

CIAIAC

COMISIÓN DE
INVESTIGACIÓN
DE **A**CCIDENTES
E **I**NCIDENTES DE
AVIACIÓN **C**IVIL

Informe técnico A-025/2013

Accidente ocurrido
el 9 de agosto de 2013,
a la aeronave SOCATA TB-10
Tobago, matrícula EC-FPN,
operada por Adventia, en
Vallesa de Guareña (Zamora)



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

Informe técnico

A-025/2013

**Accidente ocurrido el 9 de agosto de 2013,
a la aeronave SOCATA TB-10 Tobago,
matrícula EC-FPN, operada por Adventia,
en Vallesa de Guareña (Zamora)**



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

SUBSECRETARÍA

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

Edita: Centro de Publicaciones
Secretaría General Técnica
Ministerio de Fomento ©

NIPO: 161-16-010-X

Diseño y maquetación: Phoenix comunicación gráfica, S. L.

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

Tel.: +34 91 597 89 63
Fax: +34 91 463 55 35

E-mail: ciaiac@fomento.es
<http://www.ciaiac.es>

C/ Fruela, 6
28011 Madrid (España)

Advertencia

El presente Informe es un documento técnico que refleja el punto de vista de la Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil en relación con las circunstancias en que se produjo el evento objeto de la investigación, con sus causas probables y con sus consecuencias.

De conformidad con lo señalado en el art. 5.4.1 del Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional; y según lo dispuesto en los arts. 5.5 del Reglamento (UE) n.º 996/2010, del Parlamento Europeo y del Consejo, de 20 de octubre de 2010; el art. 15 de la Ley 21/2003, de Seguridad Aérea; y los arts. 1, 4 y 21.2 del R.D. 389/1998, esta investigación tiene carácter exclusivamente técnico y se realiza con la finalidad de prevenir futuros accidentes e incidentes de aviación mediante la formulación, si procede, de recomendaciones que eviten su repetición. No se dirige a la determinación ni al establecimiento de culpa o responsabilidad alguna, ni prejuzga la decisión que se pueda tomar en el ámbito judicial. Por consiguiente, y de acuerdo con las normas señaladas anteriormente la investigación ha sido efectuada a través de procedimientos que no necesariamente se someten a las garantías y derechos por los que deben regirse las pruebas en un proceso judicial.

Consecuentemente, el uso que se haga de este Informe para cualquier propósito distinto al de la prevención de futuros accidentes puede derivar en conclusiones e interpretaciones erróneas.

Índice

Abreviaturas	vii
Sinopsis	ix
1. Información factual	1
1.1. Antecedentes del vuelo	1
1.2. Lesiones personales	1
1.3. Daños a la aeronave	1
1.4. Otros daños	1
1.5. Información sobre el personal	2
1.6. Información sobre la aeronave	2
1.6.1. Célula	2
1.6.2. Certificado de aeronavegabilidad	2
1.6.3. Mantenimiento de la aeronave	2
1.6.4. Motor	3
1.6.5. Información sobre la magneto del sistema de encendido	3
1.6.6. Mantenimiento de la magneto	4
1.6.7. Ruptores	5
1.6.8. Leva	5
1.6.9. Mantenimiento de la leva	6
1.7. Información meteorológica	6
1.8. Ayudas para la navegación	6
1.9. Comunicaciones	6
1.10. Información de aeródromo	6
1.11. Registradores de vuelo	6
1.12. Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto	7
1.13. Información médica y patológica	7
1.14. Incendio	7
1.15. Aspectos relativos a la supervivencia	7
1.16. Ensayos e investigaciones	7
1.16.1. Investigación del fallo en servicio	7
1.16.2. Conclusiones de los ensayos realizados	8
1.16.3. Relación de temperaturas en el compartimento motor	9
1.16.4. Antecedentes	9
1.17. Información sobre organización y gestión	11
1.18. Información adicional	11
1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces	11
2. Análisis	13
2.1. General	13
2.2. Análisis del origen de la pérdida de lubricación de la leva	13

3. Conclusiones	15
3.1. Constataciones	15
3.2. Causas/factores contribuyentes	15
4. Recomendaciones de seguridad operacional	17

Abreviaturas

00:00	Horas y minutos (período de tiempo)
00 °C	Grados centígrados
00 °F	Grados fahrenheit
AESA	Agencia Estatal de Seguridad Aérea
BEA	Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation civile (France)
CAVOK	Visibilidad, nubes y condiciones meteorológicas actuales mejores que los valores o condiciones prescritos
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil
ft	Pie(s)
h	Hora(s)
km	Kilómetro(s)
kt	Nudo(s)
LESA	Código OACI para el aeropuerto de Salamanca
METAR	Informe meteorológico aeronáutico ordinario
NTSB	National Transport Safety Board
rpm	Revoluciones por minuto
s	Segundo(s)
TBO	Tiempo entre revisiones generales («Time Between Overhaul»)
TCM	Teledyne Continental Motors
TSN	Tiempo desde nuevo («Time Since New»)
TSO	Tiempo desde revisión general («Time Since Overhaul»)
UTC	Tiempo Universal Coordinado («Coordinated Universal Time»)
VFR	Reglas de vuelo visual («Visual Flight Rules»)

Sinopsis

Propietario y operador:	Servicios y Estudios para la Navegación Aérea y la Seguridad Aeronáutica; Adventia, European Aviation College, S. A.
Aeronave:	Socata TB-10 Tobago
Fecha y hora del accidente:	Viernes, 9 de agosto de 2013; a las 11:30 hora local ¹
Lugar del accidente:	Término municipal de Vallesa de Guareña (Zamora)
Personas a bordo:	1; alumno piloto, ileso
Tipo de vuelo:	Aviación general – Vuelo de instrucción – Solo
Fase de vuelo:	En ruta – Crucero
Fecha de aprobación:	24 de junio de 2015

Resumen del accidente

A los 20 minutos de despegar del aeropuerto de Salamanca el motor de la aeronave comenzó a funcionar irregularmente y sin responder a las acciones que el alumno piloto, único tripulante a bordo, hacía para ajustar la potencia. La aeronave realizó un aterrizaje de emergencia en un campo de cereal, en el que el piloto resultó ileso y la aeronave sufrió daños importantes.

La investigación realizada identificó que la leva de la magneto sufrió un proceso de sobrecalentamiento que originó la pérdida de su capacidad de lubricación y que afectó al normal funcionamiento de los ruptores y su capacidad de producir la chispa adecuada en las bujías.

¹ Todas las horas que figuran en el presente informe están referidas a la hora local. La hora UTC es el resultado de restar dos horas a la indicada.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

El viernes 9 de agosto de 2013, la aeronave Socata TB-10, matrícula EC-FPN, despegó del aeropuerto de Salamanca con un único tripulante a bordo, un alumno que realizaba un vuelo local de instrucción. Con anterioridad al vuelo, la inspección exterior y la prueba de motor realizada no evidenciaron problema alguno.

Cuando había transcurrido 20 minutos de vuelo y sobrevolaba la localidad de Vallesa de Guareña (Zamora), a unos 40 km del aeropuerto, el motor empezó a funcionar irregularmente, no respondiendo a las acciones que el piloto hacía para ajustar la potencia. Sin embargo, la indicación de los instrumentos de presión y temperatura de aceite, presión y nivel de combustible y voltímetro mostraban valores correctos.

Al confirmar que no podía mantener la altitud de 3.600 ft que llevaba, el piloto comunicó al control aéreo su intención de realizar un aterrizaje de emergencia.

A continuación, sin llegar a pararse el motor completamente, el piloto realizó el procedimiento de emergencia y la aeronave tomó sobre un campo de cereal cosechado en cuyo recorrido atravesó el vallado de la finca que, sin frenarla del todo, le redujo la velocidad hasta que se detuvo contra el talud del curso de un arroyo. El piloto resultó ileso y la aeronave sufrió daños importantes, prácticamente irrecuperables.

1.2. Lesiones personales

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total en la aeronave	Otros
Muertos				
Lesionados graves				
Lesionados leves				No se aplica
Ilesos	1		1	No se aplica
TOTAL	1		1	

1.3. Daños a la aeronave

La aeronave sufrió daños importantes, localizándose principalmente en el tren de aterrizaje, bancada, ala y parte frontal-inferior del habitáculo motor.

1.4. Otros daños

Rotura del vallado de la finca en la que aterrizó.

1.5. Información sobre el personal

El alumno, de 19 años de edad, disponía de una autorización como Alumno Piloto de Adventia válida hasta el día 20 de febrero de 2014, así como de un Certificado médico de clase 1 y 2, expedido por un centro médico autorizado, en vigor hasta el 20 de febrero de 2014.

El total de horas de vuelo registradas coinciden con las de tipo y eran 34 h.

1.6. Información sobre la aeronave

1.6.1. Célula

- Marca: SOCATA
- Modelo: TB-10 Tobago
- Núm. de fabricación: 1485
- Matrícula: EC-FPN
- Año de fabricación: 1992
- Horas a 9-08-2013: 9.835:30

1.6.2. Certificado de aeronavegabilidad

- Número: 3514
- Fecha de expedición inicial: 04-03-2011
- Fecha validez renovación: 31-03-2014
- Expedido por: SENASA-CAMO
- Autorizado por: Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA)

1.6.3. Mantenimiento de la aeronave

De acuerdo al programa de mantenimiento, aprobado por la Agencia Estatal de Seguridad Aérea, PROMAN TB10 Anexo 01 de 16 de noviembre de 2012, las últimas revisiones fueron:

Últimas revisiones	Fecha	Horas
50 h	29-07-2013	9815:55
100 h	24-06-2013	9767:00

En la última revisión llevada a cabo se efectuaron tareas de mantenimiento sobre la cabina, estructura, tren de aterrizaje, aviónica, planta de potencia y se completó con una prueba operacional.

1.6.4. Motor

- Marca: Lycoming
- Modelo: O-360-A1AD
- Número de serie: RL-36682-36E
- TBO: 2.000 h
- TSO: 960 h

Últimas revisiones	Fecha	Horas
50 h	29-07-2013	943
100 h	24-06-2013	891

1.6.5. Información sobre la magneto del sistema de encendido

La magneto DL4N-3000 es una magneto doble movida por el motor a través de un solo eje al que están unidos dos distribuidores en un único bloque. El eje gira sobre dos cojinetes, uno de rodillos ubicado en el bloque de los distribuidores y otro de bolas situado en el extremo del eje más cercano al motor.

Asociado a uno de los extremos del eje se encuentra una única leva que se encarga de abrir los ruptores a partir de los cuales se genera la corriente de alto voltaje que se distribuye a las bujías a través del cableado correspondiente (véase figura 1).

Datos de la magneto de la aeronave:

- Marca: Teledyne Continental Motors
- Modelo: D4LN-3000
- Número de parte: 10-682555-11
- Número de serie: E179121G
- TBO: 2.000 h
- TSO (overhaul 11/09/2009): 1.626 h

La magneto y el motor fueron instalados en la aeronave accidentada cuando esta tenía 9.479 h.

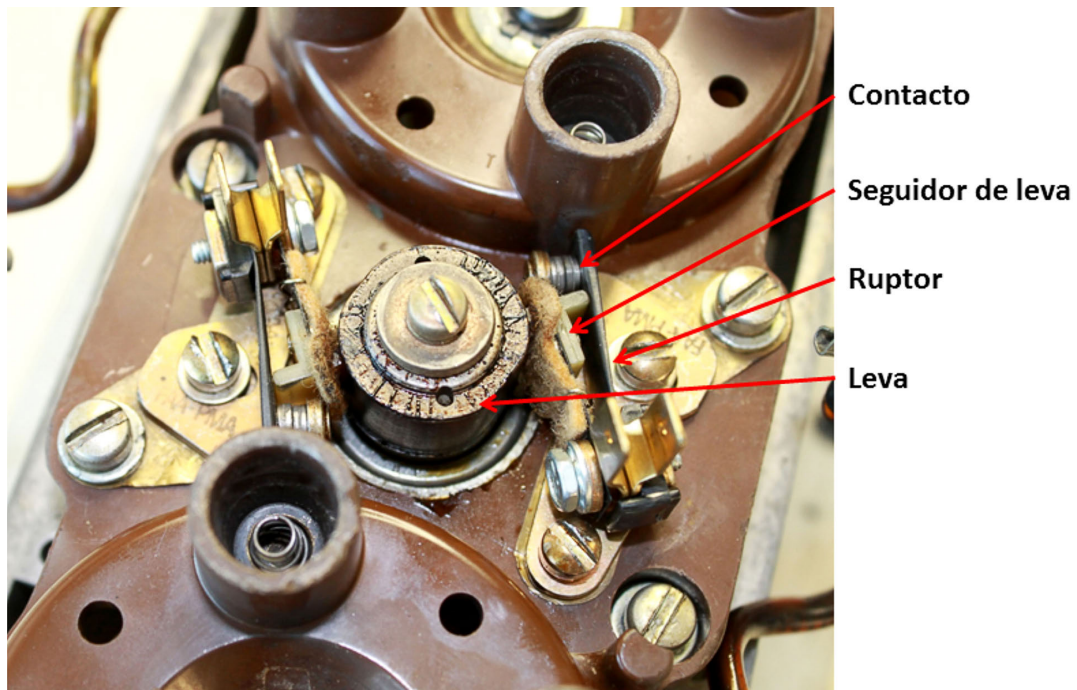


Figura 1. Detalle de la magneto del suceso

1.6.6. *Mantenimiento de la magneto*

Los intervalos y prácticas de mantenimiento de la magneto están definidos por el fabricante en el boletín de servicio SB643B y en el Service Support Manual D-2000/D-3000 Series High Tension, Magneto Publication X42003-3, de Continental Motors Inc. y son las siguientes:

- Cada 100 h o cada año de operación de la magneto se revisa el calado de la magneto al motor, los interruptores de las magnetos en cabina, las bujías y el cableado de las bujías.
- Cada 500 h de operación de la magneto se inspecciona el acoplador de impulso y se desmonta la magneto para una revisión interna. En esta revisión se mide el diámetro del cojinete de rodillos y se buscan síntomas de calentamiento y holguras en el mismo. Se advierte que en ningún caso el cojinete debe lubricarse.
- Revisión general cuando se realice la del motor. Además, cada 5 años desde su fabricación o desde la última revisión general o 4 años desde que la magneto se puso en servicio (lo que ocurra antes), debe ser reemplazada o sometida a una revisión general independientemente de las horas de operación acumuladas en el caso de eventos severos sobre el motor.

Además de las tareas de mantenimiento indicadas en el manual de mantenimiento se habían cumplimentado los boletines de servicio de Teledyne Continental Motors números: 515, 645, 651 y 658.

1.6.7. Ruptores

Datos:

- Fabricante: Hartzell
- Número de parte: ES10-382585
- TSN: 166 h
- Tiempo desde revisión: 19 h

En la figura 2 se presentan el estado de los dos ruptores de la magneto ya desmontados.



Ruptor magneto derecha



Ruptor magneto izquierda

Figura 2. Detalle de los ruptores de la magneto

1.6.8. Leva

Datos:

- Fecha instalación nueva: 13-09-2011
- Número de parte: 10-382544
- TSN: 594 h

En la figura 3 se presenta el estado de la leva desmontada del eje.



Figura 3. Vista superior e inferior de la leva

1.6.9. Mantenimiento de la leva

En el manual de mantenimiento de la magneto indicado anteriormente se recoge la siguiente tarea englobada en la revisión general de la magneto y referida a la lubricación de la leva:

- Reemplazar la leva si presenta arañazos o desgaste. Asegurarse que no está contaminada con plástico o partículas de aceite; si estas condiciones se dan será sustituida.
- Frotar con una tela limpia libre de hilos.
- Sumergir la leva en aceite durante 30 minutos a una temperatura de 200 °F (93 °C).
- Mantener sumergida la leva hasta que se enfríe a temperatura ambiente.
- Limpiar la leva con una tela sin hilo y preservarla en una bolsa sellada.

1.7. Información meteorológica

METAR LESA 090930Z 07003KT 010V150 CAVOK 22/11 Q1027=

1.8. Ayudas para la navegación

El vuelo se realizaba bajo las reglas de vuelo visual VFR.

1.9. Comunicaciones

El piloto comunicó a control aéreo los problemas de motor que le sobrevinieron y se activó la fase de ALERFA.

1.10. Información de aeródromo

No aplicable.

1.11. Registradores de vuelo

La aeronave no estaba equipada con un registrador de datos de vuelo o un registrador de voz del puesto de pilotaje. La reglamentación aeronáutica pertinente no exigía transportar a bordo ningún tipo de registradores.

1.12. Información sobre los restos de la aeronave siniestrada y el impacto

El terreno seleccionado por el piloto fue un campo de cereal cosechado, su pendiente era en descenso. Las huellas sobre el terreno mostraron que el recorrido de la aeronave sobre el terreno fue rectilíneo y que, después de traspasar una valla de separación entre fincas, ésta se detuvo en el curso de un arroyo que transcurría casi perpendicular a su trayectoria.

Se conservó la integridad de los restos y en la aeronave únicamente se observaron los impactos de la valla y el impacto frontal contra el talud del arroyo.

La aeronave fue inmediatamente recuperada y trasladada a un hangar para su inspección posterior.

1.13. Información médica y patológica

El piloto, único ocupante de la aeronave, resultó ileso.

1.14. Incendio

No hubo incendio.

1.15. Aspectos relativos a la supervivencia

La correcta ejecución de la toma de contacto con el terreno, la correcta ejecución del procedimiento de emergencia, el terreno de aterrizaje seleccionado y el empleo del sistema de retención del asiento evitaron daños personales al ocupante.

1.16. Ensayos e investigaciones

1.16.1. Investigación del fallo en servicio

El origen de la pérdida de potencia de la aeronave se localizó en el funcionamiento de la magneto.

La inspección visual de la magneto mostró que el seguidor de leva de cada uno de los ruptores se había desgastado contra la leva, de forma que, al decrecer la altura del seguidor, la aproximación de los contactos se fue reduciendo y el tiempo de apertura de los contactos se producía más tarde. Asimismo, el estado del fieltro que rodea al seguidor presentaba partículas fundidas adheridas y la leva con restos de aceite en su

cara superior e inferior, ambos elementos con signos de haber estado sometido a alta temperatura.

Al objeto de localizar el origen del incremento de temperatura se procedió a realizar una revisión general de la magneto conforme al Manual de Continental Motors Inc., referido en el apartado 1.6.6, de la que se obtuvieron las siguientes conclusiones:

- La resistencia y capacidad de los condensadores se mantenían en el rango indicado por el manual.
- Los ruptores se encontraron debidamente fijados y calibrados.
- El fleje metálico situado bajo los ruptores no mostraba signos de sobrecalentamiento.
- No había deformaciones en ningún elemento de la magneto, ni picaduras en los contactos.
- El cojinete y eje conductor de giro de la leva giraba libremente.

Además, se realizaron las siguientes pruebas funcionales haciendo girar la magneto en banco a 2.000 rpm:

- A. Rodaje con leva original y ruptores nuevos.
- B. Rodaje con leva sin instalación de ruptores.
- C. Rodaje con leva nueva y ruptores nuevos.

El ensayo (A) mostró que a los 45 minutos se alcanzaron 120 °C de temperatura, para a los 5 minutos siguientes descender a 80 °C y cuando al final los contactos dejaron de abrirse, su aspecto era similar a los del accidente.

El ensayo (B) la temperatura de funcionamiento fue de 33 °C. El mismo ensayo pero con una leva nueva la temperatura alcanzada fue de 31 °C.

El ensayo (C) se realizó a 3.000 rpm y durante una hora se estuvo midiendo la temperatura. Su valor fue ascendiendo hasta alcanzar un valor máximo y estable de 57 °C a los 45 minutos.

Un ensayo más fue conducido al objeto de determinar la temperatura en que la leva pierde su propiedad lubricante; para ello se introdujo una leva en estado de servicio en un horno. Al alcanzar los 90 °C, sobre la superficie de la leva aparecieron gotas pequeñas de lubricante.

1.16.2. Conclusiones de los ensayos realizados

Siguiendo el mismo orden planteado, el apartado (A) nos indica que la leva había perdido sus propiedades de lubricación y el calor que se genera por el rozamiento entre su superficie y el seguidor de leva de cada uno de los ruptores los había ido desgastado,

hasta que los contactos quedaron cerrados y, por consiguiente, no se produce la chispa adecuada en las bujías.

El apartado (B) indica que el calor producido en la leva no tuvo su origen en el cojinete del eje sobre el que está montada y/o transmitido por dicho eje.

El apartado (C) indica que fue la alta temperatura alcanzada en la leva es lo que provocó el desgaste de los seguidores de leva.

Finalmente, el último ensayo constata que la leva comienza a desprender lubricante a una temperatura similar a la del tratamiento que se realiza durante la operación de revisión general.

1.16.3. *Relación de temperaturas en el compartimento motor*

Para evaluar el rango de temperaturas que se alcanzan en el interior del compartimento motor, se ha medido su valor sobre una aeronave similar a la accidentada, inmediatamente después de aterrizar y siendo la temperatura ambiente de 25 °C:

- Carcasa de la magneto: 90 °C
- Alojamiento de pata de morro: 69 °C
- Caja de accesorios: 106 °C
- Mamparo cortafuegos: 90 °C
- Bomba de combustible: 71 °C
- Bancada: 76 °C

Según estos valores, la temperatura aproximada que se alcanza es de unos 83 °C.

1.16.4. *Antecedentes*

A continuación se relacionan distintos sucesos en que los ruptores y la leva de la magneto doble de TCM, modelo D-3000, se han visto afectados y cuyo resultado alteró la función de poder separar los contactos de los ruptores y en consecuencia el correcto encendido de la chispa en las bujías. Esta situación repercute en los dos circuitos.

A continuación se relacionan los sucesos y las causas que lo produjo:

1. Marzo de 2003, en la Sierra de Francia (Salamanca-España). No hubo una causa directa pero si la probabilidad que fuera por la contaminación del aceite lubricante y/o que el engrase hubiera sido excesivo (CIAIAC referencia IN-012/2003). Detalle de la magneto en la figura 4.

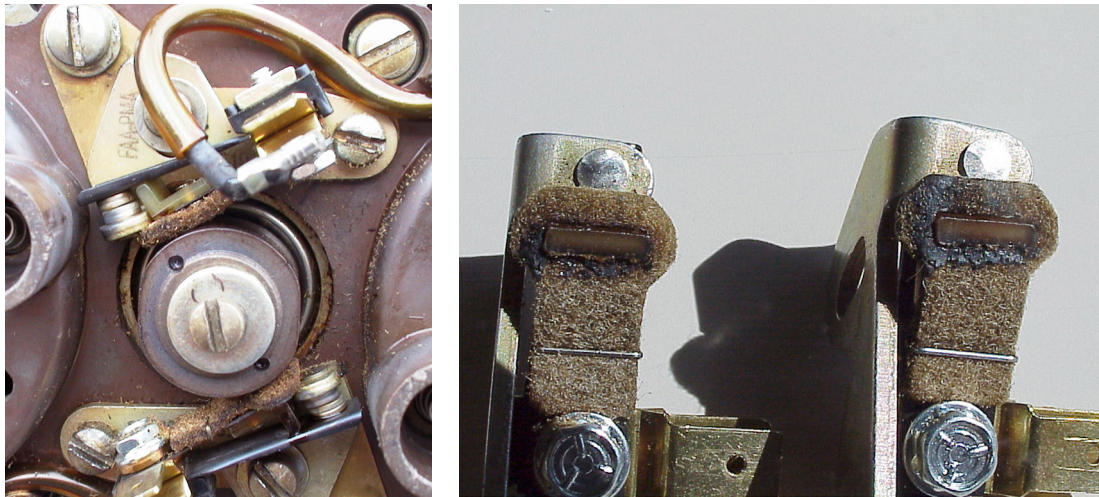


Figura 4. Estado de la leva y ruptores (caso 1)

2. Julio de 2007, en Lillo (Toledo-España). Debido al fallo del cojinete de rodillos que monta el eje de la magneto (CIAIAC referencia IN-036/2007). Detalle de la magneto en la figura 5.
3. Julio de 1999, en el aeródromo de Muret (Francia). Al no estar asegurada la continuidad eléctrica y el arco eléctrico causado por la chispa en los platinos provoca un calentamiento que se transmite por conducción al seguidor de leva, desgastándolos. (BEA Rapport f-nl990701). Detalle de la magneto en la figura 6.
4. Diciembre de 2002, en Hot Springs, Arkansas. El calentamiento producido por el roce del piñón con el bloque del distribuidor produjo el calentamiento del eje de la magneto que sobrecalentó la leva, con la consiguiente pérdida de lubricación, lo

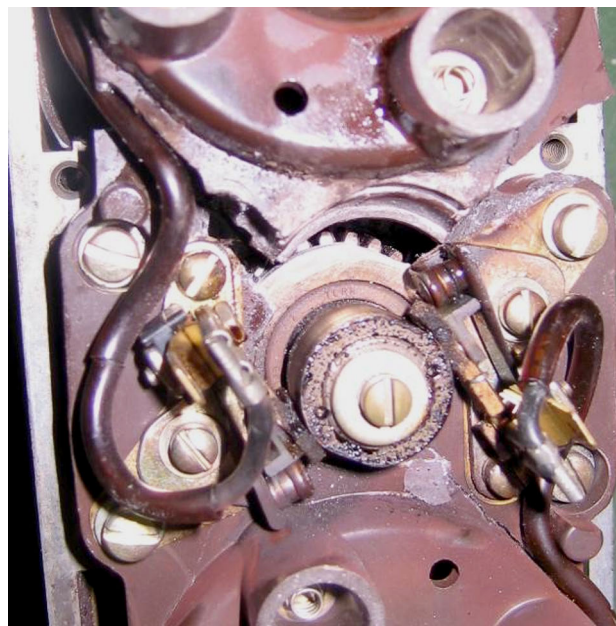


Figura 5. Estado de la leva y ruptores (caso 2)

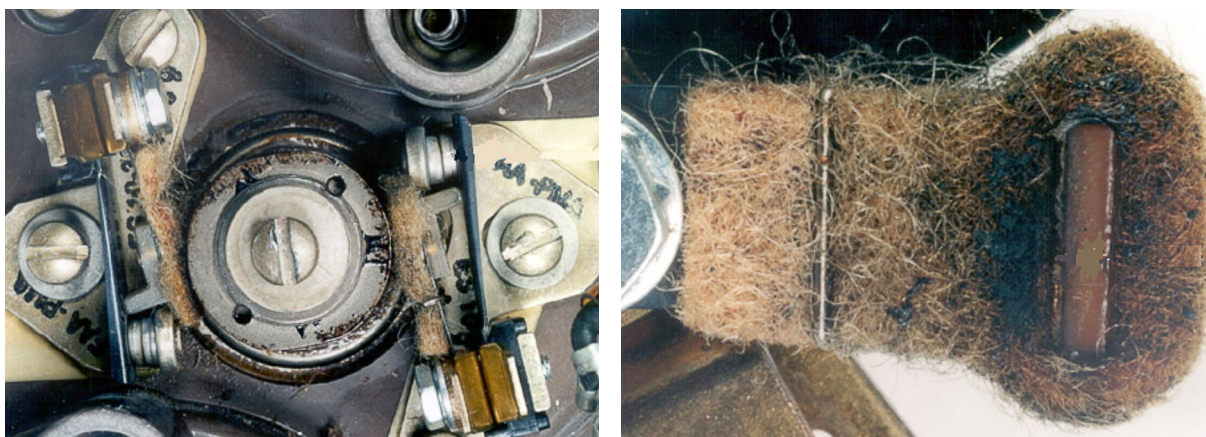


Figura 6. Estado leva y ruptores (caso 3)

que se tradujo en un desgaste acelerado de los seguidores de leva y la consiguiente pérdida de la capacidad de separar los contactos de los ruptores para producir la chispa. En este caso era un cárter de seis cilindros.

En el informe se recoge información de un representante del fabricante de la magneto que dijo que la temperatura de funcionamiento interno normal de la magneto D6LN-3000 es de entre 150° a 200 °F (65° a 93 °C). (NTSB Identification DEN03FA023).

1.17. Información sobre la organización y gestión

No aplicable.

1.18. Información adicional

No aplicable.

1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces

No aplicable.

2. ANÁLISIS

2.1. General

El funcionamiento irregular, reducción de potencia en motor y la falta de respuesta de éste a las acciones del piloto de la aeronave sobre los mandos se produjo por el desajuste sufrido en la magneto que modificó la transmisión de corriente eléctrica a las bujías y por consiguiente al funcionamiento del motor. Este desajuste fue producido por la disminución de la apertura entre los contactos de ambos ruptores de la magneto. A su vez, esta alteración fue producida por la degradación del seguidor de leva, por desgaste en su contacto contra la leva, lo que provocó que el tiempo de apertura de los contactos de los ruptores fuera cada vez mayor y que la distancia entre estos fuera reduciéndose paulatinamente.

El desgaste de los dos seguidores de leva fue acelerado por el hecho de que la leva había estado sometida a un sobrecalentamiento, tanto continuo como discontinuo, que la condujo a perder su lubricación.

La magneto del modelo D4LN-3000 que equipaba la aeronave es una magneto doble. Esto significa que la transmisión del movimiento desde el motor hasta la leva de apertura de los platinos es común a las dos magnetos, siendo los platinos el primer elemento de cada una de ellas que es realmente independiente de la otra. En consecuencia, cualquier rotura o disfunción en los elementos que tienen en común ambas magnetos afectará al funcionamiento de ambas magnetos, tal y como ocurrió en el caso de la aeronave EC-FPN.

2.2. Análisis del origen de la pérdida de lubricación de la leva

La inspección de la magneto revela que la leva sufrió un proceso de sobrecalentamiento que originó la pérdida de su capacidad de lubricación y que afectó al normal funcionamiento de los ruptores y su capacidad de producir la chispa adecuada en las bujías.

Los antecedentes relacionados en el punto 1.16.4, en particular el 2, 3 y 4, revelan que la leva es sensible al calor generado por el malfuncionamiento de alguno de los componentes de la magneto. Son significativos los restos de lubricante que aparecen sobre la superficie de la leva, como muestran las figuras de dichos antecedentes.

En el presente suceso no se ha detectado fallo alguno que diera origen a una generación de calor en la leva y que motivara el desencadenamiento del proceso.

No obstante, si bien en vuelo el calor generado por el motor y por la propia magneto (entre 65° a 93 °C, según indica el fabricante) es evacuado por la circulación de aire en

el compartimento motor, cuando la aeronave está rodando en tierra o detenida con el motor en marcha, la capacidad de evacuación de calor es reducida o nula.

En esta condición, si se estima que una temperatura razonable en la magneto puede estar en torno a 83 °C, cuando las condiciones de temperatura ambiente son más severas (verano) y/o cuando la utilización como instrucción de la aeronave requiere puntualmente el rodaje del motor en la plataforma del aeródromo, se considera que la temperatura de funcionamiento de la magneto puede alcanzar en alguna ocasión valores similares o superiores a las que se somete la leva durante el proceso de lubricación en mantenimiento. Por tanto, la leva puede sufrir procesos alternativos de picos de temperatura que degradan su lubricación y que se traducen en su capacidad de generar la chispa que el funcionamiento normal del motor requiere.

3. CONCLUSIONES

3.1. Constataciones

- La aeronave tenía un certificado de aeronavegabilidad válido.
- El alumno piloto estaba autorizado para el vuelo.
- El origen de la pérdida de potencia se localizó en el funcionamiento de la magneto.
- La magneto doble que montaba la aeronave era mantenida según el documento Service Support Manual D-2000/D-3000 Series High Tension, Magneto Publication X42003-3, de Continental Motors Inc. y los boletines de servicio publicados.
- La leva que acciona la apertura de los contactos de los dos ruptores de la magneto sufrió un proceso de sobrecalentamiento ajeno al funcionamiento de cualquier otro componente de la misma.
- El calor generado por la falta de lubricación en la leva produjo el desgaste del seguidor de leva y, en consecuencia, alteró la apertura de los contactos.
- Se constata que existen condiciones de funcionamiento de la magneto en que se alcanzan valores de temperatura elevados que pueden derivar en una pérdida de lubricación de la leva.

3.2. Causas/factores contribuyentes

La causa del funcionamiento irregular y la falta de potencia en el motor de la aeronave fue la incapacidad de la magneto para generar el voltaje adecuado para generar la chispa que requieren las bujías. Esto fue debido a la inadecuada apertura de los contactos como consecuencia del desgaste producido en los seguidores de leva por la falta de lubricación en la leva.

Se considera como causa más probable de la falta de lubricación de la leva el sobrecalentamiento puntual que alcanza la magneto durante su funcionamiento.

La causa del accidente fue la pérdida de potencia del motor por la falta de lubricación de la leva motivada por un sobrecalentamiento puntual de la magneto cuyo origen no ha podido averiguarse.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL

No se considera.

