

ORIGINAL



MINISTÉRIO DA ECONOMIA E DO EMPREGO
GABINETE DE PREVENÇÃO E INVESTIGAÇÃO DE ACIDENTES COM AERONAVES
(GPIAA)

RELATÓRIO FINAL DE ACIDENTE

Operador – Academia Aeronáutica de Évora

PA34 – 220 SENECA

OO-TML

Aldeia de Sete

CASTRO VERDE

15 de Setembro de 2009

GPIAA

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

15/09/2011

O Director,

A handwritten signature in blue ink, appearing to read 'Fernando Ferreira dos Reis'.

Fernando Ferreira dos Reis

RELATÓRIO FINAL Nº 35/ACCID/2009

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 (EU) Nº 996/2010 do Parlamento e do Conselho, de 20 de Outubro de 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

1. O acidente foi comunicado ao GPIAA às 21:15 (hora legal)¹ pela Autoridade Nacional de Protecção Civil.

O Diretor do GPIAA nomeou o Tenente Coronel Piloto Aviador Fernando Lourenço como Investigador Responsável e o Comandante António Alves, e Tenente Coronel Navegador António Barros como Investigadores Técnicos.

O GPIAA notificou a ICAO, EASA e os Estados de Registo, Projecto, Fabrico e das Vítimas.

A Bélgica indicou o Sr. Luc Blendeman, *Chief Investigator of Air Accidents*, como Representante Acreditado do Estado de Registo.

Os Estados Unidos da América indicaram o Sr. Aguilera Jason, *Air Safety Investigator* do NTSB, como Representante Acreditado do Estado de Fabrico e de Desenho.

2. Todas as horas referidas neste relatório são horas UTC, excepto quando indicado doutro modo.

3. Este relatório é redigido em português e traduzido para língua Inglesa. A versão portuguesa constitui o relatório oficial e determinante se existirem dúvidas de interpretação.

¹ Hora Legal é a hora oficial portuguesa. Hora Legal = UTC + 1

Índice

| | |
|---|----|
| Figuras | 4 |
| Tabelas | 4 |
| Abreviaturas | 5 |
| Sinopse | 7 |
| 1. Informação Factual | 8 |
| 1.1 Historia do Voo..... | 8 |
| 1.2 Lesões..... | 9 |
| 1.3 Danos na Aeronave | 10 |
| 1.4 Outros Danos | 10 |
| 1.5 Informação sobre o Pessoal | 10 |
| 1.6 Informação sobre a Aeronave..... | 11 |
| 1.6.1 Aeronavegabilidade e Manutenção..... | 11 |
| 1.6.2 Massa e Centragem..... | 12 |
| 1.7 Informação Meteorológica..... | 13 |
| 1.8 Ajudas à Navegação | 14 |
| 1.9 Comunicações | 14 |
| 1.10 Informação sobre o Aerodromo | 15 |
| 1.11 Registadores de Voo..... | 15 |
| 1.12 Informação dos Destroços e Impactos..... | 15 |
| 1.13 Informação Médica e Patológica..... | 18 |
| 1.14 Fogo | 18 |
| 1.15 Aspectos de Sobrevivência..... | 19 |
| 1.16 Ensaios e Pesquisas..... | 19 |
| 1.17 Informação de Organização e Gestão | 20 |
| 1.18 Informação Adicional..... | 20 |
| 1.18.1 Diferenças entre as aeronaves SENECA do Operador | 20 |
| 1.18.2 Ocorrências com o compensador eléctrico de profundidade..... | 21 |
| 1.18.3 Resolução de problemas do piloto automático e compensador..... | 23 |
| 2. Análise | 25 |
| 2.1 Geral..... | 25 |
| 2.2 Operações de Voo..... | 26 |
| 2.2.1 Qualificação e experiência de voo dos tripulantes..... | 26 |
| 2.2.2 Procedimentos Operacionais..... | 27 |

| | | |
|-----------|--|-----------|
| 2.3 | Aeronave..... | 28 |
| 2.4 | Factores Humanos..... | 29 |
| 2.5 | Informação dos Radares..... | 29 |
| 2.6 | Hipótese Provável..... | 30 |
| 3. | Conclusões | 33 |
| 3.1 | Factos Verificados..... | 33 |
| 3.2 | Causa Provável..... | 34 |
| 4. | Recomendações | 35 |
| 5. | Anexos | 37 |
| | Anexo A – Plano de Voo..... | 37 |
| | Anexo B – Registos dos Radares..... | 38 |
| | Anexo C – Fotografias | 41 |
| | Anexo D – “Typical KFC 150 Flight Control System”..... | 42 |
| | Anexo E – Relatório de Peritagem à Estrutura da Aeronave | 43 |
| | Anexo F – Relatórios de Peritagem aos Motores | 63 |

Figuras

| | | |
|------------------|--|----|
| Figura 1. | Carta de Baixa Altitude | 8 |
| Figura 2. | Digital Voice Recorder | 15 |
| Figura 3. | Fotografia do local do acidente | 16 |
| Figura 4. | Fotografia do local do acidente | 16 |
| Figura 5. | Imagem Google com localização dos destroços | 16 |
| Figura 6. | Interruptores do manche esquerdo..... | 19 |
| Figura 7. | Parafuso sem fim do compensador de profundidade..... | 19 |
| Figura 8. | Diagrama do piloto automático | 23 |
| Figura 9. | Sistema do Controlo de voo KFC 150 | 24 |

Tabelas

| | | |
|------------------|---|----|
| Tabela 1. | Lesões..... | 10 |
| Tabela 2. | Dados da Tripulação..... | 10 |
| Tabela 3. | Dados sobre a Aeronave..... | 11 |
| Tabela 4. | Informação sobre Massa e Centragem da Aeronave..... | 12 |
| Tabela 5. | Cálculos da Massa e Centragem..... | 13 |
| Tabela 6. | Envelope do Seneca..... | 13 |
| Tabela 7. | Diagrama dos destroços..... | 17 |
| Tabela 8. | Diferenças entre as aeronaves Seneca do Operador..... | 21 |

Abreviaturas

| | |
|--------------|--|
| AAE | Academia Aeronáutica de Évora |
| AMC | Aeromedical centre |
| AGL | Altitude acima do solo |
| AP | Piloto Automático |
| ATC | Controlo de Tráfego Aéreo |
| ATPL | Airline Transport Pilot Licence |
| AVGAS | Gasolina de Aviação |
| BAFA | Belgium Air Flight Academy |
| BCAA | Belgium Civil Aviation Authority |
| Cº | Graus Célsius |
| CPL | Commercial Pilot Licence |
| CVR | Cockpit voice recorder |
| EASA | Agencia Europeia para a Segurança da Aviação |
| ELT | Emergency locater transmitter |
| FAA | Federal Aviation Administration |
| FD | Flight Director |
| FDR | Flight data recorder |
| FL | Nível de voo |
| GNR | Guarda Nacional Republicana |
| GPS | Global Positioning System |
| ICAO | Organização da Aviação Civil Internacional |
| IFR | Regras de voo por instrumentos |
| ILS | Sistema de aterragem por instrumentos |
| INAC | Instituto Nacional de Aviação Civil |
| MHz | Megahertz |
| MSSR | Monopulse Secondary Surveillance Radar |
| MTOM | Maximum take-off Mass |
| NDB | Radiofarol não direccional |
| NM | Milha náutica |
| PI | Piloto Instrutor |
| S | Selective |
| UBI | Universidade da Beira Interior |
| USG | Galão americano |

| | |
|------------|----------------------------------|
| UTC | Coordinated Universal Time |
| VMC | Visual meteorological conditions |
| VFR | Regras de voo visual |

Sinopse

No dia 15 de Setembro de 2009, pelas 20:54, um avião PA 34-220T SENECA V, registo OO-TML, operado com o indicativo “Diana 11” pela Academia Aeronáutica de Évora, efectuava uma viagem de navegação quando sofreu uma falha estrutural em voo e se despenhou num campo agrícola, junto à povoação de Sete do concelho de Castro Verde. O piloto instrutor e dois alunos pilotos que seguiam a bordo da aeronave pereceram no acidente. A aeronave ficou destruída pela desintegração em voo e forças de impacto. No momento do acidente prevaleciam condições meteorológicas de voo visual nocturno

A investigação determinou que a causa provável deste acidente foi uma ocorrência do tipo *run away trim*, não resolvida de forma adequada, o que conduziu à perda de controlo da aeronave e consequente ultrapassagem dos limites de carga estrutural de que resultou a desintegração da aeronave em voo.

A falta de treino de recuperação de atitudes anormais, por parte do piloto instrutor, agravada pelas condições de noite escura e sem referências exteriores, foi considerado factor contributivo. Na altura do acidente o operador não ministrava instrução de recuperação de atitudes anormais, por referências visuais ou por instrumentos, nem tal era requerido pela Autoridade Nacional de Aviação Civil.

As questões de segurança analisadas neste relatório estão focalizadas na prevenção da perda de controlo da aeronave e no treino de recuperação de atitudes anormais dirigido a pilotos.

No decurso da investigação os investigadores alertaram a Academia Aeronáutica de Évora para a necessidade de garantir o treino de recuperação de atitudes anormais aos seus pilotos instrutores.

Duas Recomendações de Segurança relativas a estas questões foram dirigidas ao Instituto Nacional de Aviação Civil.

1. Informação Factual

1.1 História do voo

No dia 15 de Setembro de 2009, pelas 20:54, um avião PA 34-220T SENECA V, OO-TML, operado com o indicativo “Diana 11” pela Academia Aeronáutica de Évora, efectua uma viagem de navegação, quando sofreu uma falha estrutural em voo e se despenhou num campo agrícola, junto à povoação de Sete no concelho de Castro Verde. O piloto instrutor e dois alunos pilotos que seguiam a bordo da aeronave pereceram no acidente. A aeronave ficou destruída pela desintegração em voo e forças de impacto. No momento do acidente prevaleciam condições meteorológicas de voo visual nocturno.

O planeamento do voo de instrução consistia em descolar de Sevilha (LEZL) e subir para FL 110 em direcção a Faro (LPFR), para aqui efectuar uma aproximação com tocar e andar, seguida de subida para FL 080 e aterragem em Évora (LPEV).

Em Sevilha, a aeronave foi abastecida com 61,4 USG de AVGAS.

Às 19:50, a aeronave descolava de Sevilha e rumava a oeste subindo para nível de voo 110. Aos comandos da aeronave seguia um piloto instrutor sentado na cadeira do lado direito e um aluno-piloto sentado na cadeira do lado esquerdo. O aluno realizava o terceiro voo, em aeronaves plurimotores, no âmbito do curso ATPL (A). Um outro aluno-piloto, que tinha recebido instrução no voo anterior, viajava na cabine de passageiros.

De acordo com o *Training Manual* da AAE, datado de 01 de Setembro de 2009, esta fase do curso ATPL (A) iniciava-se com 3 exercícios em terra. O terceiro voo correspondia ao exercício nº 6, tinha a duração prevista de 01H30 e o seguinte perfil: descolagem (0° flaps/25° flaps), subida, cruzeiro nivelado, voltas apertadas, aproximações à perda, aproximação com FD e aterragem final. A realização do primeiro voo de navegação estava prevista para o exercício nº 12 altura em que os alunos já teriam acumulado cerca de 15 horas de experiência de voo na aeronave.

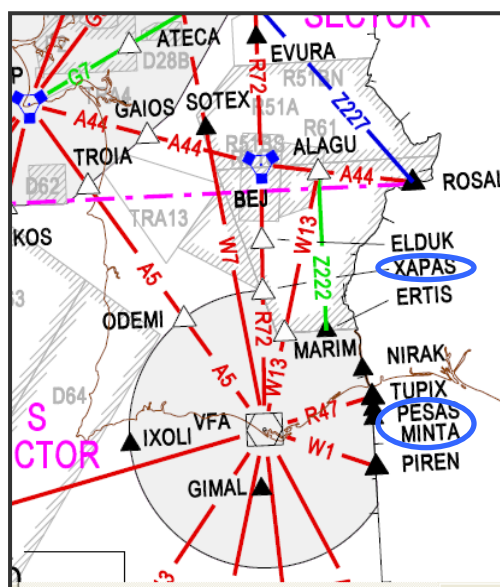


Figura nº1.

Pelas 20:22:37, Diana 11 entrou na Região de Controlo Terminal de Faro por MINTA. As comunicações eram efectuadas pelo PI.

Pelas 20:36, a aeronave efectuou uma aproximação à pista 28 do aeroporto de Faro e prosseguiu pela direita rumando a norte.

Pelas 20:39:52, o PI reportou 3000' de altitude.

Pelas 20:44:28, quando se encontrava a 16 NM de Faro, Diana 11 foi autorizada a subir para FL 080. O PI fez o *read back* de forma correcta (última comunicação).

Pelas 20:53:06, a aeronave atingiu FL 080 e encontrava-se à vertical de XAPAS.

Pelas 20:53:37, a aproximação de Faro instruiu a tripulação de Diana 11 a contactar o ATC de Lisboa na frequência 125.550 MHz.

Pelas 20:53:39, o radar de Faro perdeu a informação do módulo C.

Pelas 20:53:51, o radar de Beja detectou a aeronave a 4000' de altitude.

A partir daqui a aeronave desapareceu dos ecrãs dos radares.

Entretanto, os órgãos ATC fizeram várias tentativas para entrar em contacto com a tripulação de Diana 11 na frequência de emergência (121.5 MHz) e através de *relay* com outras aeronaves que voavam nas proximidades.

Nos minutos seguintes, a ANPC começou a receber chamadas de residentes do concelho de Castro Verde reportando um eventual acidente com uma aeronave.

Pelas 21:45, elementos da GNR e populares encontraram os destroços da aeronave, espalhados por uma grande área, num local (N37° 37'35.00'', W007° 57' 24.14'')² com cerca de 750' de altitude, próximo da povoação de Sete, 14 km a sudeste de Castro Verde.

1.2 Lesões

O acidente provocou 3 fatalidades com as seguintes nacionalidades:

Tripulação:

Um tripulante de nacionalidade espanhola;

Um tripulante de nacionalidade holandesa.

Um tripulante³ com dupla nacionalidade, australiana e holandesa.

² As coordenadas apresentadas são conforme o DATUM WGS 84

³ Não tinha funções a bordo, viajava num dos lugares de trás

| Lesões | Tripulação | Passageiros | Total na aeronave | Outros |
|----------|------------|-------------|-------------------|---------------|
| Fatais | 3 | - | 3 | - |
| Graves | - | - | - | - |
| Ligeiras | - | - | - | Não aplicável |
| Nenhumas | - | - | - | Não aplicável |
| TOTAL | 3 | - | 3 | - |

Tabela 1.

1.3 Danos na aeronave

A aeronave ficou destruída

1.4 Outros danos

Não se registaram danos a terceiros ou ambientais.

1.5 Informação sobre o pessoal

| Referências | Instrutor | Aluno |
|----------------------------------|-------------|----------------|
| <u>Identificação:</u> | | |
| Sexo: | Masculino | Masculino |
| Idade: | 25 anos | 18 anos |
| Nacionalidade: | Espanhola | Holandesa |
| Licenças: | CRI (A) MEP | Aluno – piloto |
| Emitida por: | DGAC | INAC |
| Validade: | 31/12/2011 | 21/08/2010 |
| <u>Experiência de voo:</u> | | |
| Total horas de voo: | 1998:10 | 148:10 |
| No tipo: | 86:00 | 03:00 |
| Últimos 90 dias: | 13:15 | 50:36 |
| Últimos 30 dias: | 13:15 | 07:55 |
| Últimos 7 dias: | 06:20 | 03:00 |
| Últimas 24 horas: | 02:25 | 02:25 |
| Voo nocturno: | 93:05 | 05:05 |
| <u>Exame Médico Aeronáutico:</u> | | |
| Classe: | 1 & 2 | 1 & 2 |
| Data: | 04/05/2009 | 17/08/2009 |
| Validade: | 08/05/2010 | 22/08/2010 |
| Limitações: | NIL | NIL |

Tabela 2.

Piloto instrutor

O Piloto Instrutor era do sexo masculino tinha 25 anos de idade e nacionalidade espanhola. Tinha acumulado 1998 horas de experiência de voo. A sua experiencia total de 86:00 horas de voo em aeronaves multi-motores foi acumulada no mesmo tipo de aeronaves (PA 34 Seneca V). Deste total, o piloto instrutor voou 13:15 hv na aeronave registo OO-TML, em condições de voo VFR. O tempo de voo remanescente foi acumulado nas

aeronaves registo CS-DEQ e CS-DER. Realizou o último voo nocturno, com a duração de 02:10 horas de voo⁴, em 07/MAI/2009.

Efectuou o exame médico aeronáutico em Espanha, em 04.05.2009. Entrou de férias em 25 de Maio, alegando cansaço. Entretanto foi operado ao nariz, não voltando a ser observado pela medicina aeronáutica para efeitos de certificação médica⁵. Regressou de férias no final de Agosto e reiniciou a actividade aérea em 01 de Setembro.

Aluno piloto

O Aluno piloto era do sexo masculino, tinha 18 anos de idade e nacionalidade holandesa. Tinha acumulado 148 horas de experiência de voo das quais três horas em aeronaves Seneca V.

1.6 Informação sobre a aeronave

A aeronave Piper PA-34-220T Seneca V, S/N 3449089, foi fabricada pela Piper em 1998 e registada N4137X. Entretanto foi adquirida pela Air Flight Academy N.V. (BAFA) sedeadada em Deurne – Bélgica, actual proprietário. Em 06 de Janeiro de 2006, foi registada OO-TML (Certificado de Registo belga, Nº 5064 do BCAA.

| Referência | Célula | Motor #1 | Motor #2 | Hélice #1 | Hélice #2 |
|-----------------|---------------------|-------------|-------------|-----------|-----------|
| Marca: | PIPER | Continental | Continental | MC Cauley | MC Cauley |
| Modelo: | PA-34-220T Seneca V | TSIO360RB | LTSIO360RB | 3AF32C522 | 3AF32C523 |
| Nº de Série: | 34-49089 | 819282 | 819532 | /82NJA-6 | /L82NJA-6 |
| Ano de fabrico: | 1998 | 2007 | 2007 | | |
| Horas de voo: | 5966:10 | 1375:28 | 1375:28 | | |

Tabela 3.

1.6.1 Aeronavegabilidade e Manutenção

Em 28 de Março de 2007, o B.CAA emitiu um Formulário de Características com anotação do Certificado Tipo FAA TC Nº A7SO, aprovação da instalação do KIT Nº 766-632 e o Certificado de Navegabilidade (Aeronaves de Categoria Normal, CS-23).

Em 4 de Abril de 2009 foi emitido o Certificado de Ruído Nº 377 com as seguintes anotações: “Instalado o Piper Kit Nº 766-632 (MTOM reduzido para 1999. kg = 4407 pounds)”.

Em 7 de Abril de 2009, o B.CAA, emitiu o Certificado de Navegabilidade Revisto (ARC) de acordo com o Regulamento (EC) Nº 216/2008, válido até 6 de Abril de 2010.

⁴ Aeronave Seneca V, CS-DEQ, de Málaga (LEMG) (ATD 18:50) para Cidade Real (LERL) (ATA às 21:00). À data, o pôr-do-sol em Málaga foi às 19:10 UTC

⁵ JAR-FCL 3.040 – **Decrease in medical fitness** - ... (c) Holders of medical certificates shall, without undue delay, seek the advice of the AMS, an AMC or an AME when becoming aware of: (1) hospital or clinic admission for more than 12 hours; or (2) surgical operation or invasive procedure.....

Em 19 de Março de 2009, o B.CAA, emitiu o Certificado de Autorização de Voo para operações de Aviação Geral e Treino (em condições VFR, IFR, de dia ou de noite), válido até 19 de Março de 2010.

Em 17 de Junho de 2009 a aeronave viajou de Deurne, na Bélgica, para Évora, em Portugal, onde aterrou, no dia seguinte, com 5 563:00 horas de voo acumuladas. A partir desta data ficou ao serviço da AAE em regime de leasing.

A última inspeção das 100 horas foi efectuada em 10 de Setembro de 2009, pela Manutenção da AAE, Part 145 AMO PT-145.009, em conformidade com o Manual de Manutenção ref. 761-888 (última revisão do documento aprovada em 28 de Fevereiro de 2009).

O Fabricante requeria uma “Inspeção Especial⁶ aos *flaps*”, a cada 200 horas de voo, para aeronaves que acumularam mais de 10 anos de tempo de serviço (*Special Inspections in Maintenance Manual, PA-34-220T, SENECA IV/V, 5-30-00*). A investigação não encontrou qualquer registo sobre este tipo de inspeções especiais aos *flaps*.

1.6.2 Massa e Centragem.

A última pesagem⁷ da aeronave realizou-se em 24 de Março de 2005. As últimas alterações dos documentos de massa e centragem foram introduzidas em 5 de Março de 2007 tendo sido registados os valores que constam da tabela nº 4.

| Empty Weight | Arm | Moment | MTOM | Useful load |
|----------------|----------------|-----------------------|----------------|--------------|
| 3620.80 pounds | 87.8783 inches | 318189.6060 lb-inches | 4407.00 pounds | 786.2 pounds |

Tabela 4

A aeronave foi reabastecida em Sevilha com 61,552 USG de gasolina ficando provida de 100 USG, de acordo com o *Log Book*. O plano de voo indicava uma autonomia de 04:30 horas o que confere com o combustível a bordo. Os tanques de combustível tinham capacidade para 128 USG (equivalente a 768 libras de AVGAS 100LL a uma densidade de 0.718). Uma margem de 3,8 USG foi considerada para a rolagem e aquecimento dos motores.

Os cálculos de massa e centragem indicam que a aeronave descolou de Sevilha com 4768,8 Lbs de massa (MTOM = 4407 Lbs) e que no momento do acidente teria a massa de 4558,8 Lbs. Nesta altura, o centro de gravidade estaria dentro dos limites do envelope de voo, próximo do limite dianteiro (ver “*landing mass in* tabela 6)

⁶ Wing flaps interior inspection (Repeat interval 200 FH). 13 out 2008 5202:40 - no findings. 12 Feb 2009 5397:00 – no findings.

⁷ De acordo com a regulamentação belga a aeronave era pesada a cada 10 anos.

| LOADSHEET | | Mass | Mass | Arm | Moment |
|--|-------|---------|--------|--------|---------------|
| | | Kgs/USG | (lbs) | (in) | In. Lbs /1000 |
| Basic Empty Mass + | | | 3620,8 | 87,88 | 318189,75 |
| Front Seats: | Pilot | 80 | 175,0 | 85,50 | 14962,50 |
| | Pax | 90 | 198,0 | 85,50 | 16929,00 |
| Center Seats: | Pax 1 | 90 | 198,0 | 119,10 | 23581,80 |
| Rear Seats: | Pax 1 | | 0 | 157,60 | 0 |
| ZERO FUEL MASS = | | | 4191,8 | 89,14 | 373663,05 |
| Total Fuel: ___ USG (MAX. 122 USG) + | | 100 | 600,0 | 93,60 | 56160,00 |
| RAMP MASS (MAX. 4431 lbs) = | | | 4791,8 | 89,70 | 429823,05 |
| Taxi Fuel: ___ USG as applicable - | | 3,8 | 23 | 93,60 | 2152,80 |
| TAKE-OFF MASS (MAX. 4407 lbs) = | | | 4768,8 | 89,68 | 427670,25 |
| Trip Fuel: ___ USG - | | 35 | 210 | 93,60 | 19656,00 |
| MASS AT THE TIME OF THE ACCIDENT (Lbs) = | | | 4558,8 | 89,50 | 408014,25 |

Tabela 5

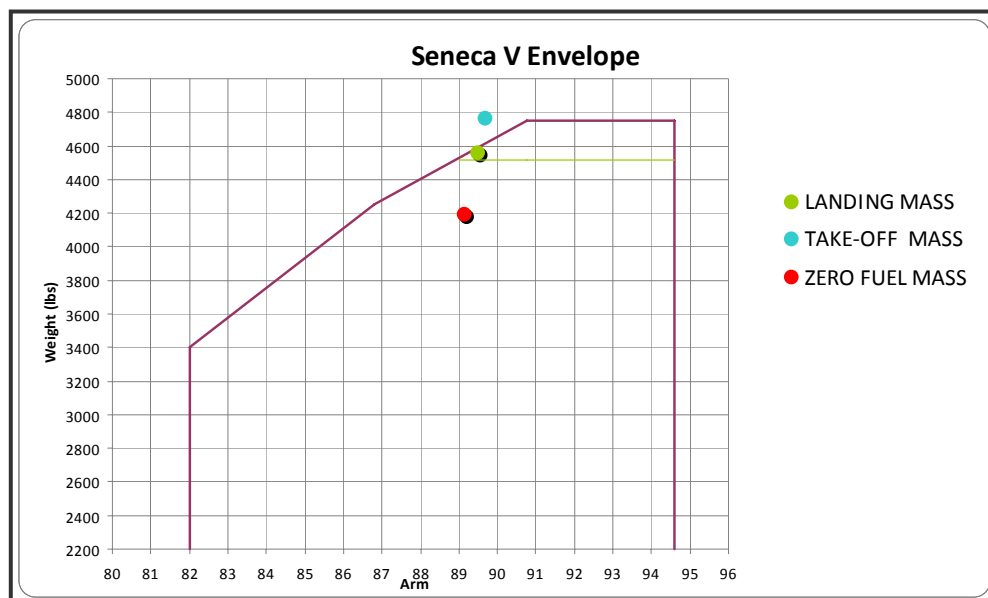


Tabela 6

1.7 Informação Meteorológica

Pilotos que voavam no local à mesma hora referiram que havia uma finíssima camada de estratos com a base a 9 000' e o topo a 10 000'.

Habitantes das povoações próximas do local do acidente sustentaram que a visibilidade era boa.

A informação das condições atmosféricas em rota estava disponível para a tripulação.

De acordo com a informação prestada pelo Instituto de Meteorologia (I.M.), baseada na análise de cartas sinópticas do tempo, imagens de Radar Meteorológico, dados do Sistema de Detecção e Localização de Descargas Eléctricas atmosféricas e observações das Estações Meteorológicas, no dia 15 de Setembro de 2009, na região sul de Portugal Continental o céu apresentou-se em geral limpo, o vento soprou fraco a moderado de Noroeste (8 a 10 Kts) e não ocorreu precipitação.

Na rota Faro – Évora, entre Faro e a zona de Sete e até aos 10 000' de altitude, pelas 21:55 (hora local) era de noite, o céu estava limpo (0/8) na parte sul da rota e pouco nublado ou limpo (0/8 a 1/8) na parte norte da rota, com Alto cúmulos com a base a cerca de 2600 metros (8 500') de altitude. Aos 5 000' o vento soprou fraco do quadrante norte (cerca de 8 kts), a temperatura do ar seria cerca de 12° C e havia 50% de humidade relativa na parte norte da rota. Aos 10 000' o vento soprou moderado de noroeste (cerca de 10 kt), a temperatura do ar seria cerca de 03 °C e a humidade relativa 20%.

O QNH em Faro era de 1009.9 hPa e de 1011.3 hPa na Base Aérea de Beja.

1.8 Ajudas à Navegação

Na rota seguida pela aeronave havia diversas ajudas à navegação, nomeadamente o VOR DME de Faro, VORTAC de Beja e radares.

1.9 Comunicações

A tripulação mantinha comunicações bilaterais com a Aproximação de Faro na frequência 119.4 MHz.

A investigação recolheu todas as comunicações bilaterais entre a aeronave e os órgãos ATC.

Na audição do registo das comunicações verificou-se que as comunicações eram standard e perfeitamente audíveis. A última comunicação da tripulação da aeronave com o ATC foi registada às 20:44.28, quando foi autorizada a subir para FL 080.

Às 20:53:24 a Aproximação de Faro chamou Diana 11 e pediu para contactar a Aproximação de Lisboa na frequência 125.55 MHz. A tripulação de Diana 11 já não respondeu a esta chamada nem às chamadas subsequentes.

Não há registos ou detecção de qualquer comunicação de emergência por parte da tripulação da aeronave.

A palavra "MAYDAY", de origem e contexto não identificados, terá sido ouvida à mesma hora na frequência das operações da AAE.

1.10 Informação sobre o aeródromo

Não aplicável.

1.11 Registadores de Voo

A aeronave não estava equipada com Registadores de voo FDR ou CVR nem tal era exigido pelos regulamentos da aviação civil.

A aeronave estava equipada com um gravador digital (Digital Voice Recorder (DVRi-XT), instalado no lado esquerdo do painel de instrumentos, com capacidade para gravar as comunicações captadas do exterior⁸. O gravador foi concebido para acoplar uma bateria que lhe permitia guardar, os últimos cinco minutos de gravação, durante um período de tempo que variava entre 1-2 meses.



Figura 2.

O DVRi-XT encontrava-se no painel de instrumentos e apresentava-se intacto. O equipamento foi entregue numa empresa certificada para extracção de informação. Os peritos da empresa não identificaram qualquer registo de comunicações, apenas ruído.

1.12 Informação sobre destroços e impactos

O acidente deu-se, numa região de planície, num local situado uma milha a norte de uma povoação com cerca de 400 habitantes. Os destroços da aeronave foram encontrados espalhados por uma área de 50 hectares de terrenos agrícolas não cultivados.

A linha de destroços estava orientada a 320° (40° para a esquerda da rota 360°).

O primeiro componente (flap esquerdo) encontrava-se do lado direito da linha de destroços.

A cerca de 40 metros mais à frente, também do lado direito, encontravam-se alguns documentos da aeronave e uma prancheta de voo com o nome do aluno-piloto que viajava atrás.

Na mesma linha da prancheta de voo, perpendicular à linha de destroços, foram encontrados vários pedaços de vidro e plástico da cobertura da cabine de pilotagem e janelas.

Um pouco mais à frente e do lado esquerdo encontrava-se o compensador de profundidade do estabilizador esquerdo.

⁸ Dependendo do tipo de instalação, este tipo de equipamento tem capacidade para gravar comunicações do cockpit (interfonia). O DVR, conforme instalado na aeronave OO-TML, não permitia gravar as comunicações em interfonia.



Figura 3.



Figura 4.



Figura 5.

Os restantes componentes da aeronave ocupavam posições relativas, nos respectivos lados da linha de destroços (asa direita do lado direito, asa esquerda do lado esq. etc.)

O motor esquerdo separou-se da estrutura.

Uma das pernas do trem encontrava-se descida numa posição intermédia.

O hélice do motor esquerdo (roda no sentido dos ponteiros do relógio) apresentava duas pás ligeiramente dobradas na ponta e a outra pá dobrada (90°) a 1/3 da raiz.

O hélice do motor direito (roda em sentido contrário aos ponteiros do relógio) apresentava as três pás dobradas nas pontas.

O estabilizador vertical foi encontrado separado e com marcas de ter sido arrancado da esquerda para a direita em relação ao sentido do movimento.

Todas as superfícies de fracturas analisadas evidenciavam sinais consistentes com falha por sobrecarga. A dispersão dos componentes indiciava ter havido falha estrutural da aeronave em voo.

Diagrama dos destroços

| | | | |
|----|--|----|-------------------------------------|
| 1 | human body location | 20 | fuselage section with ML letters |
| 2 | human body location | 21 | fuel system sum drain plastic cover |
| 3 | Parker hydraulic pump | 22 | interior parts |
| 4 | left engine | 23 | aluminium knee board |
| 5 | cockpit instrument panel & nose gear | 24 | carpet 30"x10" p/n 85210-27 |
| 6 | back seat fuselage section | 25 | cockpit roof piece |
| 7 | right engine 347 deg track | 26 | interior part A/C 449089 10"x7" |
| 8 | seat | 27 | knee board & structure |
| 9 | tail/empennage section | 28 | glass & plastic |
| 10 | centre console with fuel transfer & cab heat | 29 | stabiliser tab |
| 11 | small part 2.5" p/n 9628/-3E5299 | 30 | glass & plastic |
| 12 | left wing section | 31 | flight manual |
| 13 | ident switch from control wheel horn | 32 | interior part 90 deg bend |
| 14 | right wing section | 33 | engine cowling |
| 15 | wing tip light | 34 | carpet 31"x3" |
| 16 | vertical stab | 35 | med kit 8"x11" |
| 17 | nose cone | 36 | fibre carbon |
| 18 | stabiliser (left) | 37 | 20"x8" alum sheet |
| 19 | unknown visible in GPIAA photo | 38 | left flap |

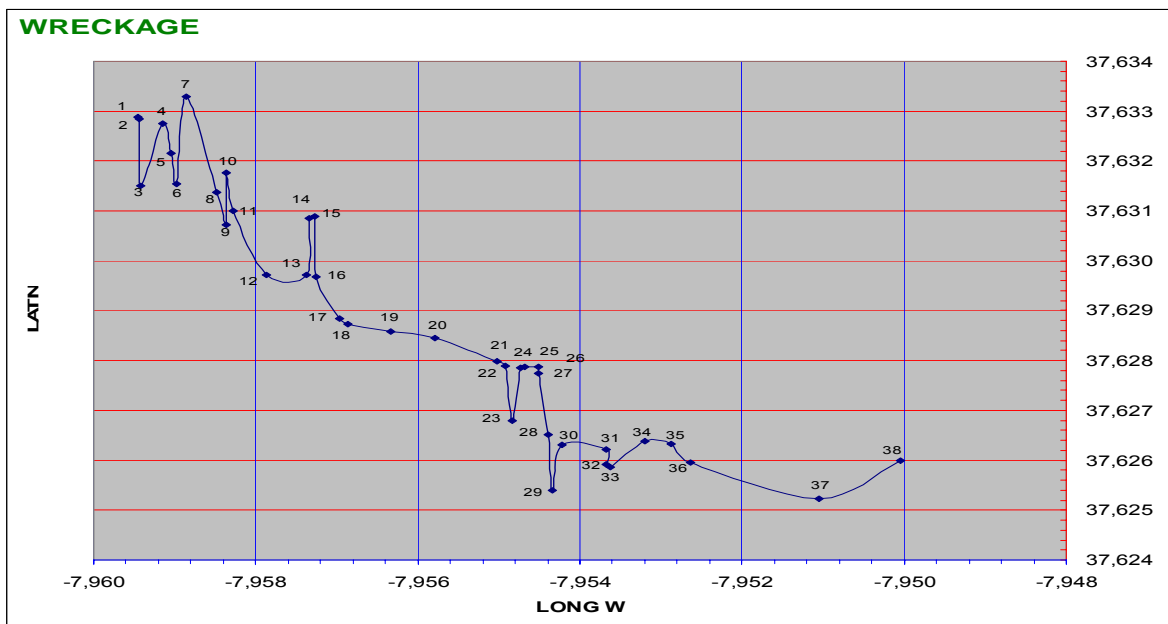


Tabela 7.

Comandos de voo e Instrumentos

O painel de instrumentos encontrava-se numa posição invertida.

A alavanca de combustível do motor #2 encontrava-se na posição *crossfeed*. Os respectivos tirantes encontravam-se agarrados a outros componentes da aeronave e arrastaram a selectora para aquela posição.

O indicador do compensador de profundidade indicava ligeira compensação para trás. O indicador do compensador de direcção indicava ligeira compensação para a esquerda.

As alavancas de potência, mistura e RPM encontravam-se na posição “todas à frente”. A selectora de *flaps* e a alavanca do trem encontravam-se na posição neutral. O *flight director* estava seleccionado em modo “NAV”.

No painel do lado esquerdo, a selectora de rumos estava seleccionada para o rumo 005°; o horizonte indicava 30° de pranchamento invertido pela esquerda, o termómetro 11° C, o *gyro vacuum* 36 polegadas, o variómetro 1400 pés/min de razão de descida, o altímetro 980´ de altitude e 29.80 polegadas de pressão na janela de “Kollsman”.

No Painel do lado direito a selectora de rumos indicava 295°, o velocímetro 138 kts, o horizonte 30° de pranchamento invertido pela esquerda e o altímetro 900´ (29.92). O ponteiro do variómetro estava encostado ao batente indicando > 2000´ de razão de descida.

O equipamento ELT encontrava-se etiquetado como “inop”.

1.13 Informação médica e patológica

Não há evidências médicas de que factores fisiológicos ou incapacidades tivessem afectado a performance dos membros da tripulação.

No local dos destroços foi encontrada uma caneta de insulina com indicação de que a validade do produto tinha expirado em 2008. Apesar disso, a investigação enviou a caneta para o laboratório representante da marca que elaborou um relatório circunstanciado onde se afasta a possibilidade da mesma ter sido usada recentemente e, em particular, por qualquer dos ocupantes da aeronave.

1.14 Fogo

Não se detectaram evidências de fogo em voo ou depois do impacto.

1.15 Aspectos de Sobrevivência

A desintegração da aeronave em voo e a violência do impacto condicionaram a sobrevivência dos ocupantes. O alerta foi dado por populares que se aperceberam da queda da aeronave e que telefonaram de imediato para a ANPC.

Os dois pilotos aos comandos encontravam-se amarrados aos cintos. O aluno piloto que viajava atrás foi projectado e encontrava-se a cerca de 40 metros antes daqueles.

1.16 Ensaios e pesquisas

Os dois motores da aeronave foram enviados para o fabricante “Teledyne Continental Motors, Inc.” nos EUA onde foram examinados na presença de um investigador do NTSB. A transcrição dos sumários dos relatórios de peritagem é a seguinte: ***inspection of the engine did not reveal any pre-impact abnormalities that would have prevented normal operation and production of rated horsepower.*** (ver relatórios completos em Anexo F)

A peritagem aos instrumentos foi efectuada numa empresa de Alverca, certificada em instrumentos de aviação. Especial atenção foi requerida na verificação do funcionamento dos interruptores do manche do lado esquerdo. Os testes efectuados ao *A/P disconnected switch* não foram conclusivos quanto ao seu funcionamento.



Figura 6.

O GPS Bendix/King modelo KLN 90B P/N 066-04031-1122 S/N 26469 foi recuperado do acidente e apresentava-se danificado. A caixa exterior estava distorcida o que provocou danos na memória interior. A investigação contactou inicialmente a “Honeywell Aerospace” e numa fase posterior a BEA (França) para obter informação da unidade. A informação guardada na memória volátil perdeu-se quando faltou a energia eléctrica.

O actuador do compensador de profundidade foi encontrado numa posição extrema de *pitch down*.

Os restantes destroços da aeronave foram enviados para o Departamento de Ciências Aeroespaciais da Universidade da Beira Interior (UBI), na cidade da Covilhã, que procedeu a diversos tipos de testes estruturais:



Figura 7.

“...A análise microscópica da superfície de fractura da longarina da asa esquerda, que evidenciava forte deformação na zona de fixação com a fuselagem e que se apresentava dobrada segundo o plano de flexão da asa, revelou que a longarina não fracturou

por mecanismos de fadiga estrutural. Foram detectados indícios claros de deformação plástica do componente que resultaram numa rotura dúctil, o que significa que a longarina partiu por sobre carregamento (i.e., ultrapassou o limite de resistência estrutural do material).

A fixação do *flap* esquerdo foi analisada com particular atenção, para a detecção de eventuais vestígios de corrosão galvânica que afectassem os apoios do *flap*, atendendo às recomendações do fabricante neste sentido. Os peritos não detectaram vestígios de corrosão nos componentes dos flaps.

A deformação da chapa de revestimento do *flap* e a superfície de fractura dos rebites usados nos apoios indiciam que este componente foi "arrancado" da asa por algum tipo de sobrecarga..." (ver Anexo E).

1.17 Informação de organização e gestão

O Operador era uma Escola de Instrução de Pilotagem certificada pela Autoridade Nacional de Aviação Civil e que operava a partir do aeródromo de Évora.

Em 2009, a escola recebeu um aumento considerável do número de alunos. Nesse mesmo ano, no período compreendido entre 13 de Abril e 15 de Setembro, aeronaves do operador estiveram envolvidas em nove incidentes na fase de aterragem⁹.

A instrução de voo não incluía a recuperação de atitudes anormais por referências visuais ou por instrumentos.

A Autoridade Aeronáutica de Aviação Civil também não requeria a obrigatoriedade desse treino.

1.18 Informação adicional

1.18.1 Diferenças entre as aeronaves SENECA do Operador

A aeronave registo OO-TML (s/n 3449089) chegou a Évora, em 18/07/2009, e foi integrada na frota de plurimotores da AAE onde já existiam as aeronaves Seneca V registo CS-DEQ (s/n 3449233) e CS-DER (s/n 3449236). A aeronave registo OO-TML apresentava algumas diferenças em relação às restantes aeronaves Seneca V exploradas pela AAE (ver tabela 8.)

A aeronave registo OO-TML tinha maior peso básico e estava certificada para menor MTOM. Por sua vez, o piloto automático KFC 150 instalado no OO-TML diferia do pilo-

⁹ Três destes incidentes foram aterragens com trem recolhido.

to automático STC 55X instalado nas restantes aeronaves. Também se registavam algumas diferenças ao nível do painel de instrumentos particularmente do lado direito.

| Registo | Peso básico (Lbs) | MTOM (Lbs) | Carga útil (Lbs) | Braço (Inches) | Momento (Lbs - in) | Piloto Automático |
|------------------|-------------------|-----------------------|------------------|----------------|--------------------|-------------------|
| OO-TML | 3 620,8 | 4 407,0 ¹⁰ | 786,2 | 87,87 | 318 160 | KFC 150 |
| CS-DEQ CS-DER | 3 555,5 | 4 750,0 | 1 194,5 | 88,04 | 313 026 | STC 55X |
| Diferença | 65,3 | 343,0 | 408,3 | 0,17 | 5 134 | |

Tabela 8.

1.18.2 Ocorrências com o compensador eléctrico de profundidade da aeronave

Nos voos precedentes tinha havido algumas ocorrências relacionadas com o mau funcionamento do compensador eléctrico de profundidade. Algumas dessas ocorrências não foram escritas no *Log Book* nem reportadas à manutenção.

Os depoimentos que se seguem foram feitos, na condição de anonimato, por pilotos instrutores e alunos que experimentaram problemas relacionados com o funcionamento do compensador

List of malfunctions of electrical trim

Report by pilot A

Trim locked during run up Reported to Maintenance.

Report by pilot B

One month ago, it happened to me a strange malfunction of the electrical trim during a navigation flight. We were established at a cruise altitude (probably FL090) and we were requested from Faro Approach to start descending to an altitude (probably 4000 or 3000 ft) in order to perform an ILS approach. We were not using Autopilot or Flight Director. During the levelling-off procedure, the student told me that the electrical trim was not working any more, so I requested him/her to use the pitch trim manually. He/she tried, but the pitch trim was stucked and was not possible to move the pitch trim towards UP position. Immediately I pulled-out the "Pitch trim" circuit breaker and the trim was released (unblocked); we continued the rest of the descent and the approach trimming manually. This problem didn't cause any loss of altitude as soon as my reaction was to pull-out the circuit breaker immediately.

After performing the ILS approach at Faro and when established again at any cruise altitude (probably FL080 or FL100), I decided to check again the malfunction of the

¹⁰ MTOM certificado após a instalação do KIT nº 766 – 632

electrical trim. I reset the circuit breaker and the electrical trim was working perfectly. The problem was not duplicated any more and we continued the flight using not only the electrical trim but the Autopilot as well finding no more problems during the rest of the flight. Not reported to maintenance

Report by pilot C

Monday 14th September;

During a level flight the student noticed a electrical trim runaway, the autopilot was NOT being used the student advised me about it and I told him to push and hold the autopilot disconnect button (red button on left control yoke) so stopping the trim runaway while I looked for the breaker and pulled it. No further problem was encountered during the flight.

While taxiing back to the parking I reset the breaker and checked again the trim, no malfunction was noticed. The problem was not reported to maintenance as I forgot it due to the few time I had before starting my next activity (simulator session) so I just could jump out of the plane and rush for it.

Tuesday 15th September;

The mission conducted was use of autopilot and flight director, so both were used along the flight normally using them until few minutes before the approach when became disengaged as the student wasn't completely able to manage the approach and the flight director at the same time. During the whole flight no problem was experienced about the auto flight system. Nothing was reported as it worked perfectly.

Report by pilot D

Trim runs away during AP test on the ground a couple of times; not reported.

Report by pilot E

Detected from the 8 to the 15th of Sep:

Electrical trim blocked during two occasions, and back to move by using the electrical trim selector.

Report by pilot F.

On the 14th of September 2009, one day before the accident with the Seneca V, OO - TML, I had a flight with that plane, with an instructor.

In the before taxi checklist we have to check the electrical trim, witch I did, and it was working. After that, in the holding position, we have to do the before take-off checklist and among other items check if both trims are neutral. I noticed that the pitch trim was in the most nose down position. I was almost sure that when I checked if the electrical

Relatório Final nº 35/ACCID/2009

trim was working I lefted in the neutral position but it wasn't. I used the manual pitch trim to put it again on neutral.

It was a visual flight to train air work and circuits in N-1, so we did an N departure and went to Arraiolos. I was always using the electrical trim. When we were leaving Arraiolos inbound Vimieiro, and already at 3000 ft, suddenly the plane was pitching down. I tried to pull the controls backward but I couldn't, it was stuck in the nose down position. Quickly the instructor said it was a trim runaway and solved it, I'm not sure how, but he explained to me that it was solved by pulling the circuit breaker and pressing the control wheel steering. He told me to start using only the manual trim for the rest of the flight.

1.18.3 Resolução de problemas do piloto automático e compensador

Na eventualidade de ocorrência de mau funcionamento do piloto automático, ou se em qualquer momento não estiver a funcionar ou a seguir as instruções conforme esperado, não se deve experimentar identificar a causa do problema com o sistema. O piloto deve recuperar imediatamente o controlo da aeronave, sobrepondo-se ao AP conforme necessário, e desligar imediatamente o piloto automático não o voltando a ligar antes do problema ter sido identificado e corrigido.

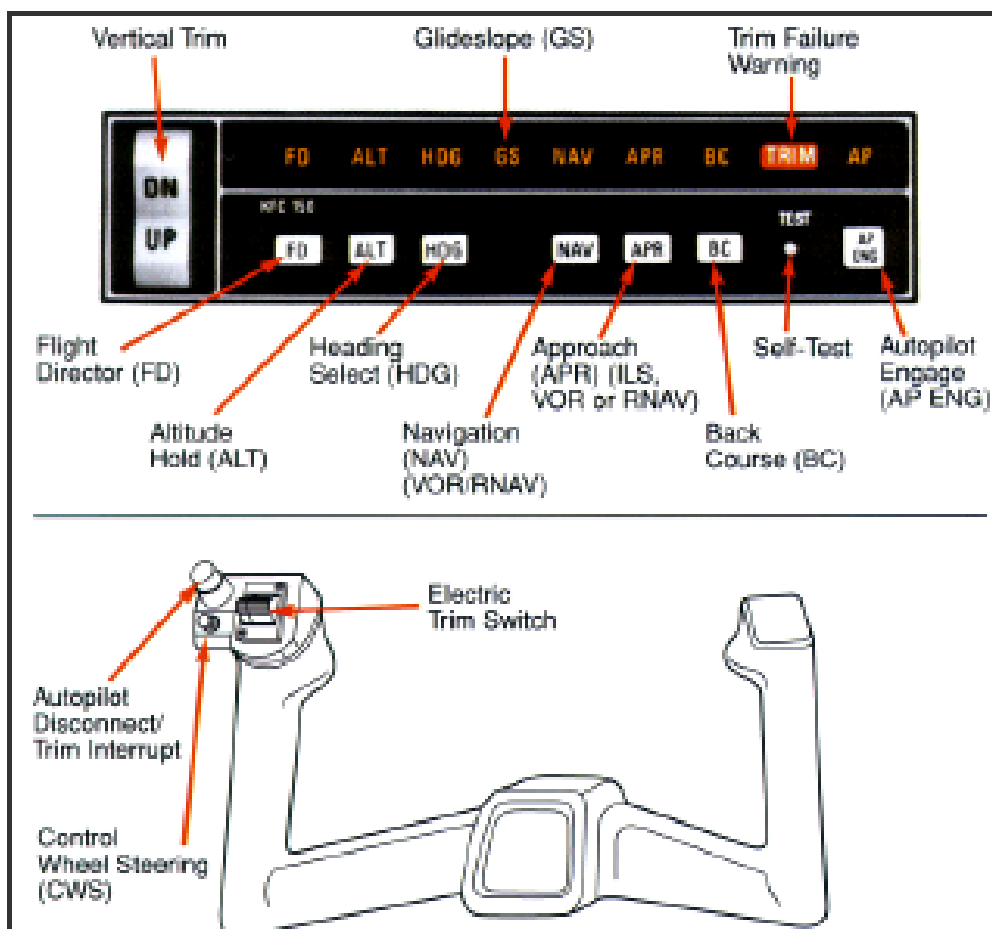


Figura 8.



Figura 9.

O Piloto automático pode ser desligado do seguinte modo: (1) Premindo o "AP Disconnect Switch" localizado do lado esquerdo do manche esquerdo; (2) Colocando na posição "OFF" o "AP Master Switch"; (3) Interrompendo momentaneamente a energia eléctrica da aeronave, através do "Battery Master Switch"; (4) Puxando o disjuntor do piloto automático.

Na eventualidade de uma falha do compensador o piloto deve controlar manualmente a aeronave e pressionar o "AP Disconnect Switch/Trim interrupt", colocar o "Trim Master Switch" na posição "OFF", puxar o respectivo disjuntor e largar o "Interrupt Switch", compensar a aeronave e manter o sistema do compensador desligado até que o problema seja corrigido.

Um mau funcionamento do piloto automático durante a subida, cruzeiro ou descida, com três segundos de atraso em iniciar a recuperação, pode resultar num pranchamento da ordem dos 57° e em 380' de altitude perdida.

Um mau funcionamento do piloto automático ou do compensador automático, durante uma aproximação, com um segundo de atraso do início da recuperação pode resultar num pranchamento de 20° e em 60' de altitude perdida.

Esta informação, sobre o funcionamento do piloto automático KFC 150, não constava do capítulo 9 (*Supplements*) do *Pilot,s Operating Handbook (POH)*, versão de 1996 revista em 2001, distribuído aos alunos do curso ATPL (A)¹¹.

¹¹ Os pilotos teriam de saber desligar o piloto automático e o compensador eléctrico de profundidade com o *disconnected button* por memória e referência ao checklist.

2. Análise

2.1 Geral

O piloto Instrutor e o aluno piloto estavam devidamente certificados e qualificados de acordo com os regulamentos nacionais.

A aeronave estava devidamente certificada.

O Manual de Voo não incorporava procedimentos sobre o piloto automático.

A dispersão dos componentes por uma área muito grande evidenciava uma falha estrutural da aeronave em voo.

Os componentes recolhidos não mostravam evidências de falhas de motor ou sistemas.

O acidente não era susceptível de ter sobreviventes.

A manutenção não cumpriu com uma Inspeção especial ao interior dos *flaps* para detecção de corrosão galvânica. Não obstante, a peritagem aos fragmentos dos flaps não identificou qualquer ponto de corrosão susceptível de ter contribuído para o acidente.

A peritagem aos motores não detectou a presença de quaisquer anormalidades que impedissem o seu normal funcionamento e produção de tracção, antes de impacto.

A peritagem à estrutura da aeronave não detectou quaisquer indícios de modos de ruína intrínsecos ao próprio material da estrutura, designadamente, fadiga e corrosão.

A análise discutiu a seguinte informação:

- As qualificações e experiência de voo dos tripulantes;
- Publicações;
- Os cálculos de massa e centragem;
- A utilização dos cintos de segurança;
- A manutenção da aeronave;
- O sistema do piloto automático;
- Os factores humanos;
- A informação dos radares.

A investigação formulou e discutiu uma hipótese provável.

2.2 Operações de voo

2.2.1 Qualificação e experiência de voo dos tripulantes

Piloto instrutor

O Piloto Instrutor estava licenciado e qualificado para operar a aeronave. A sua experiência neste tipo de aeronave era de 86:00 horas de voo. Destas, 13:15 foram efectuadas na aeronave acidentada e as restantes em aeronaves Seneca V equipadas com um piloto automático diferente do instalado na aeronave acidentada. A actividade aérea do PI, nos 90 dias que precederam o acidente, resumiu-se a 13:15 horas de voo em condições VFR diurno.

O último voo nocturno do PI data de 07 de Maio de 2009. Tratou-se de um voo com a duração de 02:10 e em que a aeronave descolou de LEMG quando faltavam 20 minutos para o pôr-do-sol. O piloto registou na caderneta de voo¹² 02:10 horas de voo nocturno, como se o voo tivesse sido efectuado, na sua totalidade, em condições especiais de voo nocturno¹³.

Situações similares verificaram-se no registo das “condições especiais de voo” em que, tempos totais de voo foram considerados como se tivessem decorrido em condições de voo IFR apesar da operação se ter realizado a partir do aeródromo de Évora¹⁴, onde apenas é autorizado o tráfego VFR e não existe qualquer descida de instrumentos.

Estes factos revelam a existência de diferenças significativas entre as horas de voo registadas como “voo nocturno” e “voo por instrumentos” e as horas realizadas pelo piloto nessas condições especiais de voo.

Aluno piloto

O aluno piloto estava licenciado para operar a aeronave e efectuava a sua terceira missão de voo, primeira de voo nocturno, em aeronaves multimotores. No programa de curso, a viagem de navegação só estava prevista para uma fase posterior, para quando o aluno já tivesse alguma experiência de voo no avião. A investigação considera que um aluno com esta reduzida experiência de voo na aeronave pode não ter capacidade para participar na resolução de situações que requeiram a sua pronta intervenção, particularmente em condições de voo nocturno.

¹² A Caderneta de Voo é o documento oficial de registo aéreo e especifica que o voo nocturno é aquele que é efectuado entre o crepúsculo vespertino civil e o princípio do crepúsculo matutino civil.

¹³ Presume-se que tenha tido a duração de 01:20 horas de voo.

¹⁴ Em Évora, durante o ano, a média diária de horas de sol é superior a 12 horas.

Por outro lado, o aluno tinha distribuído um *Pilot,s Operating Handbook (POH)*, versão de 1996 revista em 2001, que não contemplava no capítulo 9 (*Supplements*) procedimentos relativos ao piloto automático KFC 150.

2.2.2 Procedimentos operacionais

Cálculo da Massa e centragem

A aeronave estava certificada para uma MTOM de 4 407 Lbs. Os cálculos de Massa e Centragem revelam que a aeronave descolou de Sevilha com 4 768,8 Lbs, cerca de 360 Lbs acima da MTOM, e que em XAPAS o centro de gravidade já estaria dentro do envelope de voo, embora numa posição dianteira (ver tabela 6).

Esta constatação provocou alguma surpresa junto de alguns técnicos do operador, descrentes com a possibilidade de uma aeronave com capacidade para seis ocupantes puder ultrapassar a MTOM levando a bordo apenas três ocupantes e 600 Lbs de combustível.

Por outro lado, o Diário de Navegação do OO-TML registava um voo de 01:45 horas, efectuado no dia do acidente, no qual a aeronave transportou 6 pessoas a bordo. Ora, se efectuarmos os cálculos de massa e centragem com base nos 768,2 Lbs de carga útil = (massa dos ocupantes + combustível) e nas necessidades de combustível para um voo de 01:45 horas, a aeronave não poderia carregar mais do que três adultos, para não ultrapassar a MTOM certificada.

Estes factos indiciam práticas de operação incorrectas admitindo-se que possam estar relacionadas com a rotina da exploração das restantes aeronaves Seneca do Operador, certificadas para uma MTOM de 4750 Lbs.

Utilização dos cintos de segurança

A aeronave efectuou uma aproximação seguida de tocar e andar na pista do Aeroporto Internacional de Faro. A manobra foi filmada pelo aluno-piloto que viajava atrás e que, para o efeito, teve de se acomodar atrás dos outros dois tripulantes. Ora, sabendo-se que a aeronave não tem assento naquela posição, pode concluir-se que, este aluno piloto não tinha o cinto de segurança colocado, durante esta fase crítica do voo. Este facto revela que não foi cumprido o item “cintos apertados”, que consta dos procedimentos do “approach checklist”, o que constitui uma prática contrária aos princípios da segurança de voo e às boas práticas de uma escola de instrução de voo.

Publicações

O *Pilot,s Operating Handbook (POH)* distribuído aos alunos era uma versão de 1996, revista em 2001, em cujo capítulo 9 (Supplements) não constavam procedimentos relativos ao funcionamento do piloto automático KFC 150.

O desconhecimento sobre o funcionamento do “piloto automático KFC 150” está bem patente nalguns reportes constantes da “List of malfunctions of electrical trim” (ver parágrafo 1.18.2) nomeadamente relativos a ocorrências de *run away trim*, com a aeronave no chão. Esta situação está prevista no manual do equipamento sob o título de “emergency procedures”: “operating the autopilot on the ground may cause the auto trim to run, because of back forces generate by elevator down springs or pilot induced forces” (ver figura 9).

2.3 Aeronave

Manutenção da aeronave

O *Maintenance Manual, PA-34-220T, SENECA IV/V, (5-30-00)* requeria uma inspecção especial, a cada 200 hv, ao interior dos *flaps* das aeronaves que tivessem acumulado mais de 10 anos de tempo de serviço. A última inspecção aos *flaps* foi efectuada na Bélgica em 12 de Fevereiro de 2009 (5397:00 hv). A partir desta data não há registos de inspecções ao interior dos *flaps* o que significa que houve um défice de duas inspecções aos *flaps*.

O conhecimento desta situação motivou um pedido junto dos engenheiros do Departamento de Ciências Aeroespaciais da UBI para dedicarem especial atenção à peritagem aos *flaps*. Os peritos não detectaram qualquer indício de corrosão ou de outras não conformidades relacionadas com os *flaps*.

Piloto automático

O *autopilot disconnected switch* estava instalado, apenas, no *manche* do lado esquerdo. Tratando-se de uma aeronave de instrução, em que o piloto instrutor voava sentado na cadeira do lado direito, justificava-se a instalação de outro *autopilot disconnected switch* no *manche* do lado direito, prevista pelo fabricante, para facilitar a intervenção do piloto na resolução de uma ocorrência do tipo *run away trim*.

As restantes aeronaves Seneca do Operador – naquelas em que o PI tinha mais experiência de voo – estavam equipadas com pilotos automáticos STC 55X cujas características permitem ao piloto sentado à direita resolver uma ocorrência de *run away trim* sem ter que intervir no *manche* do lado esquerdo.

2.4 Factores humanos

O PI confidenciou à sua namorada que tinha preocupações de segurança e que iria suspender a actividade aérea para se matricular na Universidade de Sevilha.

Em Maio, solicitou férias antecipadas alegando motivos de cansaço. Gozou férias durante os três meses de Verão e foi operado ao nariz não voltando a ser reavaliado pela medicina aeronáutica conforme especificado no JAR-FCL 3.040.

A investigação foi incapaz de estabelecer as razões que levaram o PI a referir-se a preocupações de segurança.

A fadiga, um elemento susceptível de diminuir a concentração e o tempo de reacção dos pilotos a novas situações, não foi considerado factor contributivo.

2.5 Informação dos radares

Os registos MSSR ATC Radar, nomeadamente Beja (*mode ident S*) e Lisboa, Faro e Fóia (*mode ident A e C*) indicam que a aeronave subiu normalmente para FL 080 e que se manteve nivelada durante 40 segundos antes de entrar numa descida acentuada. A tripulação não reportou XAPAS (um ponto de reporte obrigatório) nem respondeu às chamadas do ATC. Estes factos sugerem que os problemas com a aeronave podem estar relacionados com a execução de procedimentos ou a ligação de equipamentos na fase de nivelar.

Todos os radares perderam o sinal da aeronave no início da descida. No entanto, o radar de Beja voltou a captar um sinal da aeronave aos 4000'. A investigação considera que a perda da informação pelos radares pode estar relacionada com a posição relativa da antena do transponder em relação às estações radar, ou devido a uma falha eléctrica.

Com efeito, é provável que a aeronave tenha entrado numa atitude anormal próxima do voo invertido “escondendo” dos radares¹⁵ a antena do transponder, situada no intradorso da aeronave. Assim sendo, a captura observada, apenas, pelo radar de Beja seria justificada pela baixa altitude da aeronave e pela sua proximidade relativa.

Uma outra possibilidade que justificaria a perda do sinal dos radares seria a ocorrência de uma falha eléctrica total na aeronave o que provocaria a interrupção do funcionamento do transponder. Neste caso, estaríamos perante um falha eléctrica momentâ-

¹⁵ O funcionamento e informação dos radares foram detalhadamente discutidos com os engenheiros da NAV Portugal, EPE.

nea, dado que a aeronave voltou a ser captada pelo radar de Beja¹⁶ quando passou pelos 4000´.

2.6 Hipótese provável: “A tripulação foi confrontada com uma situação de *run away trim* e perdeu o controlo da aeronave que entrou numa descida acentuada e ultrapassou os limites de carga estrutural acabando por se desintegrar no ar”.

Os registos dos radares revelam que a aeronave entrou, repentinamente, numa descida acentuada. Por outro lado, o actuador do compensador de profundidade foi encontrado numa posição extrema de *pitch down* (ver figura 7) o que indicia uma ocorrência do tipo *run away trim*.

Esta hipótese também é suportada pelos depoimentos dos pilotos que reportaram problemas relacionados com o compensador eléctrico com relevo para um que aconteceu no dia anterior ao do acidente suddenly the plane was pitching down. I tried to pull the controls backward but I couldn't, it was stuck in the nose down. Quickly the instructor said it was a trim runaway and solved it.

A diversidade dos depoimentos e a sua distribuição ao longo dum curto espaço de tempo revela que a causa (s) dos problemas não foi identificada (s) e/ou eliminada (s) pelos técnicos da manutenção que, por sua vez, nalguns casos nem sequer terão tido conhecimento da sua existência, por não terem sido reportados.

Uma ocorrência do *tipo run away trim* podia estar relacionada com a compensação da aeronave durante a fase de nivelar, com ou sem o piloto automático acoplado. Por outro lado, na eventualidade do aluno piloto que viajava atrás se ter deslocado para junto dos outros pilotos (situação mais favorável com a aeronave nivelada), o centro de gravidade também se deslocaria mais para a frente o que dificultaria ou tornaria impossível a recuperação de uma situação de *pitch down*.

Uma ocorrência de *run away trim* requeria uma acção imediata por parte do piloto instrutor, que teria de manter o controlo da aeronave, identificar a ocorrência, premir e manter pressionado o *AP disconnected switch*, localizado do lado esquerdo do manche do aluno (figura 10), enquanto identificava e desligava o disjuntor do *pitch trim*, localizado no painel do lado direito (figura 11).

¹⁶ Esta situação foi simulada em voo interrompendo a alimentação eléctrica do transponder de uma aeronave Seneca. O radar recuperou imediatamente o sinal da aeronave.



Figura 10.



Figura 11.

A investigação considera que a reduzida experiência de voo do instrutor naquele tipo de aeronave, agravada pelo facto de ter sido adquirida durante um período de tempo dilatado e em aeronaves com algumas diferenças significativas, associada às condições de voo nocturno, influíram nos acontecimentos.

De facto, a experiência de voo do PI na aeronave resumia-se a 13:15 horas acumuladas durante voos locais que não requeriam a utilização do piloto automático. Daqui resulta a convicção de que o primeiro contacto do PI com o piloto automático¹⁷ KFC 150 instalado na aeronave terá acontecido, provavelmente, no dia do acidente.

O atraso de três segundos no início da recuperação de uma situação de mau funcionamento do piloto automático ou do compensador de profundidade podia resultar num pranchamento da ordem dos 57°. A experiência do PI seria fundamental para recuperar a aeronave de uma atitude anormal, sobretudo por se tratar de um voo nocturno caso em que a utilização de técnicas de recuperação por instrumentos¹⁸ poderia ser requerida. A Escola não praticava a recuperação de atitudes anormais por referências visuais ou por instrumentos e, frequentemente, antigos alunos passavam a instrutores arrastando consigo este hiato.

O disjuntor do *pitch trim* foi encontrado na posição “on” podendo significar que, na eventualidade de uma situação de *run away trim*, o instrutor não conseguiu localizá-lo e/ou desligá-lo antes de perder o controlo da aeronave. Numa situação extrema, e como último recurso, o instrutor poderia desligar momentaneamente a energia eléctrica através do *Battery master switch*. Esta perda de energia momentânea justificaria a perda do sinal da aeronave pelos radares e o posterior registo do radar de Beja aos 4000’.

¹⁷ Fotografias do cockpit da aeronave, tiradas em diferentes fases do voo de Évora para Sevilha mostram o Flight Director seleccionado nas funções heading e/ou altitude e o piloto automático não acoplado.

¹⁸ A presença de uma povoação iluminada, do lado direito do PI, e uma noite estrelada eram factores susceptíveis de poder contribuir para a desorientação espacial durante a recuperação de uma atitude anormal por referências exteriores.

Relatório Final nº 35/ACCID/2009

O piloto instrutor também podia ter requerido a intervenção do aluno, porque melhor posicionado, para pressionar o *AP disconnected* switch, no entanto, a reduzida experiência de voo do aluno-piloto na aeronave e as dificuldades inerentes à condição de voo nocturno não garantiam o sucesso da sua participação. Nas situações reportadas anteriormente verificou-se que os instrutores com experiência no avião resolveram facilmente situações deste tipo. Contudo, também se constatou que os respectivos alunos não conseguiram identificar as situações¹⁹ e desconheciam o modo como lidar com elas.

¹⁹ Estes casos ocorreram durante o dia e em condições de voo VFR, ou seja, em circunstâncias mais favoráveis.

3. Conclusões

3.1 Factos verificados

01. A tripulação estava certificada e qualificada para operar a aeronave.
02. A aeronave estava certificada de acordo com os regulamentos.
03. O Manual de Voo não incorporava procedimentos sobre o piloto automático.
04. A aeronave não foi sujeita à inspecção especial ao interior dos *flaps*, para detecção de corrosão, requerida em aeronaves com mais de 10 anos de serviço aéreo. Os peritos não detectaram corrosão nos componentes dos flaps.
05. A aeronave descolou de Sevilha com massa superior às 4407 Lbs de MTOM para que estava certificada. No momento do acidente o centro de gravidade estaria, numa posição dianteira, dentro dos limites prescritos.
06. A dispersão dos componentes por uma área muito vasta evidenciava que houve falha estrutural da aeronave em voo.
07. Os componentes recolhidos não mostravam evidências de falhas de potência ou de sistemas.
08. O actuador do compensador de profundidade encontrava-se numa posição extrema de *nose pitch down*.
09. O acidente não era susceptível de ter sobreviventes.
10. Nos quatro meses que antecederam o acidente, o operador registou nove incidentes com aeronaves na fase de aterragem.
11. O operador não ministrava instrução de recuperação de atitudes anormais por referências visuais ou por instrumentos nem a Autoridade Nacional de Aviação Civil requeria este tipo de treino.
12. Os Pilotos Instrutores não treinavam a recuperação de atitudes anormais.
13. As horas de voo registadas pelo piloto instrutor como tendo sido realizadas em condições de voo especial (VN e IFR) não correspondiam às horas de voo efectivamente realizadas nessas condições.
14. O PI tinha estado pouco familiarizado com a utilização do piloto automático KFC 150 instalado na aeronave.
15. A aeronave experimentou, anteriormente, diversos problemas de mau funcionamento do compensador de profundidade.

16. Os pilotos não reportavam todas as ocorrências no *Log Book*.
17. A aeronave registo OO-TML estava certificada para uma MTOM inferior, e equipada com um piloto automático diferente, em relação às restantes aeronaves Seneca do operador.
18. O *Pilot,s Operating Handbook* distribuído aos alunos não contemplava, no capítulo 9 (*Supplements*), procedimentos relativos ao piloto automático KFC 150. Não obstante, os pilotos teriam de saber desligar o piloto automático e o compensador eléctrico de profundidade com o *disconnected button* por memória e referência ao checklist.
19. Não há evidências que a fadiga tenha sido factor contributivo para o acidente.

3.2 Causa provável

A investigação determinou que a causa provável deste acidente foi uma ocorrência do tipo *run away trim*, não resolvida de forma adequada pela tripulação, o que conduziu à perda de controlo da aeronave e conseqüente ultrapassagem dos limites de carga estrutural de que resultou a desintegração da aeronave em voo.

A falta de treino de recuperação de atitudes anormais, por parte do piloto instrutor, agravada pelas condições de noite escura e sem referências exteriores, foi considerado factor contributivo.

Na altura do acidente o operador não ministrava instrução de recuperação de atitudes anormais, por referências visuais ou por instrumentos, nem tal era requerido pela Autoridade Nacional de Aviação Civil.

4. Recomendações

4.1 No decorrer da investigação os investigadores recomendaram à Academia Aeronáutica de Évora a implementação de um programa de recuperação de atitudes anormais dirigido aos instrutores de voo.

O Operador concordou com as recomendações dos investigadores e tomou várias outras iniciativas para prevenir recorrências e melhorar a segurança da operação aérea.

Para o efeito, requisitou os serviços e as aeronaves de uma empresa especialista em voos acrobáticos que executou um programa de voos de recuperação de atitudes anormais, *vrilles* e espirais descendentes dirigido aos instrutores, para lá do requerido pelos regulamentos;

Entretanto, realizou uma auditoria externa às operações de voo, manutenção e segurança de voo;

Reorganizou o Departamento de Manutenção e reviu as comunicações entre as operações e a manutenção;

Todas as aeronaves foram inspeccionadas, por especialistas de manutenção exteriores à AAE, e testadas em voo;

Implementou um novo “Safety Management System” com inclusão de um sistema de reporte de ocorrências, aberto e não punitivo;

Introduziu novos elementos de treino de utilização do piloto automático e do compensador de profundidade de aeronaves Seneca, em situações normais, anormais e de emergência;

Os manuais de instrução foram revistos de forma a contemplarem a recuperação de atitudes anormais;

O Manual de Procedimentos das aeronaves Seneca passou a incluir um item relativo ao mau funcionamento do piloto automático e do compensador;

Face ao que precede a investigação considera não haver necessidade de dirigir mais recomendações ao Operador.

4.2 Como resultado desta investigação recomenda-se à Autoridade Nacional de Aviação Civil:

- Que intervenha junto das escolas de instrução de voo no sentido de garantir que os cursos ATPL incluam treino efectivo de recuperação de atitudes anormais por referências visuais e por instrumentos. **Recomendação nº 02/2011.**
- Que aumente a supervisão dos operadores que experimentem um rápido crescimento de actividade aérea ou do número de acidentes e incidentes com aeronaves. **Recomendação nº 03/2011.**

Lisboa, 15 de Setembro de 2011

Investigador Responsável



Fernando Lourenço

Investigador Técnico



António Alves

Investigador Técnico



António Barros

FL

5. ANEXOS

Anexo A – Plano de Voo

FLIGHT PLAN PLANO DE VOO

SPECIFIC IDENTIFICATION OF ADDRESSE(S) AND/OR ORIGINATOR
AD: LPBJZPZX LPFRZPZX LEZLZPZX

3 MESSAGE TYPE 7 AIRCRAFT IDENTIFICATION 8 FLIGHT RULES TYPE OF FLIGHT
(FPL - EVR11 - Y X

9 NUMBER TYPE OF AIRCRAFT WAKE TURBULENCE CAT 10 EQUIPMENT
- PA34 / L - SDRG / C

13 DEP AD TIME
- LEZL 1900

15 CRUISING SPEED LEVEL ROUTE
- N0147 F110 → ONUBA R47 MINTA R47 VFA W7 SOTEX/VFR

16 DEST AD TOTAL EET ALTN AD 2ND ALTN AD
- LPEV 0230 → LPFR →

19 OTHER INFORMATION
- REG/OO-TML RMK/CALLSIGN DIANA11 TRAINING FLIGHT
-REQ APP LEZL
-REQ APP LPFR
ANY IFPS CHANGES ARE ACCEPTED
EET MINTA 0040)

SUPPLEMENTARY INFORMATION

19 ENDURANCE PERSON ON BOARD EMERGENCY RADIO
UHF VHF ELBA
- E / 0430 → P / 3 → R /

SURVIVAL EQUIPMENT JACKETS
POLAR DESERT MARITIME JUNGLE LIGHT FLUORES UHF VHF
→ S / → J / X

DINGHIES
NUMBER CAPACITY COVER COLOUR
→ D / → → C →

ACFT COLOUR AND MARKINGS
A / WHITE WITH GREEN STRIPES

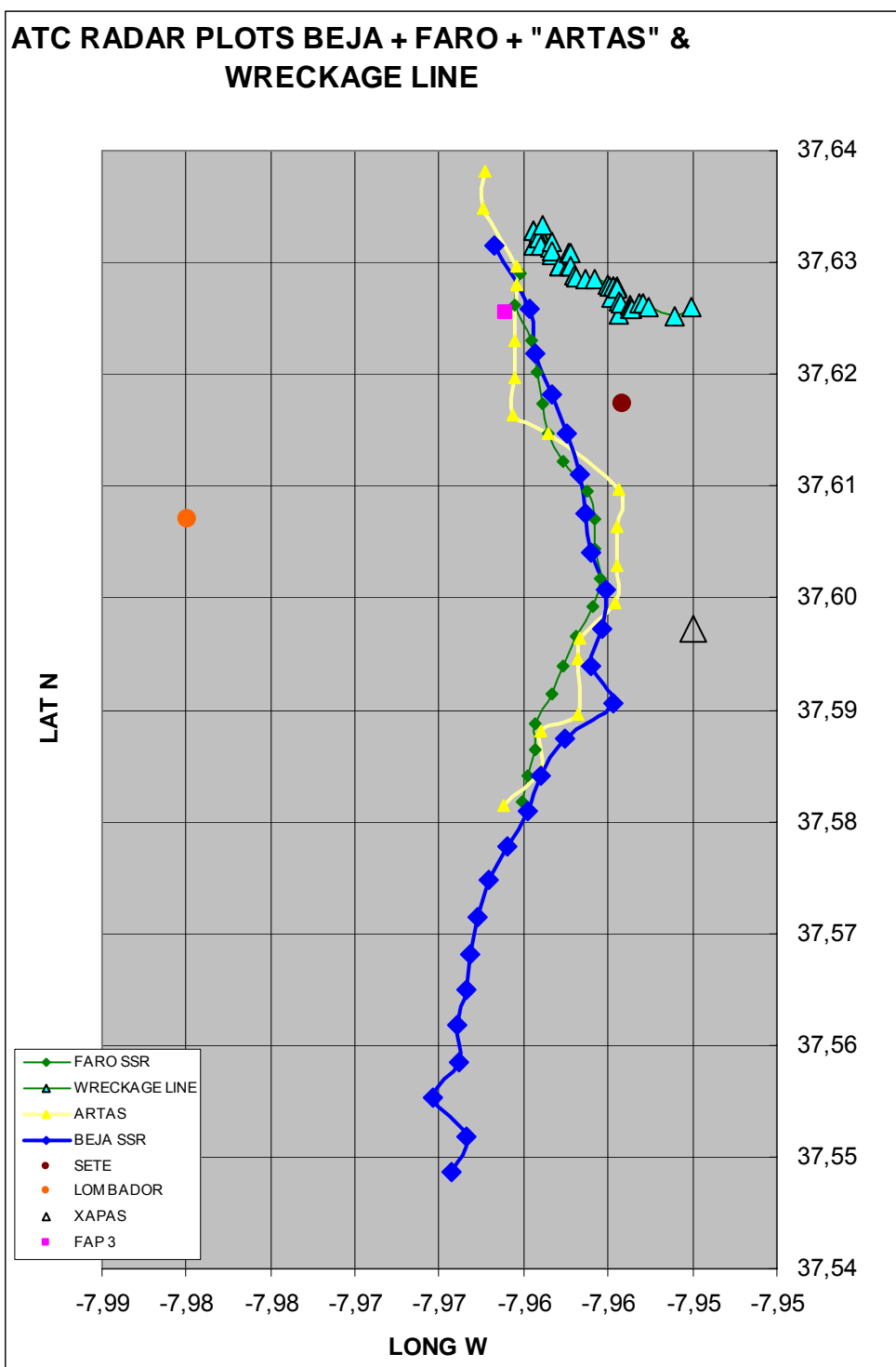
REMARKS
N /

PILOT - IN - COMMAND
C / J. TERRON)

FILLED BY : D. FALIZE
TEL: FAX:
ADDITIONAL REQUIREMENTS:

FL

Anexo B – Registos dos Radares



FL

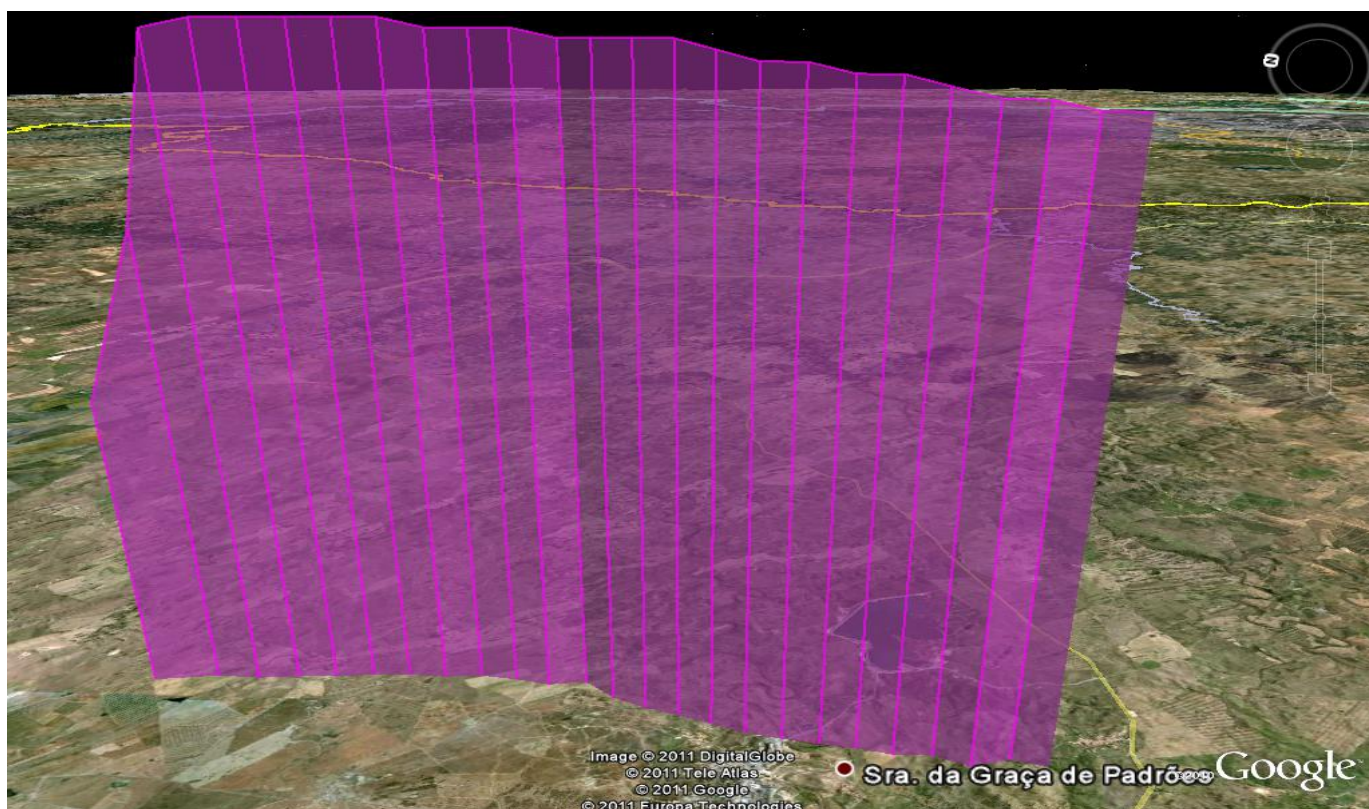
Relatório Final nº 35/ACCID/2009

O Radar de Beja é um MSSR localizado a 202 metros de altitude, com alcance de 220 NM. A antena efectua 12 voltas por minuto (cada rotação da antena = 5 segundos)

| Informação dos radares de: Faro, Foia, Lisboa, Montejunto | | | | | | |
|---|--------------|---------------|-------------|--------------|---------------|---------------|
| Hora UTC | Distância NM | Azimute V. | Altitude | VT Kts | RV ° | Radar |
| 20:53:24.02 | 36,23 | 001,25 | 8100 | 143,70 | 005,44 | Faro |
| 20:53:26.55 | 35,70 | 059,45 | 8100 | 131,8 | 001,52 | Foia |
| 20:53:28.52 | 88,67 | 140,59 | 8100 | 138,4 | 352,00 | Lisboa |
| 20:53:31.65 | 36,56 | 001,19 | 8100 | 144,8 | 002,99 | Faro |
| 20:53:32.33 | 88,53 | 140,50 | 8100 | 141,9 | 352,00 | Lisboa |
| 20:53:32.56 | 106,45 | 150,78 | 8100 | 143,0 | 359,00 | Montejunto |
| 20:53:34.18 | 35,81 | 058,77 | 8100 | 144,6 | 355,00 | Foia |
| 20:53:35.47 | 36,73 | 001,16 | 8000 | 145,7 | 001,87 | Faro |
| 20:53:36.16 | 88,39 | 140,44 | 8000 | 144,1 | 348,00 | Lisboa |
| 20:53:39.29 | 36,91 | 001,08 | 7800 | 146,8 | 000,57 | Faro |
| | | | | | | |



Projectão ortogonal do voo (*track percorrido*)



Informação obtida através do Beja MSSR.

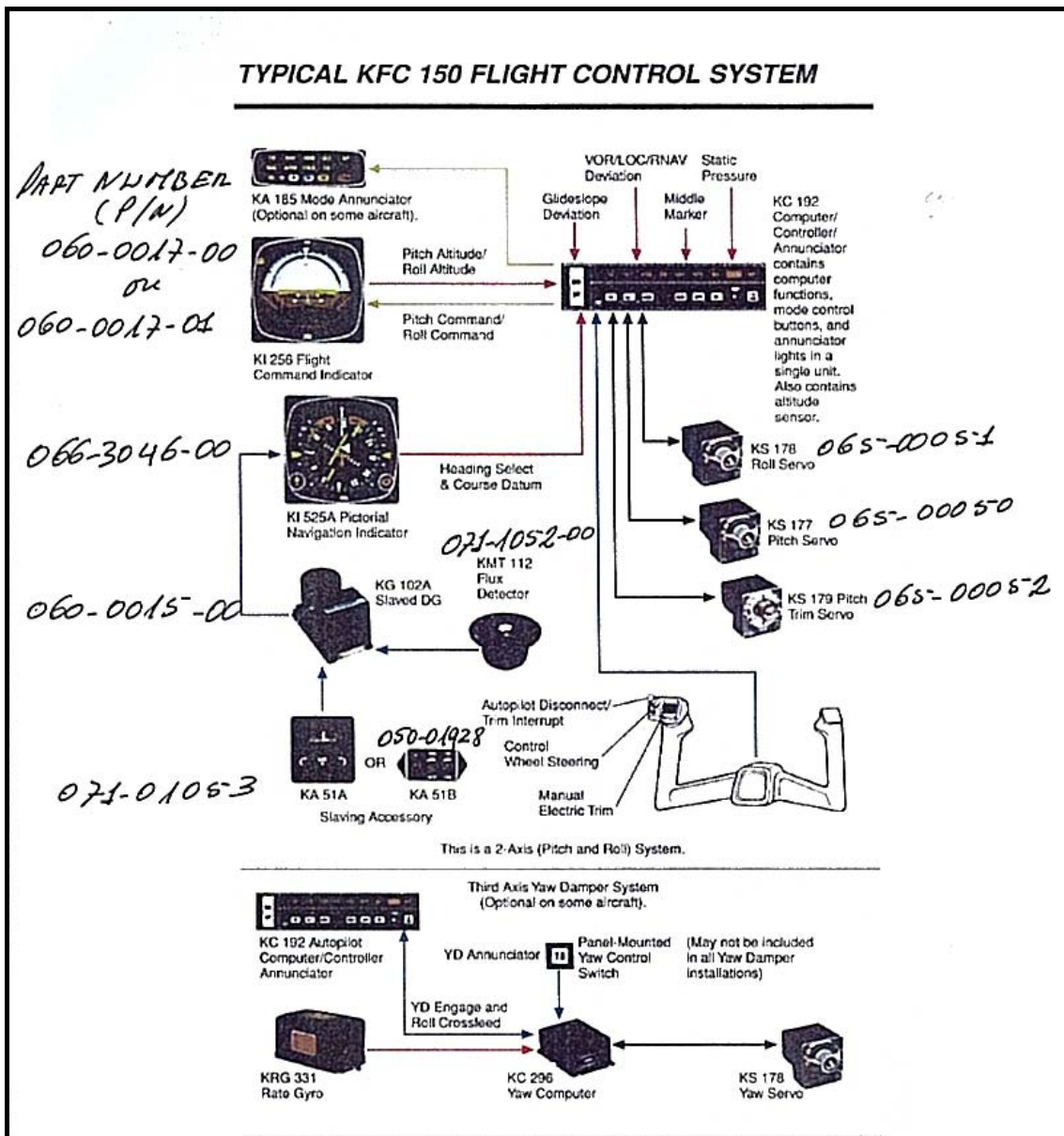
Perfil do voo, dos últimos 25 pontos detectados, visto de Oeste.

Anexo C – Fotografias



FL

Anexo D – “Typical KFC 150 Flight Control System”



Anexo E – Peritagem à Estrutura da Aeronave



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR
Faculdade de Engenharia
Departamento de Ciências Aeroespaciais

Relatório da Análise da Estrutura da Aeronave OO-TML

Covilhã
Julho de 2010

Análise à estrutura da aeronave OO-TML

1. Objectivo

O presente relatório visa apresentar as conclusões decorrentes da peritagem efectuada à estrutura e alguns componentes seleccionados da aeronave Piper Séneca V, com matrícula OO-TML, a qual sofreu um acidente em 15 de Setembro de 2009, na região de Castro Verde. Os dados apresentados neste relatório seguem uma estruturação de acordo com as orientações e solicitações emanadas pelo GPIAA, designadamente na escolha dos componentes e/ou partes da estrutura da aeronave objecto de uma análise mais pormenorizada. Todos os dados apresentados neste relatório têm um carácter estritamente factual, não tendo sido, em momento algum, adiantada qualquer explicação relativamente aos factores contributivos para o acidente envolvendo esta aeronave.

2. Contextualização sumária do problema

No dia 15 de Setembro de 2009, durante um voo de treino nocturno, o avião bimotor PA34-220T, com matrícula OO-TML e ao serviço da Academia Aeronáutica de Évora (AAE), perdeu contacto radar, pelas 20:53, quando voava a FL080. Pelas 21:45 do mesmo dia, os destroços da aeronave foram encontrados, espalhados por uma grande área, próximo da Aldeia de Sete, Concelho de Castro Verde. A aeronave foi encontrada num estado de destruição extrema, tendo resultado na morte dos seus 3 ocupantes (um instrutor de voo e dois alunos).

Na sequência de um contacto encetado por parte do GPIAA, e no âmbito do protocolo existente entre este Gabinete e a Universidade da Beira Interior (UBI), os destroços da aeronave foram enviados para as instalações desta Universidade no final de Novembro de 2009, tendo em vista a execução de trabalhos de investigação na estrutura e componentes da aeronave, de acordo com orientações fornecidas pelo GPIAA. Na altura, o Investigador Responsável pelo acidente, Sr. Tenente Coronel Fernando Lourenço, teve algumas reuniões com o ponto de contacto do Departamento de Ciências Aeroespaciais (DCA) da UBI, Prof. Doutor José Miguel Silva, de modo a poder facultar um conjunto significativo de informações relativas às circunstâncias do acidente apuradas até à data, e a algumas características técnicas da aeronave essenciais para a investigação. Durante estas reuniões iniciais, foi também manifestado um especial interesse por parte do GPIAA para que os esforços dos trabalhos de investigação na estrutura incidissem, com especial relevância, nalguns componentes específicos, designadamente: flap da asa esquerda (incluindo sistema de accionamento e zonas de fixação à asa), zona de fixação da longarina

principal da asa direita com a fuselagem, compensador da empenagem horizontal (incluindo sistema de accionamento) e empenagem vertical.

A equipa do DCA/UBI foi, adicionalmente, informada sobre a possibilidade da aeronave ter sofrido uma falha estrutural catastrófica em voo, hipótese com grande grau de viabilidade atendendo ao diagrama de destroços levantado pela equipa do GPIAA no local do acidente. De facto, este mapa indicava uma clara e extensa linha de destroços orientada a cerca de 40º para a esquerda da rota assumida pela aeronave no último contacto radar, sendo que o primeiro componente identificado (em termos de disposição espacial) seria o flap da asa esquerda. Numa posição significativamente mais à frente, apareceriam os demais componentes, designadamente (e por ordem de disposição espacial), compensadores do leme de profundidade, asas, compensador vertical e motores. Atendendo à extensão considerável da linha de destroços e ao estado de grande deformação da estrutura da aeronave, ganha consistência a hipótese que a aeronave estivesse animada de grande velocidade na altura da provável desintegração em voo e conseqüente impacto com o solo.

3. Resultados da análise à estrutura

A análise à estrutura e componentes seleccionados da aeronave acidentada baseou-se, essencialmente, num conjunto de observações visuais do estado geral de deformação dos componentes, procurando identificar indícios sobre os modos de falha ocorridos. Em particular, foi dada uma especial relevância à observação do estado superficial dos componentes e a algumas superfícies de fractura, procurando identificar características morfológicas tipicamente associadas a mecanismos de ruína característicos de acidentes com aeronaves, tais como, por exemplo, danos por fadiga, deformação plástica excessiva (i.e., acima da carga limite admissível pela estrutura) e corrosão. Os componentes sujeitos a análise foram fotografados antes e após quaisquer operações de desmontagem necessárias à sua correcta avaliação, de modo a criar um registo sobre a estrutura da aeronave no estado exacto em que a mesma foi recepcionada nas instalações da UBI. Nalgumas situações, e sempre que se justificasse, as observações foram executadas com auxílio de equipamento de microscopia adequado.

Seguidamente, apresentar-se-ão os resultados relativos às diferentes observações corroborados por alguns comentários dos autores deste relatório, os quais seguem uma estruturação consistente com as solicitações específicas recomendadas pelo GPIAA.

3.1 – Análise das asas

As asas da aeronave foram encontradas separadas da fuselagem no local do acidente. Tratando-se de um avião bimotor, com um motor em cada asa, constatou-se que o grupo motopropulsor se encontrava desacoplado de cada uma das superfícies alares, incluindo o berço do motor no caso da asa esquerda. Este facto é indiciador da elevada quantidade de movimento no momento do impacto com o solo, resultando na projecção para a frente dos elementos estruturais com maior massa (como se poderá comprovar pelo diagrama de destroços levantado no local do acidente).

Uma outra constatação imediata diz respeito ao diferente estado de deformação da longarina principal de cada uma das asas junto à raiz, i.e., na secção de fixação à zona central da fuselagem. De facto, a longarina da asa direita apresenta um estado de elevada deformação localizada nesta região, conforme se pode observar na Fig. 1. A deformação deste componente ocorreu, claramente, no plano vertical perpendicular à asa, resultando de um esforço de flexão actuante neste plano e no sentido descendente, i.e., do extradorso para o intradorso.

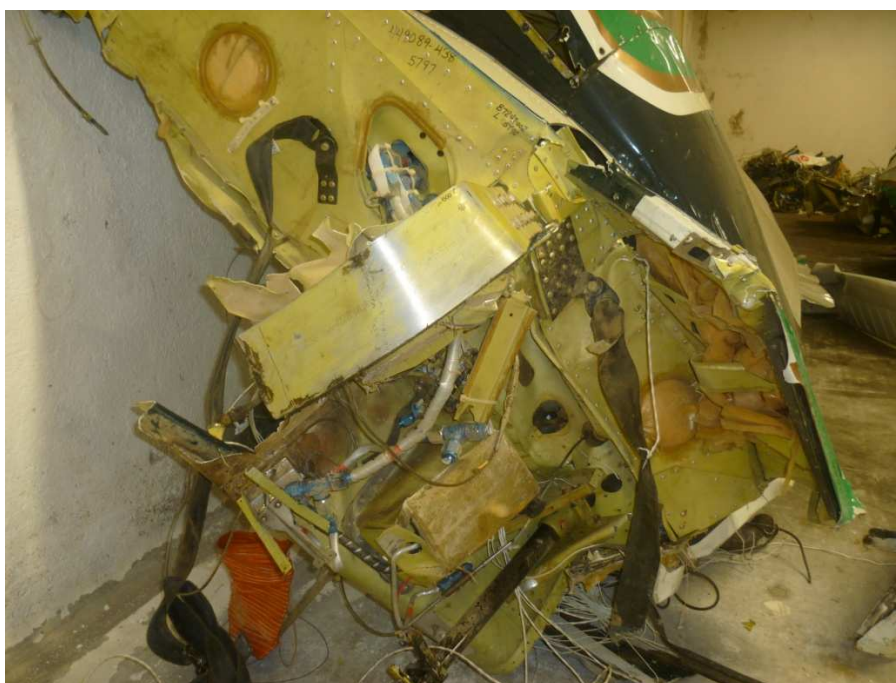


Fig. 1 – Estado de deformação da longarina principal da asa direita junto à raiz.

Perante esta observação, levantou-se a hipótese de este esforço de flexão poder ter ocorrido em voo, o que, a acontecer, poderia ter origem em dois cenários distintos: em resultado de uma sobrecarga associada a uma manobra ou devido a uma falha estrutural provocada por fadiga do material. De modo a averiguar a validade desta última hipótese, decidiu-se efectuar uma análise aprofundada da superfície de fractura

da longarina através da utilização de um microscópio óptico. A Fig.2 apresenta a imagem geral da superfície de fractura, enquanto a Fig.3, dividida em 8 partes, analisa, com maior detalhe, toda a extensão desta superfície. Através da observação destas imagens, não se conseguiu detectar quaisquer indícios de danos provocados por mecanismos de fadiga, os quais, habitualmente, e para este tipo de material, apresentam zonas claras de propagação da(s) fenda(s), com origem num local de nucleação, dando origem a marcas de deformação plástica cíclica (estrias) reveladoras do fenómeno. Ao invés, a superfície de fractura da longarina da asa tem uma morfologia idêntica em toda a sua secção transversal, sendo visíveis marcas de forte deformação plástica que resultaram, muito provavelmente, da aplicação de uma carga acima do valor limite admissível pelo material.

Outro aspecto importante relativo a este componente diz respeito à presença de vestígios de terra e palha incrustados na superfície de fractura, como se pode facilmente ver nas imagens da Fig. 3. Para além disso, a Fig. 4 permite constatar que uma das mesas (banzos) da longarina apresenta marcas de raspagem alinhadas paralelamente entre si. Estes dois factos, demonstram que a raiz da asa terá sido o ponto de impacto com o solo, podendo isso ter contribuído para o elevado esforço de flexão aí verificado.



Fig. 2 – Superfície de fractura da longarina principal da asa.

A asa direita apresenta um estado limitado de deformação generalizada (observe-se a Fig. 5), parecendo indicar que esta ter-se-ia soltado antes de ter embatido com o solo. Há, apenas, a salientar uma deformação ligeira do intradorso junto à ponta de asa, o

UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR
Faculdade de Engenharia
Departamento de Ciências Aeroespaciais

Análise à estrutura da aeronave OO-TML

qual apresenta marcas de instabilidade estrutural, em forma de vincos (ou rugas) orientados a cerca de 45°, como se vê na Fig. 6. Este tipo de deformação da estrutura está, habitualmente, associado a esforços de corte no revestimento que resultam, por sua vez, de cargas de torção aplicadas à asa.

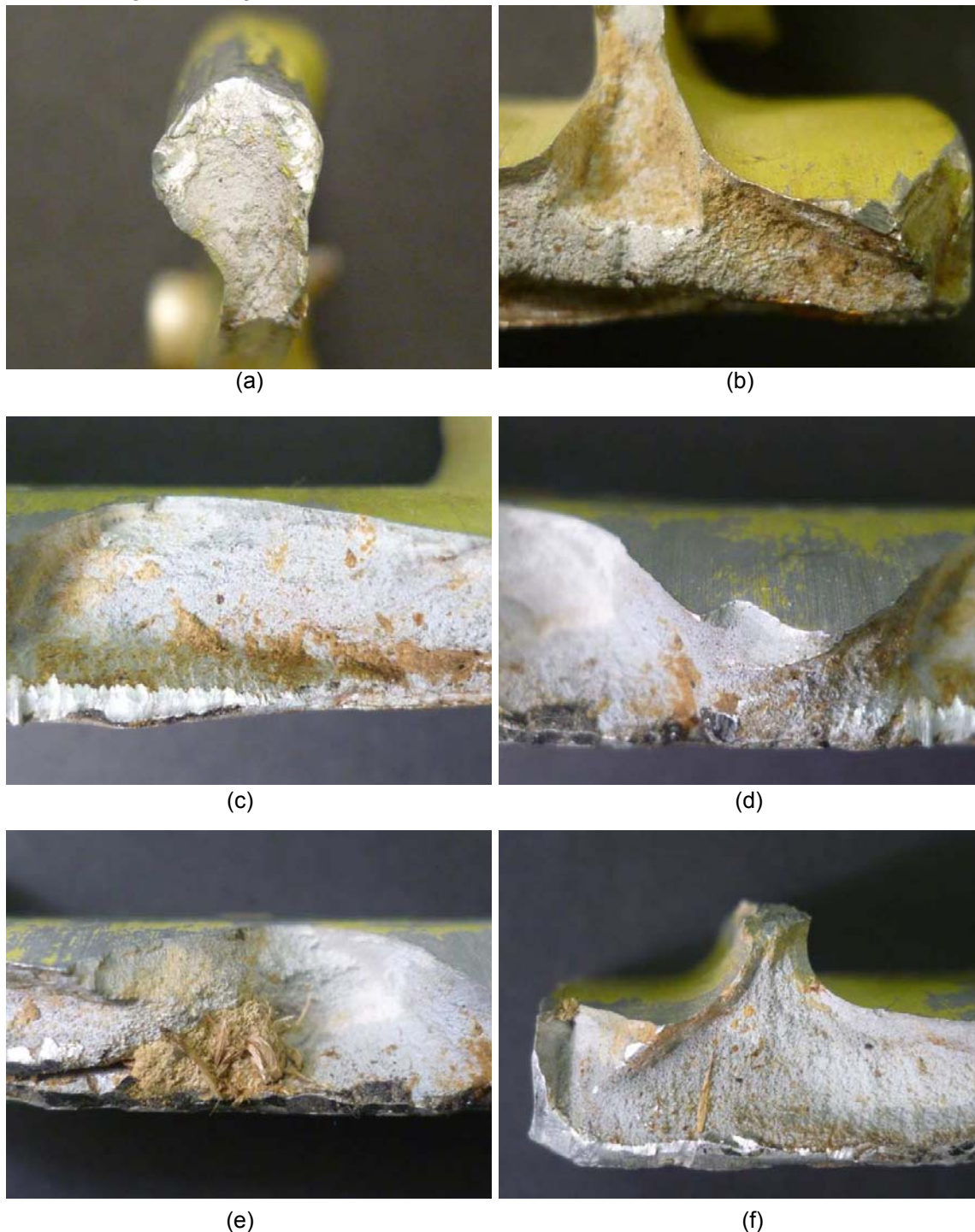


Fig. 3 – Observação detalhada da superfície de fractura da longarina da asa considerando uma divisão da mesma em 8 regiões distintas.



Fig. 4 – Imagem de marcas de raspagem localizadas numa das mesas da longarina principal da asa.

Por seu turno, a asa esquerda apresenta um nível de deformação generalizada superior, embora, neste caso, não se tenha verificado um esforço de flexão tão acentuado na longarina principal, tal como se pode observar nas imagens da Fig. 7. Apesar disso, a asa foi encontrada no local do acidente partida em duas secções, as quais se separaram numa estação próxima da zona de fixação com o motor (ver Fig. 7a) e Fig. 8). No caso desta superfície alar, o berço do motor foi encontrado ainda acoplado à estrutura da asa.



Fig. 5 – Estado geral de deformação da asa direita.

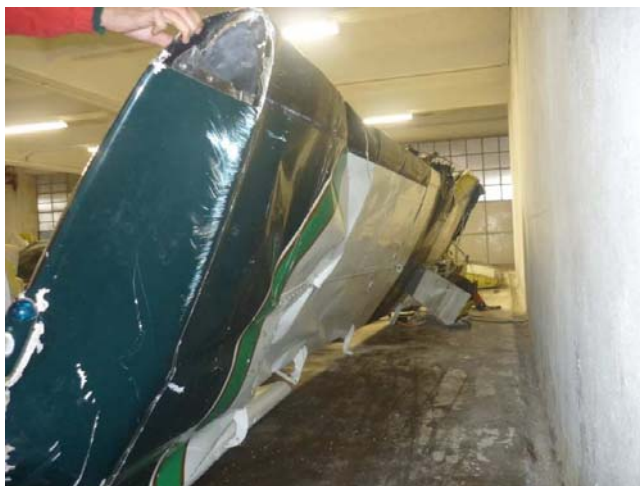


Fig. 6 – Presença de marcas de instabilidade estrutural no revestimento do intradorso da asa direita, junto à ponta de asa.



(a)



(b)

Fig. 7 - a) Estado geral de deformação da asa esquerda; b) pormenor da deformação da longarina da asa esquerda junto à raiz.



Fig. 8 – Imagem da ponta de asa esquerda e do flap esquerdo.

3.2 - Análise do sistema de flaps

O flap da asa esquerda foi um dos componentes que mereceu maior atenção por ter sido o primeiro componente a ser encontrado, em termos de disposição espacial, no local do acidente. O estado geral em que este componente foi encontrado pode ser observado através da Fig. 8. Como se constata, o flap foi encontrado desacoplado da asa e partido em três secções distintas. Segundo uma informação fornecida pelo GPIAA, o fabricante da aeronave recomenda uma inspecção a este componente a cada 200 horas, tendo em vista a determinação de possíveis focos de corrosão galvânica na zona das articulações e apoios do flap. Assim sendo, decidiu-se inspecionar este componente para avaliar a possibilidade de danos por corrosão que levassem à sua falha catastrófica. Das análises microscópicas efectuadas, não foi detectado qualquer vestígio de corrosão no dito componente, pelo que se poderá afastar esta hipótese de modo de ruína.

No entanto, o estado de deformação dos apoios do flap permitem concluir que este componente foi, muito provavelmente, separado da asa durante o voo. A Fig. 9 ilustra de forma inequívoca os esforços de corte na vizinhança dos apoios do flap que levaram a que a chapa do revestimento fosse literalmente rasgada aquando da separação deste componente.

De facto, o nível de esforços a que este componente esteve sujeito durante alguma fase do voo foi bastante significativo, como comprovam a generalidade das fracturas observadas nos pinos de articulação, sendo evidente que estas apresentam uma morfologia tipicamente associada a uma falha por esforços de corte, tal como visível na Fig. 10. Aliás, o efeito deste mesmo tipo de esforços foi também encontrado em todos os pontos de fixação das articulações, os quais são feitos com recurso a rebites. Das imagens da Fig. 11, observa-se que a chapa na vizinhança dos rebites está rasgada e apresenta uma deformação fora do plano, o que corrobora a hipótese do flap ter sido arrancado da asa devido a um esforço súbito e de grande intensidade. Por outro lado, nas várias observações efectuadas a este componente, não foram detectadas quaisquer evidências de mecanismos de deformação plástica cíclica devido a fadiga.

Finalmente, na sequência de uma visita às instalações da Academia Aeronáutica de Évora, onde se avaliou, in loco, o sistema de accionamento do flap, foi decidido proceder à observação minuciosa do actuador do flap, em concreto, do parafuso sem-fim acoplado ao motor de accionamento desta superfície. Este sistema de accionamento pode ser visualizado na Fig. 12. A observação deste parafuso através de uma lupa microscópica não permitiu detectar quaisquer indícios de marcas que pudessem sugerir uma sobrecarga actuante neste componente. Todavia, constatou-se que este parafuso estaria completamente estendido, i.e., na posição extrema de accionamento, o que corresponderá à posição de flaps recolhidos. A análise posterior de todo o sistema de accionamento dos flaps visível na Fig. 12 (o qual, para além dos já referidos motor de accionamento e parafuso sem-fim, é também constituído por um tubo de torção acoplado aos flaps e por um guinhol - braço de comando – de fixação ao parafuso) revelou que o braço de comando de fixação apresentava uma acentuada

deformação no sentido da asa esquerda, como se poderá visualizar com maior detalhe na Fig. 13.



Fig. 9 – Flap da asa esquerda, com sinais evidentes de arrancamento na zona de fixação à asa, junto aos apoios e articulações.



Fig. 10 – Superfície de fractura de um dos pinos de articulação do flap da asa esquerda.

UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR
Faculdade de Engenharia
Departamento de Ciências Aeroespaciais

Análise à estrutura da aeronave OO-TML



Fig. 11 – Dois exemplos de esforços de corte devido a arrancamento na vizinhança dos rebites das zonas de fixação do flap



Fig. 12 – Sistema de accionamento dos flaps instalado na zona central da fuselagem.



Fig. 13 – Pormenor do estado de deformação da ferragem de fixação do parafuso sem-fim ao tubo de torção de accionamento dos flaps.

Também, da Fig.13 se pode igualmente concluir que o tubo de torção se deslocou no sentido da asa esquerda, facto visível pela zona de diferente aspecto superficial (mais limpo) à esquerda do mancal de suporte visível na imagem. Este movimento do tubo de accionamento dos flaps parece contrariar o tipo de deformação verificada na ferragem de fixação ao parafuso sem-fim. No entanto, durante a visita efectuada à Academia Aeronáutica de Évora, houve oportunidade de observar um sistema idêntico pertencente a uma aeronave semelhante, tendo sido constatado que esta ferragem, em condições normais, está montada com um ligeiro desalinhamento para a esquerda em relação ao parafuso sem-fim (veja-se a Fig.14). Ora, este desalinhamento pode provocar uma componente de força coerente com a deformação detectada no guinhol da aeronave acidentada face à aplicação de um elevado momento de torção no tubo de accionamento dos flaps. Para que este momento atinja um valor significativamente elevado e suficiente para causar tal deformação, é provável que se tenha verificado uma carga actuante nos flaps acima do valor de projecto para este tipo de sistema. Finalmente, o tubo de torção usado para accionamento dos flaps foi encontrado partido na zona central da fuselagem e junto à raiz da asa direita. O aspecto da superfície de fractura é aquele visível na Fig. 15. Como se observa, o tubo apresenta indícios de deformações causadas por esforços de compressão, resultando numa instabilidade localizada nas paredes do tubo na vizinhança da zona de fractura.



Fig. 14 – Pormenor do desalinhamento da ferragem de fixação da rótula do parafuso sem-fim ao tubo de torção de accionamento dos flaps num avião idêntico observado na Academia Aeronáutica de Évora.



Fig. 15 – Deformação do tudo de accionamento dos flaps na zona de fractura.

3.3 – Cauda da aeronave

A análise efectuada à cauda da aeronave incidiu, essencialmente, em dois aspectos principais: 1) ao estado do leme de profundidade e respectivo compensador; 2) ao estado geral do leme vertical e respectivo estabilizador. Note-se que, apesar destas

duas partes principais da cauda terem sido encontradas acopladas entre si no local do acidente, o conjunto encontrava-se, porém, destacado da restante aeronave, em virtude de uma fractura generalizada na secção do cone de cauda.

Começando pelo leme de profundidade, a primeira constatação evidente resultante da observação directa dos destroços da aeronave prende-se com o elevado estado de deformação generalizada deste componente, conforme se poderá avaliar através da imagem da Fig. 16. Efectivamente, o revestimento metálico desta superfície evidencia uma forte deformação no sentido descendente (i.e., do extradorso para o intradorso) em torno da longarina principal, tal como se vê na Fig. 17. Não nos parece plausível que este tipo de deformação tenha ocorrido em virtude de qualquer impacto desta superfície com o solo, até porque são escassas as marcas de sujidade ou a presença de elementos do terreno que apoiassem esta hipótese. Ao invés, o tipo de deformação do revestimento aponta para um carregamento uniformemente distribuído ao longo da envergadura da superfície horizontal, muito provavelmente devido a um elevado esforço aerodinâmico de aplicação súbita. O facto da deformação ter ocorrido de cima para baixo, faz crer que o movimento que esteve na sua origem se desenvolvesse no sentido oposto, i.e., de baixo para cima. Note-se que o tipo de estrutura interna do leme de profundidade é bastante simples, com poucos elementos de reforço, pelo que a aplicação de um factor de carga elevado poderá induzir uma forte deformação neste componente devido à sua rigidez limitada em condições de solicitação mecânica para além do ponto de projecto.



Fig. 16 - Estado geral de deformação da cauda da aeronave (leme de profundidade, leme de direcção e estabilizador vertical).



Fig. 17 – Deformação do revestimento do leme de profundidade em torno da longarina principal.

Ainda relativamente à superfície horizontal, observou-se que o compensador apresentava um elevado estado de deformação no lado esquerdo da aeronave, apesar de se manter ainda, em parte, acoplado ao leme de profundidade (veja-se a Fig. 18).

Outro aspecto importante diz respeito à posição do actuador do compensador, do tipo parafuso sem-fim, tendo-se verificado que este estaria na posição de extensão total, conforme ilustra a imagem da Fig. 19. Esta posição do actuador corresponde à condição de compensador completamente em baixo, i.e., no limite do seu curso de movimentação.



Fig. 18 – Estado de deformação do compensador e leme de profundidade: a) secção esquerda; b) secção direita.

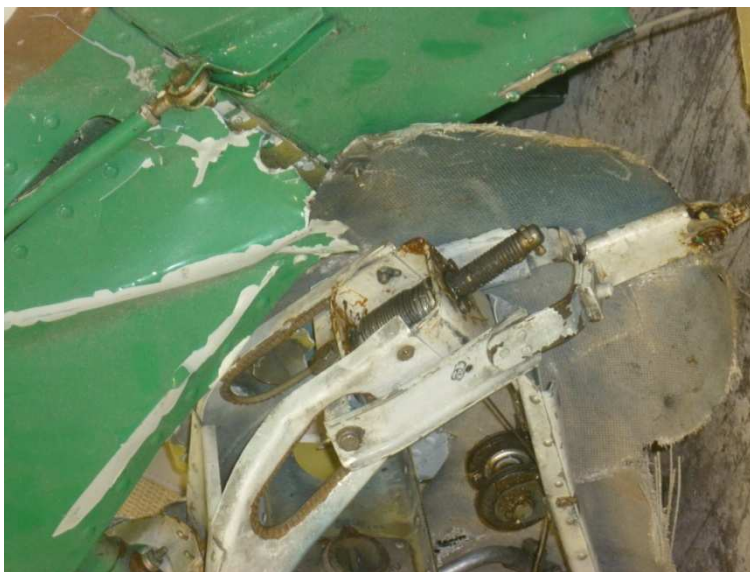


Fig. 19 – Pormenor relativo à posição do actuador do compensador do leme de profundidade.

Finalmente, a análise à empenagem vertical (leme e estabilizador) revelou que o nível de danos generalizado era, em termos comparativos, inferior ao da empenagem horizontal. De facto, o leme de direcção foi encontrado acoplado à longarina principal do estabilizador vertical, com preservação do seu tirante de accionamento, como se vê na Fig. 20. No entanto, a sua parte superior (*horn*), assim como a quase totalidade da carenagem frontal do leme vertical foram encontradas à parte no local dos destroços. Por outro lado, a zona de fixação da empenagem vertical à estrutura de suporte no cone de cauda evidenciava deformações e fracturas por esforços de corte na vizinhança de alguns rebites e parafusos de fixação.



Fig. 20 – Imagem da empenagem vertical (leme de direcção e compensador).

4. Conclusões

Devido à significativa dimensão dos estragos verificados na estrutura da aeronave acidentada, a investigação realizada no âmbito deste relatório procurou, no imediato, atender às solicitações feitas pelo GPIAA ao nível do estudo particular de alguns componentes, nomeadamente, asas e superfícies de comando da aeronave.

Das observações efectuadas pode-se concluir, em sentido lato, que existem fortes indícios de se ter verificado uma falha estrutural em voo, a qual afectou diversos componentes. Esta falha catastrófica ocorreu, provavelmente, por se terem excedido as cargas admissíveis pela estrutura (ou seja, aquelas previstas pelo diagrama n-V da aeronave). Tal circunstância poderá ter sido originada, em hipótese, pelo accionamento inadvertido e súbito de alguma superfície de comando aquando da condição de velocidade de cruzeiro, com especial relevância nos flaps ou leme/compensador de profundidade. Estas superfícies e os seus pontos de fixação à estrutura da aeronave não estão dimensionados para suportarem os esforços aerodinâmicos decorrentes do seu accionamento para este regime de velocidade. Por outro lado, a sua desintegração em voo resultará, por certo, na perda de controlo da aeronave, tornando hercúleos os esforços empreendidos pelo piloto para a sua recuperação face a atitudes de voo anormais.

Saliente-se, ainda, que, das análises efectuadas, não foi possível constatar quaisquer indícios de modos de ruína intrínsecos ao próprio material da estrutura, designadamente, fadiga e corrosão.

Finalmente, os autores deste relatório salientam o facto das peritagens efectuadas estarem, ainda assim, bastante aquém da extensão e nível de profundidade desejáveis para um acidente com esta dimensão. Assim, os trabalhos descritos neste relatório não cobrem a totalidade dos componentes onde se verificou algum indício de dano, pelo que muito mais haveria a fazer a este nível. Sugere-se, pois, que, caso seja considerado oportuno por parte do GPIAA, se estendam os esforços de análise à estrutura a outros componentes não cobertos pelos trabalhos descritos neste relatório, como, por exemplo, o berço e apoios dos motores da aeronave, ou outros que sejam considerados pertinentes.

Covilhã e UBI, 22 de Julho de 2010.

Os autores do relatório,

José Miguel Almeida da Silva
Doutor em Engenharia Aeroespacial
Professor Auxiliar do DCA (Ponto de contacto com o GPIAA)

Pedro Vieira Gamboa
Doutor em Engenharia Aeronáutica
Professor Auxiliar do DCA

Anexo F – Relatórios de Peritagem dos motores.



Teledyne Continental Motors, Inc.
A Teledyne Technologies Company

ENGINE EXAMINATION REPORT

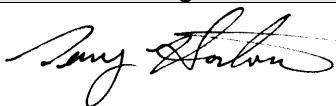
ENGINE MODEL: TSIO360RB

ENGINE SERIAL: 819282

AIRCRAFT MODEL: Piper PA-34-220T Seneca V

SERIAL NUMBER: 34-49089

REGISTRATION: OO-TML

| Examiner | Signature | Date |
|----------------|---|----------------|
| Terry L Horton |  | April 27, 2010 |

| | | | | |
|------------|--------------|-------------------|-----------------------|---------|
| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
| 04/27/2010 | TSIO-360-RB | 819282 | OO-TML | 2 of 30 |

| GENERAL INFORMATION | | | |
|---------------------|-----------------------------|-----------------|--|
| EXAMINATION | | ENGINE RECEIVED | |
| Date | April 27, 2010 | Date | February 2, 2010 |
| Facility | Teledyne Continental Motors | RGA # | 1009-819532-R |
| Address | 2039 Broad Street | FROM | AAE-CAE Global Academy, Evora Portugal |
| City | Mobile | NTSB/FAA Tagged | No |
| State and Zip | Alabama 36615 | Box Sealed | Yes |

| ENGINE INFORMATION | |
|--------------------|-----------------------------|
| Make | Teledyne Continental Motors |
| Model | TSIO369RB |
| Serial No. | 819282 |
| Engine Position | Left |
| Total Time | 1202.08 |
| Time SOH | NA |
| Build Date | 5/22/2007 |
| In Service Date | Unknown |
| Removal Date | 9/15/2009 |

| AIRCRAFT / ACCIDENT INFORMATION | |
|---------------------------------|---------------------|
| Aircraft Make | Piper |
| Aircraft Model | PA-34-220T Seneca V |
| Aircraft Serial No. | 34-49089 |
| Registration No. | OO-TML |
| Accident Date | 9/15/2009 |
| Accident Location | Verde, Portugal |

Significant logbook information: The log books were not available at the time of the teardown examination.

| | | |
|------------------------|---------------------|----------|
| Report Summary: | Search Code: | 15-12-68 |
|------------------------|---------------------|----------|

The inspection of this engine did not reveal any pre-impact abnormalities that would have prevented normal operation and production of rated horsepower.

Disposition of engine following exam: Engine was shipped on June 7, 2010 to:
CAE Global Academy, AAE
ATTN: Jose Costa
Aerodromo Municipal De Evora
Evora, Portugal 7000-790

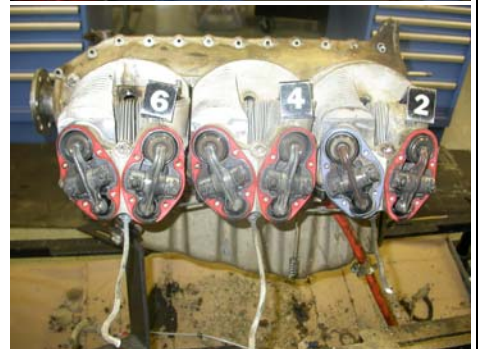
| | | | | |
|------------|--------------|-------------------|-----------------------|---------|
| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
| 04/27/2010 | TSIO-360-RB | 819282 | OO-TML | 3 of 30 |

Inspection Witnesses

| | | | |
|--------------|--|--------------|--|
| Inspector | Terry L Horton | Mechanic | Johnny Little |
| Address | 2039 Broad Street, Mobile, Alabama, 36615 | Address | 2039 Broad Street, Mobile, Alabama, 36615 |
| Organization | Teledyne Continental Motors | Organization | Teledyne Continental Motors |
| Phone No | 251-436-8481 | Phone No | 251-436-8482 |
| Witness | John T. Kent | Mechanic | Gregory Eastburn |
| Address | 2039 Broad Street Mobile, Alabama 36615 | Address | 2039 Broad Street, Mobile, Alabama, 36615 |
| Organization | 251-436-8236 | Organization | Teledyne Continental Motors |
| Phone No | | Phone No | 251-436-8482 |
| Witness | Jason Aguilera | | |
| Address | 4760 Oakland Street, Suite-500 Denver, Colorado 80239 | | |
| Organization | NTSB | | |
| Phone No | 303-373-3504 | | |

| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|------------|--------------|-------------------|-----------------------|---------|
| 04/27/2010 | TSIO-360-RB | 819282 | OO-TML | 4 of 30 |

EXTERNAL INSPECTION OF ENGINE: The engine exhibited impact damage and the turbocharger, both magnetos, the vacuum pump, and the alternator were separated.



AIRFRAME PARTS RETURNED WITH ENGINE: Portions of control cables, air conditioning compressor, cooling baffles, propeller governor, de-ice block, fuel lines, and miscellaneous hoses and wiring.

| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|------------|--------------|-------------------|-----------------------|---------|
| 04/27/2010 | TSIO-360-RB | 819282 | OO-TML | 5 of 30 |

ENGINE COMPONENT EXAMINATION

Exhaust System

Condition: The exhaust system components were already disassembled and exhibited impact damage.



Starter

Manufacturer: Iskra

Part Number: 655566

Serial #: 07 23 0114

Condition: The starter rotated by hand and was intact and exhibited impact damage.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|------------|--------------|-------------------|-----------------------|---------|
| 04/27/2010 | TSIO-360-RB | 819282 | OO-TML | 6 of 30 |

Starter Adapter Part Number: 653074A5

Lot: 9208

Condition: The starter rotated by hand and was intact and had impact damage.



Crankshaft to Camshaft Timing

The crankshaft to camshaft timing was verified by the alignment of the gear's timing marks.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|------------|--------------|-------------------|-----------------------|---------|
| 04/27/2010 | TSIO-360-RB | 819282 | OO-TML | 7 of 30 |

Ignition Harness Manufacturer: TCM Model/Part Number: Not Marked Serial #: Not Marked

Condition: The ignition harness had impact damage and several of the wires were cut and frayed.



L/H Magneto Manufacturer: Slick Model/Part Number: 6324 Serial #: 06103161

Condition: The left-hand magneto turned freely with impulse coupling engagement. The magneto was installed and tested on the test bench and produced a blue spark across a 7 mm gap through the full range of test bench RPM. The magneto had impact damage on the mounting flange.



OO-TM

| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|------------|--------------|-------------------|-----------------------|---------|
| 04/27/2010 | TSIO-360-RB | 819282 | OO-TML | 8 of 30 |

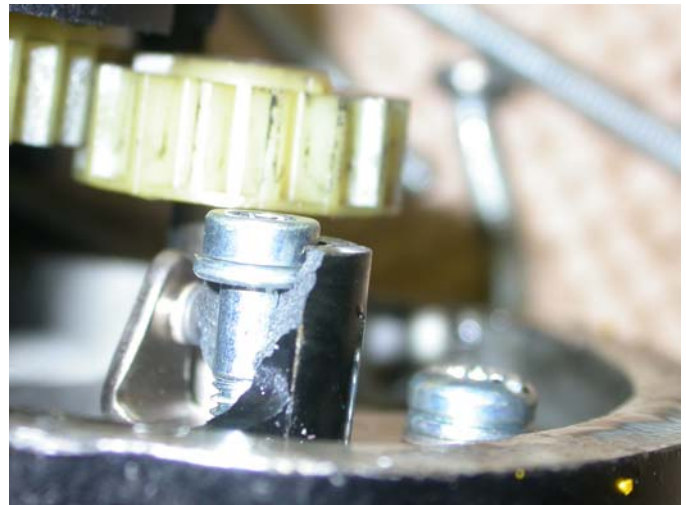
R/H Magneto

Manufacturer: Slick

Model/Part Number: 6324

Serial #: 05011175

Condition: The right-hand magneto would not rotate. It was disassembled and the points were impact damaged. The magneto also had impact damage on the mounting flange.



Oil Cooler

Manufacturer: Niagara

Model/Part Number: 204558A

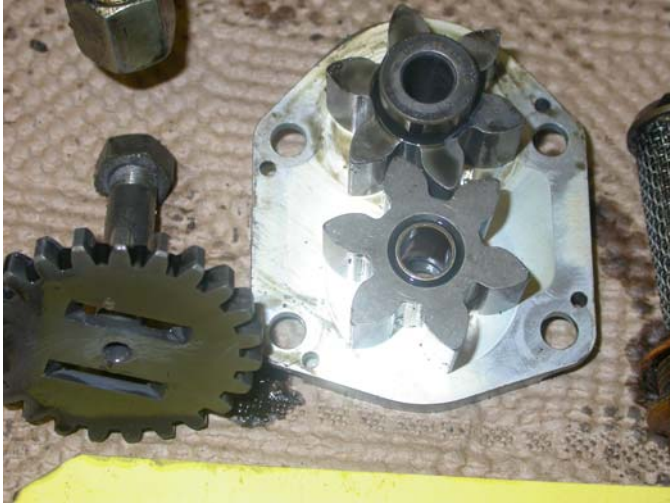
Serial #: K06-4776-526

Condition: The oil cooler was undamaged and exhibited normal operating signatures.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|------------|--------------|-------------------|-----------------------|---------|
| 04/27/2010 | TSIO-360-RB | 819282 | OO-TML | 9 of 30 |

Oil Pump Condition: The oil pump drive was intact. The oil pump cavity contained light scratches and exhibited normal operating signatures. The oil pump gear teeth exhibited normal operating signatures. The oil pressure relief valve and seat contained no obstructions and exhibited signatures of proper seating.



Oil Filter / Screen Manufacturer: Champion

Part number: CH-48108-1

Condition: The oil filter housing was cut open using the Champion cutting tool and the filter element was cut from the canister to allow examination. The oil filter element was coated with oil. No metal particles were observed in the filter element.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|------------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 04/27/2010 | TSIO-360-RB | 819282 | OO-TML | 10 of 30 |

Throttle and Servo Assembly Manufacturer: Precision RSA-5AD2 Part Number : Illegible Serial #: 70BN0605

Condition: The fuel control unit was in place on the engine and exhibited impact damage.



Fuel Pump Manufacturer: TCM Part Number: 654351-4A1 Serial #: B07EA052R

Condition: The fuel pump drive shaft turned freely and there were no abnormalities present. The fuel pump drive was intact and undamaged. The pump was disassembled and no internal damage was observed.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|------------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 04/27/2010 | TSIO-360-RB | 819282 | OO-TML | 11 of 30 |

Fuel Manifold Valve Manufacturer: TCM Part Number: 652432-5A4 Serial #: C07EA064R

Condition: The fuel manifold valve exhibited normal operating signatures. The manifold valve was disassembled to examine the internal components. The manifold valve plunger assembly was intact, secure and undamaged. There were no signatures of fuel stains or leakage in the vent chamber side of the diaphragm.



Fuel Nozzles and Lines Manufacturer: TCM

| Position | #1 | #3 | #5 | #2 | #4 | #6 |
|----------|-----|-----|-----|-----|-----|-----|
| Size | 13B | 13B | 13B | 13B | 13B | 13B |

Condition: The fuel nozzles were unrestricted and exhibited normal operating signatures. The fuel lines were separated and impact damaged.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|------------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 04/27/2010 | TSIO-360-RB | 819282 | OO-TML | 12 of 30 |

Spark Plugs Manufacturer: Champion Part number: RHM-38E

Condition: The number two top spark plug was missing. The remaining top and bottom sparkplugs had normal wear signatures in accordance with the Champion aviation check-a-plug comparison chart. The number two top spark plug was later located and it had normal wear signatures.



Alternator Manufacturer: N/A Part Number: N/A Serial #: N/A

Condition: The alternator was not returned with the engine.

Oil Sump Condition: The oil sump was undamaged and exhibited normal operating signatures. The oil sump was drained and a small amount of oil was recovered. The oil was dark in color.



Oil Pick-up Tube & Screen Condition: The oil pick-up tube was undamaged. The oil suction screen was unrestricted.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|------------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 04/27/2010 | TSIO-360-RB | 819282 | OO-TML | 13 of 30 |

Induction System

Condition: The induction system had heavy impact damage and was mostly crushed.



Aftercooler

Part number: N/A

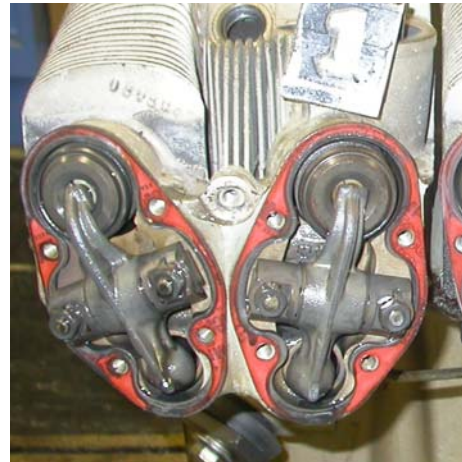
Serial Number: N/A

Condition: The aftercooler was not returned with the engine.

| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|------------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 04/27/2010 | TSIO-360-RB | 819282 | OO-TML | 14 of 30 |

Cylinder #1 Part Number: 655479A11 Head Date: 8/08 Barrel Surface: Steel
Serial #: AC08EA945 Work Order Numbers: None

Condition: The spot putty was not evident on the cylinder hold-down nuts. The cylinder combustion chamber had a normal amount of combustion deposits and the bore condition was free of scoring and undamaged. The cylinder skirt was intact and undamaged and there were no hone marks visible in the cylinder bore ring travel area. The intake and exhaust valve heads exhibited normal deposits and operating signatures. The rocker box area had an oil residue indicating lubrication to the overhead. The cylinder overhead components (valves, rocker arms, guides, springs, retainers and shafts) were lubricated and undamaged.



Cylinder #2 Part Number: 655479A11 Head Date: 3/07 Barrel Surface: Steel
Serial #: AC07BB108 Work Order Numbers: None

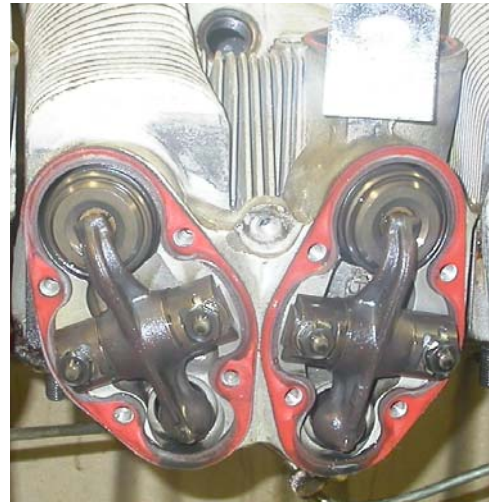
Condition: The spot putty was not evident on the cylinder hold-down nuts. The cylinder combustion chamber had a normal amount of combustion deposits and the bore condition was free of scoring and undamaged. The cylinder skirt was intact and undamaged and there were no hone marks visible in the cylinder bore ring travel area. The intake and exhaust valve heads exhibited normal deposits and operating signatures. The rocker box area had an oil residue indicating lubrication to the overhead. The cylinder overhead components (valves, rocker arms, guides, springs, retainers and shafts) were lubricated and undamaged.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|------------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 04/27/2010 | TSIO-360-RB | 819282 | OO-TML | 15 of 30 |

Cylinder #3 Part Number: 655479A11 Head Date: 3/07 Barrel Surface: Steel
 Serial #: AC07BB121 Work Order Numbers: None

Condition: The spot putty was not evident on the cylinder hold-down nuts. The cylinder combustion chamber had a normal amount of combustion deposits and the bore condition was free of scoring and undamaged. The cylinder skirt was intact and undamaged and there were no hone marks visible in the cylinder bore ring travel area. The intake and exhaust valve heads exhibited normal deposits and operating signatures. The rocker box area had an oil residue indicating lubrication to the overhead. The cylinder overhead components (valves, rocker arms, guides, springs, retainers and shafts) were lubricated and undamaged.



Cylinder #4 Part Number: 655479A11 Head Date: 3/07 Barrel Surface: Steel
 Serial #: AC07BB089 Work Order Numbers: None

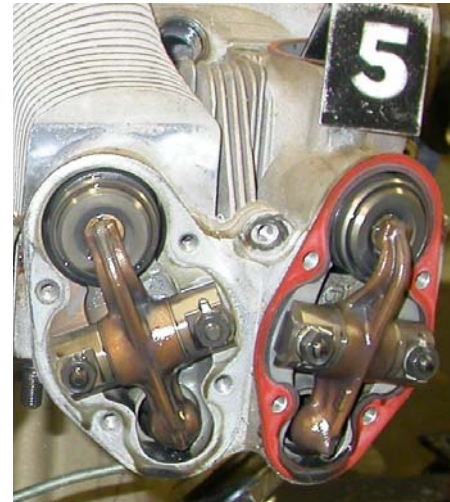
Condition: The spot putty was not evident on the cylinder hold-down nuts. The cylinder combustion chamber had a normal amount of combustion deposits and the bore condition was free of scoring and undamaged. The cylinder skirt was intact and undamaged and there were no hone marks visible in the cylinder bore ring travel area. The intake and exhaust valve heads exhibited normal deposits and operating signatures. The rocker box area had an oil residue indicating lubrication to the overhead. The cylinder overhead components (valves, rocker arms, guides, springs, retainers and shafts) were lubricated and undamaged.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|------------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 04/27/2010 | TSIO-360-RB | 819282 | OO-TML | 16 of 30 |

Cylinder #5 Part Number: 655479A11 Head Date: 4/07 Barrel Surface: Steel
Serial #: AC07CB964 Work Order Numbers: None

Condition: The spot putty was not evident on the cylinder hold-down nuts. The cylinder combustion chamber had a normal amount of combustion deposits and the bore condition was free of scoring and undamaged. The cylinder skirt was intact and undamaged and there were no hone marks visible in the cylinder bore ring travel area. The intake and exhaust valve heads exhibited normal deposits and operating signatures. The rocker box area had an oil residue indicating lubrication to the overhead. The cylinder overhead components (valves, rocker arms, guides, springs, retainers and shafts) were lubricated and undamaged.



Cylinder #6 Part Number: 655479A11 Head Date: 4/07 Barrel Surface: Steel
Serial #: AC07CB942 Work Order Numbers: None

Condition: The spot putty was not evident on the cylinder hold-down nuts. The cylinder combustion chamber had a normal amount of combustion deposits and the bore condition was free of scoring and undamaged. The cylinder skirt was intact and undamaged and there were no hone marks visible in the cylinder bore ring travel area. The intake and exhaust valve heads exhibited normal deposits and operating signatures. The rocker box area had an oil residue indicating lubrication to the overhead. The cylinder overhead components (valves, rocker arms, guides, springs, retainers and shafts) were lubricated and undamaged.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|------------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 04/27/2010 | TSIO-360-RB | 819282 | OO-TML | 17 of 30 |

#1 Piston, Rings and Pin Piston Part Number: 654859

Condition: The piston head exhibited a normal amount of combustion deposits and the piston skirt was free of scoring and damage. The piston rings were intact, free in their grooves, exhibited normal wear and operating signatures. The piston pin and plug assembly was intact and undamaged.



#2 Piston, Rings and Pin Piston Part Number: 654859

Condition: The piston head exhibited a normal amount of combustion deposits and the piston skirt was free of scoring and damage. The piston rings were intact, free in their grooves, exhibited normal wear and operating signatures. The piston pin and plug assembly was intact and undamaged.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|------------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 04/27/2010 | TSIO-360-RB | 819282 | OO-TML | 18 of 30 |

#3 Piston, Rings and Pin Piston Part Number: 654859

Condition: The piston head exhibited a normal amount of combustion deposits and the piston skirt was free of scoring and damage. The piston rings were intact, free in their grooves, exhibited normal wear and operating signatures. The piston pin and plug assembly was intact and undamaged.



#4 Piston, Rings and Pin Piston Part Number: 654859

Condition: The piston head exhibited a normal amount of combustion deposits and the piston skirt was free of scoring and damage. The piston rings were intact, free in their grooves, exhibited normal wear and operating signatures. The piston pin and plug assembly was intact and undamaged.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|------------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 04/27/2010 | TSIO-360-RB | 819282 | OO-TML | 19 of 30 |

#5 Piston, Rings and Pin Piston Part Number: 654859

Condition: The piston head exhibited a normal amount of combustion deposits and the piston skirt was free of scoring and damage. The piston rings were intact, free in their grooves, exhibited normal wear and operating signatures. The piston pin and plug assembly was intact and undamaged.



#6 Piston, Rings and Pin Piston Part Number: 654859

Condition: The piston head exhibited a normal amount of combustion deposits and the piston skirt was free of scoring and damage. The piston rings were intact, free in their grooves, exhibited normal wear and operating signatures. The piston pin and plug assembly was intact and undamaged.



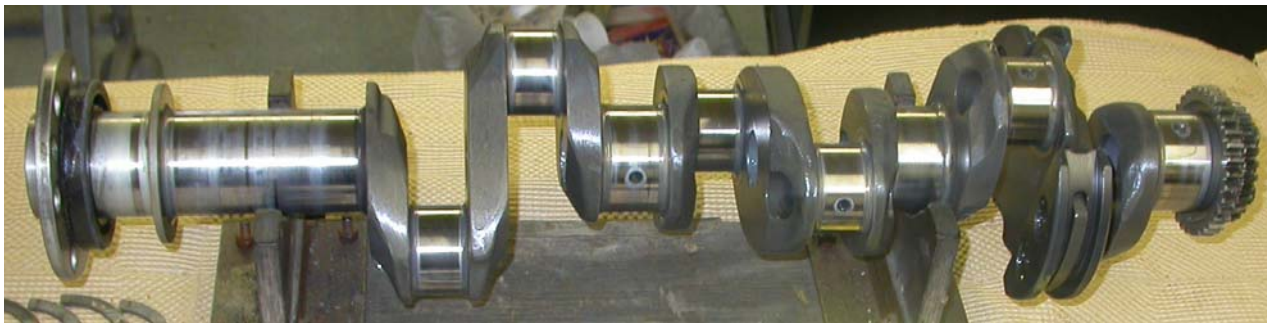
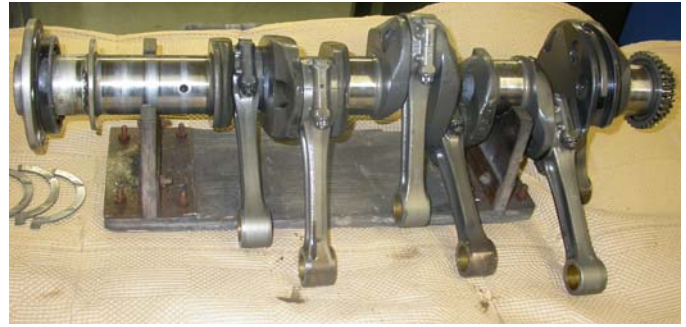
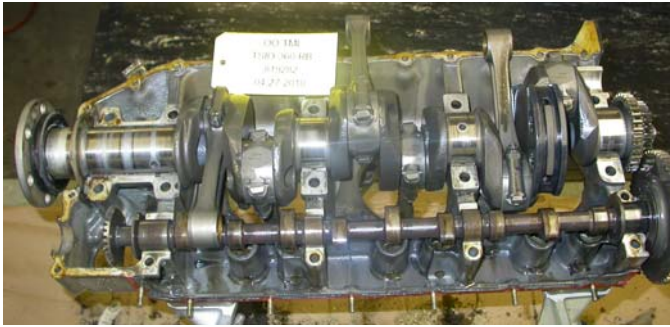
| Lifter | #1 | #3 | #5 | #2 | #4 | #6 |
|---------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|
| Intake | 653906 | 653906 | 653906 | 653906 | 653906 | 653906 |
| Exhaust | 653906 | 653906 | 653906 | 653906 | 653906 | 653906 |

Condition: The lifter faces were undamaged and exhibited normal operating signatures. The lifter bodies were undamaged and exhibited normal operating signatures.

| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|------------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 04/27/2010 | TSIO-360-RB | 819282 | OO-TML | 20 of 30 |

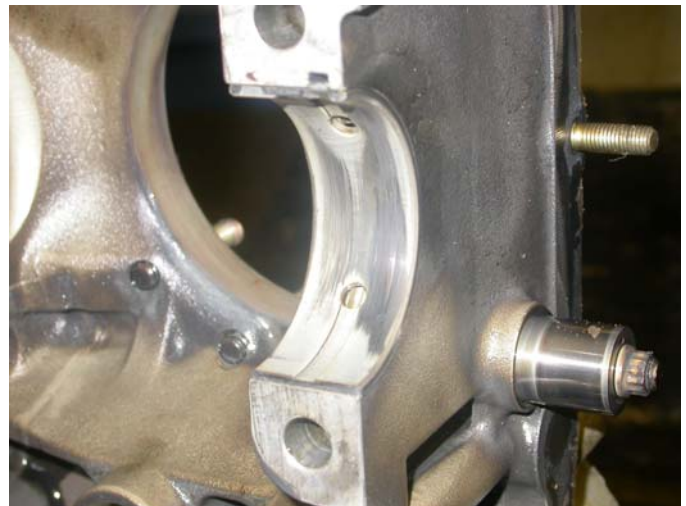
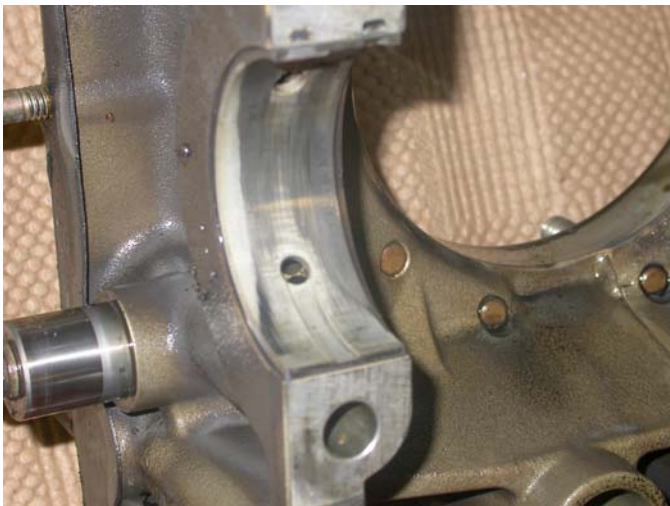
Crankshaft Forging number: 649877 Serial number: N07CA309 Heat code: KLMC

Condition: The crankshaft and counterweight assembly was undamaged and exhibited normal operating signatures. The connecting rod journals, main journals and thrust surfaces were undamaged and showed no signs of abnormal wear or lubrication distress. The crankshaft counterweight pins, plates and snap-rings were intact. The counterweights were undamaged and had free and unrestricted movement on the hanger blades.



#1 Main Bearings Part #: 642337 Date Code: 02/07

Condition The #1 (rear) crankshaft main bearings exhibited normal operating and lubrication signatures. The bearings were intact and exhibited an insignificant amount of contamination and hard particle passage. There were no signs of lubrication distress.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|------------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 04/27/2010 | TSIO-360-RB | 819282 | OO-TML | 21 of 30 |

#2 Main Bearings

Part #: 642337

Date Code: 02/07

Condition The #2 (intermediate) crankshaft main bearings exhibited normal operating and lubrication signatures. The bearings were intact and exhibited an insignificant amount of contamination and hard particle passage. There were no signs of lubrication distress.



#3 Main Bearings

Part #: 642337

Date Code: 02/07

Condition The #3 (intermediate) crankshaft main bearings exhibited normal operating and lubrication signatures. The bearings were intact and exhibited an insignificant amount of contamination and hard particle passage. There were no signs of lubrication distress.



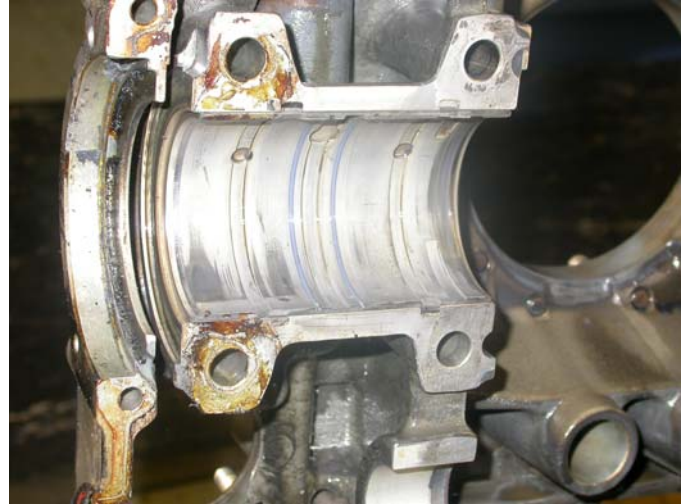
| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|------------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 04/27/2010 | TSIO-360-RB | 819282 | OO-TML | 22 of 30 |

#4 Main Bearings

Part #: 641992

Date Code: 08/06

Condition The #4 (front) crankshaft main bearings exhibited normal operating and lubrication signatures. The bearings were intact and exhibited an insignificant amount of contamination and hard particle passage. There were no signs of lubrication distress.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|------------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 04/27/2010 | TSIO-360-RB | 819282 | OO-TML | 23 of 30 |

#1 Connecting Rod Part #: 654793 Forging #: 646116 Serial #: AE07DA744

Condition: The connecting rod assembly was intact and undamaged. The connecting rod nuts and bolts were intact and secure. The connecting rod bushing exhibited normal operating and lubrication signatures.

#1 Connecting Rod Bearings Part #: 642338 Date Code: 8/06

Condition: The connecting rod bearing exhibited normal operating and lubrication signatures. The connecting rod bearings were intact and exhibited an insignificant amount of contamination and hard particle passage. There were no signs of lubrication distress.

#2 Connecting Rod Part #: 654793 Forging #: 646793 Serial #: AE07DA718

Condition: The connecting rod assembly was intact and undamaged. The connecting rod nuts and bolts were intact and secure. The connecting rod bushing exhibited normal operating and lubrication signatures.

#2 Connecting Rod Bearings Part #: 642338 Date Code: 8/06

Condition: The connecting rod bearing exhibited normal operating and lubrication signatures. The connecting rod bearings were intact and exhibited an insignificant amount of contamination and hard particle passage. There were no signs of lubrication distress.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|------------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 04/27/2010 | TSIO-360-RB | 819282 | OO-TML | 24 of 30 |

#3 Connecting Rod Part #: 654793 Forging #: 646116 Serial #: AE07DA757

Condition: The connecting rod assembly was intact and undamaged. The connecting rod nuts and bolts were intact and secure. The connecting rod bushing exhibited normal operating and lubrication signatures.

#3 Connecting Rod Bearings Part #: 642338 Date Code: 8/06

Condition: The connecting rod bearing exhibited normal operating and lubrication signatures. The connecting rod bearings were intact and exhibited an insignificant amount of contamination and hard particle passage. There were no signs of lubrication distress.

#4 Connecting Rod Part #: 654793 Forging #: 646116 Serial #: AE07CB110

Condition: The connecting rod assembly was intact and undamaged. The connecting rod nuts and bolts were intact and secure. The connecting rod bushing exhibited normal operating and lubrication signatures.

#4 Connecting Rod Bearings Part #: 642338 Date Code: 8/06

Condition: The connecting rod bearing exhibited normal operating and lubrication signatures. The connecting rod bearings were intact and exhibited an insignificant amount of contamination and hard particle passage. There were no signs of lubrication distress.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|------------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 04/27/2010 | TSIO-360-RB | 819282 | OO-TML | 25 of 30 |

#5 Connecting Rod Part #: 654793 Forging #: 646116 Serial #: AE07CB143

Condition: The connecting rod assembly was intact and undamaged. The connecting rod nuts and bolts were intact and secure. The connecting rod bushing exhibited normal operating and lubrication signatures.

#5 Connecting Rod Bearings Part #: 642338 Date Code: 8/06

Condition: The connecting rod bearing exhibited normal operating and lubrication signatures. The connecting rod bearings were intact and exhibited an insignificant amount of contamination and hard particle passage. There were no signs of lubrication distress.

#6 Connecting Rod Part #: 654793 Forging #: 646116 Serial #: AE07CB125

Condition: The connecting rod assembly was intact and undamaged. The connecting rod nuts and bolts were intact and secure. The connecting rod bushing exhibited normal operating and lubrication signatures.

#6 Connecting Rod Bearings Part #: 642338 Date Code: 8/06

Condition: The connecting rod bearing exhibited normal operating and lubrication signatures. The connecting rod bearings were intact and exhibited an insignificant amount of contamination and hard particle passage. There were no signs of lubrication distress.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|------------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 04/27/2010 | TSIO-360-RB | 819282 | OO-TML | 26 of 30 |

Camshaft Part number: 655545D

Serial Number: Z06KA301

Condition: The camshaft lobes exhibited normal operating signatures. The camshaft cluster gear was intact and exhibited normal operating signatures. The gear bolts were tight and saftied and the gear teeth were undamaged.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|------------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 04/27/2010 | TSIO-360-RB | 819282 | OO-TML | 27 of 30 |

Crankcase Casting Number 1-3-5 Side 642333 2-4-6 Side: 642332 Serial number: S07BA038

Work Order Numbers: None

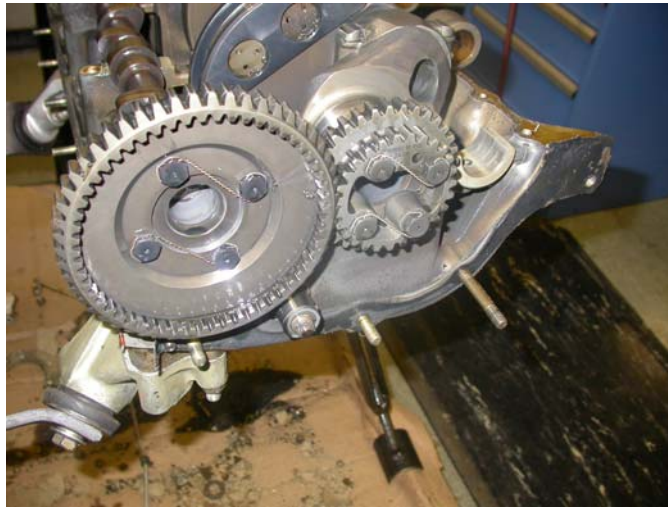
Condition: The crankcase exhibited minimal exterior damage. The cylinder bays were intact and undamaged. The main bearing support mating surfaces were intact and exhibited no signs of fretting or bearing tang lock-slot elongation. The main bearing support diameters were intact and exhibited no signs of bearing movement or rotation. The oil galleys and passages in the left and right crankcase halves were intact, clear and unrestricted.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|------------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 04/27/2010 | TSIO-360-RB | 819282 | OO-TML | 28 of 30 |

Accessory Gears

Condition: The accessory gears had continuity. The teeth were undamaged and exhibited normal operating signatures.



Turbocharger

Part number: 649151-2 Kelly Aerospace TAO411

Serial Number: KDL00794

Condition: The turbocharger exhibited freedom of rotation by hand and no binding during the application of axial and end loading. The turbine housing was intact and there were no cracks or exhaust leaks present. The turbine blades were intact. The center housing oil inlet and outlet fittings were intact and there were no signatures of oil leakage. The center housing was intact and there were no cracks or exhaust leaks present. The compressor housing was intact and there were no cracks present. The compressor housing was attached securely to the center housing. The compressor blades were intact and they exhibited minimal erosion signatures.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|------------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 04/27/2010 | TSIO-360-RB | 819282 | OO-TML | 29 of 30 |

Controller

Part number: 633366-11

Serial Number: KAN00934

Condition: The controller exhibited impact damage and imbedded debris.



Wastegate

Part number: 649006-8

Serial Number: KDN00477

Condition: The wastegate (exhaust by-pass) valve was in the full open position.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|------------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 04/27/2010 | TSIO-360-RB | 819282 | OO-TML | 30 of 30 |

Propeller Governor Part number: D94315

Serial Number: 9#6515-SJ 07/07 OHC

Condition: The propeller governor could be rotated by hand, was intact and undamaged.



Vacuum Pump Part number: N/A

Serial Number: N/A

Condition: The vacuum pump was not returned with the engine.



Teledyne Continental Motors, Inc.
A Teledyne Technologies Company

ENGINE EXAMINATION REPORT

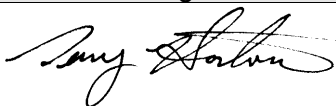
ENGINE MODEL: LTSIO360RB

ENGINE SERIAL: 819532

AIRCRAFT MODEL: Piper PA-34-220T Seneca V

SERIAL NUMBER: 34-49089

REGISTRATION: OO-TML

| Examiner | Signature | Date |
|----------------|---|----------------|
| Terry L Horton |  | April 28, 2010 |

| | | | | |
|-----------|--------------|-------------------|-----------------------|---------|
| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
| 4/28/2010 | LTSIO-360-RB | 819532 | OO-TML | 2 of 29 |

| GENERAL INFORMATION | | | |
|---------------------|--|--|--|
|---------------------|--|--|--|

| EXAMINATION | | ENGINE RECEIVED | |
|---------------|-----------------------------|-----------------|--|
| Date | April 28, 2010 | Date | February 2, 2010 |
| Facility | Teledyne Continental Motors | RGA # | 1009-819532-R |
| Address | 2039 Broad Street | FROM | AAE-CAE Global Academy, Evora Portugal |
| City | Mobile | NTSB/FAA Tagged | No |
| State and Zip | Alabama 36615 | Box Sealed | Yes |

| ENGINE INFORMATION | |
|--------------------|--|
|--------------------|--|

| | |
|-----------------|-----------------------------|
| Make | Teledyne Continental Motors |
| Model | LTSIO360RB |
| Serial No. | 819532 |
| Engine Position | Right |
| Total Time | 1202.08 |
| Time SOH | NA |
| Build Date | 5/25/2007 |
| In Service Date | Unknown |
| Removal Date | 9/15/2009 |

| AIRCRAFT / ACCIDENT INFORMATION | |
|---------------------------------|--|
|---------------------------------|--|

| | |
|---------------------|---------------------|
| Aircraft Make | Piper |
| Aircraft Model | PA-34-220T Seneca V |
| Aircraft Serial No. | 34-49089 |
| Registration No. | OO-TML |
| Accident Date | 9/15/2009 |
| Accident Location | Verde, Portugal |

Significant logbook information: The log books were not available at the time of the inspection.

Report Summary:

Search Code:

15-12-68

The inspection of this engine did not reveal any pre-impact abnormalities that would have prevented normal operation and production of rated horsepower.

Disposition of engine following exam: Engine was shipped on June 7, 2010 to:

CAE Global Academy, AAE
ATTN: Jose Costa
Aerodromo Municipal De Evora
Evora, Portugal 7000-790

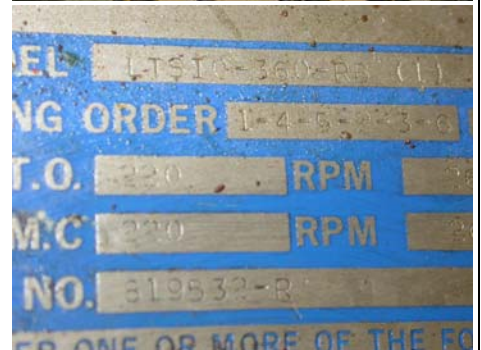
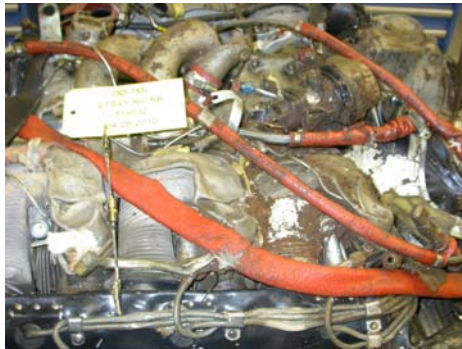
| | | | | |
|-----------|--------------|-------------------|-----------------------|---------|
| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
| 4/28/2010 | LTSIO-360-RB | 819532 | OO-TML | 3 of 29 |

Inspection Witnesses

| | | | |
|--------------|--|--------------|--|
| Inspector | Terry L Horton | Mechanic | Johnny Little |
| Address | 2039 Broad Street, Mobile, Alabama, 36615 | Address | 2039 Broad Street, Mobile, Alabama, 36615 |
| Organization | Teledyne Continental Motors | Organization | Teledyne Continental Motors |
| Phone No | 251-436-8481 | Phone No | 251-436-8482 |
| Witness | John T. Kent | Mechanic | Gregory Eastburn |
| Address | 2039 Broad Street Mobile, Alabama 36615 | Address | 2039 Broad Street, Mobile, Alabama, 36615 |
| Organization | Teledyne Continental Motors | Organization | Teledyne Continental Motors |
| Phone No | 251-436-8236 | Phone No | 251-436-8482 |
| Witness | Jason Aguilera | | |
| Address | 4760 Oakland Street, Suite-500 Denver, Colorado 80239 | | |
| Organization | NTSB | | |
| Phone No | 303-373-3504 | | |

| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|-----------|--------------|-------------------|-----------------------|---------|
| 4/28/2010 | LTSIO-360-RB | 819532 | OO-TML | 4 of 29 |

EXTERNAL INSPECTION OF ENGINE: The engine exhibited impact damage, and the turbocharger, both magnetos, the vacuum pump, and the alternator were separated.



AIRFRAME PARTS RETURNED WITH ENGINE: Portions of control cables, cooling baffles, prop governor, vacuum pump flange, fuel flow transducer, breather tube/hose and related hardware, fuel lines and miscellaneous hoses and wiring.

| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|-----------|--------------|-------------------|-----------------------|---------|
| 4/28/2010 | LTSIO-360-RB | 819532 | OO-TML | 5 of 29 |

ENGINE COMPONENT EXAMINATION

Exhaust System

Condition: The exhaust system components were already disassembled and exhibited impact damage.



Starter

Manufacturer: Iskra

Part Number: 655566

Serial #: 07 65 0074

Condition: The starter rotated by hand and was intact and exhibited impact damage.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|-----------|--------------|-------------------|-----------------------|---------|
| 4/28/2010 | LTSIO-360-RB | 819532 | OO-TML | 6 of 29 |

Starter Adapter Part Number: Illegible.

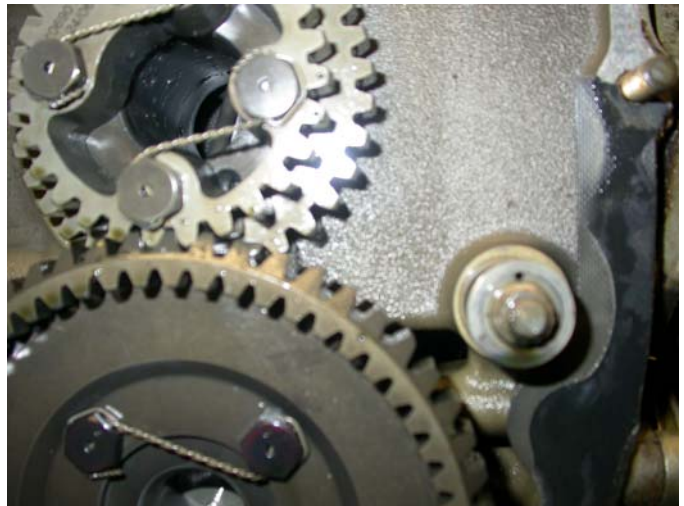
Date Code: Illegible.

Condition: The starter rotated by hand and was intact and had impact damage.



Crankshaft to Camshaft Timing

The crankshaft to camshaft timing was verified by the alignment of the gear's timing marks.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|-----------|--------------|-------------------|-----------------------|---------|
| 4/28/2010 | LTSIO-360-RB | 819532 | OO-TML | 7 of 29 |

Ignition Harness Manufacturer: TCM Model/Part Number: Not Marked Serial #: Not Marked

Condition: The ignition harness had impact damage and several of the wires were cut and frayed.



L/H Magneto Manufacturer: N/A Model/Part Number: N/A Serial #: N/A

Condition: The magneto was not returned with the engine.

R/H Magneto Manufacturer: Slick Model/Part Number: 6320 Serial #: 06061230

Condition: The magneto was separated from the engine and the case was partly crushed. The magneto was disassembled and the internal components were impact damaged. Records indicate this magneto to be installed originally in the right-hand position.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|-----------|--------------|-------------------|-----------------------|---------|
| 4/28/2010 | LTSIO-360-RB | 819532 | OO-TML | 8 of 29 |

Oil Cooler

Manufacturer: Niagara NDM

Model/Part Number: 646880

Serial #: K06-4776-521

Condition: The oil cooler was undamaged and exhibited normal operating signatures.



Oil Pump

Condition:

The oil pump drive was intact. The oil pump cavity contained light scratches and exhibited normal operating signatures. The oil pump gear teeth exhibited normal operating signatures. The oil pressure relief valve and seat contained no obstructions and exhibited signatures of proper seating.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|-----------|--------------|-------------------|-----------------------|---------|
| 4/28/2010 | LTSIO-360-RB | 819532 | OO-TML | 9 of 29 |

Oil Filter

Manufacturer: Champion

Part number: CH-48108-1

Condition: The oil filter housing was cut open using the Champion cutting tool and the filter element was cut from the canister to allow examination. The oil filter element was coated with oil. No metal particles were observed in the filter element.



Throttle and Servo Assembly

Manufacturer: N/A

Part Number: N/A

Serial #: N/A

Condition: The fuel control was not returned with the engine.

Fuel Pump

Manufacturer: TCM

Part Number: 654351-3A1

Serial #: B07EA069R

Condition: The fuel pump turned freely and there were no abnormalities present. The fuel pump drive was intact and undamaged. The pump was disassembled and no internal damage was observed.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|-----------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 4/28/2010 | LTSIO-360-RB | 819532 | OO-TML | 10 of 29 |

Fuel Manifold Valve Manufacturer: TCM Part Number: 652432-1A4 Serial #: C07EA072R

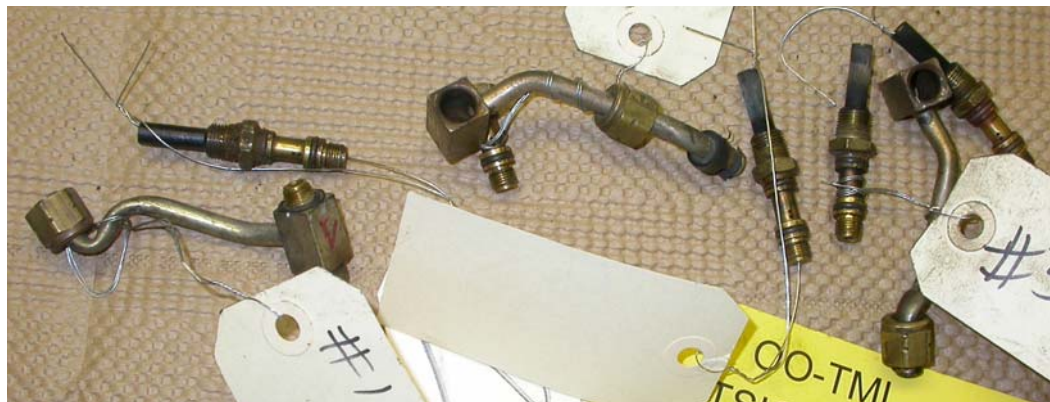
Condition: The fuel manifold valve exhibited normal operating signatures. The manifold valve was disassembled to examine the internal components. The manifold valve plunger assembly was intact, secure and undamaged. There were no signatures of fuel stains or leakage in the vent chamber side of the diaphragm.



Fuel Nozzles and Lines Manufacturer: TCM

| Position | #1 | #3 | #5 | #2 | #4 | #6 |
|----------|-----|-----|-----|-----|-----|-----|
| Size | 13B | 13B | 13B | 13B | 13B | 13B |

Condition: The fuel nozzles were unrestricted and exhibited normal operating signatures. The fuel lines had heavy impact damage.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|-----------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 4/28/2010 | LTSIO-360-RB | 819532 | OO-TML | 11 of 29 |

Spark Plugs Manufacturer: Champion RHM-38E

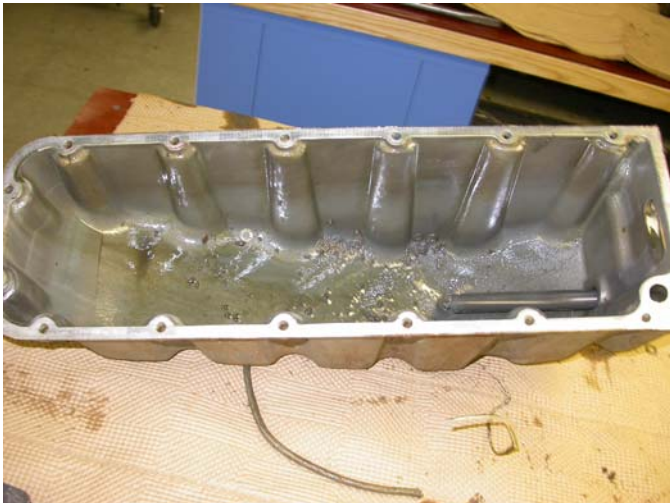
Condition: The top and bottom sparkplugs had normal wear signatures in accordance with the Champion aviation check-a-plug comparison chart.



Alternator Manufacturer: N/A Part Number: N/A Serial #: N/A

Condition: The alternator was not returned with the engine.

Oil Sump Condition: The oil sump was not damaged. A small amount of oil was drained from the sump.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|-----------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 4/28/2010 | LTSIO-360-RB | 819532 | OO-TML | 12 of 29 |

Oil Pick-up Tube & Screen

Condition: The oil pick-up tube was undamaged. The oil suction screen was unrestricted.



Induction System

Condition: The induction system had heavy impact damage and was mostly crushed.



Aftercooler

Part number: N/A

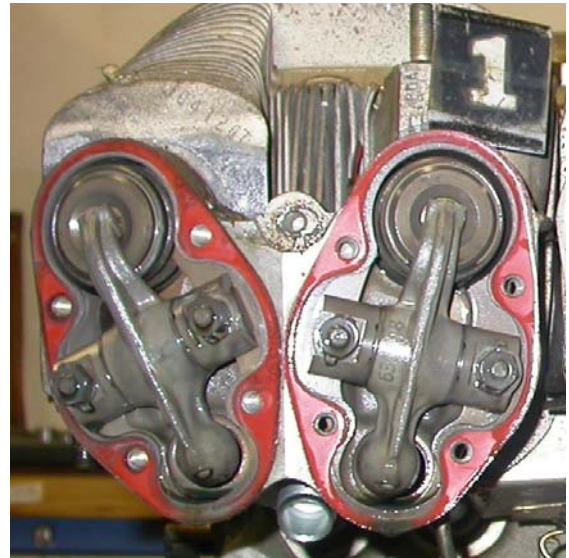
Serial Number: N/A

Condition: The aftercooler was not returned with the engine.

| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|-----------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 4/28/2010 | LTSIO-360-RB | 819532 | OO-TML | 13 of 29 |

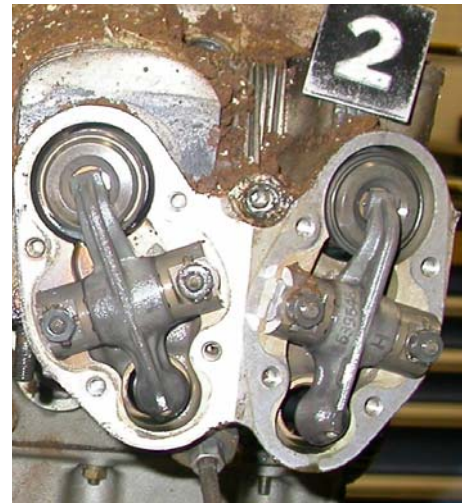
Cylinder #1 Part Number: 655479A11 Head Date: 4/07 Barrel Surface: Steel
Serial #: A07CB979 Work Order Numbers: None

Condition: The spot putty was not evident on the cylinder hold-down nuts. The cylinder combustion chamber had a normal amount of combustion deposits and the bore condition was free of scoring and undamaged. The cylinder skirt was intact and undamaged and there were no hone marks visible in the cylinder bore ring travel area. The intake and exhaust valve heads exhibited normal deposits and operating signatures. The rocker box area had an oil residue indicating lubrication to the overhead. The cylinder overhead components (valves, rocker arms, guides, springs, retainers and shafts) were lubricated and undamaged.



Cylinder #2 Part Number: 655479A11 Head Date: 3/07 Barrel Surface: Steel
Serial #: AC07BB113 Work Order Numbers: None

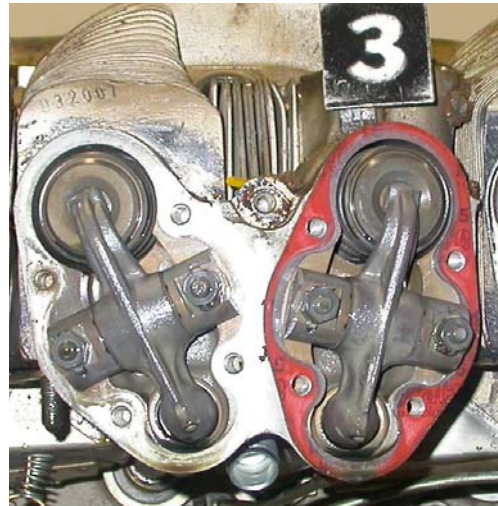
Condition: The spot putty was not evident on the cylinder hold-down nuts. The cylinder combustion chamber had a normal amount of combustion deposits and the bore condition was free of scoring and undamaged. The cylinder skirt was intact and undamaged and there were no hone marks visible in the cylinder bore ring travel area. The intake and exhaust valve heads exhibited normal deposits and operating signatures. The rocker box area had an oil residue indicating lubrication to the overhead. The cylinder overhead components (valves, rocker arms, guides, springs, retainers and shafts) were lubricated and undamaged.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|-----------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 4/28/2010 | LTSIO-360-RB | 819532 | OO-TML | 14 of 29 |

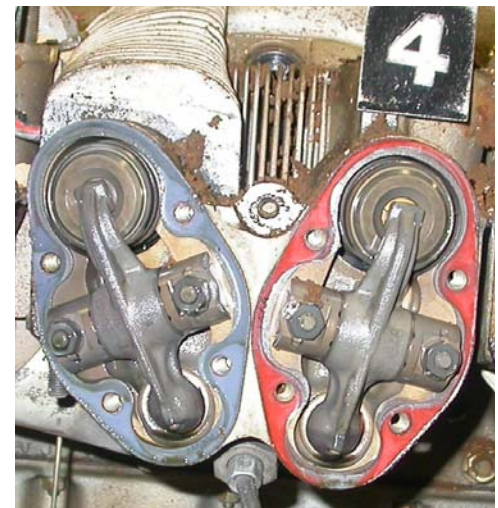
Cylinder #3 Part Number: 655479A11 Head Date: 3/07 Barrel Surface: Steel
 Serial #: AC07BA994 Work Order Numbers: None

Condition: The spot putty was not evident on the cylinder hold-down nuts. The cylinder combustion chamber had a normal amount of combustion deposits and the bore condition was free of scoring and undamaged. The cylinder skirt was intact and undamaged and there were no hone marks visible in the cylinder bore ring travel area. The intake and exhaust valve heads exhibited normal deposits and operating signatures. The rocker box area had an oil residue indicating lubrication to the overhead. The cylinder overhead components (valves, rocker arms, guides, springs, retainers and shafts) were lubricated and undamaged.



Cylinder #4 Part Number: 655479A11 Head Date: 3/07 Barrel Surface: Steel
 Serial #: AC07BA987 Work Order Numbers: None

Condition: The spot putty was not evident on the cylinder hold-down nuts. The cylinder combustion chamber had a normal amount of combustion deposits and the bore condition was free of scoring and undamaged. The cylinder skirt was intact and undamaged and there were no hone marks visible in the cylinder bore ring travel area. The intake and exhaust valve heads exhibited normal deposits and operating signatures. The rocker box area had an oil residue indicating lubrication to the overhead. The cylinder overhead components (valves, rocker arms, guides, springs, retainers and shafts) were lubricated and undamaged.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|-----------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 4/28/2010 | LTSIO-360-RB | 819532 | OO-TML | 15 of 29 |

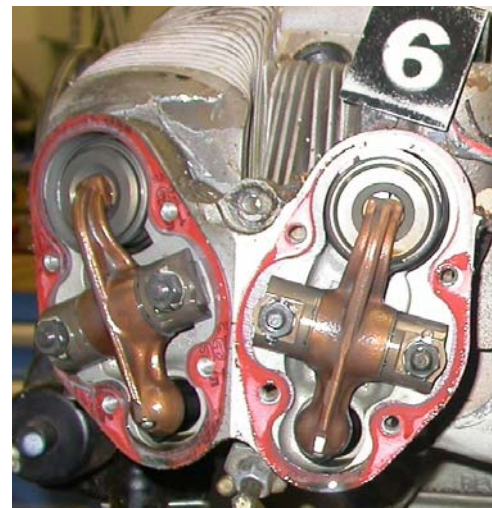
Cylinder #5 Part Number: 655479A11 Head Date: 6/06 Barrel Surface: Steel
 Serial #: AC06FB044 Work Order Numbers: None

Condition: The spot putty was not evident on the cylinder hold-down nuts. The cylinder combustion chamber had a normal amount of combustion deposits and the bore condition was free of scoring and undamaged. The cylinder skirt was intact and undamaged and there were no hone marks visible in the cylinder bore ring travel area. The intake and exhaust valve heads exhibited normal deposits and operating signatures. The rocker box area had an oil residue indicating lubrication to the overhead. The cylinder overhead components (valves, rocker arms, guides, springs, retainers and shafts) were lubricated and undamaged.



Cylinder #6 Part Number: 655479A11 Head Date: 4/07 Barrel Surface: Steel
 Serial #: AC07DA342 Work Order Numbers: None

Condition: The spot putty was not evident on the cylinder hold-down nuts. The cylinder combustion chamber had a normal amount of combustion deposits and the bore condition was free of scoring and undamaged. The cylinder skirt was intact and undamaged and there were no hone marks visible in the cylinder bore ring travel area. The intake and exhaust valve heads exhibited normal deposits and operating signatures. The rocker box area had an oil residue indicating lubrication to the overhead. The cylinder overhead components (valves, rocker arms, guides, springs, retainers and shafts) were lubricated and undamaged.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|-----------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 4/28/2010 | LTSIO-360-RB | 819532 | OO-TML | 16 of 29 |

#1 Piston, Rings and Pin Piston Part Number: 654859

Condition: The piston head exhibited a normal amount of combustion deposits and the piston skirt was free of scoring and damage. The piston rings were intact, free in their grooves, exhibited normal wear and operating signatures. The piston pin and plug assembly was intact and undamaged.



#2 Piston, Rings and Pin Piston Part Number: 654859

Condition: The piston head exhibited a normal amount of combustion deposits and the piston skirt was free of scoring and damage. The piston rings were intact, free in their grooves, exhibited normal wear and operating signatures. The piston pin and plug assembly was intact and undamaged.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|-----------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 4/28/2010 | LTSIO-360-RB | 819532 | OO-TML | 17 of 29 |

#3 Piston, Rings and Pin Piston Part Number: 654859

Condition: The piston head exhibited a normal amount of combustion deposits and the piston skirt was free of scoring and damage. The piston rings were intact, free in their grooves, exhibited normal wear and operating signatures. The piston pin and plug assembly was intact and undamaged.



#4 Piston, Rings and Pin Piston Part Number: 654859

Condition: The piston head exhibited a normal amount of combustion deposits and the piston skirt was free of scoring and damage. The piston rings were intact, free in their grooves, exhibited normal wear and operating signatures. The piston pin and plug assembly was intact and undamaged.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|-----------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 4/28/2010 | LTSIO-360-RB | 819532 | OO-TML | 18 of 29 |

#5 Piston, Rings and Pin Piston Part Number: 654859

Condition: The piston head exhibited a normal amount of combustion deposits and the piston skirt was free of scoring and damage. The piston rings were intact, free in their grooves, exhibited normal wear and operating signatures. The piston pin and plug assembly was intact and undamaged.



#6 Piston, Rings and Pin Piston Part Number: 654859

Condition: The piston head exhibited a normal amount of combustion deposits and the piston skirt was free of scoring and damage. The piston rings were intact, free in their grooves, exhibited normal wear and operating signatures. The piston pin and plug assembly was intact and undamaged.



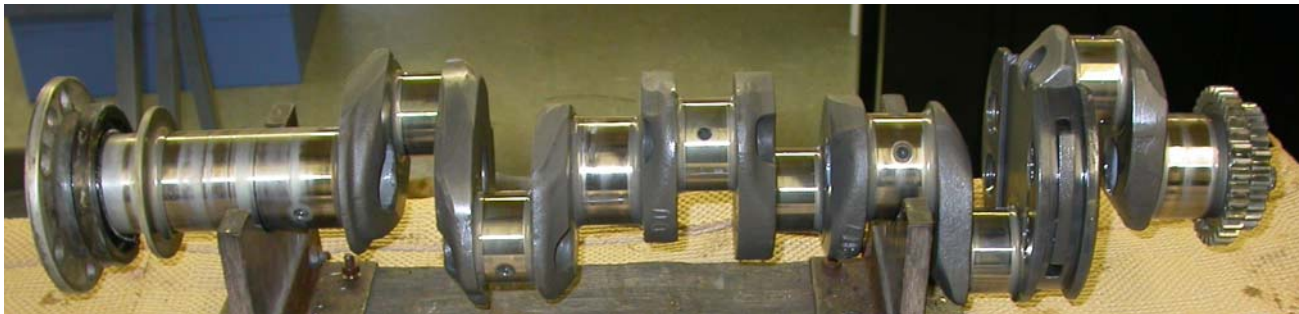
| Lifter | #1 | #3 | #5 | #2 | #4 | #6 |
|---------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|
| Intake | 653906 | 653906 | 653906 | 653906 | 653906 | 653906 |
| Exhaust | 653906 | 653906 | 653906 | 653906 | 653906 | 653906 |

Condition: The lifter faces were undamaged and exhibited normal operating signatures. The lifter bodies were undamaged and exhibited normal operating signatures.

| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|-----------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 4/28/2010 | LTSIO-360-RB | 819532 | OO-TML | 19 of 29 |

Crankshaft Forging number: 649877 Serial number: 890390 Heat code: RML

Condition: The crankshaft and counterweight assembly was undamaged and exhibited normal operating signatures. The connecting rod journals, main journals and thrust surfaces were undamaged and showed no signs of abnormal wear or lubrication distress. The crankshaft counterweight pins, plates and snap-rings were intact. The counterweights were undamaged and had free and unrestricted movement on the hanger blades.



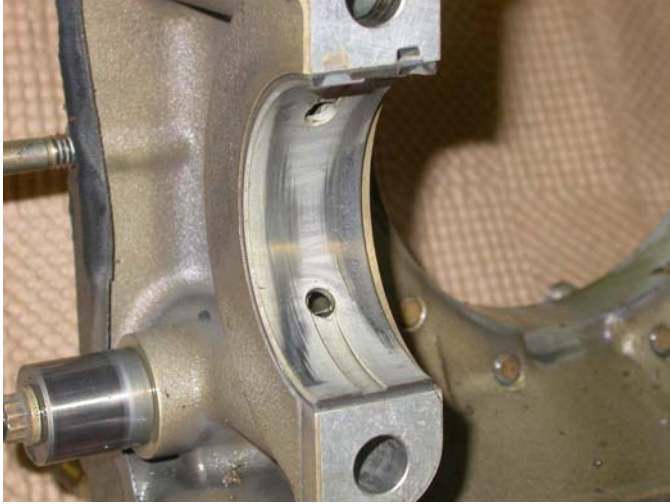
| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|-----------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 4/28/2010 | LTSIO-360-RB | 819532 | OO-TML | 20 of 29 |

#1 Main Bearings

Part #: 642337

Date Code: 2/07

Condition The #1 (rear) crankshaft main bearings exhibited normal operating and lubrication signatures. The bearings were intact and exhibited an insignificant amount of contamination and hard particle passage. There were no signs of lubrication distress.



#2 Main Bearings

Part #: 642337

Date Code: 2/07

Condition The #2 (intermediate) crankshaft main bearings exhibited normal operating and lubrication signatures. The bearings were intact and exhibited an insignificant amount of contamination and hard particle passage. There were no signs of lubrication distress.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|-----------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 4/28/2010 | LTSIO-360-RB | 819532 | OO-TML | 21 of 29 |

#3 Main Bearings Part #: 642337

Date Code: 2/07

Condition The #3 (intermediate) crankshaft main bearings exhibited normal operating and lubrication signatures. The bearings were intact and exhibited an insignificant amount of contamination and hard particle passage. There were no signs of lubrication distress.



#4 Main Bearings Part #: 641992

Date Code: 8/06

Condition The #4 (front) crankshaft main bearings exhibited normal operating and lubrication signatures. The bearings were intact and exhibited an insignificant amount of contamination and hard particle passage. There were no signs of lubrication distress.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|-----------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 4/28/2010 | LTSIO-360-RB | 819532 | OO-TML | 22 of 29 |

#1 Connecting Rod Part #: 654793 Forging #: 646116 Serial #: AE07DA739

Condition: The connecting rod assembly was intact and undamaged. The connecting rod nuts and bolts were intact and secure. The connecting rod bushing exhibited normal operating and lubrication signatures.

#1 Connecting Rod Bearings Part #: 642338 Date Code: 8/06

Condition: The connecting rod bearing exhibited normal operating and lubrication signatures. The connecting rod bearings were intact and exhibited an insignificant amount of contamination and hard particle passage. There were no signs of lubrication distress.

#2 Connecting Rod Part #: 554793 Forging #: 646116 Serial #: AE07DA762

Condition: The connecting rod assembly was intact and undamaged. The connecting rod nuts and bolts were intact and secure. The connecting rod bushing exhibited normal operating and lubrication signatures.

#2 Connecting Rod Bearings Part #: 642338 Date Code: 8/06

Condition: The connecting rod bearing exhibited normal operating and lubrication signatures. The connecting rod bearings were intact and exhibited an insignificant amount of contamination and hard particle passage. There were no signs of lubrication distress.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|-----------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 4/28/2010 | LTSIO-360-RB | 819532 | OO-TML | 23 of 29 |

#3 Connecting Rod Part #: 654793 Forging #: 646116 Serial #: AE07DA758

Condition: The connecting rod assembly was intact and undamaged. The connecting rod nuts and bolts were intact and secure. The connecting rod bushing exhibited normal operating and lubrication signatures.

#3 Connecting Rod Bearings Part #: 642338 Date Code: 8/06

Condition: The connecting rod bearing exhibited normal operating and lubrication signatures. The connecting rod bearings were intact and exhibited an insignificant amount of contamination and hard particle passage. There were no signs of lubrication distress.

#4 Connecting Rod Part #: 654793 Forging #: 646116 Serial #: AE07DA753

Condition: The connecting rod assembly was intact and undamaged. The connecting rod nuts and bolts were intact and secure. The connecting rod bushing exhibited normal operating and lubrication signatures.

#4 Connecting Rod Bearings Part #: 642338 Date Code: 8/06

Condition: The connecting rod bearing exhibited normal operating and lubrication signatures. The connecting rod bearings were intact and exhibited an insignificant amount of contamination and hard particle passage. There were no signs of lubrication distress.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|-----------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 4/28/2010 | LTSIO-360-RB | 819532 | OO-TML | 24 of 29 |

#5 Connecting Rod Part #: 654793 Forging #: 646116 SN: AE07DA761

Condition: The connecting rod assembly was intact and undamaged. The connecting rod nuts and bolts were intact and secure. The connecting rod bushing exhibited normal operating and lubrication signatures.

#5 Connecting Rod Bearings Part #: 642338 Date Code: 8/06

Condition: The connecting rod bearing exhibited normal operating and lubrication signatures. The connecting rod bearings were intact and exhibited an insignificant amount of contamination and hard particle passage. There were no signs of lubrication distress.

#6 Connecting Rod Part #: 654793 Forging #: 646116 Serial #: AE07DA760

Condition: The connecting rod assembly was intact and undamaged. The connecting rod nuts and bolts were intact and secure. The connecting rod bushing exhibited normal operating and lubrication signatures.

#6 Connecting Rod Bearings Part #: 642338 Date Code: 8/06

Condition: The connecting rod bearing exhibited normal operating and lubrication signatures. The connecting rod bearings were intact and exhibited an insignificant amount of contamination and hard particle passage. There were no signs of lubrication distress.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|-----------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 4/28/2010 | LTSIO-360-RB | 819532 | OO-TML | 25 of 29 |

Camshaft Part number: 655531

Serial Number: Z07DA024

Condition: The camshaft lobes exhibited normal operating signatures. The camshaft cluster gear was intact and exhibited normal operating signatures. The gear bolts were tight and saftied and the gear teeth were undamaged.

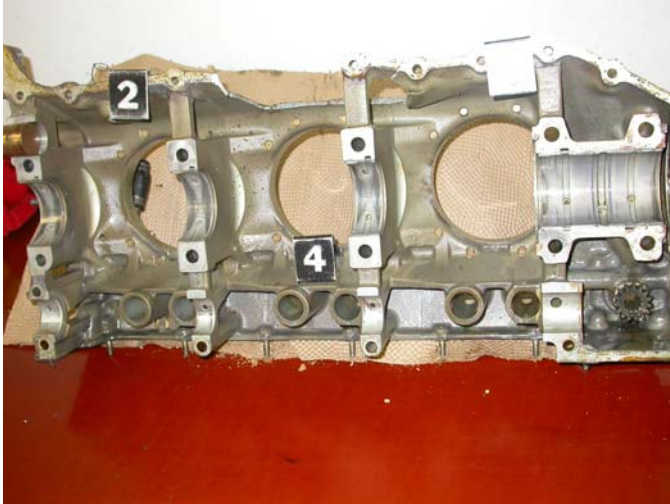


| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|-----------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 4/28/2010 | LTSIO-360-RB | 819532 | OO-TML | 26 of 29 |

Crankcase Casting Number 1-3-5 Side: 642333 2-4-6 Side: 642332 Serial number: S07DA118

Work Order Numbers: None

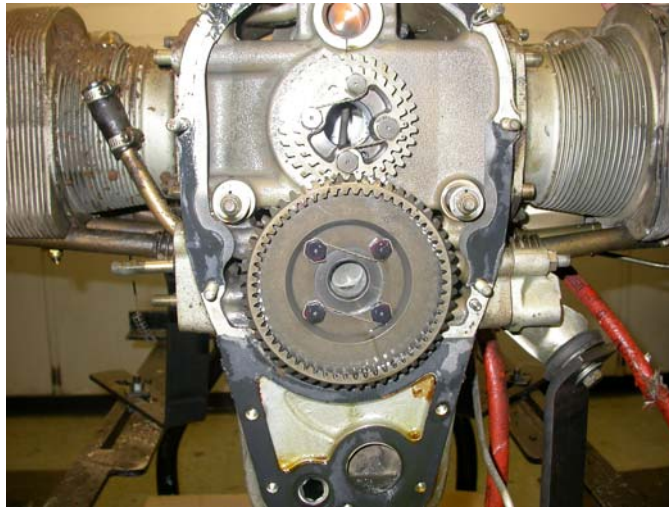
Condition: The crankcase exhibited exterior damage concentrated above the number four cylinder attachment point near the backbone. The cylinder bays were intact and undamaged. The main bearing support mating surfaces were intact and exhibited no signs of fretting or bearing tang lock-slot elongation. The main bearing support diameters were intact and exhibited no signs of bearing movement or rotation. The oil galleys and passages in the left and right crankcase halves were intact, clear and unrestricted.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|-----------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 4/28/2010 | LTSIO-360-RB | 819532 | OO-TML | 27 of 29 |

Accessory Gears

Condition: The accessory gears had continuity. The teeth were undamaged and exhibited normal operating signatures.



Turbocharger

Part number: No data tag

Serial Number: No data tag

Condition: The turbocharger exhibited impact damage, but continuity was confirmed on the rotor shaft between the compressor and turbine wheels. The turbine housing was intact and there were no cracks or exhaust leaks present. The turbine blades were intact. The center housing oil inlet and outlet fittings were intact and there were no signatures of oil leakage. The center housing was intact and there were no cracks or exhaust leaks present. The compressor housing was intact and there were no cracks present. The compressor housing was attached securely to the center housing. The compressor blades were intact and they exhibited minimal erosion signatures.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|-----------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 4/28/2010 | LTSIO-360-RB | 819532 | OO-TML | 28 of 29 |

Controller Part number: 633398-11 Kelly Aerospace

Serial Number: KAN0093?

Condition: The controller exhibited impact damage and imbedded debris.



Wastegate Part number: 648006-8 Kelley Aerospace

Serial Number: KDN00480

Condition: The wastegate (exhaust by-pass) valve was impact damaged, and the actuator was partly separated.



| Date | Engine Model | Engine Serial No. | Aircraft Registration | Page |
|-----------|--------------|-------------------|-----------------------|----------|
| 4/28/2010 | LTSIO-360-RB | 819532 | OO-TML | 29 of 29 |

Propeller Governor Part number: MT Propeller D94315

Serial Number: E-8-9L #6525 SJ

Condition: The propeller governor could be rotated by hand, was intact and undamaged.



Vacuum Pump Part number: N/A

Serial Number: N/A

Condition: The vacuum pump was not returned with the engine.