



CÓPIA

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

## **RELATÓRIO FINAL DE ACIDENTE**

**AERO CLUBE DE PORTUGAL**

**TECNAM P-96 GOLF**

**CS - UOO**

Praia da Aguda

Fontanelas

SINTRA

15 de Dezembro de 2010

**GPIAA**

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

29.MAI.2013

O Director,

*Fernando Ferreira dos Reis*

**RELATÓRIO FINAL DE ACIDENTE Nº 19/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.

O GPIAA foi notificado deste acidente cerca das 15:45 horas.

O investigador Artur Pereira, na qualidade de Investigador Responsável (IR), nomeado pelo Director do GPIAA nos termos do nº 1 do art.º 12º do Decreto-Lei n.º 318/99 de 11 de Agosto, viajou de imediato para o local do acidente.

Tendo este investigador deixado de exercer funções no GPIAA, em Janeiro de 2011, a investigação foi entregue ao investigador Fernando Lourenço, que assumiu as funções de IR até à sua saída em Janeiro de 2012, altura em que foi nomeado o investigador António Alves como IR.

Este Relatório Final constitui, assim, a súmula dos trabalhos desenvolvidos pelos sucessivos Investigadores Responsáveis que geriram este processo de investigação.

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

*Este relatório foi redigido em duas línguas, Português e Inglês.*

*Em caso de conflito, a versão Portuguesa terá precedência.*

<b>TÍTULO</b>	<b>ÍNDICE</b>	<b>PÁGINA</b>
Sinopse .....		05
<b>1. INFORMAÇÃO FACTUAL</b>		
1.1 História do Voo .....		06
1.2 Lesões .....		07
1.3 Danos na Aeronave .....		07
1.4 Outros Danos .....		08
1.5 Pessoal		
1.5.1 Piloto .....		08
1.5.2 Passageiro .....		08
1.6 Aeronave		
1.6.1 Generalidades .....		09
1.6.2 Massa e Centragem .....		09
1.6.3 Motor .....		10
1.6.3.1 Descrição .....		10
1.6.3.2 Sistema de Lubrificação .....		10
1.6.3.3 Manutenção .....		12
1.7 Meteorologia .....		14
1.8 Ajudas à Navegação .....		14
1.9 Comunicações .....		14
1.10 Local do Acidente .....		15
1.11 Registadores de Voo .....		15
1.12 Destroços e Impactos		
1.12.1 Impactos .....		16
1.12.2 Destroços .....		16
1.13 Médica ou Patológica .....		17
1.14 Fogo .....		18
1.15 Sobrevivência .....		18
1.15.1 Piloto .....		18
1.15.2 Passageiro .....		19
1.16 Ensaios e Pesquisas		
1.16.1 Exame ao Motor .....		19
1.16.1.1 Observação exterior preliminar .....		19
1.16.1.2 Fluidos do motor .....		20
1.16.1.3 Acessórios do motor .....		20
1.16.1.4 Cilindros e bloco do motor .....		21
1.16.1.5 Conclusão .....		22
1.16.2 Exame da Fractura da Cambota .....		23
1.16.2.1 Observação visual preliminar .....		23
1.16.2.2 Observação pelo M E V .....		25
1.16.2.3 Análise química elementar .....		26
1.16.2.4 Determinação da dureza dos materiais .....		28
1.16.2.5 Conclusão .....		29

1.16.3	Óleo de Lubrificação .....	29
1.16.3.1	Óleos recomendados .....	29
1.16.3.2	Óleo utilizado .....	31
1.16.3.3	Conclusão .....	31
1.17	Organização e Gestão .....	32
1.18	Informação Adicional .....	32
1.19	Técnicas de Investigação Utilizadas .....	32
2.	<b>ANÁLISE</b>	
2.1	Planeamento do Voo .....	33
2.2	Desenrolar do Voo .....	33
2.2.1	Desempenho do Piloto .....	33
2.2.2	Falha de Motor em Voo .....	35
3.	<b>CONCLUSÕES</b>	
3.1	Factos Estabelecidos .....	37
3.2	Causas do Acidente	
3.2.1	Causa Primária .....	38
3.2.2	Factores Contributivos .....	39
4.	<b>RECOMENDAÇÕES</b> .....	39
5.	<b>ANEXOS</b>	
5.1	Apêndice 1 – Comentários do Piloto Comandante ao Esboço do Relatório	41

## SINOPSE

No dia 15 de Dezembro de 2010, pelas 15H10 UTC<sup>1</sup>, o Ultraleve de marca Tecnam, modelo P-96 Golf, matrícula CS-UOO, descolou do Aeródromo Municipal de Cascais (LPCS) para uma viagem de lazer, voando para norte, estando prevista uma manobra de tocar-e-andar na Pista da Tojeira (Fontanelas - Sintra). A bordo da aeronave seguia o piloto e um passageiro, ambos do sexo masculino.

Às 15:22, em contacto rádio com o controlo de “Aproximação” da Base Aérea Nº 1 (Sintra) e sob monitorização radar do FIS (Lisboa Militar), o piloto reportou *Mayday, Mayday, Mayday*, declarou a falha total do motor e a impossibilidade de alcançar a pista da Tojeira. Questionado sobre a sua posição exacta o piloto pediu para aguardar pela confirmação mas não voltou ao contacto com o controlador da Base Aérea de Sintra.

Entretanto, pelas 15:26, a tripulação de uma aeronave de instrução que voava na zona reportou o avistamento de um avião acidentado na praia da Aguda.

Do acidente resultou a morte do passageiro e lesões graves no piloto, que foi transportado de helicóptero para o hospital. A aeronave foi considerada destruída.

No local compareceram os Bombeiros Voluntários de Colares (BVC), a Polícia Marítima (PM) e o Instituto Nacional de Emergência Médica (INEM).

---

<sup>1</sup> - Todas as horas referidas neste relatório, salvo informação em contrário, são horas UTC (Tempo Universal Coordenado). Naquela época do ano, a hora local era igual à hora UTC.

## 1. INFORMAÇÃO FACTUAL

### 1.1 História do Voo

No dia 15 de Dezembro de 2010, o Ultraleve de marca e modelo Tecnam P-96 Golf, com o registo CS-UOO, descolou às 15:11 horas do Aeródromo Municipal de Cascais (LPCS), com dois ocupantes a bordo, para executar uma viagem de lazer a 1500' de altitude e com destino a norte passando pelo Cabo da Roca ⇒ Pista da Tojeira (aterragem com tocar e andar) ⇒ Ericeira e regresso pelo Cabo da Roca a LPCS (*figura nº 1*).

A duração estimada desta viagem era de 1:15 e a aeronave tinha combustível para 3:00 horas de voo e o indicativo de chamada **CLP357** (*Charlie-Lima-Papa-Três-Cinco-Sete*). O Serviço de Informação de Voo (FIS) atribuiu-lhe o código **3236** para ser introduzido no *transponder*.

A aeronave passou o cabo da Roca, a 1000ft (AMSL), e foi transferida para o Controlo de Aproximação da Base Aérea de Sintra, que instruiu o piloto a reportar Ericeira, tendo este solicitado autorização para subir para 1500ft e prosseguir para a Tojeira.

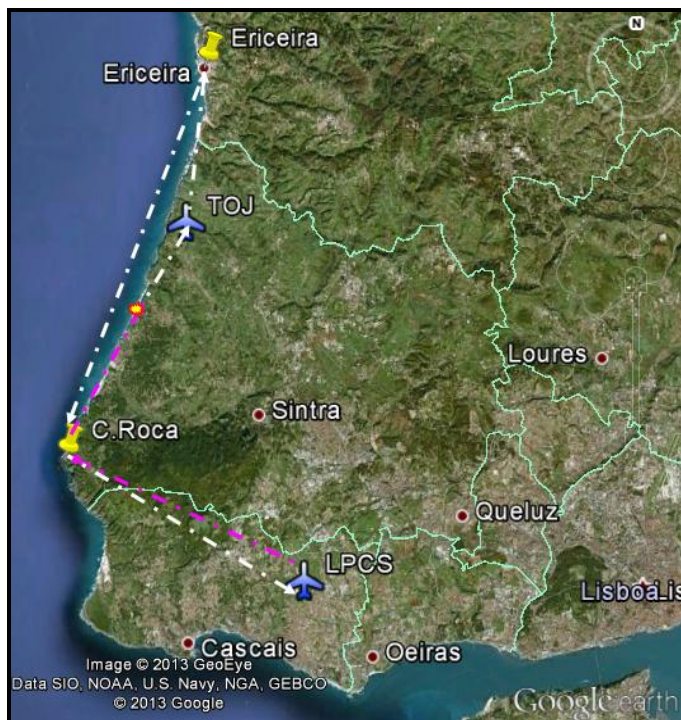


Figura Nº 1

Às 15:22, o piloto emitiu *Mayday, Mayday, Mayday* e manteve comunicações, durante 49 segundos, com a Aproximação de Sintra informando ter o motor parado e que não conseguiria alcançar a Pista da Tojeira. Em resposta ao pedido da “Aproximação” para precisar a sua posição, o piloto pediu para aguardar e não voltou mais a contactar na frequência.

Lançado o alerta e pedida a colaboração das aeronaves que voavam nas proximidades, a aeronave com o indicativo WEY308 reportou uma aeronave na praia da Aguda, em posição invertida e duas pessoas em seu redor.

De facto, no local encontrava-se um casal, a passear na praia, um surfista e um pescador amador. Estas testemunhas declararam que a aeronave se aproximou da praia, vinda do mar, apontou no sentido Norte/Sul e tocou a “três pontos”, sensivelmente a meio da língua de areia. Elevou-se cerca de 5 (cinco) metros acima do solo continuando a planar até ao final da praia e, por haver ali algumas rochas, flectiu ligeiramente para a direita, mergulhando no mar. Quando a proa tocou na água, o avião capotou e ficou a boiar a cerca de 15m da rebentação das ondas, começando a vogar ao sabor do vaivém das mesmas.

Três destas testemunhas tentaram puxar o avião para a zona de areia seca, puxando pela cauda e pelo *flap* esquerdo do avião (*figura nº 2*).



Figura Nº 2

Devido à grande resistência oferecida, não só pela força do mar mas também por ter entrado areia para dentro da cabina (aeronave invertida e *canopy* estilhaçada), não conseguiram remover o avião e retirar os ocupantes, o que só foi possível depois da chegada dos Bombeiros Voluntários de Colares (BVC), alertados por uma das testemunhas.

Os ocupantes foram então retirados do interior da aeronave e aplicadas técnicas de reanimação, às quais só o piloto reagiu positivamente, tendo sido transportado de helicóptero para o Hospital de S. Francisco Xavier. O passageiro foi dado como cadáver pelo médico do Instituto Nacional de Emergência Médica (INEM), presente no local.

## 1.2 Lesões

O passageiro foi declarado morto no local e o piloto sofreu lesões graves, tendo sido evacuado de helicóptero para o hospital.

Lesões	Tripulantes	Passageiros	Outros
Mortais	0	1	0
Graves	1	0	0
Ligeiras/Nenhumas	0	0	0

Quadro Nº 1

## 1.3 Danos na Aeronave

A aeronave sofreu o embate directo da areia e das ondas do mar, o que lhe causou danos substanciais na sua estrutura, nomeadamente cabina de pilotagem e restante fuselagem, asas, estabilizador horizontal, estabilizador vertical, hélice, motor e carenagens e fixações do motor (*figura nº 3*). Ao efectuar a remoção foram causados outros danos que destruíram completamente a aeronave.



Figura Nº 3

## 1.4 Outros Danos

Não se registaram danos a terceiros.

## 1.5 Pessoal

A bordo da aeronave encontravam-se duas pessoas, o piloto e um passageiro, com as seguintes referências:

### 1.5.1 Piloto

Do sexo masculino, 20 anos de idade e nacionalidade Portuguesa, o piloto era titular de uma Licença de Piloto Comercial de Aeroplanos (CPL(A)), emitida pela Autoridade Nacional de Aviação Civil (INAC) em 28-01-2010, com as qualificações de Aviões Terrestres Monomotores de Hélice (SEP), Voo por Instrumentos (IR) e Instrutor de Voo (FI). Ao abrigo desta licença fora emitida, em 07-10-2010, uma Licença de Piloto de Ultraleves (PU), com a qualificação Multi-Eixos Avançados, Grupo 3 (MEA-G3). Ambas as licenças de que era titular se encontravam válidas no momento do acidente.

Das suas Cadernetas de Voo, à data do acidente, constava a seguinte experiência de voo (*quadro nº 2*):

Experiência de Voo	Aeronaves Ligeiras	Aeronaves Ultraleves
Total:	449:35	04:10
Nos últimos 90 dias:	48:10	02:05
Nos últimos 30 dias:	15:05	01:25
Na última semana:	05:25	01:25
Nas últimas 24 horas:	01:25	00:25

Quadro Nº 2

Em aeronaves ultraleves tinha efectuado duas sessões de instrução, num total de 02:00 horas de voo, nos dias 05 e 06 de Setembro de 2010 (antes da emissão da licença), voltando a voar, já como instrutor, nos dias 08, 11, 13 e 14-12-2010.

No último exame médico aeronáutico, realizado em 24-02-2010, obteve a classificação 1 com a limitação de ter de usar lentes correctivas e ter um par de óculos disponível (VDL).

### 1.5.2 Passageiro

O passageiro, do sexo masculino, 22 anos de idade, nacionalidade Portuguesa, era titular recente de uma Licença de Piloto Particular de Aeroplanos (PPL(A)), emitida em 05-11-2010, pelo INAC, tendo uma experiência de voo acumulada de 45:00 e estando apenas autorizado a efectuar voos em condições visuais (VFR), de dia, em aeronaves monomotor de hélice.

Não foram encontradas quaisquer evidências de que o mesmo estivesse aos comandos da aeronave, durante qualquer parte do percurso de voo.

## 1.6 Aeronave

### 1.6.1 Generalidades

A aeronave, marca Tecnam, modelo P-96 Golf (figura nº 4) é um avião monomotor, monoplane de asa baixa e trem tríciclo não escamoteável, bilugar e uma Massa Máxima à Descolagem (MTOM) de 450kg (Ultraleve Multi-Eixos Avançado do Grupo 3). A cabina de pilotagem, com dois assentos lado-a-lado, é coberta por uma canopy em acrílico que desliza para trás a fim de dar acesso aos ocupantes.



Figura Nº 4

O exemplar com a matrícula CS-UOO era propriedade do Aero Clube de Portugal (AeCP) e tinha as seguintes referências (quadro nº 3):

Referência	Célula	Motor	Hélice
<b>Fabricante:</b>	Tecnam	BRP-Powertrain GmbH	GT Propellers
<b>Modelo:</b>	P96 Golf	Rotax 912ULS	GT-2 166/146
<b>Nº de Série:</b>	285	5646121	GT-2/173/VRR-FW101SRTC
<b>Ano de fabrico:</b>	2006	2006	2006
<b>Horas de Voo:</b>	996:00	996:00	996:00
<b>Última Inspeção:</b>	25-11-2010	25-11-2010	25-11-2010

Quadro Nº 3

### 1.6.2 Massa e Centragem

A aeronave encontrava-se na sua versão normal e transportava duas pessoas do sexo masculino, tendo a bordo 40 litros de Avgas 100LL, o que lhe conferia uma massa à descolagem de 456kg (quadro nº 4), ligeiramente acima do valor máximo permitido por lei (450kg) e pelo Certificado de Voo emitido pelo INAC (358kg).

Referência	Massa (kg)
Aeronave vazia	280
Combustível	026
Pessoas a bordo	150
<b>Total</b>	<b>456</b>

Quadro Nº 4

Por desenho e certificação de fabrico a aeronave podia descolar com uma Massa Máxima (MTOM) de 550kg, cumprindo com os valores normais de comportamento indicados pelo fabricante.

Dada a posição dos lugares e dos tanques de combustível, muito próximos da localização do centro de gravidade, a centragem da aeronave não era afectada pelos valores de massas indicados no quadro nº 4, o que significa que o centro de gravidade se encontrava dentro do envelope de descolagem permitido.

### 1.6.3 Motor

#### 1.6.3.1 Descrição



Figura Nº 5

O motor Rotax 912ULS 5646121, que equipava a aeronave, fabricado pela empresa Austríaca BRP Rotax GmbH & Co. KG, era um motor de explosão a quatro tempos, com a potência de 73,5KW (100HP) a 5800RPM ao nível do mar, acoplado a um hélice bipá por intermédio de uma caixa redutora com protecção anti-choque e sobre carga (figura nº 5).

Na sua versão normal este motor é constituído pelos seguintes elementos principais:

- Quatro cilindros horizontais e opostos com comando de válvulas à cabeça, arrefecidos por ar, com as cabeças arrefecidas por líquido;
- Dois magnetos, com duas velas de ignição por cada cilindro;
- Carburador duplo e bomba de combustível mecânica;
- Motor de arranque eléctrico (12V 0.7Kw);
- Alternador com regulador/rectificador (12V 20A DC);
- Sistema de lubrificação por pressão com poço seco.

#### 1.6.3.2 Sistema de Lubrificação

O sistema de lubrificação do motor Rotax 912 (figura nº 6) é por pressão e constituído por um tanque de óleo (1), um radiador (2); uma bomba de óleo com regulador de pressão incorporado (3) e um filtro de óleo (4).

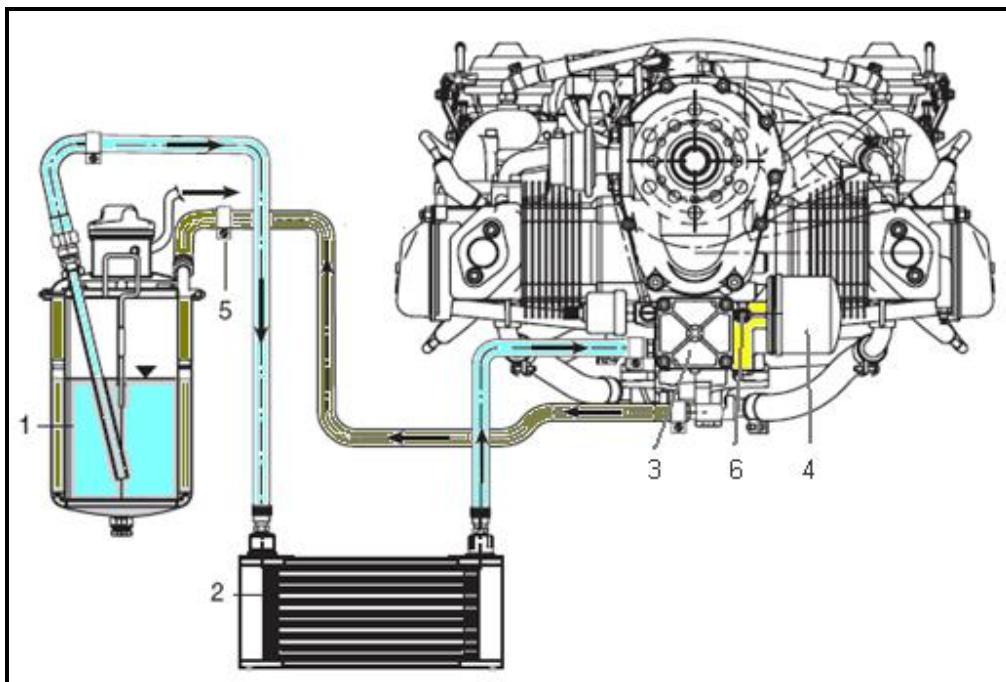


Figura Nº 6

Além do regulador de pressão, o sistema encontra-se protegido por um orifício de ventilação, na parte superior do tanque (5) e um sensor de temperatura à saída da bomba (6). A bomba de óleo é accionada mecanicamente pela árvore de “comes”.

Transcreve-se o Manual de Manutenção do Motor Rotax 912, emitido pelo fabricante, para melhor percebermos o percurso do óleo de lubrificação dentro do motor (*figura nº 7*).

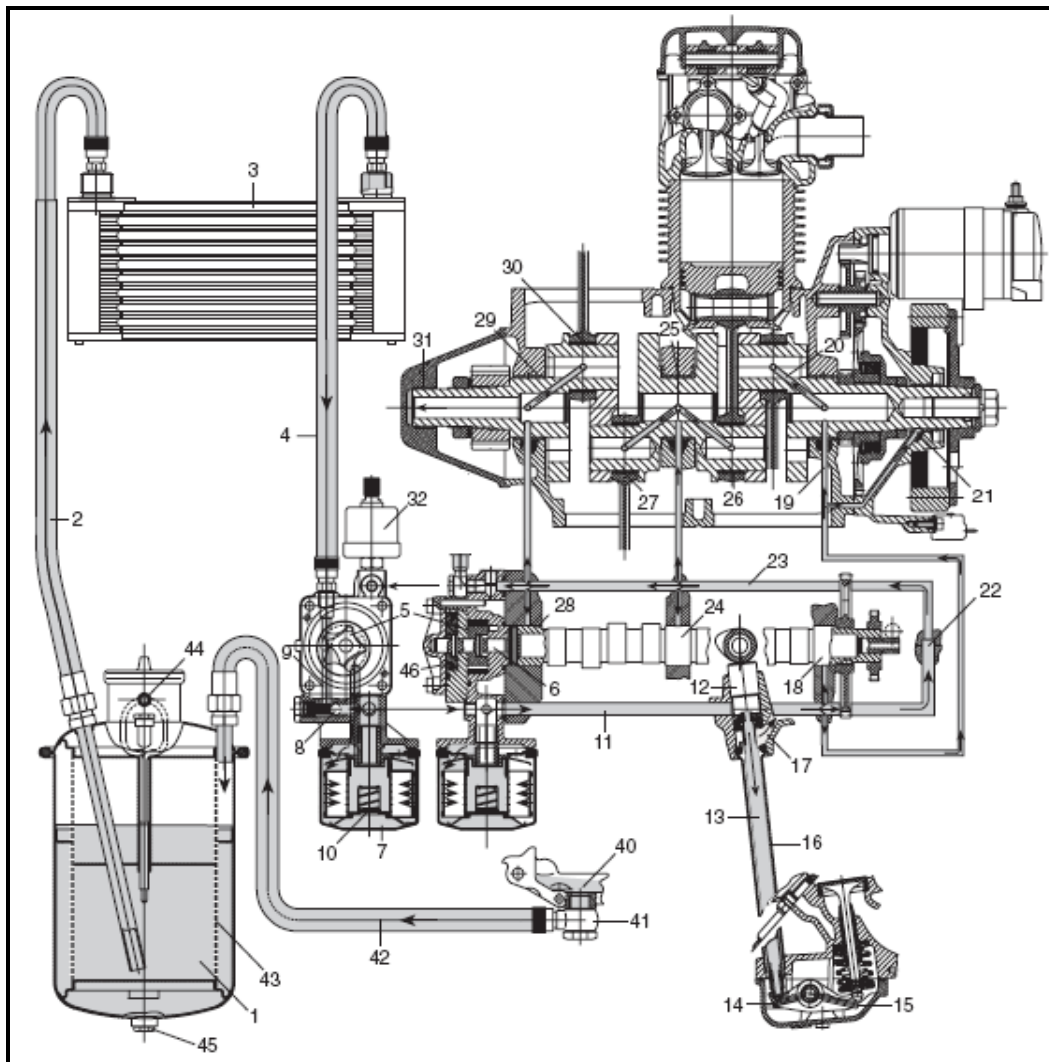


Figura Nº 7

O óleo, sugado do tanque (1), através do tubo (2), passa o radiador (3) e, pelo tubo (4), entra na bomba de óleo (5), accionada pelo veio (6) ligado à árvore de “comes”. A força da bomba envia o óleo à pressão através do filtro (7), de fora para dentro. A pressão é mantida entre os valores de 1.5 a 5 bar (22 a 72 psi), controlada pela válvula de alívio (8), regressando o óleo em excesso à bomba, através da linha (9).

Se o filtro estiver entupido, a válvula de “bypass” (10) abre e deixa passar o óleo não filtrado. Do filtro, o óleo seguirá para os diversos pontos a lubrificar, através do circuito normal, pela conduta de alimentação (11), do lado esquerdo do bloco do motor, lubrifica os quatro ressaltos das válvulas (12) dos cilindros #2 e #4, flui para os rolamentos dos balanceiros, através

das hastes ocas (13) e da conduta (14), sai pelo orifício (15), vai lubrificar o mecanismo das válvulas e sair pela linha de retorno (16) para o canal (17), indo depositar-se no fundo do cárter.

O óleo à pressão da conduta principal (11) é também enviado para o rolamento CC23 da árvore de cames (18), rolamento principal CC13 (19), rolamento da haste piloto do cilindro #4 (20) e mancal do rolamento de suporte IH01 (21), na caixa de ignição.

Pelo vedante do cárter da cambota (22) o óleo passa para a conduta do lado direito do bloco do motor (23) indo lubrificar o rolamento CC22 da árvore de cames (24), o rolamento central CC12 (25) e os dois rolamentos das hastes dos cilindros #3 e #2 (26) e (27). Esta conduta (23) vai ainda permitir a lubrificação dos ressaltos e mecanismos das válvulas dos cilindros #1 e #3, prosseguindo para o rolamento CC21 da árvore de cames (28), o rolamento principal CC11 (29), o rolamento da haste do cilindro #1 (30) e o mancal do rolamento de suporte GB01 (31) na caixa de acessórios.

O óleo proveniente de todos estes pontos de lubrificação converge para o fundo do cárter (40), de onde é expelido de volta ao tanque pelos gases da cambota (blow-by gases) através do bocal (41) da conduta de retorno (42), sendo os gases separados no separador de ar (43) e libertados para a atmosfera, ficando o óleo de lubrificação praticamente isento de ar. A ventilação do tanque é feita por um orifício no topo do tanque (44) enquanto que o dreno é efectuado através de um bujão, no fundo do mesmo (45).

O sensor de pressão (32), instalado no corpo da bomba, envia um sinal eléctrico para o indicador de pressão, no painel de instrumentos do motor, na cabina de pilotagem.

### 1.6.3.3 Manutenção

O Manual de Manutenção do Motor, emitido pelo fabricante, especifica a realização de inspecções regulares ao motor, com um intervalo de  $50 \pm 10$  horas, sendo designadas por inspecção de 50, 100, 200 e 600 horas. Para motores novos ou revisionados é recomendada uma inspecção ao fim das primeiras 25 horas de operação. Ao fim de 1500 horas, ou 12 anos, o motor deverá ser submetido a uma revisão geral (overhaul). Para cada uma destas inspecções há acções a tomar, as quais fazem parte da respectiva carta de trabalhos da inspecção (inspection checklist). Todas as inspecções deverão ser registadas na Caderneta do Motor. De acordo com a legislação nacional em vigor, a manutenção deste tipo de aeronaves (ULM) não é obrigatoriamente efectuada por empresa certificada, podendo o próprio piloto, ou alguém em seu nome, proceder a esses trabalhos.

Compulsados todos os documentos, não foi encontrada cópia da Caderneta do Motor<sup>2</sup> nem registos normalizados das cartas de trabalho relativas a essas inspecções, havendo apenas

<sup>2</sup> - Foi referido o envio desta Caderneta ao GPIAA mas nunca foi localizada nem existem documentos de entrega.

alguns documentos manuscritos que confirmam a execução de uma inspecção de 50 horas, nos dias 24 e 25 de Novembro de 2010. Mesmo assim, estes documentos apresentam algumas disparidades que não foram clarificadas, nomeadamente:

1. Foi requisitada a realização da inspecção (*figura nº 8-A*) a uma empresa de manutenção certificada (o nome foi depois traçado);
2. Foi apresentada uma declaração de execução, sem autenticação (*figura nº 8-B*), aparentemente no mesmo formulário do pedido;
3. Foi encontrada uma factura emitida por outra entidade (*figura nº 8-C*), referindo a execução de outros trabalhos de rectificação de anomalias levados a cabo na mesma data.

[illegible]

Figura N° 8

Esses trabalhos de reparação referem-se a afinação de alternador, magnetos e carburadores, finalizando com teste da aeronave e do motor, no solo.

Por não haver disponível, na data da inspecção (25-11-2010), só dois dias depois foi o motor reabastecido de óleo, utilizando o óleo habitual - **“CEPSA MOTO 4T RUTA 66 SINTÉTICO 10W-50”**, óleo 100% sintético, super multi-grade para motores a 4 tempos, multi-valve, usado especialmente em motociclos desportivos e de competição. De acordo com o Manual de Manutenção do Motor e SI-912-16R3, de JUL2010, o fabricante do motor recomendava a utilização do óleo **“AEROSHELL SPORT PLUS 4”**.

Informações recolhidas confirmaram a utilização habitual de combustível com chumbo, AVGAS 100LL, nesta aeronave, em vez do combustível sem chumbo MOGAS, pelo que se aconselhava, ainda, que o óleo e o filtro fossem mudados a cada 25 horas e não a cada 50 horas, como seria de rotina, para utilização de combustível com baixo teor de chumbo.

Tendo sido adquirida pelo AeCP em 13-01-2009, o registo de inspecções programadas efectuadas na aeronave apresentava o seguinte calendário (*quadro nº 5*):

Tipo Inspeção	Data	Horas do Motor
500 Horas	12-07-2008	510:05
050 “	11-02-2009	572:00
100 “	28-04-2009	624:00
050 “	11-07-2009	674:30
100 “	14-09-2009	696:00
050 “	14-12-2009	744:00
100 “	31-03-2010	826:05
050 “	14-06-2010	882:10
100 “	30-07-2010	918:10
050 “	25-11-2010	987:30

Quadro Nº 5

### 1.7 Meteorologia

O tempo apresentou-se com céu limpo, naquele dia, com vento moderado a forte, 22km/h com rajadas de 42km/h, do quadrante Leste, durante a manhã e princípio da tarde, tendo acalmado depois das 15:00, passando a soprar de Nordeste com cerca de 20km/h, sem rajada. As temperaturas eram normais para a época do ano (12°C), ponto de orvalho à volta de 0°C, humidade relativa inferior a 50% e pressão atmosférica elevada, 1023hPa. Soprando da terra para o mar, o vento poderia provocar alguma instabilidade ao longo da praia, especialmente junto das arribas, criando correntes descendentes fortes e cisalhamento.

Os registos das observações meteorológicas da Base Aérea Nº 1, Sintra, respeitantes àquele dia, apresentavam as seguintes leituras:

METAR LPST 151300Z 07013G23KT CAVOK 12/M01 Q1024  
METAR LPST 151400Z 07012G22KT CAVOK 13/00 Q1023  
METAR LPST 151600Z 06012KT CAVOK 12/01 Q1023  
METAR LPST 151700Z 05011KT CAVOK 11/01 Q1024

### 1.8 Ajudas à Navegação

Tratava-se de uma viagem de lazer, em condições de voo VFR não se prevendo a utilização de qualquer ajuda rádio para navegar, tanto mais que a área era bem conhecida do piloto. De acordo com os NOTAM em vigor, todas as ajudas rádio localizadas naquela área se encontravam em funcionamento sem limitações.

### 1.9 Comunicações

A aeronave estava equipada com comunicações bilaterais em VHF e transponder. O piloto comunicou normalmente com os órgãos de controlo do aeródromo de Cascais, com o Serviço de Informação de Voo (FIS) e com o controlo de aproximação do aeródromo militar de Sintra (APP STR). Foi-lhe atribuído um código que foi introduzido no transponder e permitiu

ser identificado e acompanhar a sua trajectória pelo radar, até ao momento da falha do motor (último registo às 15:21:00).

Às 15:22, o piloto reportou a paragem do motor para a “APP” de Sintra e deixou de comunicar a partir das 15:23, não tendo respondido a qualquer chamada posterior. Também não efectuou nenhuma chamada em qualquer outra frequência, incluindo a frequência de emergência (121.50MHz).

### 1.10 Local do Acidente

O acidente ocorreu na praia da Aguda, uma pequena língua de areia de dimensões variáveis, de acordo com a maré, podendo ir de 800m até 430m de comprimento e uma largura de 50m a 15m, junto de uma falésia com grande altura (20m < 40m), lugar situado a cerca de 550m de distância da vertical do ponto onde a aeronave supostamente se encontrava no momento da paragem do motor (figura nº 9).

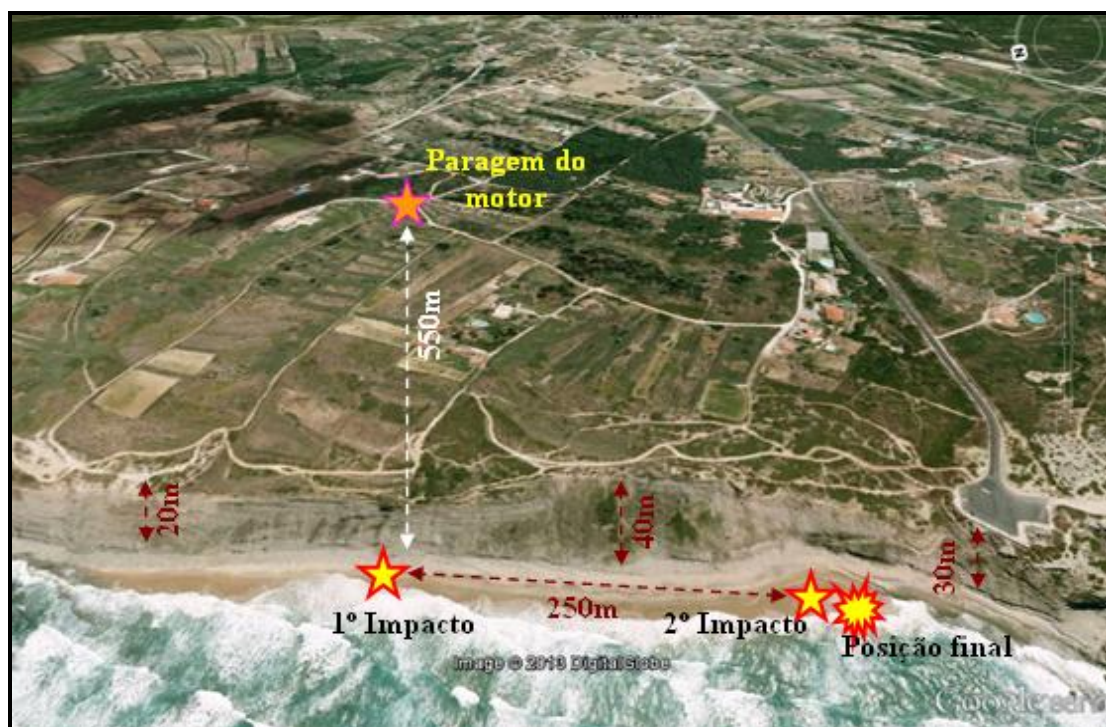


Figura Nº 9

A superfície da praia é muito inclinada e no extremo sul encontra-se uma formação rochosa, estratificada, formando degraus de cerca de 60cm de altura, a qual pode ficar submersa na maré-alta mas era parcialmente visível na hora em que se deu o acidente.

### 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

### 1.12.1 Impactos

A aeronave aproximou-se da praia, vinda do mar, em volta pela direita, tentando uma aterragem no sentido norte-sul (*figura nº 9*).

O primeiro impacto com o solo verificou-se a meio da língua de areia, tocando a aeronave numa posição de três pontos e deixando sulcos com cerca de 5m de comprimento (*figura nº 10*). Vindo animada de alta velocidade, a aeronave saltou e percorreu cerca de 250m antes de voltar a embater na areia, desta vez só com as rodas do trem principal (*figura nº 11*).



Figura Nº 10

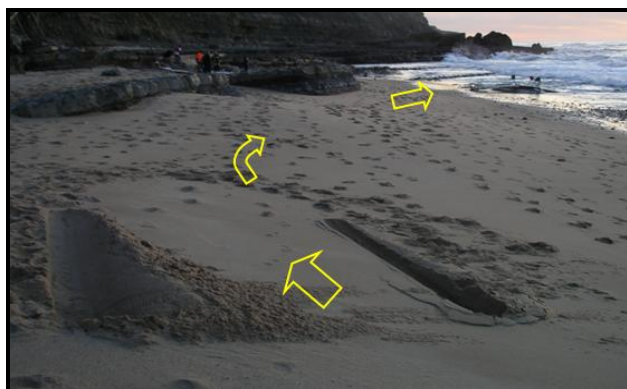


Figura Nº 11

Nesta altura nota-se que a aeronave se encontrava com a asa direita em baixo, na tentativa de evitar as rochas, iniciando uma volta pela direita e dirigindo-se para a área da rebentação marítima. Ao mesmo tempo que o trem era travado pela água, as ondas embatiam na zona frontal da aeronave, contribuindo para que esta capotasse e ficasse em posição invertida.

A força das ondas (preia-mar) terá feito rodar a aeronave (efeito cata-vento), ficando com a cauda apontada para terra, ao mesmo tempo que o topo da cabina era arrastado pelo fundo, fracturava e a areia penetrava no seu interior.

### 1.12.2 Destroços

A aeronave ficou inteira após o capotamento. Quando o IR chegou ao local, encontrou os flaps e a empenagem vertical separados, arrancados pelos populares e pelos bombeiros ao puxar a aeronave para terra firme. Era visível o efeito do mar na deformação das asas e da fuselagem, enquanto o trem de aterragem permanecia em boas condições. O hélice apresentava as pás fracturadas por forças de corte actuando no sentido antero-posterior, com uma delas ainda ligada ao cubo do hélice. O berço do motor estava ligeiramente deformado com o lado direito recuado contra a chapa para-fogo. A empenagem horizontal estava intacta apesar da deformação da parte posterior do cone de cauda. A parte superior da cabina de pilotagem (canopy) partiu e a cabina ficou mergulhada na água (*figura nº 3*).

No interior da cabina, depois de colocada na posição normal, era possível verificar a cadeira do passageiro em posição normal, enquanto a cadeira do piloto se encontrava com o encosto dobrado para trás, dentro da área da bagageira (*figura nº 12*). Os comandos de voo e respectivos compensadores estavam em posição normal e sem prisão de movimentos.

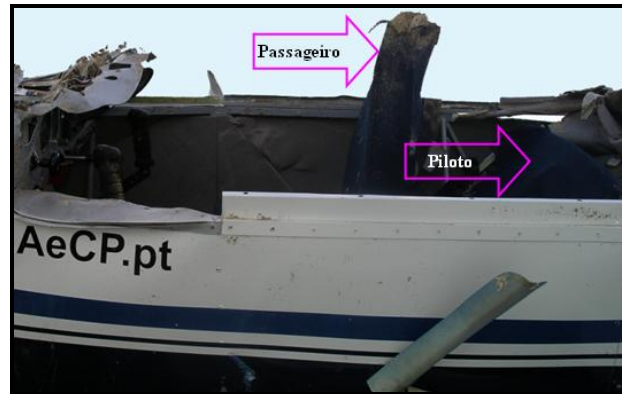


Figura Nº 12

No painel de instrumentos (*figura 13*), o selector de *flaps* encontrava-se na posição neutral e o indicador de posição em “UP”. A *manete* do gás do lado direito estava puxada para trás e a do lado esquerdo empurrada para a frente. A chave e os interruptores da ignição do motor estavam desligados, a bomba eléctrica de combustível e as luzes exteriores encontravam-se ligadas e todos os disjuntores estavam premidos.

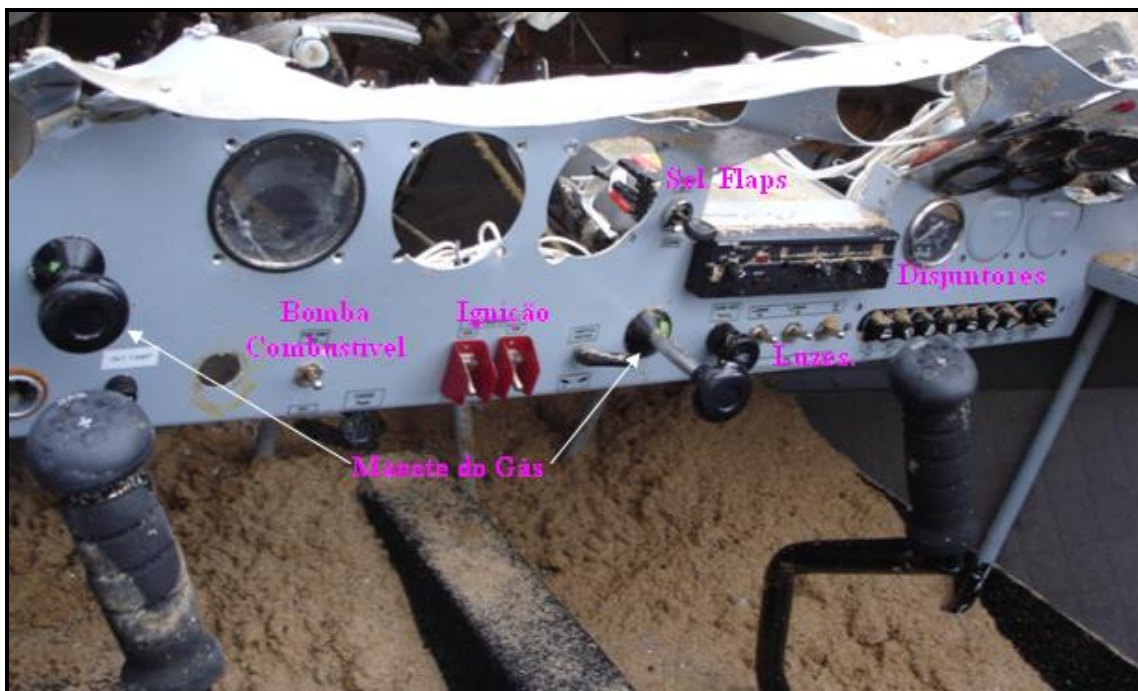


Figura Nº 13

### 1.13 Médica ou Patológica

O piloto perdeu a consciência e, depois de retirado para fora da aeronave, foram-lhe aplicados os procedimentos de reanimação, saiu uma quantidade apreciável de água dos pulmões e recuperou as funções vitais. Foi evacuado de helicóptero para o hospital onde lhe foram diagnosticadas luxações em duas costelas, sem fractura, e manifestava um estado de choque e perda parcial de memória, classificada como “*Amnésia Dissociativa Circunstancial Localizada*”.

O passageiro encontrava-se inanimado, foi o primeiro a ser removido e foi alvo dos tratamentos de reanimação e de administração do Suporte Básico de Vida (SBV), incluindo a aplicação de desfibrilador externo. mas não foi possível recuperar as funções vitais e foi dado morto no local pelo médico do INEM. Apesar de ter sido solicitada cópia do relatório de autópsia, o Tribunal de Sintra nunca forneceu essa informação, sendo impossível confirmar a verdadeira causa da morte, a qual se atribui a afogamento, muito embora haja referências que apontam para a provável fractura da coluna cervical, dada a reacção do corpo aos exercícios de reanimação dos socorristas.

### 1.14 Fogo

Não houve fogo.

### 1.15 Sobrevivência

A resposta dos meios de socorro foi rápida e eficaz, conforme relatos das testemunhas e relatório dos BVC, estimando-se que as vítimas permaneceram menos de 15 minutos dentro de água. Como a cabina da aeronave estava submersa, foi necessário puxar a aeronave para terra firme, conseguido com os esforços conjuntos dos primeiros socorristas e das testemunhas presentes, onde foi possível resgatar os corpos, depois de levantar a cauda da aeronave.

#### 1.15.1 Piloto

O piloto encontrava-se inconsciente, apresentava índice elevado de cianose<sup>3</sup>, estava em situação de hipotermia, em paragem respiratória e com débeis sinais cardíacos. Tinha a face voltada para baixo e estava em posição estendida, suspenso no ar pelos cintos que o seguravam à cadeira, cujo encosto se deformara ficando reclinado para trás (*figura nº 12*).

Este facto terá contribuído para a sua sobrevivência ao permitir que a água aspirada para os pulmões, quando a onda lhe tapava a boca (*figura nº 14-A*), fosse parcialmente expelida por gravidade, no regresso da vaga, quando a cara ficava a descoberto (*figura nº 14-B*).

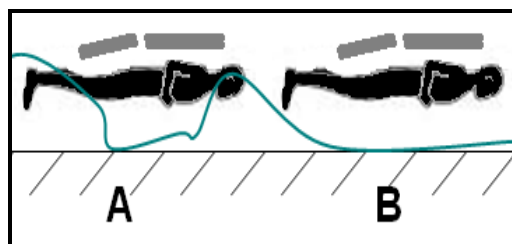


Figura Nº 14

Quando foi puxado por um braço, recomeçou a respirar, expulsou água dos pulmões e expeliu a refeição tomada antes do voo. Com os cuidados de reanimação administrados pelos socorristas, fez auto recuperação dos sistemas respiratório e cardiovascular, atingindo rapidamente as funções vitais, com a tensão arterial a alcançar os valores normais e saindo da

3 - Falta de oxigénio no sangue, caracterizada pela coloração azul-arroxeadada da pele, da parte debaixo das unhas e das mucosas.

condição de hipotermia num curto espaço de tempo. Após ter sido estabilizado, o médico da VMER pediu um helicóptero do INEM para evacuar o piloto para o hospital.

### 1.15.2 Passageiro

O passageiro encontrava-se inanimado, sentado na sua cadeira, amarrado com o cinto de segurança e com a cabeça assente no solo, debaixo de água. Nesta posição a água, que entrava e refluía com o movimento das ondas, mantinha sempre cobertas as vias respiratórias (*figura nº 15*), impedindo a respiração e obrigando à inalação de água.

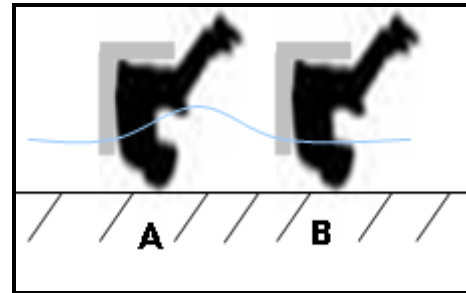


Figura Nº 15

Um dos socorristas conseguiu penetrar pelo espaço entre a aeronave e o solo, cortar o cinto e puxá-lo para o exterior, onde foi o primeiro a ser assistido, de imediato, com a administração do Suporte Básico de Vida (SBV), utilizando o DAE (Desfibrilador Automático Externo). Não havendo reacção positiva aos exercícios de reanimação, o SBV foi prolongado até à chegada do médico do INEM que mandou suspender a operação ao confirmar o óbito. Um dos socorristas referiu que, pelas reacções da cabeça aos movimentos, lhe parecia que o pescoço estaria partido (fractura cervical). A ser verdade, esta fractura teria sido possivelmente provocada pelo embate no fundo rochoso do mar ou por força do arrastamento da cabeça pelo fundo marinho, ao puxar a aeronave para o areal. A falta do relatório de autópsia não permitiu confirmar esta fractura nem esclarecer as suas causas.

## 1.16 Ensaios e Pesquisas

### 1.16.1 Exame ao Motor

#### 1.16.1.1 Inspeção Exterior Preliminar

Exteriormente, o motor Rotax 912ULS, s/n 5646121, encontrava-se em condições normais, sem que fossem notórias quaisquer deformações ou danos significativos (*figura nº 16*).



Figura Nº 16

O veio do hélice não rodava e as pás, de madeira, encontravam-se partidas, com uma delas ainda acoplada, fracturada próximo do cubo, tendo a outra sido decepada pela raiz.

O motor foi removido da aeronave, os fluidos foram recuperados para análise e foi efectuada uma inspecção preliminar, seguida de desmontagem dos acessórios e do motor.

#### 1.16.1.2 Fluidos do motor

O líquido de refrigeração apresentava-se em boas condições, dentro do respectivo reservatório e em quantidade normal.

O óleo do motor era em quantidade normal e apresentava uma boa viscosidade embora se encontrasse altamente contaminado com partículas metálicas.

#### 1.16.1.3 Acessórios do motor

A desmontagem do motor começou com a remoção dos acessórios e a verificação do seu estado geral, sendo registado o seguinte:

- O sistema de ignição não apresentava qualquer defeito ou interrupção de continuidade, com os magnetos em perfeitas condições de operação e as velas limpas e com folga adequada.
- As bombas de combustível estavam cheias de AVGAS, todas as tubagens se encontravam desentupidas e os carburadores em condições normais e com combustível nas tinas.
- O sistema de lubrificação estava normalmente abastecido, com a bomba de óleo em bom estado de operação, mas o filtro de óleo estava muito sujo, apresentando limas metálicas de cores prata e cobre, limas que também foram detectadas no bujão magnético, em grande quantidade.



Figura Nº 17

#### 1.16.1.4 Cilindros e bloco do motor

Prosseguiu-se com a desmontagem do motor tendo constatado o bom estado geral e de limpeza dos cilindros, cabeças dos cilindros, balanceiros, válvulas e respectivas hastes, câmaras, êmbolos, segmentos e bielas (*figura nº 18*).



Figura Nº 18

Os depósitos de carvão acumulados nas cabeças dos êmbolos e no interior das cabeças dos cilindros podem considerar-se normais para o tempo de operação do motor (996 horas).

Na desmontagem do motor foi encontrada alguma dificuldade na remoção da camisa do cilindro nº 4, o que impedia a abertura do cárter, pelo que foi necessário forçar a sua saída, acabando por provocar a fractura da aba.

Nas paredes interiores da câmara foram encontradas algumas marcas de roçamento mecânico e áreas significativas de mudança de coloração e vidrado, sinal de exposição a altas temperaturas (*figura nº 19*).



Figura Nº 19

Uma vez separadas as duas secções do bloco do motor saltou à vista a fractura do veio da cambota junto do moente e contrapeso da biela do cilindro # 3 (*figura nº 20, seta vermelha*).

O veio da cambota apresentava marcas profundas de desgaste por roçamento, especialmente na zona dos apoios central e posterior, provavelmente devido a óleo contaminado (*figura nº 20, setas âmbar*). A árvore de *cames*, embora tivesse partículas metálicas agarradas, não apresentava desgaste significativo.

No interior do cárter encontrava-se uma quantidade apreciável de lama escura, impregnada de partículas metálicas, também presentes no filtro de óleo e na caixa redutora do hélice (*figura nº 20, seta amarela*).

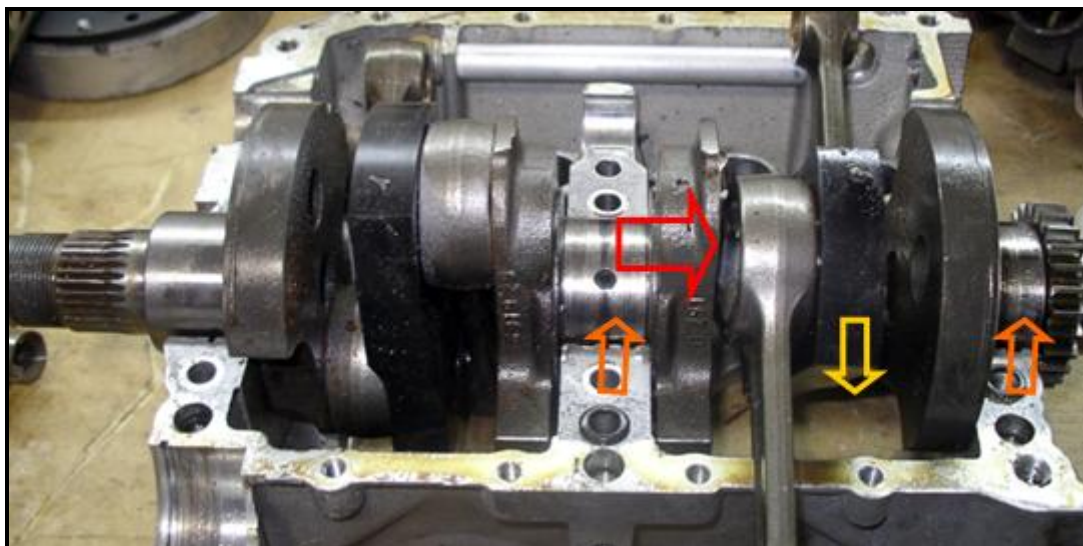


Figura Nº 20

As lamas encontradas são características da acumulação de óxido de chumbo no óleo de lubrificação, proveniente da utilização intensiva de combustíveis com elevado teor de chumbo, caso da gasolina “AVGAS 100LL”, sem que haja o cuidado de reduzir os períodos de mudança de óleo para intervalos de 25 horas, em vez das 50 horas habituais quando são utilizados combustíveis com baixo teor de chumbo, caso da gasolina normal “MOGAS”.

A biela do cilindro #4 encontrava-se presa e apresentava os bronzes praticamente destruídos. No sentido de tentar determinar a causa de tal destruição, a cabeça da biela foi cortada para verificar o estado do furo de lubrificação, que se verificou estar desentupido.



Figura Nº 21

As marcas nos bronzes dos apoios da cambota (*figura nº 21*) indiciam uma acção prolongada de erosão por partículas embebidas no óleo de lubrificação, provavelmente originadas pela destruição dos bronzes da biela #4.

#### 1.16.1.5 Conclusões

O motor apresentava danos internos que levaram à falha catastrófica da cambota, com consequente paragem do motor em voo.

Estes danos poderão estar relacionados com diversos factores contributivos, tais como:

- ✚ Uma operação prolongada com combustível de alto teor de chumbo, utilização de um tipo de óleo não referenciado na lista de óleos recomendados pelo fabricante, com substituições de óleo a intervalos muito extensos e irregulares e deficiente monitorização do testemunho magnético de indicação de partículas metálicas no óleo de lubrificação;
- ✚ A operação com os carburadores desafinados, provocando desalinhamento e esforço adicional no motor;
- ✚ As vibrações provocadas por um hélice mal calibrado;
- ✚ Uma deficiência de fabrico.

### 1.16.2 Exame da Fractura da Cambota

Com vista a encontrar uma justificação para a fractura da cambota, esta foi encaminhada para a Universidade da Beira Interior (UBI), onde uma equipa do Departamento de Ciências Aeroespaciais da Faculdade de Engenharia, procedeu aos exames convenientes para, com base em evidências científicas, determinar o(s) mecanismo(s) de ruína concorrente(s) para a falha catastrófica da cambota. O resultado dessas peritagens é apresentado nos parágrafos seguintes, recorrendo ao relatório final elaborado pelos Professores José Miguel Almeida da Silva e Miguel Ângelo Rodrigues Silvestre, transcrevendo algumas passagens mais significativas.

#### 1.16.2.1 Observação Visual Preliminar

Foram observadas as superfícies de fractura em ambas as partes do componente, verificando-se uma fractura integral percorrendo um plano perpendicular ao eixo do moente da biela (*figura nº 22-A*), na concordância com o braço do contrapeso adjacente (*figura nº 22-B*).



Figura Nº 22

Mesmo a olho nu é possível constatar indícios de propagação de uma superfície de fenda compatível com a ocorrência de mecanismos de ruína dependentes dos ciclos de carregamento, com origem junto da concordância existente na zona de transição entre o moente da biela e o braço de manivela do contrapeso imediatamente adjacente. Esta concordância é obtida através de um processo de maquinação, com recurso a um torno mecânico, o qual dá origem a um sulco entre o moente e o braço da manivela do contrapeso adjacente, com o objectivo primário de promover uma diminuição do efeito de concentração de tensões me-

cânicas que se verificam nesta zona. Junto à zona de iniciação da frente de fenda, nota-se ainda a presença de um furo de lubrificação.

Com recurso a um microscópio óptico foi possível detectar a existência de marcas de paragem na superfície de fractura (*figura nº 23*), compatíveis com a ocorrência de um processo de fadiga do material. Estas marcas (*beach marks*) decorrem da deformação plástica da superfície do material pelos efeitos dos sucessivos arranques e paragens do componente, impostos pelas condições de serviço e são uma característica morfológica típica das superfícies de fractura induzidas por fadiga de material, correspondendo a uma evolução contínua do processo de dano, por aplicação de uma carga cíclica, tal como esta, inerente ao funcionamento de um motor de combustão interna.

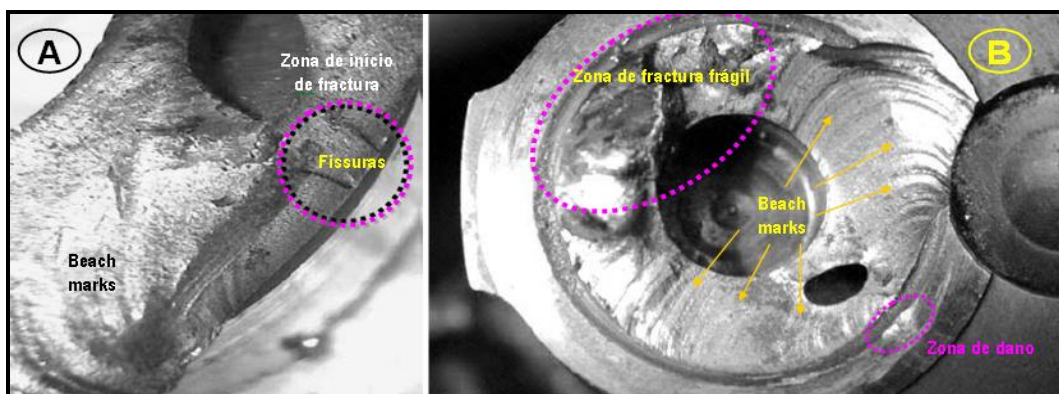


Figura Nº 23

A presença destas “*beach marks*” foi observada em ambas as superfícies da fractura (A e B), cobrindo cerca de dois terços de extensão. A porção remanescente apresenta um padrão morfológico diferente, caracterizado por uma rugosidade superficial causada por um processo de fractura frágil, que ocorre subitamente e antecede a separação integral do componente. De salientar, ainda, o padrão de progressão uniforme das “*beach marks*”, sem alteração da direcção da frente de fenda por efeitos de torção. Isto significa que o processo de fadiga foi promovido por esforços de flexão cíclica causados pela biela, a qual está sujeita ao efeito do aumento da pressão no interior do cilindro, em cada tempo motor.

O interface entre o moente da biela e o contrapeso adjacente é uma zona crítica em termos de concentração de tensões. De modo a reduzir o factor de concentração de tensões nessa zona, o fabricante optou por usar um sulco de concordância. No entanto, a presença de um furo de lubrificação nessa zona, contribuiu para a ocorrência de um gradiente de tensões significativo, por efeito cumulativo, o que concorreu para a formação de micro fissuras durante o estágio inicial de nucleação de fendas por fadiga (*figura 23-A*), as quais acabaram, eventualmente, por confluir e dar origem à formação de marcas de “*ratcheting*” (*figura 25-A*). Durante a observação, foi ainda notada uma marca de dano na superfície da fractura (*figura 23-B*). A observação da contraparte correspondente não revelou uma imagem simétrica, com características idênticas, pelo que se considera que este dano terá sido causado duran-

te o processo de desmontagem ou transporte do componente, sendo inverosímil que tenha contribuído de alguma forma para o processo de fadiga descrito.

#### 1.16.2.2 Observação pelo Microscópio Electrónico de Varrimento (MEV)

De modo a efectuar um exame mais detalhado das características morfológicas da superfície da fractura, através da observação com recurso ao MEV, foram seleccionadas cinco áreas diferentes, ao longo de toda a superfície (*figura nº 24*), cada uma dessas áreas foi observada em detalhe, com diferentes ampliações, e obtidos os resultados que se apresentam nas alíneas seguintes.

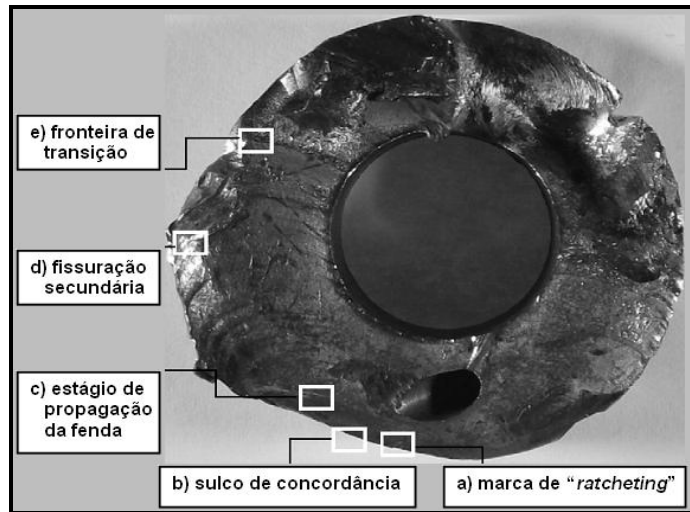


Figura Nº 24

**a) Marca de “ratcheting”** – Esta marca, em formas de dente (*figura nº 25-A*), resulta da junção de dois planos de propagação de micro fissuras, com origem na região de máximo esforço ao longo do sulco de concordância entre o moente e o braço da manivela, estando associada às elevadas tensões mecânicas aí verificadas e coincidindo com a zona de nucleação de fendas correspondente ao estágio inicial do processo de fadiga.

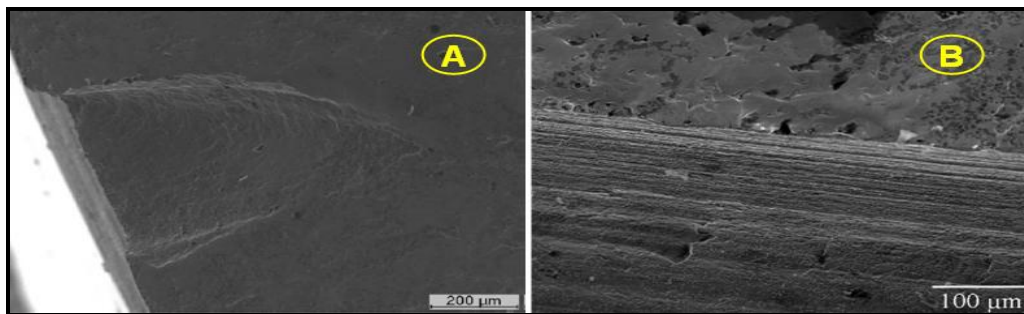


Figura Nº 25

**b) Sulco de concordância** – Por haver evidências de elevada concentração de tensões na zona do sulco de concordância, foi feita uma observação pormenorizada do mesmo (*figura nº 25-B*), para detecção de eventuais defeitos de maquinação. São visíveis marcas de rugosidade, alinhadas paralelamente ao sulco, que se desenvolvem ao longo de toda a periferia do moente, junto ao braço da manivela. Estas marcas são compatíveis com o processo de fabrico (torneamento) e não apresentam qualquer indício de defeito resultante deste processo de maquinação.

**c) Estágio de propagação da fenda** – A imagem (*figura nº 26-A*) confirma a existência de estrias de fadiga, paralelas entre si e perpendiculares à direcção do avanço da frente de

fenda, o que corrobora a existência de mecanismos de deformação plástica cíclica, inerentes ao processo de fadiga.

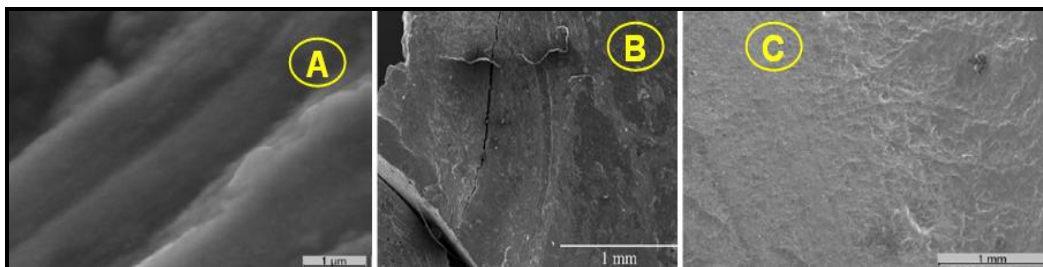


Figura Nº 26

- d) **Fissuração secundária** – A imagem (*figura nº 26-B*) mostra a existência de fissuras que se desenvolvem perpendicularmente ao plano de propagação da frente de fenda, característica verificada frequentemente em superfícies de fractura decorrentes de um processo de fadiga, resultante da incapacidade do material de base acomodar completamente todo o processo de deformação plástica inerente ao avanço da fenda.
- e) **Fronteira de transição** – Na transição entre a zona de propagação da frente de fenda por fadiga e a zona de fractura frágil final (*figura nº 26-C*), é evidente o aumento de rugosidade da superfície de fractura, o que é típico duma fractura por fadiga.

#### 1.16.2.3 Análise Química Elementar

No decurso das observações efectuadas à superfície de fractura através de diferentes microscópios ópticos e do MEV, nomeadamente ao proceder à observação detalhada da zona de “*ratcheting*”, foi detectada uma característica na superfície de fractura, próximo da zona de iniciação da fenda (zona de maior solicitação mecânica), com uma morfologia semelhante a uma cavidade e uma dimensão média de 150µm.

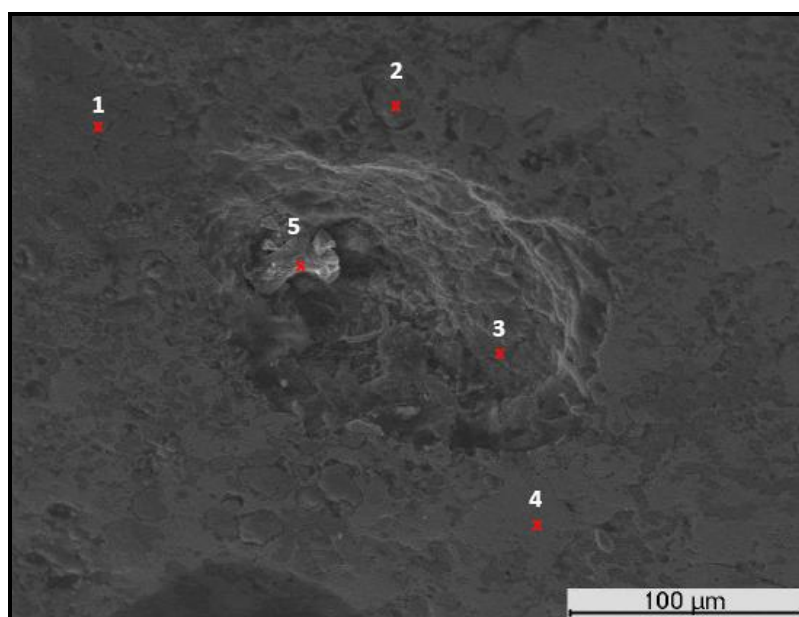


Figura Nº 27

A observação minuciosa desse defeito permitiu detectar zonas superficiais com características morfológicas distintas (*figura nº 27*).

A cambota é fabricada, de acordo com informação do construtor, por um processo de forjamento convencional, o que pode acarretar, por vezes, diferentes tipos de defeitos no interior do material. De destacar, em especial, a formação de micro cavidades induzidas pelas elevadas tensões mecânicas decorrentes do forjamento, vulgarmente conhecidas por “*bursts*” ou “*hot tears*”. Estes defeitos são promovidos pela existência de pontos fracos intrínsecos ao material de base, tais como poros, inclusões ou zonas de segregação, catalisados pelas condições de altas temperaturas aquando do processo de fabrico.

Para aferir das heterogeneidades que pudessem estar na origem deste defeito, procedeu-se a uma análise dos elementos químicos existentes em diferentes localizações, na envolvente do defeito, recorrendo a um Espectrómetro Energético (*EDS- Energy Dispersive Spectrometer*) acoplado ao MEV, para o que foi efectuado um mapeamento de diferentes posições consideradas essenciais para efeito de medições (*figura nº 27*), tendo como base, cada uma delas, os seguintes pressupostos:

- 1 - Zona com evidências de micro fissuração superficial múltipla e com uma coloração mais escura;
- 2 - Zona que se assemelha a uma inclusão, de forma circular, sendo esta representativa de outras zonas com idênticas características, localizadas nas imediações do defeito;
- 3 - Zona interior do defeito com textura regular idêntica às características gerais da área interior;
- 4 - Zona representativa das características do material de base, sem quaisquer evidências de alterações morfológicas relevantes, para servir como referência comparativa;
- 5 - Zona interior do defeito com indícios da existência de contaminação.

A análise química elementar, obtida pelo método EDS, foi transplantada para um quadro (*quadro nº 6*) onde a cada elemento químico corresponde o valor da leitura em % mássica, obtido em cada uma das localizações referenciadas.

Elemento químico	Valores de referência*	Posição da medição				
		1(**)	2(**)	3(**)	4	5
C	0.14 – 0.19	-	-	-	-	51.43
O	-	37.78	36.76	37.26	-	21.49
Na	-	-	-	-	-	0.52
Al	-	-	-	-	-	2.35
Si	0.4	0.60(0.96)	1.02(1.61)	1.71(2.72)	-	3.50
S	-	1.64(2.64)	0.98(1.55)	-	-	2.00
Cl	-	-	1.19(1.88)	1.22(1.94)	-	1.73
K	-	-	-	-	-	1.34
Ca	-	-	-	1.19(1.90)	-	1.42
Cr	1.4 – 1.7	3.89(6.25)	7.03(11.1)	2.83(4.51)	1.77	0.76
Mn	0.4 – 0.6	0.82(1.32)	1.08(1.71)	0.71(1.13)	-	-
Fe	95.8	53.15(85.4)	48.81(77.2)	52.93(84.4)	96.20	13.48
Ni	1.4 – 1.7	2.12(3.41)	1.86(2.94)	2.14(3.41)	2.03	-
Cu	-	-	1.28(2.02)	-	-	-
P	0.035	-	-	-	-	-

\* - Valores da composição química padrão da liga 15CrNi6, de fabrico da cambota.  
 \*\* - Valores corrigidos, considerando a ausência de oxigénio.

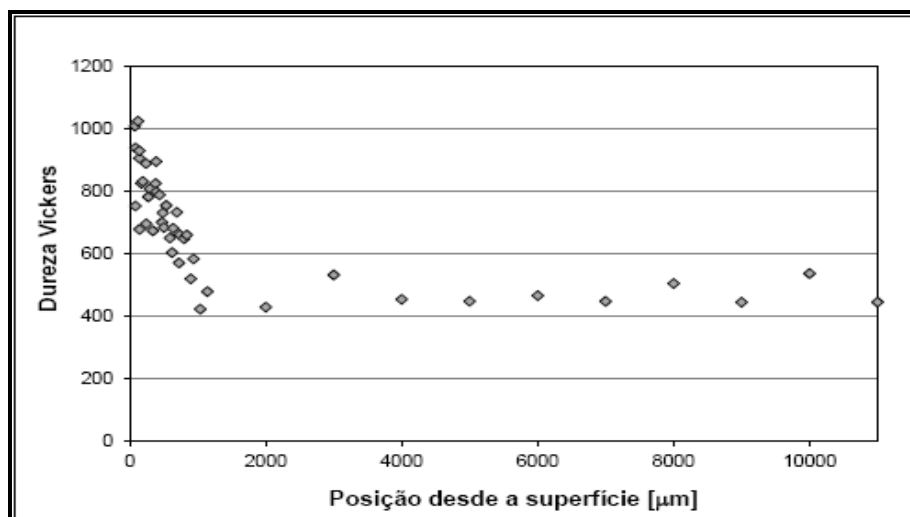
Quadro Nº 6

Da análise do quadro constata-se que o ponto nº 4 apresenta valores muito próximos do padrão da liga 15CrNi6, o que confirma tratar-se do material de base de fabrico da cambota. Já os outros pontos mostram uma composição substancialmente diferente do padrão, revelando a presença de zonas de inclusões ou segregações, decorrentes do processo de fabrico (forjamento) da cambota. Este facto, juntamente com a presença da micro cavidade, sugere que o defeito referenciado teve origem no fabrico da peça, podendo ser um factor contributivo, cumulativamente com os outros factores de concentração de tensões, designadamente o orifício de lubrificação e o sulco de concordância, para a ocorrência do processo de fadiga que levou à fractura catastrófica da cambota.

#### 1.16.2.4 Determinação da Dureza dos Materiais

Durante o processo de exame da superfície de fractura da cambota, foi detectada o que parecia ser uma camada protectora, exterior, de dureza nominal superior à dureza do material de base da cambota. Contactado o fabricante, foi confirmada a utilização de um processo de aumento de dureza superficial (*case hardening*) aplicado ao moente da biela, com o objectivo de minimizar a probabilidade de ocorrência de micro fissuras na superfície periférica deste componente, a qual está sujeita a elevadas pressões de contacto.

Foram efectuadas medições de dureza numa secção do moente fracturado, paralela à superfície da fractura, após ter sido efectuado um corte e aplicado um processo de polimento adequado. O equipamento de medição estava equipado com um indentador do tipo “Vickers”, sendo utilizada uma carga de 1kg.



Quadro Nº 7

Os resultados dessas medições (*quadro nº 7*) são bem elucidativos da variação do valor da dureza desde a zona interior do componente, onde não é ultrapassado o valor de 472HV1, até à sua superfície onde é atingido o valor superior a 1000HV1. De salientar, ainda, a concentração de valores mais elevados numa pequena zona da periferia do componente, o que confirma a utilização do referido processo de “*case hardening*” pelo fabricante.

### 1.16.2.5 Conclusão

O exame efectuado à superfície de fractura da cambota confirmou a existência de um processo de fadiga decorrente de um estado de carregamento cíclico que provocou a progressão de uma frente de fenda de fadiga, originada na região de interface entre o moente da biela #3 e o braço da manivela do contrapeso adjacente. Apesar de ter sido aplicado um tratamento de aumento de dureza superficial do componente e maquinado um sulco de concordância na zona do interface, com o fim de reduzir a concentração de tensões nesta zona, desenvolveu-se um processo de “*ratcheting*”, com o aparecimento de duas micro fissuras, localizadas na proximidade do sulco de concordância e de um orifício de lubrificação.

Foi constatada a presença de um defeito, na forma de uma micro cavidade, na zona de iniciação de fenda, que terá tido origem no processo de fabrico. A existência deste defeito de fabrico, cumulativamente com o sulco de concordância e o orifício de lubrificação, contribuiu para o aumento da concentração de esforços nesta zona da cambota e o aumento de probabilidades de ocorrência de nucleação e propagação de fendas por fadiga.

### 1.16.3 Óleo de Lubrificação

#### 1.16.3.1 Óleos Recomendados

No Manual do Operador e no Manual de Manutenção do motor, editados pelo fabricante, é indicado o tipo e características do óleo de lubrificação a usar e é chamada a atenção para a consulta da Informação de Serviço (SI-912-016) que fornece informação adicional sobre os cuidados a ter na escolha do óleo lubrificante e nos procedimentos de manutenção.

Na SI-912-016-R3, datada de Julho de 2010, o óleo testado e recomendado pelo fabricante (BRP-Powertrain) é o mesmo para qualquer tipo de combustível. No entanto, quando operando essencialmente com AVGAS, é feita a seguinte recomendação:

**3.3) Operation with leaded AVGAS fuels**

If the engine is mainly operated with leaded AVGAS fuels, the following maintenance operations are necessary in addition by latest after **every 50 operating hours**:

- change of oil filter
- change of engine oil
- oil level checks, etc., according to the most recent Maintenance Manual.

In addition, compliance with the following operating conditions is required:

■ **CAUTION:** The engine is considered to be operated mainly on leaded AVGAS, when run for more than 30% of engine operating time on leaded AVGAS fuel.

◆ **NOTE:** When operating primarily on leaded AVGAS fuel, we **recommend** to make a change of engine oil **every 25 operating hours**.

More frequent oil changes will assure timely removal of residues and oil sludge thus avoiding increased wear or operating troubles.

Use the following oils and observe the oil specification indicated:

**Motor oils tested and released from BRP-Powertrain (for use with leaded AVGAS)**

09464

Marke / brand	Bezeichnung / description	Spezifikation / specification	Viskosität * / viscosity	Code <sup>1)</sup> / code <sup>1)</sup>
SHELL®	AeroShell Sport Plus 4	API SL	SAE 10 W-40	2

No caso de não haver disponível, ou por opção do operador, é apresentada uma lista de óleos alternativos que, não tendo sido testados pelo fabricante do motor, são recomendados pelos distribuidores, com base na sua experiência pessoal.

**Motor oils recommended from the authorized distributors (not tested from BRP-Powertrain)  
(for use with leaded AVGAS)**

◆ NOTE: The following list is based on the experiences and local recommendation from the authorized distributors. Oil brand, with same designation, may vary from one to the other region. Please contact the local distributor for (the recommendation for) its region.

Marke / brand	Bezeichnung / description	Spezifikation / specification	Viskosität * / viscosity	Code <sup>1)</sup> / code <sup>1)</sup>
EVVA®	EVVA Mehrbereichsöl C52 / multigrade oil C52	API SJ/CF	SAE 15 W-50	3
MOBIL®	Mobil 1 Clean 7500	API SM/SL	SAE 10 W-30	4
Skydrive®	Skydrive Aerolube 10W40 oil	API SL	SAE 10 W-40	2
SHELL®	Advance VSX 4	API SG	SAE 10 W-40	3
SHELL®	Formula Shell Synthetic Blend	API SL	SAE 10 W-30	4
SHELL®	Formula Shell	API SJ	SAE 10 W-30	5
SHELL®	Formula Shell	API SJ	SAE 20 W-50	5
Valvoline®	DuraBlend Synthetic	API SJ	SAE 10 W-40	4
YACCO®	MVX 500 Synthetic	API SJ	SAE 10 W-40	3

<sup>1)</sup> property code 09465

2 Semi-synthetic aviation oils with gear additives. Highly recommended for normal (lower than 120 °C / 248 °F) and occasionally high oil temperature (higher than 120 °C / 248 °F) operation using leaded or unleaded fuels.

3 Semi-synthetic motorcycle oils with gear additives. Highly recommended for normal (lower than 120 °C / 248 °F) and occasionally high oil temperature (higher than 120 °C / 248 °F) operation using leaded or unleaded fuels.

4 Semi-synthetic oil. Recommended for normal (lower than 120 °C / 248 °F) and occasionally high oil temperature (higher than 120 °C / 248 °F) operation using leaded or unleaded fuels.

5 Petroleum based oil. Recommended for use only when oil temperatures remain below 120 °C (248 °F) and when using leaded fuels.

\* The viscosity column is only a guideline. Substituting other than that shown is acceptable providing all temperature limitations are respected.  
Example: Formula Shell Synthetic Blend SAE 5W-30 is a substitute for 10W-30. The guidelines given here must, however, be obeyed in all cases, using only those oils with which there have already been good operating experiences on ROTAX® engine types 912 and 914 (series).

◆ NOTE: The coefficient of viscosity indicates the tendency of oil to flow but it is not necessarily a quality code. Country specific deviations of the viscosity are possible.

Embora sejam referidas algumas marcas comerciais de óleos lubrificantes, o fabricante não impõe a sua utilização, mas recomenda que se use apenas óleo com a classificação API<sup>4</sup> igual a “SG” ou superior, preferencialmente, óleos *multi-grade*. Por outro lado, a experiência demonstrou que determinados óleos não tinham as necessárias características e podiam causar danos ao motor, sendo, por isso, considerados impróprios para o motor Rotax 912.

### 3.4) Motor oils not suitable for engine types 912 / 914 Series

Experience has shown that only some oils are suitable for use in ROTAX® engine types 912/914 and careful selection is advised following the recommendations in this Service Instruction.

BRP-Powertrain is aware of formulation changes to some oils previously recommended for use in this Service Instruction. As a result, BRP-Powertrain no longer recommends the following oils and these should not be used anymore.

Marke / brand	Bezeichnung / description	Spezifikation / specification
Castrol®	Castrol Power 1	API SJ
Castrol®	GPS	API SG / CD
MOTUL®	5100 Synthetic Blend	API SJ

<sup>4</sup> - American Petroleum Institute

### 1.16.3.2 Óleo Utilizado

A aeronave era abastecida regularmente com o óleo de lubrificação “*CEPSA Moto 4T Ruta 66 Sintético 10W-50*”. Por não constar da lista referida em 1.16.3.1, foi consultada a página da CEPSA na Web e encontrados os seguintes resultados:

## CEPSA MOTO 4T RUTA 66 SINTÉTICO 10W-50

Descrição



Lubrificante multigraduado 100% sintético requerido para motos e motocicletas de 4 tempos (4T), multi-cilindros e multi-válvulas em condução desportiva e na lubrificação conjunta do motor, transmissão e embraiagem em banho de óleo.

**Utilização de produto**

- o Para conduções muito severas a baixas e altas temperaturas
- o Todo o tipo de Motos de alta cilindrada e elevadas prestações (Superbikes) com injeção electrónica, mantendo altas velocidades prolongadas ou condução desportiva (> 10.000 rpm)
- o Especial para prolongar os períodos de mudança na manutenção.
- o Especialmente indicado quando em lubrificação conjunta, é requerida uma excepcional “Tenacidade” da película de óleo devido aos esforços de “corte” produzidos nos dentes das engrenagens.

**Prestações do produto**

- o *Superior Lubricidade* – Pelas suas bases sintéticas e seu elevado índice de viscosidade proporciona uma superior lubricidade a qualquer temperatura, especialmente no arranque a baixa temperatura.
- o *Superior controlo dos depósitos* – A sua especial formulação detergente e dispersante, reforçada com anti-oxidantes de última geração, evita a formação de resíduos nos êmbolos e válvulas, prolongando a vida útil do lubrificante.
- o *Superior capacidade anti-desgaste* – Os aditivos anti-desgaste, proporcionam uma capa protectora face às elevadas cargas “choque” e na lubrificação limite que se dá no trem de válvulas, caixa de velocidades e embraiagem.
- o O nível JASO MA2 indica maiores e melhores níveis de atrito, tanto estático como dinâmico, relativamente ao nível JASO MA1, permitindo aproveitar de forma mais efectiva toda a potência do motor desde o arranque.

Especificações

SAE 10W-50	API SL	JASO T-903:2006 MA2 - M034CEP001
------------	--------	----------------------------------

Características Típicas

CARACTERÍSTICAS	NORMA	CEPSA MOTO 4T RUTA 66 SINTÉTICO 10W-50
<b>Grau SAE</b>	---	<b>10W-50</b>
Massa volúmica a 15°C, kg/m <sup>3</sup>	D-4052	859,7
Ponto de Inflamação V/A, °C	D-92	208
Ponto de Fluxão, °C, máx.	D-97	-36
Viscosidade a 100 °C, mm <sup>2</sup> /s	D-445	16,96
Viscosidade a 40 °C, mm <sup>2</sup> /s	D-445	108,3
Índice de Viscosidade	D-2270	171
Viscosidade CCS A -25°C, cP	D-5293	4790
Viscosidade cinemática após o teste de corte, a 100°C, mm <sup>2</sup> /s	D-6278	16,32

### 1.16.3.3 Conclusão

Embora não estando referido nos documentos do fabricante, as características indicadas para o óleo “*CEPSA Moto 4T Ruta 66 Sintético 10W-50*”, parecem não diferir significativamente das características dos óleos recomendados e, como tal, satisfazer as condições para poder ser aceite como óleo próprio para utilização neste motor, sem que possa vir a causar danos a qualquer das suas partes.

Conforme referido em 1.6.3.3, quadro nº 5, desde que a aeronave foi adquirida pelo operador, os intervalos entre inspecções foram muito irregulares e, aparentemente, nunca foi cumprida a recomendação de efectuar as mudanças de óleo a cada 25 horas de operação, dado a aeronave operar essencialmente com combustível de alto teor de chumbo, AVGAS 100LL.

Nestas condições, mais do que pelo facto de usar um óleo não referenciado pelo fabricante, não era de estranhar que fossem encontrados depósitos de lama (de óxido de chumbo) no interior do cárter, os quais contribuíam para um desgaste prematuro das partes móveis do motor, podiam provocar o entupimento do filtro de óleo e permitir que as partículas metálicas provenientes do desgaste de material pudessem circular na corrente de lubrificação e agravar essa acção de desgaste.

### **1.17 Organização e Gestão**

O operador é um clube aeronáutico, sem fins lucrativos e apenas dedicado a sócios. Uma das actividades do clube é a formação de pilotos não profissionais e de ultraleves, para o que foram criadas organizações de formação de piloto particular (PT/RF/13) e de piloto de ultraleves (UL/TO/17), devidamente certificada e autorizada, respectivamente, pela Autoridade Nacional de Aviação Civil (INAC).

O processo de obtenção da autorização para a Organização de Formação para Pilotos de Ultraleve não contempla a exigência de qualquer organização de suporte de manutenção das aeronaves ou a existência de qualquer protocolo com empresa especializada e/ou certificada para esses trabalhos, devendo apenas satisfazer as condições referidas no Regulamento Nº 164/2006 (art.º 40º a art.º 53º), com as alterações introduzidas pelo Regulamento Nº 510/08, ambos do INAC.

### **1.18 Informação Adicional**

O piloto obteve a sua Licença de Piloto de Ultraleves (PU) por equivalência à sua Licença de Piloto Comercial de Aeroplanos (CPL(A)). A sua experiência de voo foi adquirida em aeronaves ligeiras, principalmente Cessna 152 e 172, aeronaves onde actuava como Instrutor de Voo. Os procedimentos para falha de motor, nestas aeronaves, não diferem substancialmente dos procedimentos relativos a aviões ultraleves. Os seus comportamentos são distintos mas não são antagónicos. Quando muito, a razão de planeio será superior para os ultraleves, dadas as suas características, massas e coeficientes de sustentação/resistência.

### **1.19 Técnicas de Investigação Utilizadas**

Não foram utilizadas quaisquer técnicas especiais de investigação, para além das referidas ao longo da informação sobre as peritagens efectuadas, as quais utilizaram o recurso a microscópios ópticos, microscópio electrónico de varrimento, espectrómetro energético dispersivo e indentador *Vickers* para determinação de durezas.



Base Aérea de Sintra (APP STR). Daqui rumou a 032º, com destino à pista da Tojeira, tendo sido autorizado a subir para 1500ft, no QNH de Sintra (1023hPs), os quais foram atingidos às 15:20:56, nas coordenadas 38 51 10.0N 009 26 58.0W, cerca de 3800m a Sudoeste da Tojeira. Um minuto depois (15:21:59), aproado a 083º, o piloto entrou de novo na frequência de “APP STR” e declarou “**May Day ... May Day ... May Day ... Sintra Approach ... CLP 357**”. Questionado se estava em operações normais, declarou “**negative**” e informou que tinha o motor parado. Perguntado se poderia chegar até à pista da Tojeira e qual a sua posição, informou que era impossível e pediu para aguardar pela confirmação da sua posição. Não voltou a contactar com a “APP STR” nem qualquer outra frequência.

A partir da última posição radar registada às 15:21:00 (38 51 08.4N 009 26 55.7W) foi traçado o provável percurso efectuado pela aeronave (*figura nº 29*), até à sua imobilização no mar, baseado no relato do piloto e nos testemunhos recolhidos no local.

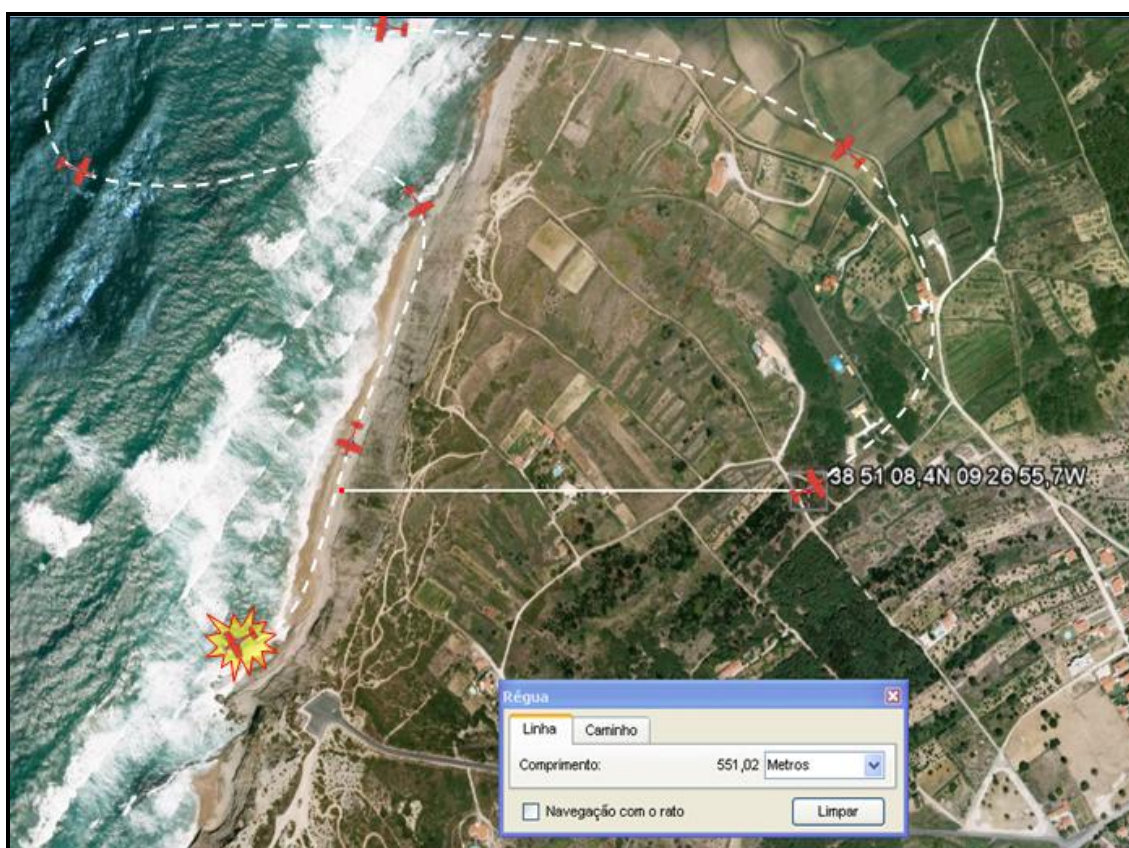


Figura Nº 29

Perante a falha do motor, o piloto dirige-se para o mar, voltando pela esquerda, mantendo o avião limpo e deixando de contactar com o controlo de tráfego aéreo, provavelmente por ter cortado a alimentação para o equipamento de rádio, o que também ajuda a explicar a perda do sinal do transponder, por parte do radar. Na inspecção ao posto de pilotagem foi encontrada a chave de ignição desligada e os magnetos em “OFF”.

Por se encontrar muito alto, afasta-se bastante para lá da costa e regressa depois, ainda com o avião limpo, em direcção à falésia. Efectua uma volta pela direita, a alta velocidade,

para alinhar com a linha de costa e acaba por forçar a aeronave para o chão. Na última parte da manobra é bem patente o excesso de velocidade da aeronave, a qual só consegue tocar no solo depois de ter percorrido mais de 250m sobre a praia, em parte porque os flaps foram mantidos em cima, com a consequente menor resistência ao avanço e a manutenção de alta velocidade, o que obrigou a um longo planeio, agravado pelo efeito da componente de vento de cauda. Por isso mesmo a aeronave saltou para o ar e percorreu outros 250m antes que voltasse a tocar de novo na areia, desta vez já muito próximo das rochas, o que obrigou o piloto a efectuar uma manobra brusca de recurso, para desviar a aeronave para o mar onde acabou por embater e, dada a sua inércia, capotar e ficar em posição invertida.

### 2.2.2 Falha do Motor em Voo

A falha do motor em voo, mesmo num avião monomotor, não é, necessariamente, sinónimo de **acidente**. Mais aprimoradas do que na aviação geral, as características de planeio dos aviões ultraleves, associadas a uma velocidade de perda muito baixa, permitem que o piloto faça uma avaliação criteriosa da área envolvente e seleccione uma zona propícia para uma aterragem de emergência, sem que sejam causados danos substanciais à aeronave, desde que sejam seguidos os procedimentos recomendados e feita uma boa gestão da altitude a perder e da velocidade da aeronave, de modo a percorrer o circuito certo para o local de aterragem escolhido. O treino regular deste exercício permite obter uma proficiência muito elevada e aterrar a aeronave em qualquer lugar.

Na altura da paragem do motor, a área envolvente era rica em terrenos razoavelmente planos e desobstruídos, com excepção de uma pequena zona situada a Sul da posição da aeronave (*figura nº 30*). Além do mais, esta região era bem conhecida do piloto por aí voar frequentemente.

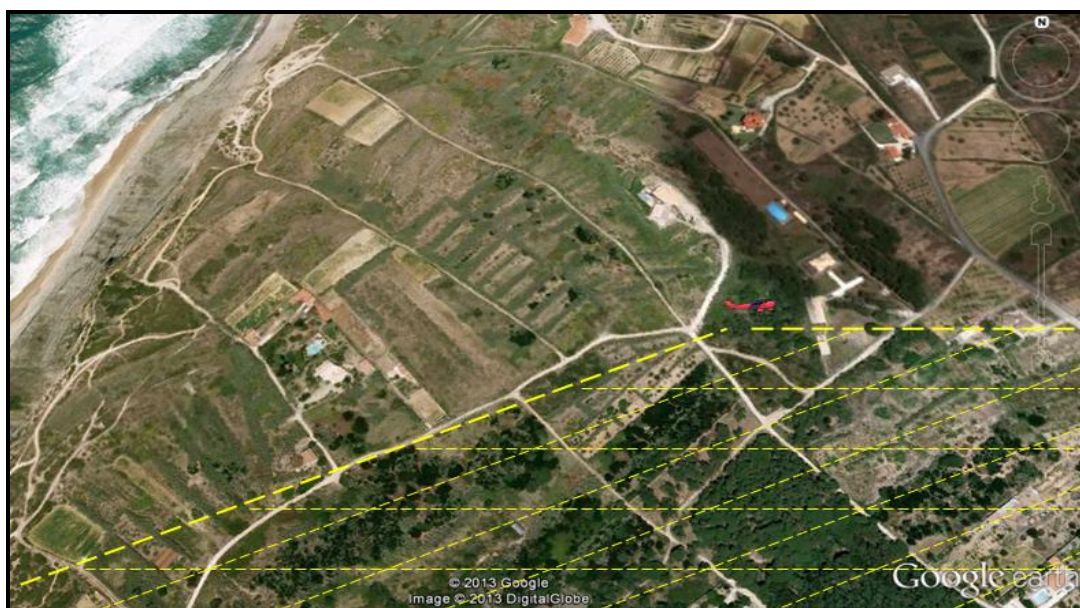


Figura Nº 30

Analizando detalhadamente o percurso efectuado (*figura nº 29*), é legítimo concluir pela possibilidade de atingir a pista da Tojeira, caso o piloto tivesse optado por essa hipótese.

Em último caso encontraria sempre um lugar propício a uma aterragem de emergência em terra, sem os constrangimentos de manobra impostos pela presença da falésia e sem ter que se expor aos riscos de ir parar na água, com todas as consequências da falta de socorro por limitações de acessibilidade.

O Tecnam P-96 Golf tem um óptimo desempenho com uma selecção de 15º de flaps, que lhe garantem uma velocidade relativamente baixa mas com uma capacidade de sustentação elevada, essenciais para manobrar em espaços apertados e atingir o ponto seleccionado em condições de efectuar uma aterragem segura, com selecção total dos flaps ao ter o campo garantido. O piloto não fez uso dos flaps durante toda a manobra.

O facto de o piloto ter uma experiência de voo limitada, totalmente adquirida em aeronaves ligeiras, e com apenas quatro horas de voo neste tipo de aeronave, provavelmente sem ter treinado esta manobra e com conhecimento superficial das características da aeronave, terá contribuído para que não tivesse tirado proveito das capacidades desta para resolver eficazmente a situação.

### 3. CONCLUSÕES

#### 3.1 Factos Estabelecidos

Dos capítulos anteriores podemos retirar as seguintes conclusões factuais:

- 1ª No dia 15-12-2010, a aeronave ULM, Tecnam P-96 G, S/N 285, com o registo CS-UOO, efectuava um voo de lazer, tendo descolado do Aeródromo Municipal de Cascais (LPCS) pelas 15:11;
- 2ª Às 15:22, o Piloto reportou a paragem do motor em voo e procurou efectuar uma aterragem de emergência na praia da Aguda, Fontanelas, Sintra;
- 3ª A aterragem foi mal sucedida e a aeronave acabou por se precipitar no mar, ficando em posição invertida;
- 4ª O piloto sofreu lesões graves e o passageiro sofreu lesões fatais;
- 5ª A aeronave ficou destruída;
- 6ª A situação meteorológica era propícia para o voo e não foi factor contributivo para o acidente;
- 7ª O piloto tinha a sua licença de voo válida e estava qualificado para efectuar aquele voo, naquela aeronave;
- 8ª A experiência de voo do piloto era muito limitada, tendo efectuado apenas 04:10 de voo naquele tipo de aeronave, sendo 02:00 em duplo comando;
- 9ª A falta de treino na execução de manobras de simulacro de aterragem sem motor e a limitada experiência de voo, não permitiu que o piloto tivesse tido uma actuação mais assertiva de modo a conseguir uma aterragem sem provocar lesões graves aos ocupantes e/ou danos substanciais na aeronave;
- 10ª A aeronave tinha o Certificado de Voo válido e havia cumprido uma inspecção de manutenção programada 20 dias (09:30) antes do acidente;
- 11ª Nessa inspecção não foi reportada, ou não efectuada, a verificação da presença de partículas metálicas no óleo de lubrificação do motor, quer por inspecção do bujão magnético, quer por abertura do filtro de óleo;
- 12ª O óleo utilizado para a lubrificação do motor não constava da lista de óleos recomendados pelo fabricante, mas tinha características semelhantes, não sendo de considerar que tenha interferido no desempenho do motor;
- 13ª Na altura da última inspecção programada, foram executadas acções de afinação dos carburadores, que se encontravam dessincronizados, bem como reparação da instalação eléctrica do sistema de ignição do motor;

- 14ª Os intervalos de mudança de óleo do motor eram muito irregulares e não respeitavam a recomendação do fabricante do motor quando, como era o caso, era utilizado primariamente um combustível com elevado teor de chumbo;
- 15ª Uma inspecção preliminar ao motor detectou a presença de partículas metálicas no cárter do motor, na caixa redutora do hélice e embebidas no óleo de lubrificação, depositadas no filtro de óleo em elevada quantidade;
- 16ª No fundo do cárter era visível uma camada de lama, composta por óxido de chumbo, proveniente da utilização de combustível com elevado teor de chumbo (gasolina AVGAS 100LL);
- 17ª A biela do cilindro #4 não se movia, encontrando-se os bronzes do moente destruídos;
- 18ª A cambota encontrava-se totalmente fracturada na zona de separação entre o moente da biela do cilindro #3 e o contrapeso adjacente;
- 19ª Os exames microscópicos efectuados à superfície de fractura da cambota, revelaram uma fractura por fadiga, iniciada junto do sulco de concordância entre o moente e a manivela do contrapeso adjacente, através do aparecimento de duas micro fissuras que se desenvolveram em “*ratcheting*” e se foram propagando em estrias de fadiga por efeito de carregamentos cíclicos, ao longo de cerca de 2/3 da superfície, antes de darem origem a uma fractura frágil que provocou a ruptura catastrófica da cambota;
- 20ª Nas proximidades do ponto de início da frente de fenda por fadiga foi localizado um orifício de lubrificação e um ponto que, por observação MEV, parecia ser um defeito de material;
- 21ª O exame mais detalhado desse defeito, por meio de um espectrómetro energético (EDS) e pela análise química e de dureza do material circundante, veio confirmar a existência de inclusões ou zonas de segregação decorrentes do processo de fabrico da cambota;
- 22ª Este defeito, associado à presença de um orifício de lubrificação e do sulco de concordância, numa zona de concentração de tensões, terá contribuído para o aparecimento de nucleação e propagação de fendas por fadiga.

## **3.2 Causas do Acidente**

### **3.2.1 Causa Primária**

O acidente resultou do insucesso do piloto ao lidar com a falha do motor, quando pretendia efectuar uma aterragem de emergência na praia, tendo seleccionado uma área de aterragem de difícil acesso e com características físicas que limitavam as possibilidades de correcção para qualquer desvio do plano inicial previsto para a manobra de aterragem.

### 3.2.2 Factores Contributivos

Foram factores contributivos para o acidente e suas consequências:

- 1º A paragem do motor em voo, por fractura catastrófica da cambota, atribuída a factores de ordem técnica relacionados com:
  - a) Programa de manutenção do motor desadequado para as condições de operação, não permitindo a limpeza atempada dos depósitos de lamas de óxido de chumbo provenientes da utilização de combustíveis com alto teor de chumbo, facilitando o desgaste dos bronzes das bielas e outros rolamentos do motor e introduzindo partículas metálicas na circulação de óleo;
  - b) Operação continuada com carburadores mal sincronizados e cabos de ignição defeituosos, o que provocava o aparecimento de vibrações do motor e favorecia o desenvolvimento de concentração de tensões e potenciava o aparecimento de nucleação e propagação de fendas por fadiga;
  - c) A existência de um orifício de lubrificação nas proximidades e a maquinação de um sulco de concordância na zona de separação entre o moente da biela e a manivela do contrapeso adjacente, para além da presença de um defeito de fabricação na área envolvente, o que provocou a diminuição da resistência do material às tensões que ali eram exercidas e facilitou o aparecimento das micro fissuras que levaram à fractura catastrófica da cambota;
- 2º A limitada experiência de voo do piloto, especialmente neste tipo de aeronave, contribuindo para que a avaliação da situação e a decisão e concretização das medidas tomadas e dos procedimentos efectuados não fossem as mais adequadas para que o resultado final não fosse tão catastrófico.

## 4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA

Não foram emitidas recomendações de segurança.

Lisboa, 28 de Maio de 2013

O Investigador Responsável,

António A. Alves

INTENCIONALMENTE

EM BRANCO

# APÊNDICE

## 1

### COMENTÁRIOS DO PILOTO COMANDANTE

AO

### RELATÓRIO FINAL DE ACIDENTE

AERO CLUBE DE PORTUGAL

TECNAM P-96 GOLF

**CS - UOO**

Praia da Aguda

Fontanelas

SINTRA

15 de Dezembro de 2010

RELATÓRIO FINAL DE ACIDENTE Nº 19/ACCID/2010

## NOTA PRÉVIA

Nos termos do nº 4 do art.º 16º do Regulamento (UE) Nº 996/2010, do Parlamento Europeu e do Conselho e do § 6.3.1 do Anexo 13 à Convenção de Chicago sobre a Organização da Aviação Civil Internacional, foi enviada cópia do esboço do relatório ao Operador, para emissão de comentários.

No prazo limite recomendado pelo referido Anexo, foram recebidos os comentários do Piloto Comandante da aeronave.

Por não trazerem informação relevante referente à matéria factual em apreço, antes se referindo quase exclusivamente à interpretação e análise dos factos, entendeu o Investigador Responsável não efectuar qualquer emenda ao texto inicial e, de acordo com o § 6.3 do referido Anexo 13, optar pela transcrição desses mesmos comentários, após obter o assentimento do autor.

Alguns documentos anexados pelo Piloto não são transcritos por motivo de “*copyright*” e por não terem relação directa com a investigação em causa, podendo ser consultados “*online*” por quem estiver interessado.

*(O Investigador Responsável)*

## INTRODUÇÃO

Eu, Xxxxx Xxxxxxxx, no dia 27 de Março de 2013, pelas 15h13, recebi, nos termos do art.º 6.3 do Anexo 13 da OACI, o esboço do relatório final do acidente n.º 19/ACCID/2010, na qualidade de Piloto Comandante.

Dado que a análise e as conclusões deste acidente contêm informações que, na minha opinião, não são totalmente revestidas de verdade e/ou correcção, venho através deste meio contestar as mesmas através de alguns comentários e opiniões relativas ao esboço realizado pelo Sr. António Alves, Investigador Responsável.

Por considerar que o trabalho do GPIAA é fundamental para uma crescente melhoria na Segurança Aeronáutica, quero que fique claro que esta resposta tem como único objectivo, contribuir para uma maior correcção na apresentação e publicação destes relatórios e obviamente, contestar alguns aspectos com os quais discordo.

## ANÁLISE DO RELATÓRIO

### “1.1 História do Voo

(...) o indicativo de chamada CLP357 (Charlie-Lima-Papa-Três-Cinco-Sete)”

O indicativo de chamada associado ao código CLP do operador Aero Club de Portugal é:  
Club Portugal 3-5-7

### “1.5 Pessoal”

Relativamente a este capítulo, no relatório preliminar, o investigador responsável para além da mera informação factual acrescenta também um estudo do perfil do piloto e ocupante.

No entanto neste relatório essas informações são retiradas. Ao longo deste esboço, um dos factores que mais me surpreendeu foi precisamente a considerável discrepância entre o relatório preliminar e a sua versão final. Poderá estar este facto associado com o facto de ter havido três investigadores distintos?

Ainda neste capítulo, a alínea 1.5.2 refere-se a “Passageiro”.

Como sabe, o voo em causa era de treino entre dois associados deste clube e não uma operação de transporte aéreo (com passageiros).

A minha resposta irá centrar-se agora, por motivos óbvios, na alínea “2.2.1 Desempenho do Piloto” e em todas as alíneas que contenham informações relativas a este mesmo tema.

Relativamente ao meu desempenho como piloto, tomei a liberdade de seleccionar as seguintes informações, que são apresentadas no relatório, para formulação de comentários:

1. “A falha do motor em voo, mesmo num avião monomotor, não é, necessariamente, sinónimo de acidente”
2. “As características de planeio dos aviões ultraleves (...) permitem que o piloto faça uma avaliação criteriosa da área envolvente e selecione uma zona propícia para uma aterragem de emergência, sem que sejam causados danos substanciais à aeronave”
3. “O treino regular deste exercício permite obter uma proficiência muito elevada e aterrar a aeronave em qualquer lugar”
4. “Quanto muito, a razão de planeio será superior para os ultraleves (...)”
5. “Na altura da paragem do motor, a área envolvente era rica em terrenos razoavelmente planos e desobstruídos (...)”
6. “Esta região era bem conhecida do piloto por aí voar frequentemente”
7. “É legítimo concluir pela possibilidade de atingir a pista da Tojeira”

8. "(...) lugar propício a uma aterragem de emergência em terra, sem os constrangimentos de manobra impostos pela presença da falésia e sem ter que se expor aos riscos de ir parar na água, com todas as consequências da falta de socorro por limitações de acessibilidade"
9. "O facto de o piloto ter uma experiência de voo limitada (...), sem nunca ter treinado esta manobra (...)"

**Passo então a comentar:**

1.

"A falha do motor em voo, mesmo num avião monomotor, não é, necessariamente, sinónimo de acidente"

Concordo inteiramente com esta afirmação.

Seguindo a mesma linha de raciocínio não existe nenhuma falha de sistemas que seja sinónimo de acidente.

Muitas vezes até chegam a ocorrer acidentes sem a existência de problemas na aeronave.

De todas as possíveis emergências que um piloto pode alguma vez vir a encontrar, não há nenhuma que seja sinónimo de acidente.

Tudo é possível...

2.

"As características de planeio dos aviões ultraleves (...) permitem que o piloto faça uma avaliação criteriosa da área envolvente e seleccione uma zona propícia para uma aterragem de emergência, sem que sejam causados danos substanciais à aeronave"

É possível que seja erro de interpretação da minha parte mas creio que o que afirma neste parágrafo é que na aviação ultraligeira, independentemente de todos os factores que ultrapassam o controlo do piloto, tais como os mencionados na conclusão deste documento, é sempre possível fazer uma avaliação da área envolvente, selecção de uma zona propícia e uma aterragem sem danos de maior.

3.

"O treino regular deste exercício permite obter uma proficiência muito elevada e aterrar a aeronave em qualquer lugar"

Mais uma vez, a sugestão de que uma falha de motor é uma emergência banal, que com os devidos cuidados permite aterrar a aeronave em qualquer lugar.

4.

"Quanto muito, a razão de planeio será superior para os ultraleves (...)"

Sem nada a comentar. Perfeitamente verdade.

5.

"Na altura da paragem do motor, a área envolvente era rica em terrenos razoavelmente planos e desobstruídos (...)"

Após leitura desta frase, tomei a liberdade de me deslocar ao local para poder verificar as "planícies" que eram referidas neste relatório. Recorrendo a uma máquina fotográfica, fiz uma pequena análise topográfica da área, tirando fotografias em pontos-chave ao longo da zona recomendada como recurso à praia utilizada.

Estas fotografias encontram-se em anexo.

6.

“Esta região era bem conhecida do piloto por aí voar frequentemente”

Não creio que o sobrevoo frequente de uma área permita a um piloto poder tomar decisões fundamentadas no que toca ao terreno. A topografia e os obstáculos existentes não são propriamente de fácil avaliação em altitude. Mais ainda se o piloto não tiver preocupado em fazer um reconhecimento com esse nível de precisão, como acontece nos voos do dia-a-dia.

7.

“É legítimo concluir pela possibilidade de atingir a pista da Tojeira”

Este tipo de aeronaves ultraligeiras têm razões de planeio na ordem de 13:1 (vento zero) na velocidade de melhor planeio (110km/h = 60kias – igual à aeronave C152). Este rácio a esta velocidade permite descer a aproximadamente 467 ft/min. Tendo em conta que o vento não altera a razão de descida mas sim a VT (Velocidade de Terreno), o alcance da aeronave será inferior.

Assumindo que o ponto de início do planeio é definido pelas coordenadas geográficas 38º 51' 08.4"N 009º 26' 55.7"W (tal como indica no relatório), o aeródromo da Tojeira encontraria-se a 2,1 NM.

Uma descida de 1200 ft (1500 AMSL – 300 ELEV Tojeira), a esta razão, corresponde a 2 minutos e 34 segundos (assumindo um tempo de reacção e de tomada de decisão de 0 segundos, não possível em seres humanos).

Assim, a 60 KTS de VT o alcance seria de 2,5NM.

No entanto, segundo a informação meteorológica, o vento soprava de 060º com 12 KTS. Assumindo uma componente de 10KTS de vento de frente para um rumo em direcção à Tojeira, a velocidade de terreno seria de 50 KTS.

A esta velocidade o alcance é de 2,1 NM.

Nesta exposição considerou-se uma situação hipotética que não factorizou o tempo de reacção perante a falha do motor, o vento variável existente e os possíveis pranchamentos necessários para localizar a pista.

Ainda assim, e como os cálculos demonstram, esta seria uma tentativa demasiado arriscada. O mais provável, num cenário realista, seria um undershoot algures na zona habitacional existente antes da pista da Tojeira.

8.

“(...) lugar propício a uma aterragem de emergência em terra, sem os constrangimentos de manobra impostos pela presença da falésia e sem ter que se expor aos riscos de ir parar na água, com todas as consequências da falta de socorro por limitações de acessibilidade”

Como referi no comentário à alínea 5., lugares propícios em terra não eram assim tão abundantes como refere, se é que existentes.

Todas as outras considerações que menciona são legítimas porém complicadas de se realizarem num ambiente de elevado stress, workload e reduzido tempo de reacção.

9.

“O facto de o piloto ter uma experiência de voo limitada (...), sem nunca ter treinado esta manobra (...)”

Sem nunca ter treinado esta manobra?

Com que base é que faz uma afirmação destas?

## CONCLUSÕES

Uma falha de motor em voo, numa aeronave monomotor, enquadra-se numa das mais graves emergências que qualquer piloto poderá alguma vez encontrar.

Obriga a uma enorme capacidade de tomada de decisão sob pressão e em reduzidos espaços temporais.

Por muito regular que seja o treino de emergências graves, o seu objectivo é o de aumentar as probabilidades de sobrevivência. Alegar que o seu treino evita acidentes é no mínimo uma afirmação ousada.

A afirmação que faz relativamente ao facto de uma falha de motor não ser sinónimo de acidente, é o mesmo que dizer que quando há um acidente, a causa é necessariamente o desempenho do piloto.

O sucesso ou insucesso de um episódio destes excede em muito a acção do piloto. Entre todos os factores relevantes, destacam-se os seguintes como principais:

1. Tipo de aeronave e sua estrutura
2. Tipo e extensão da falha
3. Capacidade de planeio
4. Topografia e obstáculos existentes no terreno
5. Condições Meteorológicas (vento, temperatura, densidade)
6. Altitude da aeronave e elevação do terreno
7. Meios de socorro e sua acção
8. Desempenho do piloto

**Oito** factores cruciais e no entanto o relatório baseia-se essencialmente num único: o desempenho do piloto.

Este relatório demorou meses a avaliar as condições que eu tive que avaliar em segundos.

Não foi considerado o factor humano, ao contrário do que foi feito no relatório preliminar.

Por outro lado, tudo o que sejam factores atenuantes e que constam do relatório preliminar são omitidos, como por exemplo:

- “Os flaps são eléctricos e accionados por um interruptor Spring loaded, que só actua enquanto se mantiver pressão sobre ele. Este interruptor está situado em frente ao lugar da direita por cima da manete de potência. Esta posição obriga um piloto sentado à esquerda, e que seja dextro, a trocar as mãos no manche para o actuar”.
- “O decurso total de flaps up para flaps full down demora entre 7 e 8 segundos”
- “(...) os Cessna não exigem a continuidade da pressão no interruptor de actuação para que os flaps se desloquem da posição up (...)”
- O facto de um piloto habituado a operar uma aeronave com razões de planeio inferiores faz com que perante uma situação destas, fique mais alto e com mais velocidade do que o pretendido.

### Factor humano

- A tomada de decisão é feita com base numa avaliação realizada em condições muito precárias: stress, elevada carga de trabalho (workload) e reduzida margem temporal (meros segundos).

- Não existem dois pilotos que perante uma mesma situação tomem as mesmas decisões. Cada decisão irá resultar numa consequência completamente imprevisível pelo que a sua especulação relativamente às minhas decisões não são nada sensatas.
- Como poderia eu, numa questão de segundos, analisar todas as particularidades associadas com cada uma das hipóteses para a aterragem? Por um lado a aterragem em terra, que tanto refere como preferencial, não tem os constrangimentos da falésia e limitações de acessibilidade. Por outro, o facto de ser uma zona topograficamente acidentada e por não haver mais do que 50 metros livres de obstáculos, faz com que esta escolha não seja verdadeiramente viável.

Já a praia seria à partida, uma zona plana, sem obstáculos e não habitacional. Infelizmente a praia escolhida era de dimensões reduzidas.

Não há escolhas perfeitas.

Finalmente, a atribuição das causas é, na minha opinião, perfeitamente irresponsável.

Um voo de lazer, interrompido subitamente por uma falha catastrófica do motor, numa zona topograficamente acidentada, que resulta numa aterragem de emergência e no fim a culpa recai totalmente no piloto, é no mínimo absurdo.

Adicionalmente, segundo esta atribuição de culpas, depreende-se que não fosse a minha presença na aeronave, o acidente não se teria dado.

A displicência com que é considerada a falha de motor apenas como "um factor contributivo" revela a falta de correcção que marca este relatório que peca pela parcialidade, ligeireza de análise e acima de tudo, deficiente na avaliação da componente humana.

Acredito, com base em tudo o que indiquei, que a mais correcta atribuição da causa primária é a falha de motor e não a especulação relativa ao meu "desempenho".

Para concluir, o facto de não haver qualquer tipo de medida preventiva, para evitar que aconteça outro tipo de falha deste tipo no futuro, é para mim absolutamente incompreensível.

No que diz respeito a falhas de motor do fabricante Rotax, remeto para os anexos para sua melhor apreciação.

Um gabinete de prevenção e investigação de acidentes que produz relatórios que não dão origem a qualquer tipo de recomendações de segurança é, na minha opinião, um gabinete que não está a cumprir as suas funções designadas.

Lisboa, 24 de Maio de 2013

Xxxxx XXXXXXXX

Anexos: Fotografias da zona sugerida para aterragem de emergência por parte do Investigador + Crankshaft Emergency Mandatory Permit Directive + ATSB Crankshaft Failure Analysis - Rotax 912 Engine + Rotax 912 UL/ULS Manual (Warnings)



Foto nº 1



Foto nº 2



Foto nº 3



Foto nº 4



Foto nº 5



Foto nº 6