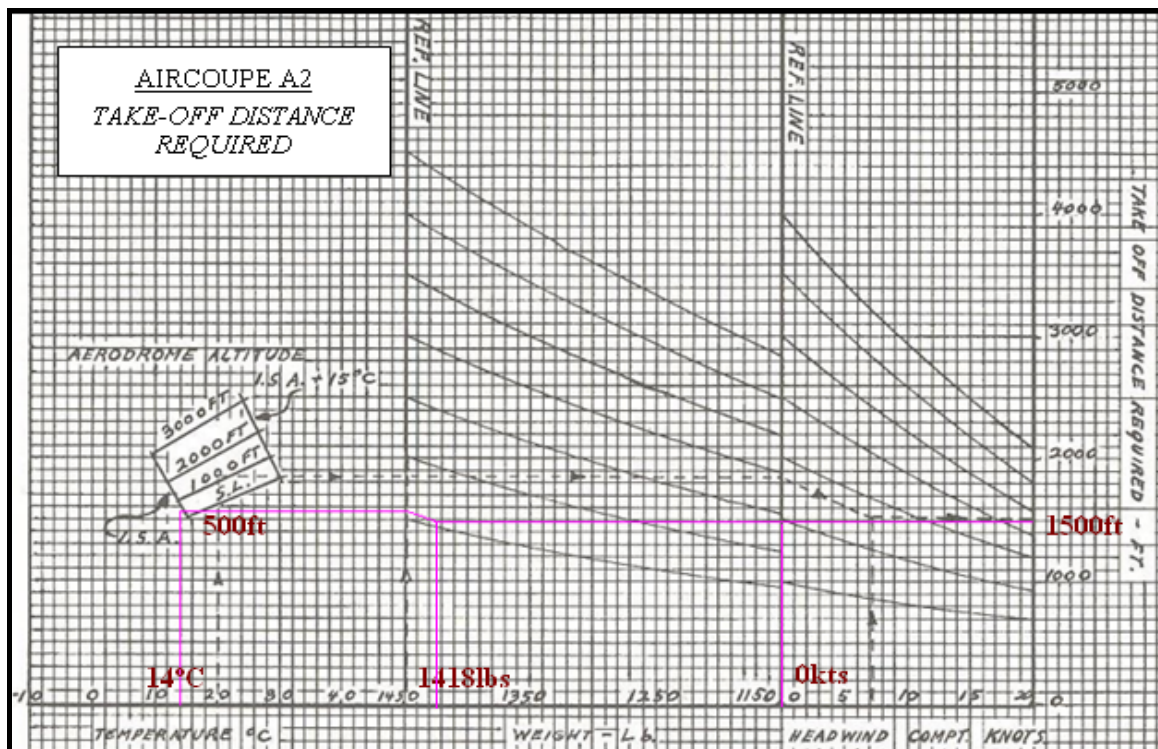


Gráfico Nº 3

Tendo em conta a Massa Actual à Descolagem de 1418lbs, a qual se encontrava abaixo do máximo estrutural e permitido pela altitude e temperatura (1450lbs) e as condições atmosféricas do momento (ISA), introduzimos estes valores no gráfico (*gráfico nº 3*) para encontrar a distância de descolagem necessária de 1500pés (457m), para uma componente de vento igual a zero, dado não haver factor de correcção para vento de cauda. Como o comprimento total da pista era de 1783pés (540m), a descolagem nesta pista, com vento calmo, era absolutamente possível, mesmo iniciando a corrida em frente do hangar (1740pés ou 530m).

Sendo este um valor “*net*” quer dizer que existe sempre uma margem de cobertura para diversos factores operacionais que se torna impossível considerar. Por outro lado, além das correcções introduzidas pelo próprio gráfico, outras deverão ser incluídas à posteriori, tais como “**declive positivo**” e “**operação em pista relvada**”.

Não há correcções a aplicar para pista com declive negativo, utilizando-se o declive = 0, nem para descolagem com vento de cauda, pelo que o gráfico não pode ser utilizado nesta condição (**não recomendada**), a não ser que outros factores o determinem (*figura nº 28*).

*Handwritten signature*

*(A1on-A2 UNIVAIR Approved Flight Manual)*

As the effect of downhill surface gradient is not scheduled, the take-off distance appropriate to zero surface gradient is to be used when there is a downhill gradient.

As the effect of tailwind component is not scheduled, the information given on Page 29 is not valid for a down wind take-off.

Figura Nº 28

Sendo esta uma distância de descolagem (*take-off distance*), acaba por ser superior à distância percorrida sobre a pista (*take-off run*), podendo incluir o “*stop-way*” ou “*clear-way*”.

### 2.1.2.2 Correção ao Vento

Uma vez que o AFM não apresenta qualquer tabela de correcção para o vento de cauda, uma descolagem com vento de cauda não deve ser efectuada, a não ser que outros factores relevantes assim o determinem. Mesmo assim deve ser tido em consideração o facto de, para ventos muito fortes, a penalização ser demasiado elevada e determinante para a exequibilidade de tal manobra, como podemos comprovar socorrendo-nos mais uma vez da publicação da FAA – “*Pilot Handbook of Aeronautical Knowledge*”. Considerando o valor actual de -14kts (-16MPH) de vento de cauda vejamos a sua influência na distância de descolagem (*figura nº 29*).

Ao contrário do que aconteceria com o vento de frente, que introduziria um coeficiente de redução da distância de descolagem de 56%, a presença do vento de cauda traria uma penalização de 75% (*tracejado grosso na figura nº 29*). Cumprindo com a recomendação do AFM que, perante a ausência de compensação na construção da grelha de correcção ao vento, sugere a introdução de um coeficiente de 50%, obtemos um factor de correcção da distância de descolagem de -35% e +45%, respectivamente para vento de frente e de cauda (*tracejado fino*).

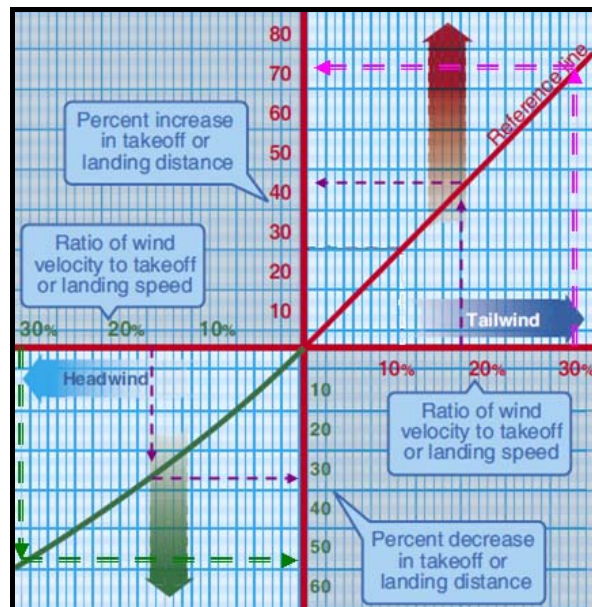


Figura Nº 29

Nestas condições, com a introdução do coeficiente menos penalizante (45%), a distância de descolagem de 457m (1500pés), que fora determinada para vento zero (*ver 2.1.2.1*), seria agravada para 663m (2175pés). Como a pista só dispunha de 540m (1783pés) de comprimento, a descolagem com aquele vento de cauda estava altamente comprometida.



*Handwritten signature*

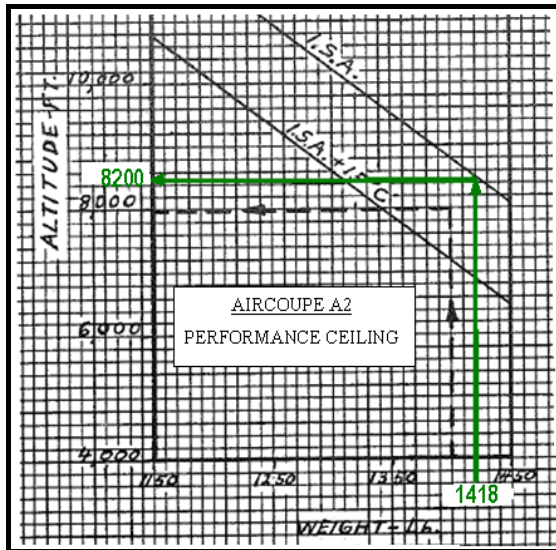


Gráfico N° 5

Isto não representa uma limitação mas apenas uma altitude máxima a que a aeronave pode operar normalmente e superar as condições adversas que possa vir a encontrar.

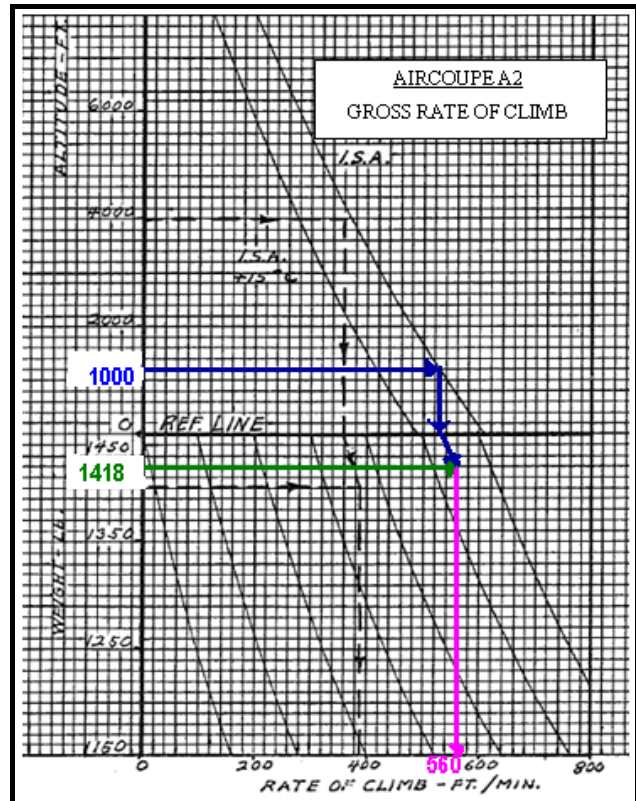


Gráfico N° 6

A razão de subida da aeronave (em rota) indica-nos a capacidade que esta tem de aumentar a sua altitude à medida que se desloca, mantendo a configuração e a velocidade acima referidas (70MPH reduzidas de 1MPH por cada 1000pés de altitude acima do nível do mar - mínima 62MPH), com motor à potência máxima e carburador em frio). Na situação em análise, uma vez que as condições atmosféricas eram próximas da atmosfera standard, não havia correcções à temperatura a introduzir, pelo que:

- para uma massa de 1418lbs,
- a 1000pés de altitude,

a aeronave deveria garantir uma razão de subida de 560 ft/m (gráfico n° 6).

Esta razão de subida corresponderia a um gradiente de subida de 9.4% (sem correcção ao vento), suficiente para que a aeronave pudesse franquear todos os obstáculos existentes no seu percurso.

### 2.1.5 Deterioração da Potência do Motor

A distância calculada no gráfico de performance de descolagem, bem como o comportamento esperado para as outras fases do voo, só são válidos para um desempenho normal do motor, isto é, o fornecimento da sua potência nominal, para além das outras condições gerais já anteriormente referidas (2.1.1.2).

Conforme foi revelado pela peritagem técnica efectuada ao motor, este encontrava-se num estado de operação que não lhe permitia fornecer a potência nominal para que fora certifi-

cado. Embora não podendo quantificar qual era a degradação de potência, é de concluir que a descolagem e subida inicial seriam penalizadas por essa deterioração.

Recorrendo ao que foi exposto em 2.1.1.1 e transpondo para o mapa das curvas de potência um valor aleatório de degradação, traçamos a curva "C" que representará os novos valores de potência disponível, determinando novas velocidades mínima 1\* e máxima 4\*, mas mantendo a mesma velocidade 3 para máxima razão de subida (figura nº 30).

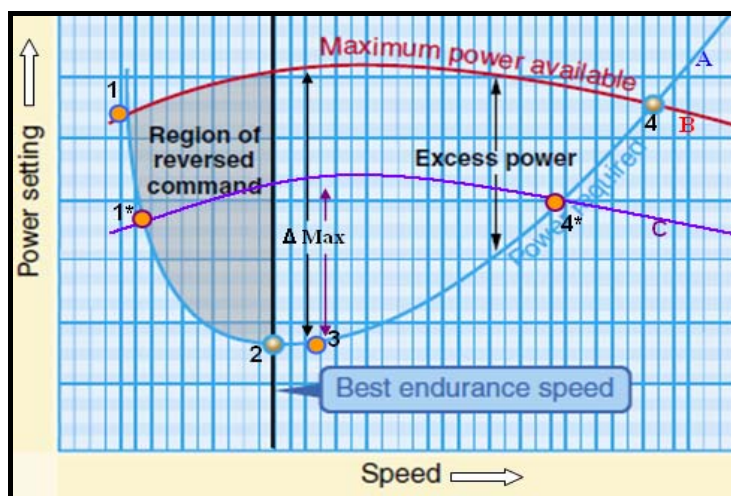


Figura Nº 30

Perante uma potência mais baixa, a velocidade máxima de cruzeiro (que se encontra na zona de operação normal, à direita do ponto 2) sofre uma redução equivalente. Já as velocidades que caírem dentro da zona de inversão, uma vez que a potência é inferior, terão um agravamento e passarão a ser superiores, o que equivale a dizer que a velocidade mínima passará a ser maior do que seria com o motor a debitar a potência nominal e se, após a descolagem, a velocidade entrar dentro da zona de inversão, poderá não haver potência disponível para garantir a saída dessa situação sem perda de altitude. De notar que o excesso de potência disponível passou a ser muito menor e, embora a velocidade para máxima razão de subida se mantivesse igual, a razão de subida diminuiu consideravelmente, o que significa que a aeronave perdeu poder de manobra.

## 2.2 Preparação do Voo

A aeronave encontrava-se estacionada dentro do hangar e o piloto apenas teve que puxá-la para o exterior e efectuar as verificações requeridas antes do voo. Não havendo facilidades de combustíveis e controlo de tráfego aéreo no aeródromo, o piloto não reabasteceu o avião nem preencheu plano de voo, não teve acesso a nenhum briefing antes do voo e o pessoal em terra apenas sabia que ia efectuar um voo local com a duração de uma hora, aproximadamente. Havia uma manga de vento no aeródromo mas não havia equipamento de medição de direcção e intensidade do vento, pelo que o piloto, não se apercebendo da verdadeira intensidade, optou por descolar com vento de cauda, evitando ter de rolar ao longo da pista para o outro extremo. Nenhuma pessoa em terra assistiu à execução dos procedimentos de preparação da aeronave e checklists antes do voo, nem à manobra de descolagem.

## **2.3 Desenrolar do Voo**

### **2.3.1 Generalidades**

Da análise dos destroços ressalta o facto de o comportamento e perfil de voo acima referido nunca ter sido atingido. De facto, apesar de se confirmar que o motor estava a trabalhar no momento do primeiro impacto (foram encontradas palhas e lama na entrada de ar e na câmara de mistura do carburador), os comandos do motor correspondiam a uma selecção de potência de descolagem, mas a aeronave não estava a subir como esperado.

Considerando que a distância entre o primeiro e o segundo impactos não ultrapassava 5m, a velocidade terreno da aeronave era relativamente baixa. Por isso, e por ter colidido em atitude de subida (nariz em cima), o trem de aterragem não fracturou. A perna de nariz só se separou depois do impacto frontal contra o talude, submetida a forças incidindo a 90° com o seu eixo.

A translação sobre o nariz, após o impacto, é bem demonstrativa da tendência provocada pela selecção do compensador todo à frente. Quando a aeronave saltou, depois de bater de chapa no solo, meteu o nariz em baixo e rodou sobre o eixo transversal. Após o embate na lombada do terreno, continuou o balanço e foi cair em posição invertida mais à frente.

### **2.3.2 Descolagem**

Da inspecção ao interior da cabina de pilotagem e da posição dos comandos e interruptores, deduz-se que o piloto utilizou o procedimento de descolagem recomendado pelo AFM, na sua secção IV (*figura nº 26 em 2.1.1.2*).

Com o compensador a forçar o nariz para baixo, o piloto teria que fazer força na coluna de controlo para trás, aguardando pela velocidade de 50MPH, para que o avião fosse para o ar, altura em que teria que aliviar essa força para evitar uma atitude de nariz demasiado em cima e permitir que a velocidade pudesse aumentar para as 65MPH.

Considerando as variáveis expostas em 2.1.2.2 e 2.1.5, ausência de tabela ou gráfico de correcção para o efeito do vento de cauda à descolagem e deterioração da potência do motor, presume-se que a aeronave percorreu toda a pista disponível antes que o piloto conseguisse levá-la para o ar, provavelmente a uma velocidade igual ou inferior a 50MPH, mas ligeiramente acima das 40MPH (velocidade mínima de controlo em voo). A ausência de marcas do trem na superfície de terra a seguir ao asfalto da pista, sugere que o avião foi para o ar ainda dentro da pista. O declive negativo de 0,33% poderia ter introduzido um ligeiro efeito na aceleração da aeronave, no solo.

Ao sair do efeito de solo a velocidade encontrava-se abaixo da velocidade de segurança de descolagem (65MPH), dentro da zona de inversão de potência, o que comprometeu a aceleração e impediu a obtenção de uma razão de subida positiva.

### 2.3.3 Subida

Para garantir a performance de subida, a aeronave teria que manter a velocidade de 65MPH (*take-off safety speed*) ou 70MPH (*climb speed*), pelo que o piloto, que descolara com o comando de profundidade todo atrás, teria que aliviar a força na coluna de comando, permitindo a descida do nariz da aeronave, com conseqüente diminuição da razão de subida e aumento da velocidade.

Uma vez que o motor não estava a debitar a potência esperada e a aeronave foi para o ar a uma velocidade inferior àqueles valores, não foi possível garantir uma aceleração mantendo um gradiente mínimo de subida, entrando na zona de inversão de potência onde o motor, na sua potência máxima, não conseguia garantir a subida, nem mesmo a altitude, da aeronave.

Quando o piloto aliviava a pressão para descer o nariz e aumentar a velocidade, a aeronave perdia altitude, o que forçava o piloto a puxar novamente a coluna para trás, mantendo a altitude mas perdendo velocidade. Assim, o piloto ia alternando a sua actuação nos comandos, ora puxando o nariz ... para logo a seguir o deixar descer ... para puxar novamente ... e descer de seguida ..., voando num balanceio interminável, sem conseguir acelerar e sem ganhar altitude, manobrando nos limites da perda, sendo o avião levado pelo vento como uma folha morta (*figura nº 31*).



Figura Nº 31

Esta dança lenta é justificada pelas características especiais desta aeronave que evitam a sua entrada em perda total, conforme referido na secção IV do AFM (*figura nº 32*), mas fazem com que vá perdendo altitude gradualmente, até à colisão com o solo.

<b>STALLING:</b>	<i>(A10n-A2 UNVAIR Approved Flight Manual)</i>
<b>GENERAL</b>	
There is no warning of the approach to the stall apart from gradually less effective aileron control. The aircraft under most conditions does not fully stall. A certain amount of fore and aft pitching will take place except at the aft C of G, when a stall will occur with a gentle nose drop, and there is no tendency to drop a wing.	
<b>STALLING SPEEDS</b>	
The ability to stall depends on the speed with which the nose is raised and the amount of power used. Due to the fact that the aircraft cannot be stalled in the normal condition, no stalling graph is shown, but the minimum flying speed is approx: 40 m. p. h. I. A. S.	

Figura Nº 32

#### 2.3.4 O “Crash”

Face a este comportamento da aeronave é compreensível que, após ter saído do chão, por acção mais enérgica do piloto sobre os comandos de profundidade, o avião não conseguiu sair da zona de inversão de comando para acelerar para a velocidade mínima de subida (65MPH), nem ganhar altitude suficiente para que fosse possível trocar altitude por velocidade e conseguir um gradiente de subida mínimo. Em vez disso a aeronave ficou a flutuar no ar, com o piloto a “lutar” com os comandos, ora subindo ora descendo, até ter colidido de chapa no solo, saltando e metendo a proa em baixo, efectuando uma cambalhota quando embateu de nariz na lomba de terreno e acabando em voo invertido, dez metros para além do ponto de impacto inicial (*figura nº 33*).

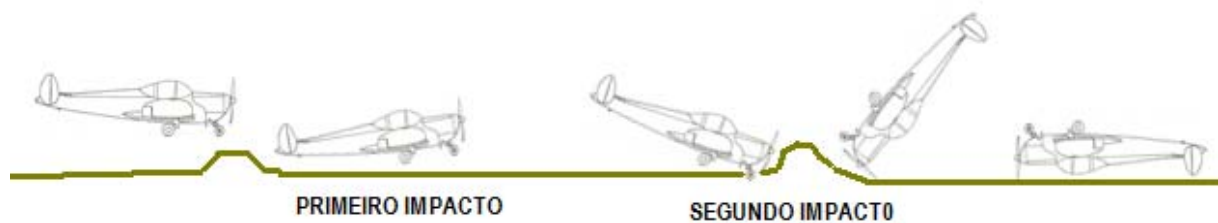


Figura Nº 33

Embora não haja elementos que nos permitam determinar o momento exacto em que o piloto sofreu o enfarte cardíaco, referenciado na autópsia como causa mais provável da morte, é de reconhecer que as circunstâncias eram altamente favoráveis para que tal enfarte acontecesse, especialmente tendo em consideração o historial médico do piloto e o grau de stress induzido pela impossibilidade de manter o avião a voar e a certeza de uma colisão iminente.

Mesmo assim não é possível afirmar que a incapacitação do piloto tenha sido a causa do acidente, antes parece ter sido uma consequência. De facto, as evidências apontam para um voo controlado até ao momento do primeiro impacto com o solo, a partir do qual a aeronave passou a obedecer às forças naturais, sem que o piloto tivesse a mínima hipótese de controlo sobre um avião que teria perdido a velocidade mínima para voar e ficara sem potência no motor (a ingestão de lama, pela entrada de ar, provocou a sua paragem).

De salientar ainda que o passageiro também era piloto e, apesar de não estar familiarizado com aquela aeronave, tinha o mínimo de conhecimentos técnicos de pilotagem para tomar o controlo do avião e evitar o desastre, caso a aeronave estivesse voável e o piloto tivesse sofrido qualquer tipo de incapacitação.

### **3. CONCLUSÕES**

#### **3.1 Factos Estabelecidos**

Com base no que ficou atrás referido, podemos concluir o seguinte:

- 1º O piloto era titular de uma licença de pilotagem válida que o habilitava a operar naquele tipo de aeronave;
- 2º A aeronave tinha um Certificado de Aeronavegabilidade válido, cumprira com uma inspecção anual (100 horas) e voara, supostamente, cinco horas depois dessa inspecção;
- 3º De acordo com os registos encontrados, a aeronave teria voado muito pouco nos últimos tempos, sem ter sido submetida a acções de manutenção específicas;
- 4º A descolagem foi efectuada em condições de vento de cauda forte, sem que houvesse cálculos de performance disponíveis para essa situação;
- 5º O piloto conseguiu tirar a aeronave do chão mas não conseguiu mantê-la a voar e ganhar velocidade e/ou altitude;
- 6º A velocidade da aeronave não teria saído da zona de inversão de potência, sendo o regime máximo do motor incapaz de garantir uma aceleração e não havendo altitude disponível para trocar por velocidade;
- 7º A aeronave despenhou-se a cerca de 300m do fim da pista;
- 8º Investigação posterior ao motor, revelou que o mesmo não estaria a produzir a potência nominal para que fora concebido, com valores de compressão diferencial dos cilindros abaixo do mínimo exigido, apresentando ainda corrosão em alguns componentes críticos;
- 9º Ambos os ocupantes da aeronave sofreram lesões fatais, como consequência do acidente;
- 10º A aeronave foi considerada destruída e declarada como perda total.

#### **3.2 Causas do Acidente**

##### **3.2.1 Causa Primária**

A incapacidade da aeronave para voar, por ter ido para o ar com a velocidade mínima de sustentação e não conseguir acelerar sem perder altitude (voo na zona de inversão de potência), foi considerada a causa mais provável do acidente.

##### **3.2.2 Factores Contributivos**

Terão contribuído para esta falta de capacidade de voo da aeronave:

- 1º A descolagem com vento forte de cauda, sem que houvesse tabelas ou gráficos de correcção para essa condição, que era desaconselhada pelo Manual de Voo emitido pelo fabricante;
- 2º A deterioração da potência desenvolvida pelo motor, devido aos baixos valores de compressão dos cilindros e outras deficiências que afectavam o bom desempenho do mesmo.

#### 4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA

Não foram emitidas recomendações de segurança.

Lisboa, 10 de Abril de 2012

O Investigador Responsável,

António A. Alves