

CÓPIA Nº:



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

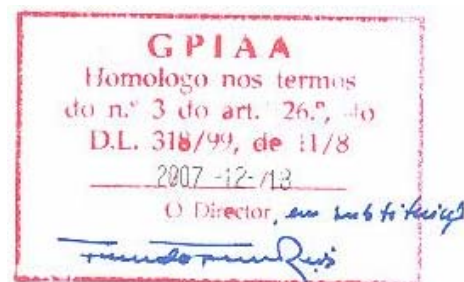
RELATÓRIO FINAL DE INCIDENTE

OMNI – AVIAÇÃO E TECNOLOGIA

CESSNA F-152

CS-AYG

**Aeródromo Municipal de
Cascais
26 de Junho de 2003**



RELATÓRIO FINAL Nº 36/INCID/2003

NOTA

O presente relatório exprime as conclusões técnicas apuradas pela Comissão de Investigação às circunstâncias e às causas desta ocorrência.

Em conformidade com o Anexo 13 à Convenção sobre Aviação Civil Internacional, Chicago 1944, com a Directiva da C.E. nº 94/56/CE, de 21/11/94, e com o nº 3 do art.º 11º do Decreto Lei Nº 318/99, de 11 de Agosto, a investigação, análise, conclusões e recomendações deste relatório não têm por objectivo o apuramento de culpas ou a determinação de responsabilidades mas, e apenas, a determinação de causas e a formulação de recomendações que evitem a sua repetição.

O único objectivo deste relatório técnico é retirar ensinamentos susceptíveis de prevenir futuros acidentes.

ÍNDICE

TÍTULO	PÁGINA
Sinopse	04
1. INFORMAÇÃO FACTUAL	
1.1 História do Voo	05
1.2 Lesões	05
1.3 Danos na Aeronave	06
1.4 Outros Danos	06
1.5 Tripulação	06
1.6 Aeronave	06
1.7 Meteorologia	07
1.8 Ajudas à Navegação	07
1.9 Comunicações	07
1.10 Aeródromo	07
1.11 Registadores de Voo	07
1.12 Destroços e Impactos	08
1.13 Médica ou Patológica	08
1.14 Fogo	08
1.15 Sobrevivência	08
1.16 Ensaios e Pesquisas	
1.16.1 Motor	08
1.16.2 Documentação	10
1.17 Organização e Gestão	
1.17.1 Administração e Operações	11
1.17.2 Manutenção	12
1.18 Informação Adicional	12
1.19 Técnicas de Investigação Utilizadas	12
2. ANÁLISE	
2.1 Procedimentos de Manutenção	
2.1.1 Registos Técnicos	13
2.1.2 Introdução do Motor em Serviço	13
2.1.3 Acções de Manutenção	13
3. CONCLUSÕES	
3.1 Factos Estabelecidos	17
3.2 Causas do Acidente	
3.2.1 Causa Primária	18
3.2.2 Factores Contributivos	18
4. RECOMENDAÇÕES	19

SINOPSE

No dia 26 de Junho de 2003, pelas 11:55 UTC¹, descolava do Aeródromo Municipal de Cascais a aeronave Cessna, modelo F-152, matrícula CS-AYG, levando a bordo um piloto, com a finalidade de efectuar um voo de treino de navegação à vista, seguindo um itinerário que o levaria de Cascais (LPCS) até Santarém (LPSR), com regresso ao ponto de partida, passando por Santa Cruz (LPSC).

Imediatamente a seguir à descolagem, a aeronave teve uma perda parcial de potência com forte vibração do motor.

O piloto executou os procedimentos adequados, para a situação, efectuou um circuito apertado e aterrou na pista 35, de onde acabara de descolar.

Após a aterragem abandonou a pista, parou o motor e aguardou que a aeronave fosse rebocada para o hangar de manutenção do operador.

A aterragem foi normal, não tendo o piloto sofrido qualquer lesão e não se registando danos para a aeronave ou terceiros.

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

1. INFORMAÇÃO FACTUAL

1.1 História do Voo

Pelas 11:55 do dia 26 de Junho de 2003 descolou na pista 35 do aeródromo municipal de Cascais a aeronave de matrícula CS-AYG, com a finalidade de realizar um voo de viagem a solo, integrado num programa de instrução de pilotagem, tendo a bordo um único ocupante, o piloto, o qual se propunha voar de Cascais (LPCS) para Santarém (LPSR), Santa Cruz (LPSC) e regressar a Cascais.

Logo a seguir à descolagem, quando passava pelos 700' de altitude, o piloto foi surpreendido por uma súbita redução das rotações do motor, acompanhada por forte vibração que se propagava a toda a aeronave. Reagiu de imediato levando a alavanca de potência à frente, confirmando mistura rica e aquecimento de carburador para máximo frio, mas o motor manteve-se com um regime de cerca de 600/650 RPM.

Tomou a decisão de efectuar um circuito de pista apertado e regressar ao aeródromo, tendo voltado de imediato para a perna do vento de cauda esquerdo e, quando questionado pela Torre de Controlo do aeródromo de Cascais, reportou falha parcial de motor e solicitou prioridade para aterragem, a qual lhe foi concedida.

Já na final da pista 35 foi alertado, por outro piloto que operava na área do aeródromo, para o facto de haver fumo a sair da sua aeronave, o que fez com que declarasse emergência e prosseguisse com a aproximação para aterragem.

Os serviços de socorros foram alertados, pelo controlador de serviço na torre de controlo, dirigiram-se para a pista e acompanharam a aeronave até à sua saída para o caminho de circulação que leva à placa de estacionamento do lado sul da pista.

Tendo aterrado sem problemas, o piloto, por indicação do controlador de serviço na torre, parou a aeronave no caminho de circulação e desligou o motor, permitindo assim a aproximação dos meios de socorro. Estes não chegaram a intervir, por não ser necessário, uma vez que o fumo cessou com a paragem do motor.

A aeronave foi posteriormente rebocada para o estacionamento e recolhida no hangar da empresa de manutenção que lhe prestava assistência.

1.2 Lesões

O piloto, único ocupante da aeronave, saiu ileso.

1.3 Danos na Aeronave

A aeronave não sofreu quaisquer danos, embora se apresentasse bastante suja, por efeito do óleo do motor que escorreu ao longo do lado esquerdo da fuselagem.

1.4 Outros Danos

Não se registaram danos a terceiros.

1.5 Tripulação

A tripulação era composta por um piloto de 22 anos de idade, do sexo masculino, portador de uma Licença de Piloto Particular de Aeroplanos, Nº 5327/PPA/1, emitida pelo INAC em 27/12/01 e válida até 12/07/03, o qual se encontrava a frequentar um curso de Piloto Comercial de Aeroplanos, com a qualificação de Voo por Instrumentos, nº PCA/VPI 02/01, organizado e levado a efeito pelo Operador (OMNI – Aviação e Tecnologia), ao abrigo da Autorização de Aluno Nº 82/01, emitida pelo INAC em 10/10/01 e válida até 12/07/02.

Dos registos da respectiva Caderneta de Voo constava a seguinte experiência de voo:

Experiência de Voo (Monomotores)	Voo Solo	Duplo Com.
Total de horas de voo	41:45	89:40
Horas de voo no tipo (Cessna 152)	23:05	49:20
Horas de voo nos últimos 90 dias	07:35	14:30
Horas de voo nos últimos 28 dias	02:55	04:05
Horas de voo nos últimos 07 dias	02:55	-
Horas de Voo nas últimas 24 horas	01:45	-
Horas de voo por instrumentos	-	11:25
Horas de voo nocturno	-	-
Total de aterragens (de dia)	304	-
Aterragens nas últimas 24 horas	2	-

O piloto foi presente a exames médicos aeronáuticos na data de 13/07/01, tendo sido considerado apto para o voo, com a classificação médica nº 1, sem quaisquer limitações ou restrições.

1.6 Aeronave

A aeronave, propriedade de “Comercial Leasing, S.A.” e operada por “OMNI – Aviação e Tecnologia”, com as marcas de nacionalidade e matrícula CS – AYG, era um avião monoplano, monomotor terrestre de asa alta, trem triciclo, de construção metálica, com uma

Massa Máxima à Descolagem (MTOM) de 758kgs, capacidade para dois ocupantes, equipado com um motor de explosão a quatro tempos, de quatro cilindros horizontais e opostos, com a potência de 110 BHP, a 2550 RPM ao nível do mar, tendo acoplado um hélice metálico, bipá, de passo fixo e velocidade variável, com as seguintes referências:

REFERÊNCIA	CÉLULA	MOTOR	HÉLICE
Fabricante: Modelo: Nº de Série: Ano de fabrico:	REIMS CESSNA F 152 1573 1979	Textron Lycoming O-235-L2C RL-19462-15 N/D	Mc Cauly IA103/TCM6958 NL012-P773831R N/D
Horas de Voo: Aterragens / Ciclos: Última Inspeção:	9943:05 13134 18/06/2003	135:50 318 18/06/2003	N/D N/D 18/06/2003

1.7 Meteorologia

O tempo era bom em toda a área e no aeródromo, com vento de Noroeste forte, com rajada (320/20-27kts), sem nuvens significativas e boa visibilidade. Apesar de forte, o vento encontrava-se dentro dos limites de vento lateral e de frente permitidos para a descolagem.

1.8 Ajudas à Navegação

Não aplicável.

1.9 Comunicações

A aeronave encontrava-se equipada com sistema de comunicações rádio aeronáuticas, as quais foram utilizadas de acordo com as normas em vigor.

1.10 Aeródromo

Não aplicável.

1.11 Registadores de Voo

A aeronave não estava equipada com registadores de voo, por não ser obrigatório para este tipo de aeronave.

1.12 Destroços e Impactos

Não se registaram danos na aeronave pelo que não havia destroços ou impactos a analisar. Notava-se, apenas, alguma sujidade no lado esquerdo da fuselagem, fruto do escorregamento do óleo expelido através do respirador do “carter” do motor.

1.13 Médica ou Patológica

Não aplicável.

1.14 Fogo

Não houve fogo. Apesar de o piloto de outra aeronave ter informado da possível saída de “fumos” do CS-AYG, não se verificou qualquer fogo a bordo. O piloto foi iludido pelo rasto deixado pela aeronave e proveniente da fuga de óleo do motor.

1.15 Sobrevivência

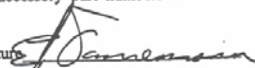
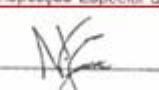
Não aplicável.

1.16 Ensaios e Pesquisas


1.16.1 Motor

O motor em questão, **RL 19462-15**, fora submetido, em 2002, a uma inspeção geral (*overhaul*) e remontagem (*rebuilt*) efectuadas nas instalações do fabricante, nos EUA.

Em 28/05/2003 foi instalado na aeronave tendo acumulado cerca de 135:50 horas, até à data da ocorrência (*documentação comprovativa ao lado*).

LYCOMING A Textron Company		TLRED-489 (Rev. 3-02)
652 Oliver Street Williamsport, PA. 17701 U.S.A.		
This engine has been overhauled /rebuilt in accordance with the applicable Lycoming manuals. All applicable Federal Aviation Administration Airworthiness Directives and Lycoming Service Bulletins have been complied with. All parts have been inspected and have been determined airworthy to return to service. All accessories as part of the type certificate are either new or newly overhauled. Refer to enclosed Form ET001 for applicable accessory part numbers and serial numbers.		
Engine Model:	O-235-L2C	Authorized Signature: 
Serial #:	RL-19462-15	Lycoming Engines
Total Time:	0.0	652 Oliver Street
Work Order #:	GJ183647	Williamsport, PA 17701
Date Completed:	9/18/02	Repair Station: EJ1R115K
AEROMEC Portugal – EMA JAR 145 Nº INAC (P) 013		
Em <u>28 / 05 / 03</u> , foram efectuados os trabalhos de Manutenção abaixo indicados.		
Para pormenores destes trabalhos, consultar o Pº de Manutenção Nº <u>03_0270 / MAV</u> <u>03_0460 / MAV</u>		
Remoção do Motor Lyc O-235-L2C, S/N-RL-12873-15 e instalação do S/N-RL-19462-15 ; Inspeção de 50hrs a Célula e Hélice , Inspeção Especial de 50hrs aos Seat Rails .		
Cumprimento da OTE 81/73, DN 84-04-06		
Dir. Engenharia – Controle Técnico Manutenção: 		

Após a ocorrência, a aeronave deu entrada no hangar de manutenção para se proceder a uma inspecção minuciosa ao motor.

 **RELATÓRIO**

Ass. Cessna F152, CS-AYG, Motor sem potência

Com a Req. Nº 424/03, de 26 Jun 2003 da OMNI, (Aeromec Proj. 03.0602/MAV), foi recebida na Aeromec a aeronave em assunto, com 9.943:10 horas, para verificação da origem da queixa de falta de potência no seu motor.

Após inspecção sumária à aeronave, motor e comandos, efectuou-se o teste de fugas e compressão dos cilindros, verificando-se que o cilindro Nº 2 não registava qualquer compressão.

Desmontado o cilindro, verificou-se que o pistão respectivo apresentava um enorme desgaste lateral, com falta de material, os segmentos estavam partidos e tinha inúmeras marcas de pequenos impactos e sinais de sobre aquecimento, assim como o cilindro.

Antes de se entrar em verificações mais pormenorizadas, foram fotografados os componentes e foi solicitada a presença de um representante do Cliente.

A OMNI, face ao estado do conjunto do cilindro e às poucas horas de trabalho deste motor, adquirido à Lycoming com 00:00hrs TSO, em "Exchange Outright Rebuilt", encetou contactos com aquela entidade, acabando posteriormente, por solicitar à Aeromec o acondicionamento do motor e o seu envio para a Lycoming.

Não foram efectuadas quaisquer análises nem peritagem mais profunda, quer à aeronave quer ao motor.

Não há registos de reabastecimentos de óleo de motor, após a sua instalação na aeronave, salvo as mudanças de óleo normais feitas nas inspecções de 50 e 100hrs.

Não foi recolhida amostra de óleo do motor.

- Dados do Motor : Lycoming O-235-L2C, S/N RL-19462-15
TSO: 135:50 hrs
Data de Instalação: 28 Mai 2003
Data de Remoção: 27 Jun 2003

Tires, 23 de Julho de 2003

O Dir. Eng.ª e Manutenção

Victor Pedras

Técnicos da empresa "AERO-MEC" procederam à inspecção do motor tendo-se verificado a existência de uma coloração indicativa de sobreaquecimento, especialmente nos cilindros da frente (#1 e #2). Foi efectuado teste de fugas e compressão dos cilindros tendo-se verificado que o cilindro #2 não apresentava qualquer compressão.

Retirado da aeronave e aberto para determinação da causa provável da avaria veio a detectar-se que se encontrava altamente danificado, os segmentos e cabeça do pistão encontravam-se fracturados e existia deformação na parte interna da cabeça do mesmo cilindro (*figura nº 1*).



Figura Nº 1

1.16.2 Documentação

Da análise da documentação recolhida constatou-se que o motor foi revisto e remontado pelo fabricante, o qual emitiu o respectivo certificado de garantia (em Março de 2002) e os certificados de operacionalidade FAA e JAA (em Abril de 2003).

<p>The United States of America Department of Transportation Federal Aviation Administration</p> <p>No. E 369674</p> <p>Washington, D.C.</p> <p>Export Certificate of Airworthiness</p> <p>This certifies that the product identified below and more particularly described in Specification (s) of the Federal Aviation Administration Numbered 223 has been examined and as of the date of this certificate is considered airworthy in accordance with a comprehensive and detailed airworthiness code of the United States Government and is in compliance with those special requirements of the importing country filed with the United States Government, except as noted below. This certificate in no way attests to compliance with any agreements or contracts between the vendor and purchaser, nor does it constitute authority to operate an aircraft.</p> <p>Product: Aircraft Engine Manufacturer: Textron Lycoming, Williamsport, PA Model: O-235-L2C Serial No.: RL-19462-15</p> <p>New <input type="checkbox"/> Rebuilt <input checked="" type="checkbox"/> FAXED</p> <p>Used Aircraft <input type="checkbox"/></p> <p>Country to which exported: United Kingdom of Great Britain and Northern Ireland</p> <p>Exceptions: None</p> <p>"NOTE" This engine has been Rebuilt to zero time in accordance with all applicable FAA Regulations and Textron Lycoming Specifications. It has been completely disassembled, inspected, repaired as necessary, reassembled, tested and approved in the same manner and to the same tolerances and limits as a new engine with genuine new and/or rebuilt Lycoming parts. (Ref. FAR 91.421) This engine is designated a Textron Lycoming Rebuilt Engine.</p> <p><i>M. Dugan</i> M. Dugan Signature of Aviation Representative April 09, 2003</p> <p>ODART950002EA Owner/Operator or Designee</p>		<p>3. FORM TRACKING NUMBER: 19462-15</p> <p>4. AUTHORIZED RELEASE CERTIFICATE FAA FORM 8130-3, AIRWORTHINESS APPROVAL TAG</p> <p>5. WORK ORDER, CONTRACT OR INVOICE NUMBER:</p> <p>6. ORGANIZATION NAME AND ADDRESS: Textron Lycoming, 612 Oliver St., Williamsport, PA 17701</p> <p>7. DESCRIPTION: O-235-L2C</p> <p>8. PART NUMBER: RL-19462-15</p> <p>9. ELIGIBILITY: 6885A</p> <p>10. CITY: Williamsport, PA</p> <p>11. SERIAL/DATE NO.: 1</p> <p>12. STATUS/DATE OVERHAUL:</p> <p>13. REMARKS: No. 1116 Limited Overhaul performed in accordance with JAR 145 and with respect to that work the engine is considered ready for release to service under JAA Approval Certificate Number: JAA 0028 Limited to zero time in accordance with applicable regulations.</p> <p>14. THE ENGINE IDENTIFIED ABOVE WAS REBUILT IN CERTAINLY BY: F. H. HILL JR.</p> <p>15. APPROVED SIGNATURE: F. H. HILL JR.</p> <p>16. APPROVAL AUTHORIZATION NO.:</p> <p>17. NAME (Typed or Printed): F. H. HILL JR.</p> <p>18. DATE (Typed or Printed): 04/11/03</p> <p>19. APPROVED SIGNATURE: F. H. HILL JR.</p> <p>20. AUTHORIZED SIGNATURE: F. H. HILL JR.</p> <p>21. APPROVAL DATE: 04/11/03</p> <p>22. NAME (Typed or Printed): F. H. HILL JR.</p> <p>23. DATE (Typed or Printed): 04/11/03</p> <p>24. APPROVAL AUTHORIZATION NO.:</p> <p>25. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>26. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>27. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>28. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>29. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>30. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>31. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>32. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>33. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>34. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>35. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>36. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>37. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>38. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>39. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>40. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>41. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>42. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>43. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>44. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>45. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>46. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>47. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>48. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>49. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>50. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>51. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>52. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>53. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>54. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>55. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>56. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>57. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>58. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>59. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>60. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>61. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>62. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>63. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>64. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>65. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>66. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>67. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>68. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>69. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>70. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>71. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>72. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>73. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>74. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>75. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>76. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>77. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>78. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>79. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>80. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>81. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>82. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>83. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>84. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>85. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>86. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>87. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>88. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>89. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>90. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>91. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>92. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>93. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>94. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>95. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>96. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>97. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>98. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>99. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p> <p>100. APPROVAL AUTHORITY: F. H. HILL JR.</p>	
---	--	---	--

Foi seguidamente instalado na aeronave CS-AYG (em 28/05/03), abastecido com óleo **Aeroshell 100** e, efectuado "run-up", confirmados todos os parâmetros dentro dos valores normais.

Após a sua instalação na aeronave, o motor foi submetido às inspeções de rotina nas datas 07 JUN e 18 JUN, com mudança de óleo e limpeza de filtros.

<p>AEROMEC</p> <p>TRABAJOS EFECTUADOS ACCOMPLISHED WORK</p> <p>OTW: 8782-27001 Data: 28/05/03 Visto: [assinatura]</p>			
A/C Model: [handwritten]	S/N: N-73	MAC: Q-176	Serial: 9800-10
Item	Descrição/Description	Assinatura	
01	foi removido o motor S/N: RL 12873-15 foi TAD foi instalado o motor S/N: RL-19462-15 trabalho aplicado em sequência 500 lbs torque 190 lb torque torque aplicado Q22846 Val 29/10/03	[assinatura]	
02	foi removido o filtro S/N: P77 3831R foi substituído o motor instalado no motor foi instalado o filtro S/N: P77 3831R trabalho aplicado em sequência torque 320 lb chave Q2 2896 Val 29/10/03	[assinatura]	
03	foi removido o filtro de óleo trabalho aplicado em sequência	[assinatura]	
04	foi removido o motor de óleo trabalho aplicado em sequência	[assinatura]	
05	foi removido o motor de óleo trabalho aplicado em sequência	[assinatura]	
06	foi removido o motor de óleo trabalho aplicado em sequência	[assinatura]	

Na Caderneta Técnica foram confirmados os seguintes registos:

ANÁLISE DOS “AIRCRAFT TECHNICAL REPORT” (REFERÊNCIAS AO NÍVEL DE ÓLEO DO MOTOR E RESPECTIVOS REABASTECIMENTOS)			
DATA	Nº VOOS	HORAS VOADAS	OBSERVAÇÕES
28/05/03	-	-	Montagem do motor S/N 19462-15
07/06/03	-	-	Inspeção de 50 horas ao motor
18/06/03	-	-	Inspeção de 100 horas ao motor
19/06/03	3	04:05	Temp. óleo muito elevada (no 3º voo)
20/06/03	5	05:15	X (no 1º voo)
21/06/03	4	03:30	OK (no 1º voo)
22/06/03	4	05:10	(não há qualquer anotação)
23/06/03	6	05:20	(não há qualquer anotação)
24/06/03	6	07:15	OK (no 4º voo)
25/06/03	5	06:00	1 lt. (no 1º voo); – X (no 3º voo)
26/06/03	2	01:55	OK (no 1º voo); -Falha de potência à decolagem e aterragem de emergência em LPCS, no 2º voo.

Notas: 1- As obs em itálico referem-se às reais anotações no ATR, não se encontrando outros registos de anomalias.
2-Segundo informação do piloto, antes do 2º voo do dia 26/06 foram abastecidos 1.5 litros de óleo.

De referir, no entanto, a falta de preenchimento do quadro relativo ao abastecimento de óleo, na maioria das folhas da caderneta, relativas às inspeções *diárias* e *entre voos*.

De salientar os dias 22 e 23 de Junho, em que a aeronave efectuou 4 e 5 voos, respectivamente, sem que seja feita qualquer referência ao nível de óleo do motor, o que só aconteceu no quarto voo do dia seguinte (24/06).

Só no dia 25 de Junho é registado o reabastecimento de 1 litro de óleo. No entanto, era voz corrente que este motor estava a gastar muito mais óleo que os outros, as temperaturas de óleo andavam sempre muito próximas do limite máximo e as RPM eram inferiores ao habitual (*cerca de 2300 RPM com potência máxima, em vez das 2550 RPM*).

1.17 Organização e Gestão

1.17.1 Administração e Operações


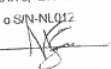
O Operador é uma empresa de transporte aéreo regular e não regular, dedicando-se também à instrução de pilotagem, tanto ao nível amador (PPA) como ao nível profissional (PCA/VPI/PLAA), de acordo com os requisitos JAR-FCL 1.

O voo em análise foi programado e realizado no âmbito de um curso de Piloto Comercial de Aeroplanos com qualificação de Voo por Instrumentos, que era leccionado pela escola de pilotagem da OMNI e frequentado pelo piloto.

1.17.2 Manutenção

O Operador não dispõe de manutenção própria, contratando esses serviços à **AEROMECA – Mecânica de Aeronaves, S. A.**

Esta empresa prestava apoio de manutenção a todas as aeronaves do operador, tendo sido os seus técnicos a instalar o motor “O-235-L2C s/n RL-19462-15” na aeronave “CS-AYG” e a providenciar todas as acções de acompanhamento e manutenção necessárias.

<p style="text-align: center;">AEROMECA Portugal – EMA JAR 145 Nº INAC (P) 013</p> <p>Em <u>07 / 06 / 03</u> , foram efectuados os trabalhos de Manutenção abaixo indicados.</p> <p>Para pormenores destes trabalhos, consultar o Pº de Manutenção Nº <u>03_0514 / MAV</u>.</p> <p>Inspeção de 50hrs e 100hrs/A a Célula e Hélice ; Inspeção Especial de 50hrs aos Seat Rails ; Cumprimento de C 11 86-14, OTE 74/73, OTE 81/73, DN 84-04-05, DN 86-05-05, DN 86-20-10, DN 90-08-08, SEB 94-3</p> <p>Dir. Engenharia – Controlo Técnico Manutenção: </p>	<p style="text-align: center;">AEROMECA Portugal – EMA JAR 145 Nº INAC (P) 013</p> <p>Em <u>18 / 06 / 03</u> , foram efectuados os trabalhos de Manutenção abaixo indicados:</p> <p>Para pormenores destes trabalhos, consultar o Pº de Manutenção Nº <u>03_0549 / MAV</u> <u>03_0562 / MAV</u>.</p> <p>Substituição do Vacuum Relief Valve Filter ; Inspeção de 50hrs à Célula e Hélice ; Inspeção Especial de 50hrs aos Seat Rails ; Inspeção Especial de 200hrs ao Central Gyro Vacuum Filter ; Cumprimento de: OTE 81/73, DN 84-04-05 ; Removido o Hélice PIN-1A103/TCM6958, S/N-P773831R e instalado o S/N-NL012</p> <p>Dir. Engenharia – Controlo Técnico Manutenção: </p>
---	---

1.18 Informação Adicional

Suspeitando da existência de uma situação de detonação, encontrando-se o motor dentro do prazo de garantia, o mesmo foi enviado ao fabricante para análise, investigação e posterior reparação.

O fabricante procedeu aos exames e ensaios necessários e confirmou a situação de detonação como sendo a causa da deterioração do cilindro # 2 e da consequente perda de potência do motor, conforme relatório ao lado.

LYCOMING DOCUMENT

INVESTIGATION REPORT
FORM NO. TLW-289

DATE: 08/18/03

COMPANY NAME: OMNI/AEROMECA PORTUGAL
 ATTENTION: WARRANTY DEPARTMENT/ISABEL
 REFERENCE: ENGINE S/N RL-19462-15
 ENGINE (X) PARTS ()
 WARRANTY () INVESTIGATION (X)
 ENGINE MODEL: O-235-L2C

S.I.R. 31213S
R.S. # N/A

ENGINE S/N: RL-19462-15, ENGINE SHIP DATE: 04/11/03
 REPORTED TOTAL TIME: 135 () NEW (X) REBUILT ()
 OTHER

REPORTED DIFFICULTY: **DETONATION**

RESULTS:

THIS ENGINE WAS DISASSEMBLED ON THE REPAIR LINE ON 8/1/03. THE #2 CYLINDER, PISTON AND VALVE TRAIN WERE SHIPPED LOOSE. THE #2 CYLINDER SPARK PLUGS WERE NOT RETURNED. THE REMAINING CYLINDER SPARK PLUGS RETURNED WERE AN APPROVED CHAMPION P/N REM-37BY. ALL INTERNAL WEAR WAS NORMAL. LITTLE TO NO CYLINDER BARREL RUST WAS OBSERVED. ALL PISTONS DISPLAYED HEAVY BLOW-BY. THE TOP OF THE #2 PISTON (P/N LW-18729) AND MATING CYLINDER HEAD DISPLAYED KNICKS FROM A SMALL OBJECT (POSSIBLY PIECES OF PISTON RING). THE TOP OF THE #2 PISTON WAS BURNT AWAY AT THE 2 O'CLOCK POSITION (EXHAUST VALVE SIDE) EXTENDING DOWNWARDS THRU THE PISTON RINGS TO THE PISTON PIN. THE PISTON RINGS WERE BURNT AND BROKEN. DETONATION CONFIRMED.

1.19 Técnicas de Investigação Utilizadas

Todas as evidências utilizadas na elaboração deste relatório foram recolhidas pelo I. R. no local e nas publicações técnicas e documentação oficial do operador e do fabricante.

2. ANÁLISE

2.1 Procedimentos de Manutenção

2.1.1 Registos Técnicos

Das declarações do piloto, e de alguns outros testemunhos anónimos, constata-se que, apesar de todos os intervenientes terem conhecimento de que este motor apresentava um consumo de óleo exagerado, as suas temperaturas de operação eram muito elevadas (próximas do limite) e a potência desenvolvida era inferior ao habitual (não ultrapassando as 2300 RPM), ninguém registava estas anomalias no “*Aircraft Technical Report*”, só sendo transmitidas oralmente.

Nestas condições, os serviços de manutenção não chegavam a ter conhecimento das anomalias e, como seria de esperar, não eram corrigidas quando a aeronave entrava em manutenção (inspecções regulares de 50 horas).

Outro factor determinante para esta omissão era o preenchimento defeituoso dos Aircraft Technical Reports, nomeadamente no que se refere ao controlo do nível de óleo do motor e seus reabastecimentos, na parte respeitante à inspecção diária e entre voos, efectuada pelos serviços de manutenção. Não é possível confirmar os boatos de consumo de óleo excessivo, quando não há registo de reabastecimentos efectuados.

2.1.2 Introdução do Motor em Serviço (*BREAK-IN*)

A entrada em serviço de um motor novo ou revisionado deverá cumprir com determinados procedimentos, no que se refere à sua lubrificação, conhecidos como procedimentos de “break-in” do motor. Isto tem como finalidade permitir que os segmentos dos pistões se ajustem gradual e facilmente, sem danificarem as paredes do cilindro e de modo a estabilizar o consumo de óleo do motor.

A Textron Lycoming disponibiliza literatura variada, sobre esta matéria, desde Boletins de Serviço (SB) e Instruções de Serviço (SI) até outra documentação não classificada apresentada na sua página da Internet, tal como a que se apresenta em baixo.

Each new or rebuilt engine is given a production test run at the factory before the engine is delivered to an aircraft manufacturer or customer. After installation in the aircraft, the engine is run again during the test flights. These test runs will ensure that the engine is operating normally and will provide an opportunity to locate small oil leaks or other minor discrepancies. In addition, these test runs do the initial seating of the piston rings. The rest of the break-in is the responsibility of the pilot who flies the aircraft during the next 50 hours.

A new, rebuilt or overhauled engine should receive the same start, warm-up and preflight checks as any other engine. There are some aircraft owners and pilots who would prefer to use low power settings for cruise during the break-in period. This is not recommended. A good break-in requires that the piston rings expand sufficiently to seat with the cylinder walls. This seating of the ring with the cylinder wall will only occur when pressures inside the cylinder are great enough to cause expansion of the piston rings. Pressures in the cylinder only become great enough for a good break-in when power settings above 65% are used.

Full power for takeoff and climb during the break-in period is not harmful; it is beneficial, although engine temperatures should be monitored closely to ensure that overheating does not occur. Cruise power settings above 65%, and preferably in the 70% to 75% of rated power range, should be used to achieve a good engine break-in.

The use of low power settings does not expand the piston rings enough, and a film of oil is left on the cylinder walls. The high temperatures in the combustion chamber will oxidize this oil film so that it creates a condition commonly known as glazing of the cylinder walls. When this happens, the ring break-in process stops, and excessive oil consumption frequently occurs. The bad news is that extensive glazing can only be corrected by removing the cylinders and re honing the walls. This is expensive, and it is an expense that can be avoided by proper break-in procedures.

To summarize, there are just a few items to remember about engine break-in:

1. If a preservative oil has been added by the aircraft manufacturer, drain it no later than the first 25 hours of operation;
2. Follow the engine manufacturer's recommendation regarding the oil to be used for break-in and the period between changes;
3. Run the engine at high cruise power levels for best piston ring/cylinder wall mating;
4. Continue break-in operation for 50 hours or until oil consumption stabilizes. These simple procedures should eliminate the possibility of cylinder wall glazing and should prepare the engine for a long and satisfactory service life.

2.1.3 Acções de Manutenção

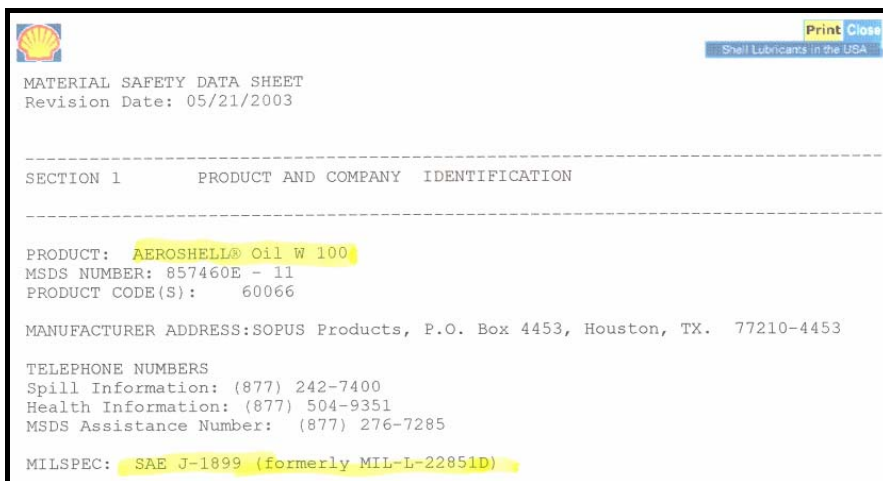
Na data em que o motor foi instalado nesta aeronave (28/05/03) foi anotado, no Certificado de Aeronave Apta para o Serviço (*página 10*), que o motor foi servido com óleo **Aeroshell 100**.

TEXTRON Lycoming <small>Reciprocating Engine Division/ Subsidiary of Textron Inc. 652 Oliver Street, Williamsport, PA 17701 U.S.A.</small>		<div style="border: 1px solid black; padding: 5px; width: fit-content; margin: 0 auto;"> <h2 style="margin: 0;">SERVICE INSTRUCTION</h2> </div>
DATE	May 22, 1995	Service Instruction No. 1014M (Supersedes Service Instruction No. 1014L) Engineering Aspects are FAA Approved
SUBJECT:	Lubricating Oil Recommendations	
MODELS AFFECTED:	All Textron Lycoming opposed series aircraft engines.	
TIME OF COMPLIANCE:	When preservation oil is removed after initial 25 hours, or when lubricating oil is changed or added.	
PART II - OIL RECOMMENDATIONS FOR ENGINE OPERATION AND BREAK-IN		
A. All turbocharged engines must be broken-in and operated with ashless dispersant oil only. B. O-320-H; O-LO-360-E series engines may be operated using either straight mineral oil or ashless oil. However, if the engine is delivered with ashless dispersant oil, it must remain on ashless dispersant oil. The Textron Lycoming oil additive P/N LW-16702 must be added to the O-320-H and O-LO-360-E engines at airframe installation, and every 50 hours thereafter or at every oil change. This lubrication recommendation supersedes the lubrication recommendations in Service Instruction No. 1392. NOTE If it is determined that a FAA approved lubricating oil being used contains, in the proper amount, an oil additive equivalent to LW-16702, the provisions of this Service Instruction are met. C. In all IG50-480 and IG50-540 series engines equipped with Simmonds fuel injection systems, it is allowable to use SAE50 or SAE60 grade lubricant providing the engine oil pressure does not exceed the limits set forth in the Operator's Manual. <div style="border: 1px solid red; padding: 2px;"> D. All other engines must be operated on mineral oil during the first 50 hours of operation, or until oil consumption has stabilized. LW-16702 additive may be used. If an ashless dispersant oil is used in a new engine, or a newly overhauled engine, high oil consumption might possibly be experienced. The additives in some of these ashless dispersant oils may retard the break-in of the piston rings and cylinder walls. This condition can be avoided by the use of mineral oil until normal oil consumption is obtained, then change to the ashless dispersant oil. Mineral oil must also be used following the replacement of one or more cylinders or until the oil consumption has stabilized. </div>		
CAUTION		
AIRCRAFT MANUFACTURERS MAY ADD APPROVED PRESERVATIVE LUBRICATING OIL TO PROTECT NEW ENGINES FROM RUST AND CORROSION AT THE TIME THE AIRCRAFT LEAVES THE FACTORY. THIS PRESERVATIVE OIL MUST BE REMOVED AT END OF THE FIRST 25 HOURS OF OPERATION. WHEN ADDING OIL DURING THE PERIOD PRESERVATIVE OIL IS IN THE ENGINE, USE ONLY AVIATION GRADE STRAIGHT MINERAL OIL OR ASHLESS DISPERSANT OIL, AS REQUIRED, OF THE VISCOSITY DESIRED.		

A Textron Lycoming, fabricante do motor **O-235-L2C**, na sua Instrução de Serviço (SI Nº 1014M) de 22/05/1995, aconselha os operadores deste tipo de motor a utilizar um óleo mineral durante as primeiras 50 horas de operação, ou até que o consumo de óleo tenha estabilizado, pois se considera aceitável um consumo de óleo superior durante este período. Após esta fase de operação deve-se mudar para óleo dispersante, mas sem que se verifiquem misturas de óleo de tipos diferentes.

Estes mesmos procedimentos são recomendados na Instrução de Serviço SI Nº 1427B, de 08/02/1993.

De acordo com informação retirada dos documentos oficiais da Shell, o óleo “AEROSHELL OIL W 100” corresponde às especificações “SAE J-1899” ou “MIL-L-22851D”.



MATERIAL SAFETY DATA SHEET
Revision Date: 05/21/2003

SECTION 1 PRODUCT AND COMPANY IDENTIFICATION

PRODUCT: AEROSHELL® Oil W 100
MSDS NUMBER: 857460E - 11
PRODUCT CODE(S): 60066

MANUFACTURER ADDRESS: SOPUS Products, P.O. Box 4453, Houston, TX. 77210-4453

TELEPHONE NUMBERS
Spill Information: (877) 242-7400
Health Information: (877) 504-9351
MSDS Assistance Number: (877) 276-7285

MILSPEC: SAE J-1899 (formerly MIL-L-22851D)

Estas especificações correspondem a óleos lubrificantes do tipo dispersante (*não recomendados para o “break-in” deste tipo de motor*), de acordo com a tabela da Shell, a seguir:

The specifications pertaining to your engine will be listed in the engine manual, but the common ones are:

American	British	Both Superseded by
	Straight Oils	
MIL-L-6082	DERD 2472	SAE J-1966
	Ashless Dispersant Oils	
MIL-L-22851	DERD 2450	SAE J-1899

All the AeroShell range of piston engine oils are fully approved to the appropriate specifications above.

Não foram encontrados mais registros de manutenção que pudessem evidenciar o acompanhamento dos consumos de óleo do motor ou do processo de “break-in” do mesmo.

Tips from the Hangar

QUESTION: What are the dangers of operating an engine with high oil consumption?

ANSWER: When excessive amounts of oil get past the rings, there is danger of the ring sticking or breaking with a dramatic rise in oil consumption. Then oil soaked carbon forms at a fast rate. At the same time, the presence of oil in the combustion chamber has the effect of lowering the octane rating of the fuel. Operating temperatures go up. We have now set up conditions inviting detonation and/or preignition.

Pelo que se depreende da resposta apresentada ao lado, o excessivo consumo de óleo do motor deveria provocar uma inspeção cuidadosa ao motor e desencadear outras acções de verificação e acompanhamento, que não foram activadas.

Se isso tivesse acontecido, poderia ter-se evitado o desenvolvimento do fenômeno de detonação e os estragos causados no motor, o que levou ao incidente.

Fechamos este capítulo com mais uma transcrição retirada de um dos diversos documentos da Lycoming:

OIL CONSUMPTION

Oil consumption is a very important trend to monitor in an engine. The operator and maintenance people should know the general history of oil consumption during the life of the engine. It is typical of an engine during seating of new piston rings that oil consumption may be erratic or high; but after the rings are seated, generally within the first 25 to 50 hours, oil consumption should level off below the maximum limits established by the manufacturer. Later, during the life of the engine, if there is a noticeable increase of oil consumption within a 25-hour period (one quart or more per hr.), this could be a danger signal and calls for an investigation.

The oil screens and filter should be carefully observed for signs of metal, and maintenance personnel should take a compression check of the cylinders, preferably using differential pressure equipment, and also look inside the cylinders with a borescope or gooseneck light to detect any unusual condition.

3. CONCLUSÕES

3.1 Factos Estabelecidos

Pela análise dos factos e documentos, que foram atrás referidos, poderá concluir-se que:

- 3.1.1 A aeronave estava ao serviço do Operador, o Certificado de Navegabilidade e o Contrato de Seguro encontravam-se válidos e as inspecções de rotina, de acordo com a regulamentação em vigor, tinham sido cumpridas;
- 3.1.2 O preenchimento da Caderneta Técnica era deficiente o que não permitia fazer um estudo exaustivo do comportamento do motor, no que se refere ao consumo de óleo e ao cumprimento das normas do fabricante relativas à operação e cuidados de manutenção relacionados com motores novos, revisionados, reconstruídos ou desinibidos;
- 3.1.3 Não havia registos de acções intermédias de “*break-in*” nem do controle de consumos de óleo, conforme recomendado pela “Lycoming-Textron” para motores reconstruídos;
- 3.1.4 Não havia um acompanhamento da situação de *temperaturas elevadas de óleo do motor*, referidas por escrito no dia 19/06 (mas que eram conhecidas de todos os que cuidavam ou voavam a aeronave), nem existiam outros registos de anomalias e/ou acções correctivas;
- 3.1.5 Apesar de ser transmitido oralmente que as temperaturas deste motor se apresentavam mais elevadas que as de motores semelhantes, operando noutras aeronaves, não havia registos escritos nem acções correctivas, desculpabilizando-se este aumento de temperaturas com o facto de o motor ser novo;
- 3.1.6 O Piloto tinha a sua autorização de aluno caducada, aguardava a sua revalidação, mas tinha a sua licença de PPA válida e actuou em face dos procedimentos consignados no Manual de Voo, emitido pelo fabricante, e dentro da sua capacidade e experiência;
- 3.1.7 O cilindro nº 2 do motor apresentava sinais de sobreaquecimento e fracturas da cabeça do pistão e segmentos;
- 3.1.8 Estes danos são característicos da ocorrência de fenómenos de detonação e justificam a fuga de óleo e a perda de potência do motor;
- 3.1.9 A ocorrência do fenómeno de detonação pode ser associada à utilização de um tipo de óleo não recomendado pelo fabricante, especialmente durante esta fase de “*break-in*” do motor reconstruído;

3.1.10 O facto de a ocorrência se ter dado logo a seguir à descolagem, ainda na área do aeródromo, e não ter sido uma falha total, permitiu que o piloto manobrasse a aeronave e conseguisse aterrar de volta na pista, tendo minimizado as consequências.

3.2 Causas do Acidente

3.2.1 Causa Primária

A fractura da cabeça do pistão e dos segmentos do cilindro nº 2 do motor, devido à detonação ocorrida no mesmo cilindro, foi a causa primária para a quebra de potência do motor, o que obrigou o piloto a abortar a missão e regressar à pista para uma aterragem de imediato, sendo considerada a causa principal deste incidente.

3.2.2 Factores Contributivos

- 1º. O não cumprimento dos procedimentos de “*Break-In*” recomendados pelo fabricante do motor poderão ter contribuído significativamente para a ocorrência, ao permitir que o motor fosse operado continuamente a temperaturas mais elevadas que o normal, facilitando a ocorrência da detonação;
- 2º. A falta de empenhamento no preenchimento da caderneta técnica de bordo, com a consequente falta de registo de reabastecimentos de óleo do motor, não permitiu um acompanhamento efectivo do seu comportamento na entrada ao serviço;
- 3º. A falta de registo dos valores de temperaturas (demasiado altos) e outras anomalias, não alertou os serviços técnicos de manutenção para tomar uma acção correctiva que poderia ter evitado o aparecimento dos fenómenos de detonação, e consequente destruição do cilindro nº 2, e minimizado a possibilidade de falha do motor;
- 4º. A falta de cumprimento das normas da escola, permitiu que, deficiências que eram do conhecimento de todos os intervenientes não fossem reportadas (por escrito), impedindo a sua correcção atempada;

foram factores contributivos para esta ocorrência.

4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA

Não são formuladas recomendações de segurança por, nesta fase, não serem consideradas pertinentes.

Lisboa, 17 de Dezembro de 2007

O Investigador Responsável,

A. Alves