

CIAIAC

COMISIÓN DE
INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES
E INCIDENTES DE
AVIACIÓN CIVIL

Boletín Informativo

4/2008



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

BOLETÍN INFORMATIVO

4/2008



**GOBIERNO
DE ESPAÑA**

**MINISTERIO
DE FOMENTO**

SECRETARÍA GENERAL DE
TRANSPORTES

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

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

NIPO: 161-08-009-5
Depósito legal: M. 14.066-2002
Imprime: Diseño Gráfico AM2000

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 Boletín 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 produjeron los eventos objeto de la investigación, con sus causas y con sus consecuencias.

De conformidad con lo señalado en la Ley 21/2003, de Seguridad Aérea, y en el Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional, las investigaciones tienen carácter exclusivamente técnico, sin que se hayan dirigido a la determinación ni establecimiento de culpa o responsabilidad alguna. La conducción de las investigaciones ha sido efectuada sin recurrir necesariamente a procedimientos de prueba y sin otro objeto fundamental que la prevención de los futuros accidentes.

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

Índice

ABREVIATURAS	vi
--------------------	----

RELACIÓN DE ACCIDENTES/INCIDENTES

Referencia	Fecha	Matrícula	Aeronave	Lugar del suceso	
A-065/2006	16-12-2006	EC-FOQ	Eurocopter AS 350 B2	Figols i Alinyà (Lleida)	1
A-014/2007	30-03-2007	EC-ZBQ	Bambi MCR 01	Aeropuerto de Málaga	7
A-020/2007	27-05-2007	EC-ECE	Cessna T-188-C	Pista eventual de Isla Mayor (Sevilla)	13
(*) A-023/2007	29-05-2007	BGA 4843	Planeador Schempp Hirth Discus 2A	Herencia (Ciudad Real)	19
(*) IN-036/2007	25-07-2007	EC-FTJ	Socata Tobago TB-10	Lillo (Toledo)	23
A-016/2008	04-05-2008	EC-CGU	Piper PA 28-180	Aeródromo de El Berriel (Gran Canaria) .	33
A-017/2008	17-05-2008	EC-DIU	Piper PA-28RT-201	Aeropuerto de Fuerteventura	37
A-026/2008	29-06-2008	EC-HYL	Glaser Dirks DG-400	Aeródromo de Igualada-Odena	45
				(Barcelona)	

ADENDA	49
--------------	----

(*) Versión disponible en inglés en la Adenda de este Boletín
(English version available in the Addenda to this Bulletin)

Esta publicación se encuentra en Internet en la siguiente dirección:

<http://www.ciaiac.es>

Abreviaturas

00°	Grado(s)
AENA	Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea
AGL	Altura sobre el terreno
ATC	Control de tránsito aéreo
ATPL(H)	Piloto de transporte de línea aérea de helicóptero
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
CPL(A)	Licencia de piloto comercial de avión
DGAC	Dirección General de Aviación Civil
ft	Pie(s)
h	Hora(s)
HP	Caballo(s) de vapor
hPa	Hectopascal(es)
kg	Kilogramo(s)
KIAS	Nudo(s) Velocidad indicada
km	Kilómetro(s)
kt	Nudo(s)
m	Metro(s)
m/s	Metro(s) por segundo
METAR	Informe meteorológico aeronáutico ordinario
mm	Milímetro(s)
MSL	Nivel medio del mar
MTOW	Peso máximo autorizado al despegue
N/A	No afecta
NM	Milla(s) náutica(s)
OACI	Organización de Aviación Civil Internacional
P/N	Número de parte
PPL(A)	Piloto privado de avión
QNH	Ajuste de la escala de presión para hacer que el altímetro marque la altura del aeropuerto sobre el nivel del mar en el aterrizaje y en el despegue
rpm	Revoluciones por minuto
S/N	Número de serie
TCM	Teledyne Continental Motors
UTC	Tiempo Universal Coordinado

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 16 de diciembre de 2006; 11:35 h local
Lugar	Figols i Alinyà (Lleida)

AERONAVE

Matrícula	EC-FOQ
Tipo y modelo	EUROCOPTER AS 350 B2
Explotador	TAF Helicopters

Motores

Tipo y modelo	TURBOMECA ARRIEL 1D1
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	52 años
Licencia	ATPL(H)
Total horas de vuelo	5.500 h
Horas de vuelo en el tipo	1.850 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			3
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Rotura del tendido de la línea eléctrica

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos – Comercial – Patrulla aérea
Fase del vuelo	Maniobrando – Vuelo a baja altura

INFORME

Fecha de aprobación	25 de junio de 2008
---------------------	----------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El helicóptero EC-FOQ, con base en el aeropuerto de Sabadell (Barcelona), había sido designado para realizar un vuelo de vigilancia de tráfico en las carreteras próximas a La Seo d'Urgell (Lleida).

La aeronave estaba adscrita a la Unidad de Medios Aéreos de la Generalitat de Cataluña y era operada por la empresa TAF, con la que la Generalitat había formalizado un contrato de servicios para llevar a cabo trabajos de vigilancia y control del tráfico.

A las 11:00 h el helicóptero despegó con el piloto y dos miembros de los Mossos d'Esquadra a bordo. Uno de los policías iba sentado en el asiento delantero izquierdo y el otro en la parte trasera.

El vuelo transcurrió siguiendo los trazados de las diferentes carreteras de la comarca, manteniendo 300 ft AGL¹ o superior.

A los 35 minutos de vuelo, los policías, al detectar que un vehículo cometía una infracción de tráfico, solicitaron al piloto que lo siguiera para proceder a su identificación.

El piloto maniobró para perseguir al vehículo y después inició un descenso intentando aproximarse para identificar la matrícula del mismo. Cuando el helicóptero se hallaba aproximadamente a 100 ft AGL impactó contra los cables de una línea de media tensión cuya dirección era perpendicular a la trayectoria de vuelo. Tras el impacto, el helicóptero se desestabilizó, pero el piloto pudo recuperar su control y aterrizar sobre la calzada de la misma carretera sobre la que se estaba realizando la labor de vigilancia.

Uno de los policías resultó herido de carácter leve.

1.2. Información de la tripulación

El piloto y los dos tripulantes a bordo habían sido seleccionados ocasionalmente al no estar disponible la tripulación que de forma regular realizaba dichas tareas de vigilancia.

El piloto no tenía formación específica en vuelo a baja altura.

Los dos tripulantes que acompañaban al piloto no habían recibido preparación y entrenamiento específico para realizar tareas a bordo de un helicóptero.

¹ AGL: altura sobre el terreno.

1.3. Información sobre la aeronave

La aeronave carecía de dispositivos corta cables y de equipos aumentativos de la visión o de filmación que facilitasen la identificación de los vehículos terrestres a distancia durante el vuelo.

1.4. Meteorología

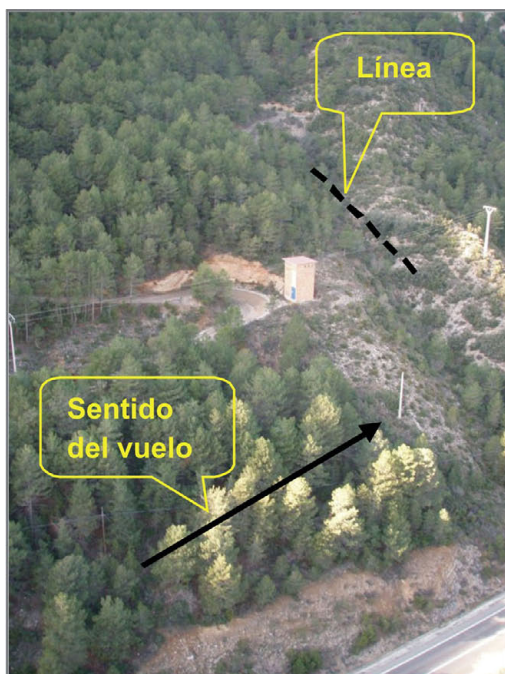
El día era soleado, el viento estaba en calma y no existían zonas de sombra en la trayectoria de vuelo.

1.5. Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

El helicóptero volaba a lo largo de un valle por donde discurre la carretera comarcal C-14, en dirección norte-sureste.

Paralelas a la carretera existen dos líneas eléctricas, una por cada lado, y una tercera línea que cruza perpendicularmente el eje longitudinal de la carretera (Ver figura 1).

Esta última línea partía desde un pequeño edificio de obra, situado a la izquierda según la dirección de avance del helicóptero y cruzaba la carretera hasta el siguiente apoyo,



Lado izquierdo de la línea



Lado derecho de la línea

Figura 1. Situación de las líneas eléctricas en el entorno del accidente

que se hallaba entre los árboles que conformaban el paisaje en esa zona. La línea carecía de elementos de balizamiento en el tramo que atravesaba la carretera. La línea la formaban tres cables de aleación de aluminio, de una sección por cable de 25 mm². Los tres fueron seccionados por el choque con el helicóptero.

El impacto produjo daños en el morro de la aeronave, con rotura del tubo pitot, destrucción del parabrisas delantero izquierdo y daños en la cabina. En la parte superior del helicóptero los daños afectaban al rotor principal, caja principal y sus anclajes. Uno de los cables de la línea quedó enganchado a la altura del plato oscilante.

1.6. Declaración del piloto

El piloto informó que había descendido por debajo de los 300 ft AGL con objeto de identificar visualmente la matrícula del vehículo infractor cuando se produjo el impacto con los cables. Confirmó que era consciente de las dos líneas que discurrían paralelas a su trayectoria de vuelo y que el sol le incidía frontalmente disminuyendo su visibilidad hacia delante.

1.7. Información sobre organización y gestión de operador

El operador disponía de autorización de la DGAC para realizar vuelos por debajo de los 500 ft AGL.

Dos días después del accidente la Dirección de Operaciones de la compañía emitió y distribuyó a sus pilotos una nota interna prohibiendo volar por debajo de 300 ft AGL en vuelos de vigilancia de tráfico.

Con posterioridad, en noviembre de 2007, el operador impartió un curso, denominado de operadores de tráfico, destinado a formar a los miembros de la policía autonómica de Cataluña encargados de la vigilancia del tráfico y en cuyo programa se incluían conocimientos sobre la seguridad en los helicópteros, comportamiento a bordo, apoyo al piloto y uso de medios de filmación instalados a bordo.

1.8. Medidas tomadas por la Unidad de Medios Aéreos de la Generalitat de Cataluña

En un informe fechado en marzo de 2007, realizado por la División Operativa de la Unidad de Medios Aéreos de la Generalitat de Cataluña a raíz de este accidente, se proponía la necesidad de adoptar las siguientes medidas:

- Revisar las limitaciones de vuelo.
- Estudiar la idoneidad de los procedimientos en cabina para este tipo de misiones.

- Analizar los niveles de formación y entrenamiento para el personal de dotación en este tipo de misiones.

Estas medidas se han complementado con otras que incluyen el apoyo en tierra durante el desarrollo de estas operaciones y el empleo de material fotográfico a bordo.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

Durante un vuelo de vigilancia de tráfico que la aeronave realizaba en labores de servicio público para la Generalitat de Cataluña, se hizo necesario identificar un vehículo que circulaba por la carretera autonómica C-14. En el seguimiento que siguió del vehículo, el helicóptero impactó contra los cables de una línea eléctrica cuya presencia no había sido advertida por el piloto y que cruzaban la carretera a una altura de unos 100 ft.

Los daños observados en el helicóptero indican que los cables impactaron contra la zona frontal de la aeronave, a la altura de la posición del tubo pitot, desplazándose hacia arriba hasta enrollarse en la zona inferior del plato oscilante. El impacto y la interferencia que posteriormente produjeron los cables con el sistema del rotor desestabilizaron al helicóptero haciendo imprescindible suspender el vuelo. El piloto actuó rápidamente recuperando el control y aterrizando con destreza inmediatamente sobre la carretera.

El impacto con los cables se produjo al descender el helicóptero y situarse a una altura reducida sobre el suelo. La velocidad de traslación de la aeronave debía ser estimable en su persecución del vehículo, con lo cual se daban unas condiciones de riesgo que disminuían las posibilidades de librar obstáculos, como los cables, que normalmente son esperables en el entorno próximo a las carreteras.

La aeronave no estaba equipada con sistemas que permitieran distinguir a distancia detalles como las placas de matrícula de los vehículos a efectos de su identificación, por lo que necesariamente había que acercarse excesivamente al suelo si se pretendía llevar a cabo esa identificación a simple vista. Como se ha mencionado anteriormente, el volar cerca del suelo aumenta el peligro de encuentros con cables. El helicóptero no disponía de medios para evitar el impacto inadvertido con cables² o para disminuir los efectos de esos choques en caso de producirse, como pueden ser los sistemas cortacables. No parece, por tanto que el equipamiento con el contaba el helicóptero fuera suficiente para llevar a cabo el tipo de operación en el que se estaba empleando, siendo éste un factor que influyó en la ocurrencia del accidente.

Por otra parte, el operador contaba con autorización para realizar vuelos por debajo de 500 ft sobre el suelo. Esa limitación de altura es la que se contempla con carácter

² En el informe del accidente ocurrido al helicóptero Eurocopter SA-365-N1, matrícula EC-GJE, en el término municipal de San Bartolomé de Tirajana (Las Palmas de Gran Canaria) el 30 de marzo de 2004 se aporta información de sistemas diseñados para evitar el impacto con cables (referencia CIAIAC A-016/2004)

general en las reglas de vuelo visual. Una disminución de las alturas de vuelo requeriría medidas adicionales, como podría ser una formación especial de los pilotos, que compensaran la merma de seguridad que supone volar más bajo. Esta circunstancia resulta especialmente relevante en operaciones aéreas de control del tráfico donde son habituales las situaciones en las que los helicópteros se mueven con velocidades considerables, superiores a las que mantienen los vehículos en superficie cuando se trata de misiones de persecución e identificación de actitudes infractoras. La combinación de alturas de vuelo reducidas y altas velocidades de desplazamiento introduce riesgos en la operación que hay que evaluar y estar en disposición de rebajar anticipadamente. En este caso, el piloto no había sido instruido especialmente en la realización de vuelos a baja altura, ni se tiene constancia de que el operador proporcionara medios alternativos que hicieran pensar que los peligros que entrañan ese tipo de vuelos habían sido valorados y limitados convenientemente, ni tampoco que estos condicionantes hubieran formado parte de los requisitos para la concesión de la autorización por la que se permitía al operador eludir la regla general de mantenimiento de alturas de vuelo. Por tanto, se considera que este también fue un factor que contribuyó al accidente.

El hecho de que los cables que cruzaban la carretera no estuvieran balizados impedía su avistamiento con tiempo suficiente como para poder emprender una maniobra evasiva e impedir el impacto, siendo éste otro factor que intervino en el accidente. Es usual que las líneas eléctricas que atraviesan vías de comunicación terrestre de gran capacidad, como autovías o autopistas, se encuentren balizadas en pos de la seguridad de las operaciones aéreas de servicio público de vigilancia del tráfico. Sin tratar de discutir la conveniencia y viabilidad de proveer de balizamiento a las líneas eléctricas que atraviesan todas las carreteras, sí parece lógico que esa posibilidad pueda contemplarse en aquellas carreteras que regularmente son objeto de vigilancia aérea.

En resumen, el impacto de helicóptero con los cables se debió a los siguientes factores: La indisposición de sistemas de visión a distancia a bordo del helicóptero y de medios para evitar el impacto inadvertido con cables o para reducir los efectos de los choques. La ausencia de formación específica del piloto en operaciones a baja altura o de medios alternativos concretos dispuestos por el operador para la realización de ese tipo de vuelos para los cuales gozaba de autorización.

La inexistencia de señalización o balizamiento de los cables que atravesaban la carretera sobre la que se llevaban a cabo actividades de servicio público de vigilancia del tráfico.

Los factores puestos de manifiesto en este accidente revelan deficiencias en la ejecución de la operación aérea que cuestionarían la idoneidad de los medios empleados para la prestación de un servicio como el de vigilancia y control de la circulación de vehículos. En línea con esta consideración pueden interpretarse las medidas de mejora que la Administración contratante del servicio ha propuesto a raíz de este suceso y las acciones de seguridad que ha emprendido el operador de limitar la altura impidiendo vuelos por debajo de 300 ft sobre el suelo o proporcionando formación concreta en este tipo de trabajos.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Viernes, 30 de marzo de 2007; 07:06 h UTC
Lugar	Aeropuerto de Málaga

AERONAVE

Matrícula	EC-ZBQ
Tipo y modelo	BAMBI MCR 01
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	ROTAX 912 S
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	48 años
Licencia	Piloto privado de avión
Total horas de vuelo	200 h
Horas de vuelo en el tipo	20 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – No comercial – Privado
Fase del vuelo	Despegue – Ascenso

INFORME

Fecha de aprobación	23 de julio de 2008
---------------------	----------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El 30 de marzo, a las 7:00 h UTC, la aeronave de matrícula EC-ZBQ despegó por la pista 31 del aeropuerto de Málaga con destino final a las Palmas de Gran Canaria. A bordo viajaban el piloto y un pasajero. Tras la rotación, en la fase inicial de ascenso, la aeronave ascendió súbitamente inclinándose a la derecha, y a continuación descendió hasta impactar contra el suelo a unos 300 m del umbral y a 15 m del borde derecho de la pista.

Según los registros de las conversaciones de Torre de Control, y a la vista de los tiempos reflejados, se puede determinar que entre la toma del vuelo precedente, un avión Airbus A-320, y el despegue del EC-ZBQ, no transcurrió un tiempo superior al minuto.

La aeronave resultó con daños importantes. Uno de los ocupantes resultó ileso y el otro con heridas leves.



Figura 1. Croquis del accidente

1.2. Declaración del piloto

El piloto indicó que realizó los chequeos previos al vuelo incluyendo las comprobaciones de hélice y motor con total normalidad. Posteriormente solicitó permiso para el rodaje,

siendo autorizado al punto de espera HN3 de la pista 31. Tras el aterrizaje de un avión comercial Airbus A-320, la Torre le autorizó para despegue inmediato. Inició entonces la carrera de despegue y una vez alcanzada la velocidad de rotación, al irse al aire, notó un comportamiento anormal del avión con movimientos erráticos de ascenso y descenso desviándose a la derecha fuera de la pista. Intentó corregir con los mandos, pero el avión no respondió, al igual que tampoco lo hacía a las actuaciones sobre la palanca de potencia. Al sentir que el avión se caía, puso gases al ralentí y posteriormente impactaron lateralmente contra el terreno.

1.3. Daños sufridos por la aeronave

Los daños producidos se encontraban en el lateral derecho de la aeronave. El ala derecha estaba desprendida del encastre, la pata derecha colapsada y el tren de morro aplastado contra el fuselaje. La hélice sufrió roturas en las tres palas. El ala izquierda presentaba un golpe con abolladura en la punta del plano. La cola permaneció intacta.

1.4. Información sobre la aeronave

La aeronave es un monomotor ligero biplaza (MTOW: 600 kg), con tren fijo y hélice tripala de paso fijo y de fibra. Las alas son de tipo bajo y la cola está dispuesta en T. Esta aeronave es de construcción amateur cuyo kit de montaje está realizado en Francia y ha sido montado en España por la empresa «DynAero». El motor es un Rotax de 4 cilindros de 100 HP. Los mandos de vuelo son dobles y en forma de palanca.

1.5.- Información meteorológica

El METAR correspondiente a la hora del siniestro indicaba viento de 300° y 7 kt de intensidad, visibilidad y nubes CAVOK, temperatura de 8° y punto de rocío 4°, la presión al nivel del mar 1.021 hPa, y sin cambios significativos esperados. El informe de pronóstico TAFOR entre las 6:00 y las 15:00 Z era de 300°/10 kt CAVOK cambiando el viento entre las 10:00 y las 12:00 a 190°/12 kt.

1.6. Inspección de los restos

Se realizó una inspección sobre las superficies de control sin encontrar hallazgos significativos. Se probó la continuidad entre los mandos de vuelo y dichas superficies, no encontrándose signos de discontinuidad. No se pudo comprobar el mando del alerón derecho ya que el ala de dicho lado estaba desprendida del fuselaje.

1.7. Información adicional

1.7.1. *Estela Turbulenta*

El término estela turbulenta se utiliza para describir el efecto de las masas de aire en rotación que se generan detrás de los extremos en las alas de las aeronaves, aumentando su intensidad con la envergadura.

Los torbellinos que dan lugar a la estela turbulenta son producto de la sustentación y todos los aviones los producen mientras están en vuelo. Son especialmente violentos cuando provienen de aviones de grandes dimensiones.

Estos torbellinos son dos masas de aire cilíndricas que giran en sentido contrario y que forman una estela detrás de la aeronave. Representan el mayor peligro para las aeronaves que siguen a la que los engendra durante el despegue, ascenso inicial, aproximación final y el aterrizaje.

Los torbellinos tienden a derivar hacia abajo y cuando se encuentran junto al suelo se desplazan lateralmente con respecto a la trayectoria de la aeronave que los ha generado, rebotando a veces hacia arriba. Su intensidad viene determinada por el peso, la velocidad, configuración y envergadura.

La forma de impedir los efectos de la estela de un avión que aterriza cuando otro va a despegar es evitar el espacio aéreo debajo y detrás del avión durante un tiempo, permitiendo que los torbellinos pierdan intensidad y no causen problemas. Se puede obviar el tiempo siempre que la aeronave que despegue se vaya al aire más allá del punto de toma de contacto con la pista de la aeronave que aterriza.

1.7.2. *Separación por estela turbulenta en el Reglamento de Circulación Aérea*

El párrafo 4.5.16.2.4.1 del Reglamento de Circulación Aérea indica:

«Se aplicará una mínima separación de DOS MINUTOS entre una aeronave LIGERA o MEDIA y una aeronave PESADA, y entre una aeronave LIGERA y una aeronave MEDIA, en caso de que operen en una pista con umbral de aterrizaje desplazado, cuando:

- a) la salida de una aeronave LIGERA o MEDIA siga a la llegada de una aeronave PESADA, y la salida de una aeronave LIGERA siga a la llegada de una aeronave MEDIA; o
- b) la llegada de una aeronave LIGERA o MEDIA siga a la salida de una aeronave PESADA y la llegada de una aeronave LIGERA siga a la salida de una aeronave MEDIA, si se espera que las trayectorias de vuelo previstas se crucen.»

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

Los datos recabados indican que entre la toma del vuelo precedente, un Airbus 320, de categoría de estela media, y el despegue del EC-ZBQ, no transcurrió un tiempo superior al minuto.

Según los datos meteorológicos, existía viento flojo de la izquierda, lo que favorecía que el torbellino generado por la punta del plano de barlovento del Airbus tendiera a quedarse en la pista

En estas circunstancias la aeronave siniestrada inició la carrera de despegue en el umbral de la pista 31 e impactó con el suelo a 300 m de éste, justo antes de la señal de visada marcada en la pista. Las prestaciones de la aeronave Bambi le permiten disponer de una carrera de despegue inferior a los 300 m y parece claro que su trayectoria en ascenso cruzó o permaneció inferior a la trayectoria de descenso de la aeronave Airbus 320 que acababa de tomar.

Si bien el Reglamento de la Circulación Aérea contempla que el Servicio de Control de Tránsito Aéreo (ATC) asesorará y autorizará sobre las maniobras, en cuanto a la separación de estela, nada se establece respecto a las separaciones a mantener entre una aeronave que sale detrás de otra que acaba de llegar a menos que operen en una pista con umbral desplazado (véase 1.7.2), en cuyo caso se aplicará una separación mínima de dos minutos. Esto puede deberse a que, si no hay umbral desplazado, la distancia horizontal recorrida por una aeronave desde los 50 ft sobre la cabecera, altura de referencia donde la senda de un ILS viene a cortar la vertical del umbral, hasta el punto de contacto, se considera que será suficientemente rebasada durante la carrera de otra que despegue a continuación. Sin embargo, no están contempladas las situaciones como las del accidente, en las que aeronaves con carreras de despegue cortas pueden verse afectadas por la estela turbulenta de aeronaves que aterrizan.

Se considera por tanto que este accidente ha estado motivado por el efecto de las masas de aire en rotación generadas detrás de la estela de las alas del Airbus A-320, que tomó tierra inmediatamente antes del despegue de la aeronave siniestrada.

3. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

REC 13/08. Se recomienda a la DGAC que se cambie el Reglamento de Circulación Aérea (4.5.16.2.4.1) «separación de estela turbulenta», eliminando donde dice «en caso de umbral desplazado» para dejar sólo «si se prevé que las trayectorias vayan a cruzarse».

- REC14/08.** Se recomienda a AENA que facilite instrucciones a los servicios de control que les permita evaluar cuando es esperable que vayan a cruzarse las trayectorias de las aeronaves que se suceden en aterrizajes y despegues al objeto de proporcionar en esos casos la separación que garantice la seguridad de las operaciones.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Domingo, 27 de mayo de 2007; 15:45 h local
Lugar	Pista eventual de Isla Mayor (Sevilla)

AERONAVE

Matrícula	EC-ECE
Tipo y modelo	CESSNA T-188-C
Explotador	Trabajos Aéreos de Córdoba, S. L.

Motores

Tipo y modelo	TELEDYNE CONTINENTAL TSIO-520-T
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	38 años
Licencia	Piloto comercial de avión – CPL(A)
Total horas de vuelo	1.300 h
Horas de vuelo en el tipo	700 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos – Comercial – Agrícola
Fase del vuelo	Carrera de despegue

INFORME

Fecha de aprobación	25 de junio de 2008
---------------------	----------------------------

1. INFORMACIÓN ACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

El día 27 de mayo de 2007, la aeronave Cessna T-188-C, matrícula EC-ECE, se disponía a iniciar el primero de los vuelos de fumigación con insecticida líquido que el piloto tenía previsto realizar esa tarde desde la pista eventual de Isla Mayor, en la provincia de Sevilla; en el primer tramo de la carrera de despegue, alrededor de las 15:45 h, la aeronave se salió por el lado derecho de la pista, cayó a un canal y se incendió.

De acuerdo con la información suministrada por el piloto, en el momento del despegue las condiciones meteorológicas eran adecuadas para el tipo de vuelo previsto; no obstante, el viento era racheado de la derecha y, aunque desconocía su intensidad, consideró que podía influir en la eficacia del trabajo previsto. Debido a esto último, preparó el vuelo cargando el avión con 500 litros de insecticida y algo menos de la mitad de su capacidad de combustible, de manera que no estuviera muy pesado y le permitiera comprobar la precisión en la distribución del producto sobre el cultivo.



Figura 1. Restos de la aeronave

De acuerdo con su apreciación, el despegue se inició sin problemas en el principio de la pista pero, cuando llevaba recorridos unos 150 m y aún con poca velocidad, la aeronave se cruzó 90° a la derecha y cayó al canal que discurre paralelo a la pista. La aeronave quedó detenida bruscamente al engancharse con el carrizo existente en el margen del canal más próximo a la pista y tropezar con la pared opuesta del mismo.

Enseguida empezó a salir humo y el piloto, que resultó ileso, abandonó rápidamente la aeronave por sus propios medios; cuando ya la había abandonado, esta empezó a arder.

El fuego afectó, prácticamente, a todo el fuselaje y la cabina de la aeronave. Además, se rompió la pata derecha del tren de aterrizaje principal, y resultaron dañados el motor y la hélice; la semiala izquierda quedó semisumergida en el canal.

Durante la mañana de ese mismo día, la aeronave había estado operando desde la pista eventual «Queipo de Llano», situada a unos 5 km al Este de la pista de Isla Mayor, manejada por el mismo piloto. Después de haber realizado una serie de ocho o nueve

vuelos, con una duración total de 1:30 h, se había desplazado a esta última pista, se le habían instalado las pértigas para aplicación de productos líquidos y se le había preparado para el vuelo.

1.2. Información de aeronave

El modelo de aeronave Cessna T-188-C es un monomotor, monoplaza de ala baja, con tren triciclo y patín (rueda) de cola, diseñado específicamente para su uso en aplicaciones agroforestales y extinción de incendios; está equipado con un motor Continental TSIO-520-T, de 310 HP de potencia máxima a 2.700 rpm, y una hélice McCauley, tripala de paso variable. Dispone de un depósito para productos situado entre el motor y la cabina, con una capacidad de 1.059 litros.

La aeronave de matrícula EC-ECE había sido fabricada el año 1.982, disponía de un certificado de aeronavegabilidad válido hasta el 23-03-2008 y su peso máximo autorizado al despegue era de 1.993 kg.

Las hojas de datos de su certificado de tipo indican que debe disponerse una placa en cabina a la vista del piloto donde se exprese que la aeronave es controlable hasta 15 kt de viento cruzado.

1.3. Información de aeródromo y trayectoria de la aeronave

La pista utilizada por la aeronave para el despegue, es una instalación eventual, que se ha convertido prácticamente en fija, situada a unos 10 km al Sur-Suroeste del pueblo de Isla Mayor (Sevilla).

La pista está rodeada de arrozales y, dadas sus buenas características, en comparación con otras de la zona destinadas al mismo fin, es muy utilizada durante todo el año, para vuelos de trabajos agrícolas.

La pista tiene una orientación de 40°/220° y está constituida, a partir de la cabecera 22, por un primer tramo de tierra y piedra compactada, con la superficie bien nivelada y cuidada, con unas dimensiones de 650 m de longitud y anchura variable de 24 a 40 m; a continuación hay un segundo tramo de hierba, con la superficie irregular y sin arbustos ni obstáculos serios, de unos 200 m de longitud.

Como puede observarse en la figura 2, paralelamente a la pista, discurre un canal de riego, de unos 7 m de ancho, que es sobre el que, finalmente, quedó la aeronave.

En esta figura, se representa también la situación del carrizo, con cañas de más de dos metros de altura, con el que rozó la aeronave y que contribuyó a que la desviación de su trayectoria y, finalmente, su detención, fuesen más bruscas.

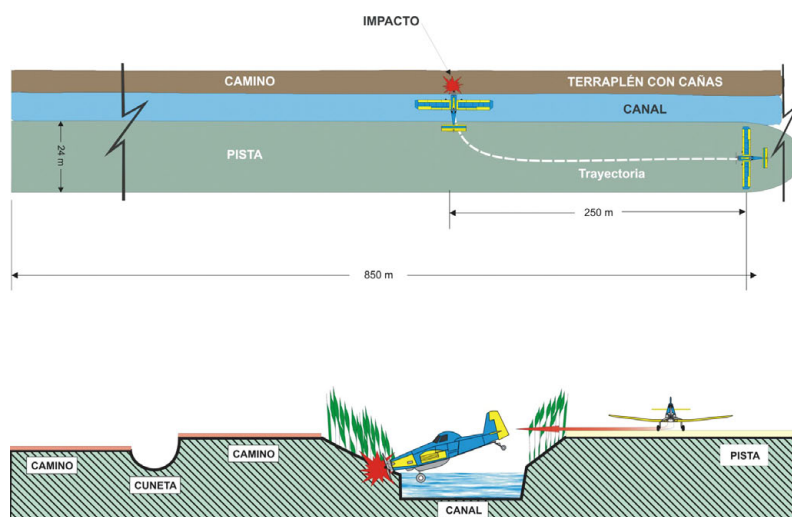


Figura 2. Trayectoria y posición final de la aeronave

1.4. Información meteorológica

Según la información suministrada por el Instituto Nacional de Meteorología, las previsiones para la provincia de Sevilla, en el día del accidente, indicaban intervalos nubosos y vientos flojos del Oeste que, por la mañana, aumentarían a moderados. El METAR del Aeropuerto de Sevilla, de las 16:00 h de ese día, indicaba viento de 290° y 12 kt, con variación de dirección entre 240° y 260°, visibilidad superior a 10 km, nubes escasas a 4.000 ft, temperatura 26°, punto de rocío 07° y QNH 1.015.

El tiempo probable, en el lugar y hora del accidente, era de cielo poco nuboso, vientos del tercer cuadrante, de 10 kt con intervalos de 15 a 20 kt, y buena visibilidad.

2. ANÁLISIS

En general, debido a sus características de diseño, un avión que rueda en el suelo impulsado por su propio motor, tiende a orientarse hacia el viento incidente para ofrecer la mínima resistencia al avance; esta tendencia es tanto más acusada cuanto mayor sea la componente lateral del viento. En consecuencia, cuando el viento no está alineado con la trayectoria, deben utilizarse los mandos de alabeo y guiñada de manera que contrarresten su efecto, para conseguir que la aeronave ruede con una actitud adecuada y siguiendo la trayectoria deseada.

En aviones con patín de cola, esta tendencia es más acusada aún durante las carreras de despegue y aterrizaje, cuando ruedan con la cola levantada del suelo y a baja velocidad. Durante la carrera de despegue, el intervalo más crítico es el que transcurre

desde el momento en que la cola se levanta del suelo hasta aquel en que se consigue una velocidad suficiente para tener mando lateral efectivo.

Asimismo, la intensidad y el sentido de la componente longitudinal del viento, y la posición del centro de gravedad de la aeronave, influyen en la actitud longitudinal de esta. En consecuencia, estos dos factores condicionan la actuación sobre el mando de profundidad para mantener una actitud adecuada del avión durante su recorrido en el suelo, incluyendo el momento en que se levanta la cola del suelo.

En el presente caso, de acuerdo con la información meteorológica disponible, el viento era variable en intensidad y dirección, con una componente de cara que podía oscilar entre 10 y 20 kt, y una componente perpendicular a la pista que pudo alcanzar valores de 15 kt. De acuerdo con la apreciación del piloto, el viento incidía en la aeronave por su costado derecho y, en consecuencia, ésta tenía tendencia a desviar su trayectoria a la derecha.

Por otra parte, la aeronave, con una carga en el despegue de 500 litros de insecticida y algo menos de la mitad de su capacidad de combustible, estaba dentro de sus límites de peso y centrado.

Un tercer aspecto a considerar es la presencia de hierba alta y carrizos en el margen derecho de la pista; estos son factores que no influyen en el rodaje de la aeronave en tierra mientras lo hace por la parte central de la pista, pero pueden influir de manera decisiva cuando lo hace próxima a dicho margen, favoreciendo la desviación de su trayectoria hacia la derecha.

En estas circunstancias, se considera que el viento cruzado de la derecha, de intensidad variable, y que es probable que llegara a alcanzar una velocidad de 15 kt a partir de la cual no se garantiza el control lateral de la aeronave, pudo sorprender al piloto cuando el avión rodaba con la cola levantada del suelo y aún con baja velocidad. La aeronave se fue a la derecha y, una vez que la rueda derecha del tren principal de la misma alcanzó el margen derecho de la pista, se frenó de ese lado y se cruzó sobre el canal. Es probable que, como consecuencia del impacto con la pared opuesta del canal, se derramara combustible sobre zonas calientes, del escape y/o del propio motor, produciéndose un incendio que consumió gran parte del fuselaje del avión.

3. CONCLUSIONES

Se considera que la causa del accidente fue una pérdida del control lateral de la aeronave, producida por la acción sobre la deriva del viento cruzado existente en la pista durante la carrera de despegue.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Martes, 29 de mayo de 2007; 17:00 h UTC
Lugar	Herencia (Ciudad Real)

AERONAVE

Matrícula	BGA 4843
Tipo y modelo	Planeador SCHEMPP HIRTH DISCUS 2A
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	N/A
Número	N/A

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	41 años
Licencia	Piloto de planeador
Total horas de vuelo	1.182,21 h
Horas de vuelo en el tipo	158,45 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Menores en el viñedo

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – No comercial – Privado
Fase del vuelo	Aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	25 de junio de 2008
---------------------	----------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El piloto participaba en la competición OVERSEAS que se realiza en Ocaña (Toledo) anualmente. Esta competición tiene una duración de alrededor de una semana y consiste en volar una determinada ruta establecida diariamente, con varios puntos de viraje, en el menor tiempo posible. El día 29 de mayo, durante un vuelo de travesía incluido en la competición, el piloto perdió altura y ante la ausencia de térmicas, tomó la decisión de buscar un campo y aterrizar. Según la declaración del piloto, en los alrededores predominaban los viñedos y la mayoría de los campos no eran buenos para realizar la toma. Sin embargo, el campo elegido finalmente parecía apartado, con zonas de vegetación a bajo nivel. Durante el viraje hacia el tramo final al campo, el piloto observó que aquella «vegetación» era realmente un cultivo distribuido en hileras. A 30 pies aproximadamente pudo ver que se trataba de un viñedo de plantas jóvenes con tallos finos que se levantaban a unos 3 pies de altura. Con el campo contiguo (en la dirección de aterrizaje, alrededor de 360°) de similares características, sólo le quedaba la opción de aterrizar entre las vides. Antes de la recogida, el piloto observó unos postes metálicos en las que se apoyaban las vides, éstos se unían a lo largo de las filas con alambres que discurrían paralelos a la dirección del aterrizaje. Durante la toma, entre las filas, el piloto mantuvo los planos por encima de las vides y postes el mayor tiempo posible, antes de caer finalmente contra éstas. Los planos golpearon varias vides y postes de metal provocando el giro de la aeronave hacia la izquierda, deteniéndose bruscamente. El piloto resultó ileso.

La aeronave golpeó los postes metálicos resultando dañados ambos planos y la cola, hubo pérdida de grandes áreas de resina de terminación (*gelcoat*), posible delaminación y daños significativos en el borde de ataque de la cola y el fuselaje resultó dañado en varias zonas, sobre todo en la parte inferior.

En cuanto a los daños causados en el viñedo, unas 20 vides resultaron dañadas, 10 postes metálicos se doblaron y el alambre se rompió en varios tramos.

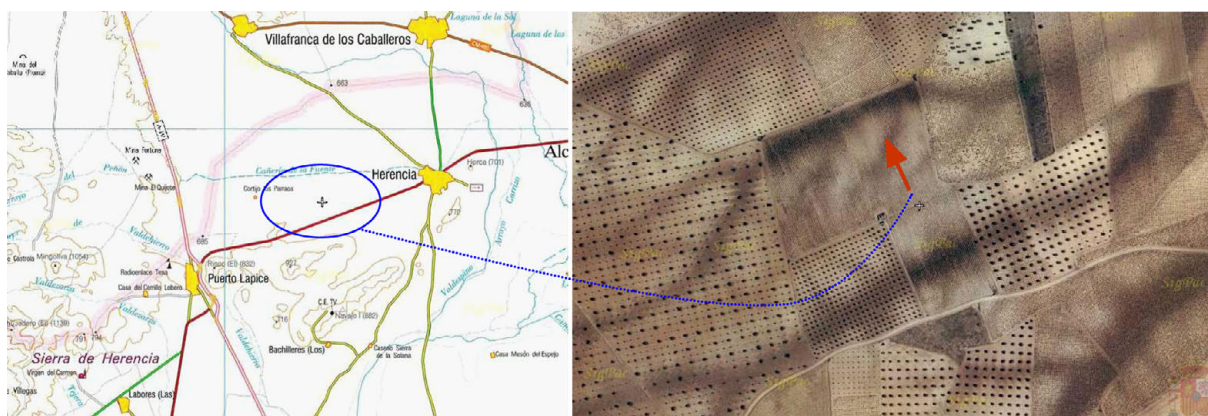


Figura 1. Lugar de la toma de BGA 4843

1.2. Información personal y de la aeronave

El piloto, de nacionalidad británica, poseía una licencia de Piloto de Planeador con 1.182,21 horas totales como piloto al mando y 158,45 horas en el tipo. Tenía experiencia en planeadores de doble mando K13, K21, ACRO y DUO y planeadores Discus, Discus 2 y ASW 24. En total el propio piloto estimaba que había realizado más de 30 aterrizajes fuera de campo. La última vez que había volado solo había sido el día anterior y la última verificación en doble mando la realizó el 24 de marzo de 2007.

1.3. Meteorología

El piloto declaró que el día del accidente la visibilidad era de más de 20 km, con nubes escasas (2/8) de cúmulos CU, sin precipitación y el viento procedente del Norte tenía una intensidad de entre 5-10 kt.

La previsión de la meteorología proporcionada por el Aeródromo de Ocaña era similar a la proporcionada por el piloto, con temperaturas previstas de entre 8° y 23°, calidades de térmica de 2m/s, con nubes de entre 1 y 2/8 de cúmulos, altura de base de nubes de 1.800 m AGL y techo de la térmica de 2.300 m AGL, con riesgo de tormentas de 0% y horas de actividad térmica entre las 13:00 y las 18:30 h. El viento en superficie de componente oeste y 4 kt y a 1.500 m MSL de componente Noroeste y de 8 kt de intensidad. La pista en servicio era la 29 (290°).

El informe meteorológico de ese día a las 17:02 h UTC en las cercanías de Ocaña (Dos Barrios) reflejó que el viento era de componente Oeste-Noroeste de 6,1 kt con rachas de 10,42 kt.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

La permanencia en vuelo de los planeadores depende tanto de la existencia como del aprovechamiento de las térmicas. Ante la ausencia de éstas los pilotos están preparados y habituados a realizar la tomas fuera de campo, por lo que siempre deben estar atentos a tener un posible campo a la vista. La participación en competición en comparación con el vuelo de placer tiene la particularidad de que los pilotos tienden a priorizar nuevos factores diferentes a los considerados habitualmente. En este caso particular, la realización de una distancia de vuelo establecida en el menor tiempo posible para conseguir la correspondiente puntuación hace que los pilotos presten menor atención en mantener los márgenes de altura utilizados habitualmente al igual que a la búsqueda continua de posibles campos para asegurar el aterrizaje en caso de necesidad. Al carácter anual de la competición se podría añadir en este caso un posible desconocimiento del terreno por parte del piloto. Los campos disponibles no eran del todo adecuados debido a su ubicación en la cercanía de los montes de Toledo,

predominando zonas de cultivo y en particular viñedos. El piloto, al perder altura eligió un campo que parecía carecer de cultivo, observando escasa vegetación y predominando los claros. Al ir descendiendo en el viraje hacia el campo fue observando que aquella escasa vegetación era en realidad un viñado y que los campos contiguos tenían las mismas características, por lo que decidió realizar la toma entre las hileras de las vides.

El día estaba despejado con escasas nubes y con condiciones adecuadas para el vuelo a vela. El aterrizaje se realizó con el viento de cara, de componente oeste-noroeste según la información meteorológica.

Se considera que el accidente se produjo por el aterrizaje de la aeronave en un campo de viñado que no reunía características adecuadas para tomar con seguridad. El aterrizaje se hizo necesario al deteriorarse las condiciones de vuelo, reduciéndose excesivamente la altura de vuelo por falta de corrientes térmicas de ascenso. La decisión del piloto de aterrizar en ese lugar estuvo condicionada por la ausencia de campos con buenas características en las inmediaciones.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Miércoles, 25 de julio de 2007; 14:45 h local¹
Lugar	Lillo (Toledo)

AERONAVE

Matrícula	EC-FTJ
Tipo y modelo	SOCATA TOBAGO TB-10
Explotador	

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-360-A1AD
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	42 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	5.000 h aproximadamente
Horas de vuelo en el tipo	246 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Instrucción – Doble mando
Fase del vuelo	Ruta

INFORME

Fecha de aprobación	30 de septiembre de 2008
---------------------	---------------------------------

¹ La referencia horaria utilizada en este informe es la hora local, salvo que se indique expresamente lo contrario.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

La aeronave EC-FTJ despegó del Aeródromo de Ocaña (Toledo) con objeto de realizar la ruta Ocaña-Requena-Casas de los Pinos-Ocaña como parte de la formación práctica para la obtención del título de piloto privado. A bordo se encontraban un instructor y un alumno.

De acuerdo con la declaración de la tripulación, después de aproximadamente 3 horas de vuelo sin incidencias, en el trayecto de regreso a Ocaña y con la aeronave a 3.500 ft de altura, el motor sufrió en varias ocasiones pérdidas de potencia. El instructor asumió el mando del avión y decidió desviarse al Aeródromo de Lillo, por ser el más cercano, pero debido a la pérdida de altura y de potencia tuvo que realizar un aterrizaje fuera de campo, llegando a pararse definitivamente el motor con el avión ya en el suelo. El aterrizaje finalmente se produjo a 2 NM aproximadamente al norte del Aeródromo de Lillo y a 14 NM al sureste del Aeródromo de Ocaña.

La toma se produjo con la máxima extensión de flaps y la aeronave resultó con daños menores en el fuselaje. El instructor y el alumno resultaron ilesos durante el aterrizaje y pudieron abandonar la aeronave por sus propios medios.

Después de realizar varias comprobaciones en el campo que permitieron descartar problemas en el suministro de combustible, sistema de inducción, bujías, admisión y escape a los cilindros, se descubrió una rotura del bloque de los distribuidores de la magneto doble D4LN-3000 que equipaba al motor.

1.2. Información sobre la aeronave

1.2.1. Información general

La aeronave Socata TB-10, S/N 1573, había sido fabricada en el año 1993 y matriculada el mismo año en España. Desde su fabricación había pertenecido a un único propietario y había estado dedicada a actividades de enseñanza primero en el Aeropuerto de Salamanca y luego en el Aeródromo de Ocaña. Estaba equipada con un motor Lycoming O-360-A1AD, S/N L33583-36A.

En el momento del incidente la aeronave acumulaba 6.530 h y el motor 2.528 h y el último vuelo se había realizado el día anterior. Las últimas revisiones de la aeronave habían sido de 100 h (20-07-2007 con 6.525 h de aeronave) y de 500 h (02-07-2007 con 6.500 h de aeronave). La última revisión general del motor se había realizado a las 6.000 h de la aeronave el 03-10-2005.

1.2.2. Información sobre la magneto

La magneto doble de la aeronave EC-FTJ, de Teledyne Continental Motors modelo D4LN-3000 P/N 10-682555-11 S/N J079232G, fue fabricada en octubre del año 1992. Había sido instalada a las 6.074 h de la aeronave el 21-03-2006, con 0 horas desde la última revisión general.

Anteriormente, la magneto había estado instalada en otra aeronave TB-10 y, debido a un impacto de la hélice con el terreno, la magneto había sido sometida a una revisión general en el año 2005. Consecuencia de esta revisión general, se cambió el bloque de los distribuidores instalándose el correspondiente al P/N10-682054. Después de esta revisión general, la magneto no estuvo en operación hasta su montaje en la aeronave EC-FTJ. En el momento del incidente, el bloque de los distribuidores era el instalado en la última revisión general y las horas totales de operación de la magneto desde la última revisión general ascendían a 456.

1.3. Ensayos e investigaciones

1.3.1. Desmontaje e inspección de la magneto

La inspección inicial posterior al incidente mostró que el bloque de los distribuidores P/N10-682054 se había partido en dos partes por la zona central del mismo en la que se aloja el eje de la magneto. Esta rotura había dejado al descubierto el alojamiento metálico del cojinete (*bearing liner*) que existe entre el cojinete de rodillos y el material plástico con que está fabricado el bloque. En el desmontaje de la magneto se comprobó que tanto el alojamiento del cojinete (*bearing liner*) como el cojinete de rodillos se habían quedado adheridos al eje y giraban con él.

El cojinete (30 en figuras 1, 2 y 3) presentaba síntomas evidentes de sobrecalentamiento y rozamiento intenso con deformación y pérdidas de material en los rodillos, la mayoría de los cuales se habían desprendido de su alojamiento. En la cara de contacto entre el cojinete y su alojamiento en el distribuidor se encontraron dos marcas de rozamiento diametralmente opuestas.

El casquillo (53 en figuras 1 y 3), que es el elemento que gira dentro del cojinete, tenía marcas de rozamiento intenso coherentes con los daños en los rodillos del cojinete.

El material plástico del bloque de los distribuidores presentaba pérdidas de material por rozamiento en la zona donde va alojado el eje. El eje de la magneto, en el extremo del distribuidor giraba descentrado y toda la zona presentaba síntomas de calentamiento. La apertura de uno de los platinos no se realizaba y la del otro se realizaba incorrectamente.

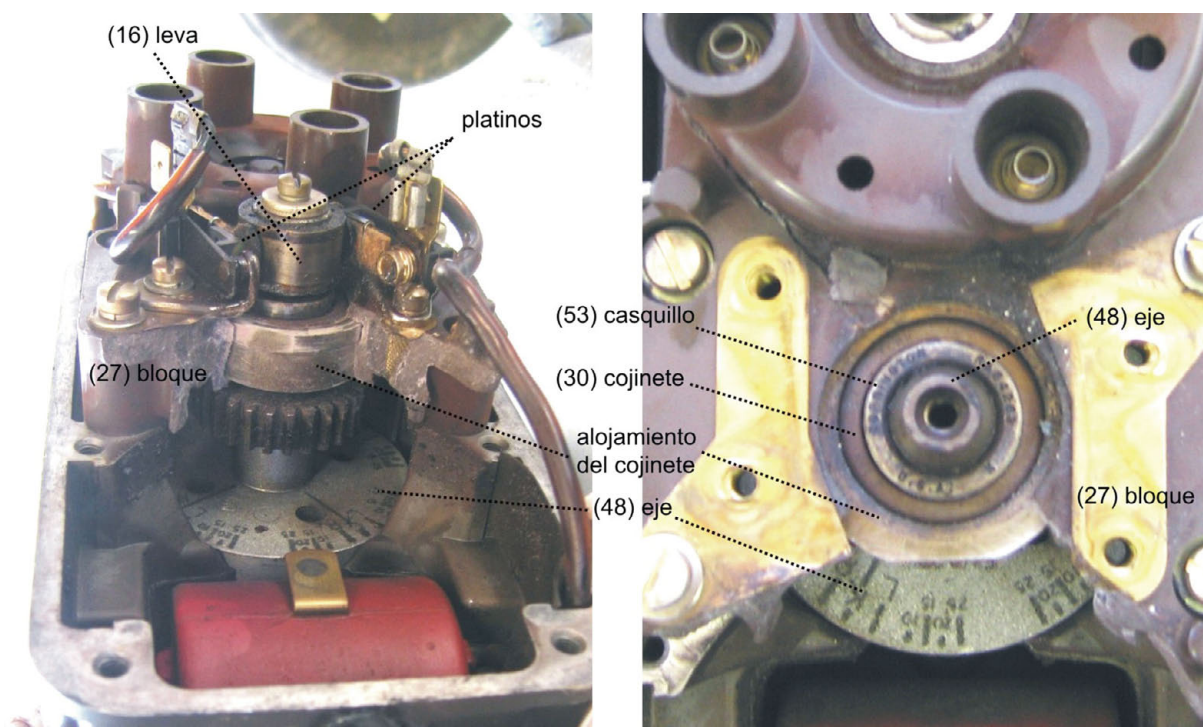


Figura 1. Daños en el bloque de los distribuidores

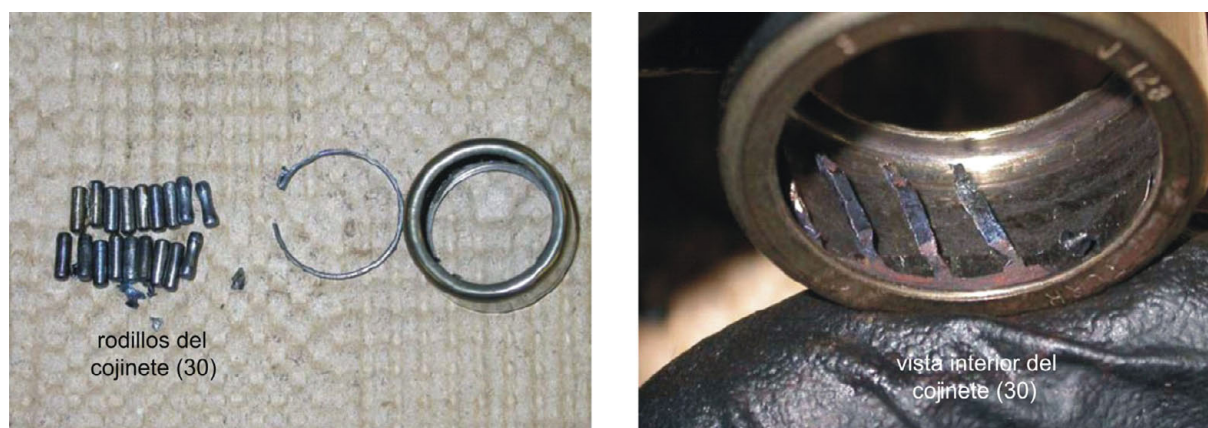


Figura 2. Daños en el cojinete de rodillos (53)

1.3.2. Antecedentes y acciones posteriores

Según la información proporcionada por el fabricante del motor (TCM), no se tenía constancia de fallos similares al producido en la aeronave EC-FTJ.

El centro de mantenimiento de la aeronave EC-FTJ inspeccionó el estado de las magnetos cuyos bloques habían sido suministrados por el fabricante en el mismo lote que el instalado en la aeronave EC-FTJ, sin haberse detectado ningún indicio ni síntoma de problema similar al ocurrido.

TCM ha informado que después de la investigación de este incidente continúa realizando una evaluación de los procesos y procedimientos de fabricación e instalación de los componentes de la magneto y hasta el momento no ha identificado ninguna anomalía.

1.4. Información adicional

1.4.1. Descripción de la magneto

La magneto DL4N-3000 magneto es una magneto doble movida por el motor a través de un solo eje (*rotating magnet*, 48 en figuras 1 y 3) al que están unidos dos distribuidores en un único bloque (*distributor block*, 27 en figuras 1 y 3). El eje gira sobre dos cojinetes, uno de rodillos (*roller bearing*, 30 en figuras 1, 2 y 3) ubicado en

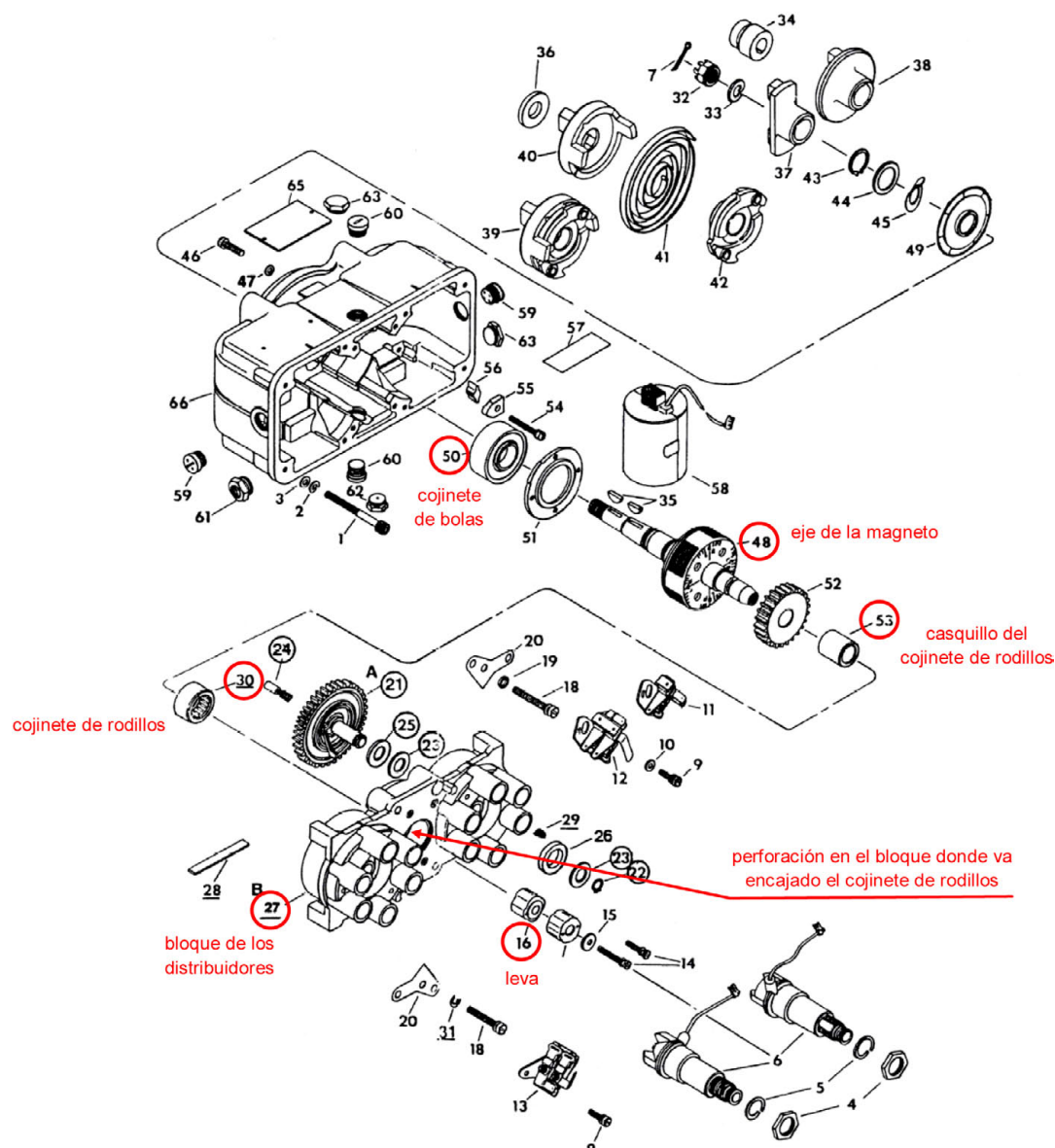


Figura 3. Ubicación del eje y los cojinetes de la magneto

el bloque de los distribuidores y otro de bolas (*ball bearing*, 50 en figura 3) situado en el extremo del eje más cercano al motor.

El centro del bloque de los distribuidores tiene una perforación circular recubierta por el alojamiento metálico del cojinete (*bearing liner*) dentro de la cual se instala el cojinete de rodillos. En contacto con la cara interna de este cojinete se encuentra un casquillo (*roller bearing bushing*, 53 en figuras 1 y 3) que gira solidario al eje de la magneto.

Asociado a uno de los extremos del eje se encuentra una única leva (16 en figuras 1 y 3) que se encarga de abrir los platinos a partir de los cuales se genera la corriente de alto voltaje que se distribuye a las bujías a través del cableado correspondiente.

El bloque de los distribuidores es suministrado por el fabricante como un conjunto en el que va preinstalado y prelubricado el cojinete de rodillos sobre el que gira el eje de la magneto.

1.4.2. *Intervalos de mantenimiento de la magneto*

Dentro del mantenimiento periódico de la aeronave y motor se incluyen tareas que afectan a la magneto como componente del sistema de ignición. Estas tareas afectan a las bujías, al cableado de conexión de las bujías con las magnetos, los platinos y aquellas que apliquen según las horas de operación de las magnetos.

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 Ignition Systems» 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.

2. ANÁLISIS

La pérdida de potencia descrita por la tripulación de la aeronave EC-FTJ se produjo por un suministro no coordinado e interrupción final de corriente a las bujías desde la magneto que afectó a la combustión en los cilindros.

El modelo de magneto doble D4LN-3000 P/N 10-682555-11 S/N J079232G que equipaba la aeronave implica 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 magneto que es realmente independiente de la otra. Esto significa que 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-FTJ.

Los daños encontrados tras el incidente mostraron que el cojinete de rodillos y su alojamiento en el distribuidor se habían unido por calentamiento al casquillo del cojinete. Esto había producido que estos dos elementos, que habitualmente son fijos, giraran con el casquillo del cojinete, y por lo tanto con el eje, que son las partes que giran dentro del cojinete. El movimiento de giro producido por el eje de la magneto se debió transmitir a través del conjunto eje-casquillo-cojinete-alojamiento del cojinete y produjo un movimiento de torsión en el bloque del distribuidor que ocasionó la rotura del mismo en dos partes y la pérdida de material plástico del bloque por rozamiento.

Durante el proceso de adhesión del cojinete al eje, el giro de éste se debió ver frenado hasta que se produjo la rotura del bloque, proceso durante el cual se produjo el descentramiento del eje. Así mismo, el movimiento de torsión producido en el bloque de los distribuidores durante la rotura del mismo pudo haber desplazado ligeramente el bloque y por lo tanto, la posición relativa entre la leva y los platinos, impidiendo la correcta apertura de los mismos y contribuyendo probablemente a la pérdida de potencia.

El origen del problema, por lo tanto, se produjo en el cojinete de rodillos sobre el que gira el eje de la magneto, siendo la rotura del distribuidor un efecto secundario.

El historial de mantenimiento de la magneto muestra que se habían realizado todas las acciones de mantenimiento establecidas por el fabricante. La magneto no había llegado a las 500 h de operación desde la última revisión general, en la que se había instalado el bloque de los distribuidores P/N10-682054, y en las revisiones anteriores a las 500 h no se establece ninguna acción de mantenimiento sobre el cojinete. El cojinete de rodillos había sido suministrado por el fabricante como parte del bloque de los distribuidores instalado en la última revisión general, viniendo de fábrica instalado y lubricado dentro del bloque. Los requisitos de mantenimiento de la magneto, prohíben explícitamente la lubricación del cojinete por no ser necesaria. Por lo tanto, parece poco probable como origen del incidente cualquier problema relacionado con el mantenimiento del cojinete.

Las dos marcas de rozamiento diametralmente opuestas que se encontraron en la cara exterior del cojinete en contacto con su alojamiento en el bloque, sugieren una posición descentrada del cojinete con respecto al alojamiento. Esto provocaría un contacto no

uniforme entre el casquillo del cojinete y la cara interna del cojinete, ya que el eje de giro del casquillo no estaría paralelo al eje del cojinete. En esta situación, el casquillo en su giro con el eje de la magneto, habría tenido un mayor contacto sobre unos rodillos respecto a otros, provocando un excesivo rozamiento y calentamiento del cojinete coherente con los daños observados en el incidente.

El origen de esta falta de paralelismo entre el cojinete y su alojamiento en el bloque parece probable que se produjera durante la instalación del cojinete dentro del bloque, ya que es el único momento de la vida del bloque en que se actuó sobre el cojinete. Esto sitúa el problema en el proceso de instalación del cojinete dentro del bloque de distribución por parte del fabricante. Sin embargo, los datos indican que se trata de un hecho aislado y el fabricante no tiene constancia de fenómenos similares acaecidos con anterioridad. Además, el fabricante está realizando una evaluación de los procesos y procedimientos de fabricación e instalación del cojinete y los componentes de la magneto sin que hasta el momento haya identificado ninguna anomalía, por lo que no se considera que haya suficientes elementos como para concluir que la fiabilidad del sistema esta comprometida y por eso no se emite una recomendación de seguridad.

3. CONCLUSIONES

3.1. Conclusiones

- La magneto doble D4LN-3000 P/N 10-682555-11 S/N J079232G, fabricada por TCM, sufrió un excesivo calentamiento del cojinete de rodillos ubicado dentro del distribuidor.
- El cojinete había sido suministrado por el fabricante como parte del bloque de los distribuidores P/N10-682054. El bloque venía con el cojinete de rodillos ya instalado y lubricado de fábrica.
- No se realizó ninguna acción de mantenimiento al cojinete desde su instalación en la magneto por no haber llegado a cumplir las necesarias para ello.
- La rotura del bloque de los distribuidores fue secundaria.
- En la cara exterior del cojinete de rodillos en contacto con el alojamiento del cojinete en el bloque, se encontraron dos marcas de rozamiento diametralmente opuestas.

3.2. Causas

La causa de la pérdida de potencia sufrida por la aeronave EC-FTJ fue el mal funcionamiento de la magneto doble D4LN-3000 P/N 10-682555-11 S/N J079232G. El cojinete de rodillos se adhirió al casquillo que gira solidario con el eje de la magneto y arrastró al alojamiento del cojinete en el bloque. El conjunto eje-casquillo-cojinete-

alojamiento produjo un movimiento de torsión en el bloque de los distribuidores que causó la rotura del mismo en dos trozos y una incorrecta apertura de los platinos de los dos magnetos.

Se considera que la causa más probable del fallo del cojinete de rodillos fue una instalación descentrada del mismo dentro de su alojamiento en el bloque de los distribuidores, que produjo que el casquillo tuviera un contacto no uniforme contra los rodillos del cojinete.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Domingo, 4 de mayo de 2008; 10:30 h local
Lugar	Aeródromo de El Berriel (Gran Canaria)

AERONAVE

Matrícula	EC-CGU
Tipo y modelo	PIPER PA 28-180
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-360-A4A
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	43 años
Licencia	Piloto privado de avión – PPL(A)
Total horas de vuelo	50 h
Horas de vuelo en el tipo	22 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			2
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado
Fase del vuelo	Aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	23 de julio de 2008
---------------------	----------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

La aeronave PIPER PA 28, de matrícula EC-CGU, había despegado por la pista 25 del Aeródromo de El Berriel (Gran Canaria), llevando tres ocupantes a bordo, para realizar un vuelo local de carácter privado.

A las 10:30 hora local regresó al aeródromo y aterrizó por la pista 25.

Al contactar con el suelo el piloto perdió el control del avión y éste se salió de la pista por la derecha, derrapando y quedando detenido en la calle de rodadura. En el momento del aterrizaje soplaban vientos de intensidad y dirección variables.

Los tres ocupantes resultaron ilesos y abandonaron la aeronave por sus propios medios.



Figura 1. Posición de la aeronave tras el accidente

El Aeródromo de El Berriel (GCLB) está a una distancia de 11 NM del aeropuerto Gran Canaria y se encuentra situado al este de la isla. La pista tiene como orientación 07-25 y sus dimensiones son 800 m de largo por 20 m de anchura.

Los vientos frecuentes en el aeródromo son de dirección variable, y con cambios importantes en cortos espacios de tiempo, dándose la circunstancia de que en ocasiones las mangas situadas en ambas cabeceras pueden llegar a estar enfrentadas entre sí. Con frecuencia se producen vientos en cizalladura¹ a lo largo de la pista, concentrándose generalmente en su zona media.

El piloto había adquirido toda su experiencia en vuelos locales en el aeródromo de El Berriel. Antes del despegue estuvo a pie de pista observando la orientación de las mangas que estaban situadas en cada una de las cabeceras.

¹ Cizalladura es la variación en distancias cortas de la velocidad del viento (en módulo y/o en dirección).

Al regreso intentó contactar por radio con el aeródromo, pero no obtuvo respuesta, por lo que optó por sobrevolar la pista para comprobar cual era la indicación de viento que presentaban las mangas. Realizó el circuito con viento en cola a la izquierda de la pista 25 en dos ocasiones. Según su testimonio la manga situada en la cabecera 07 estaba cruzada (el viento soplaba con dirección 160° aproximadamente), y la manga situada en la cabecera 25 estaba prácticamente alineada con la pista y apuntando hacia la cabecera (viento soplando con dirección 250° o quizás 240°).

Decidió tomar por la pista 25 y lo hizo con una velocidad de 75 kt y con tres puntos de flap, cuando habitualmente lo hacía con un solo punto. La velocidad final de aproximación en el aterrizaje con los flaps desplegados 40° (tres puntos) es 66 KIAS de acuerdo con lo dispuesto en el Manual de vuelo de este avión.

Según su opinión la pérdida de control sobrevino cuando el avión ya estaba asentado en el suelo.



Figura 2. Trayectoria final del avión

2- CONCLUSIONES

El accidente se produjo por la pérdida de control durante el aterrizaje, a lo que contribuyeron los siguientes factores:

- Unas condiciones de viento variable en intensidad y dirección a lo largo de la pista que hizo que el avión no se presentase en el tramo final estabilizado.
- La escasa experiencia del piloto.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 17 de mayo de 2008; 10:45 h local¹
Lugar	Aeropuerto de Fuerteventura

AERONAVE

Matrícula	EC-DIU
Tipo y modelo	PIPER PA-28RT-201
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING IO-360-C1C6
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	49 años
Licencia	Piloto privado de avión – PPL(A)
Total horas de vuelo	200 h
Horas de vuelo en el tipo	180 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			2
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Fuselaje delantero inferior, tren de morro y hélice dañados. Planos deformados
Otros daños	

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado
Fase del vuelo	Despegue

INFORME

Fecha de aprobación	23 de julio de 2008
---------------------	----------------------------

¹ Todas las horas en el presente informe están expresadas en hora local. Para obtener las horas UTC es necesario restar una hora a la hora local.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

El piloto de la aeronave tenía previsto realizar un vuelo con origen Fuerteventura y destino Lanzarote. A bordo de la aeronave, una Piper PA-28RT-201, iban el piloto y dos pasajeros.

Según la información meteorológica proporcionada por la Torre de Control había viento de 320° 13 kt con ráfagas de hasta 23 kt.

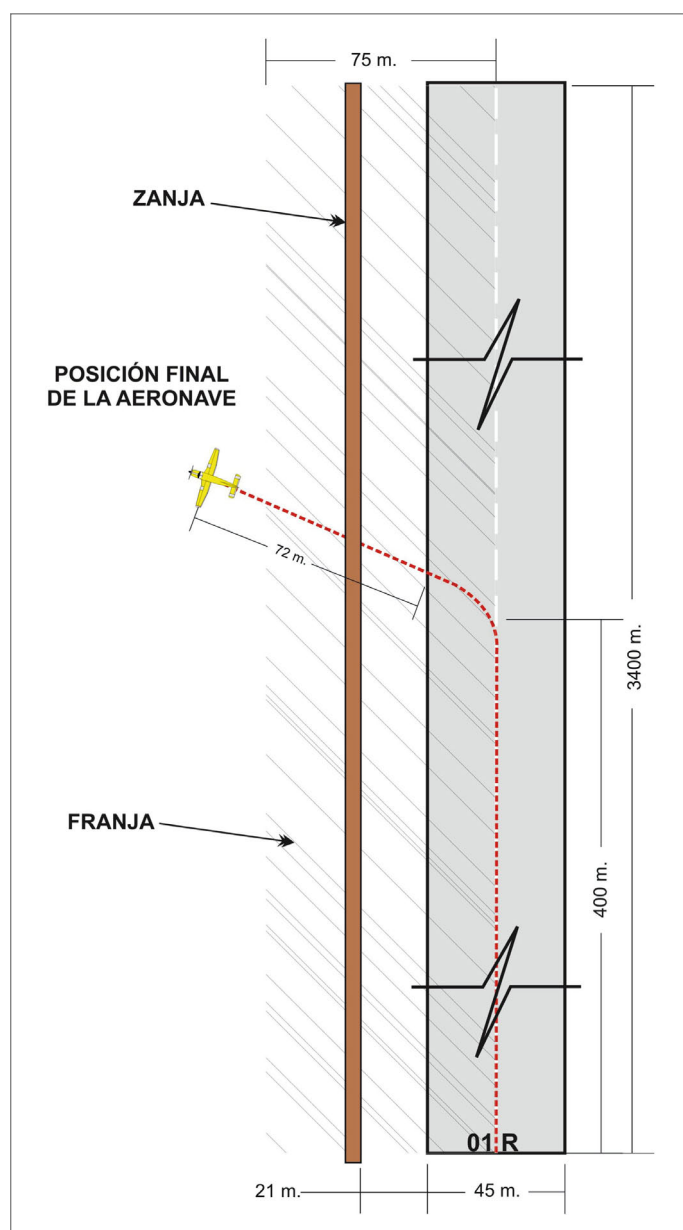


Figura 1. Trayectoria de la aeronave

La aeronave rodó desde la zona de parking hasta la cabecera de la pista 01R del Aeropuerto de Fuerteventura por donde se disponía a despegar. Se le autorizó el despegue a las 10:45 h local. Cuando había recorrido aproximadamente 400 m, y al alcanzar una velocidad de aproximadamente 65 kt, la aeronave inició un desvío hacia la izquierda que el piloto, a pesar de aplicar frenos, no pudo corregir. En ese momento decidió reducir potencia y apagar el motor.

La aeronave abandonó la pista y, cuando atravesó una zanja para recogida de aguas, que se encontraba a 21 m del borde de pista, el piloto sintió un golpe en el tren de aterrizaje. En ese instante, el tren de morro se retrajo y la proa de la aeronave empezó a descender y a arrastrarse sobre el terreno. Esto provocó que la aeronave sufriera daños de importancia, principalmente en la parte inferior delantera del fuselaje.

Tras recorrer 72 m, desde que abandonó la pista, la aeronave se detuvo.

Los ocupantes no sufrieron lesiones y abandonaron la aeronave por sus propios medios.

Los vehículos de los servicios de emergencia tuvieron dificultades para acceder a la zona donde finalmente se paró la aeronave debido a la zanja que existía en esa área.

1.2. Daños a la aeronave

La aeronave tenía daños en la parte delantera inferior del fuselaje. La punta de una de las palas de la hélice presentaba rozaduras y los planos mostraban deformaciones a la altura del larguero principal.

En las comprobaciones que se realizaron sobre el tren de morro no se observó que presentara ninguna rotura que pudiera haber provocado la retracción del tren. De hecho se completó la extensión del tren de aterrizaje y se observó que no presentaba ninguna resistencia a la extensión a pesar de que se hizo manualmente.



Figura 2. Daños de la aeronave

Por otro lado se comprobó el control direccional de la aeronave y se observó que la actuación sobre los pedales tenía respuesta en el timón de dirección y en el sistema de guiado de la rueda de morro.

1.3. Información de aeronave

Tren de aterrizaje

La aeronave PA-28RT consta de un tren triciclo retráctil operado hidráulicamente mediante una bomba eléctrica reversible. Cuando el tren se extiende y los ganchos de bloqueo se encajan, un muelle mantiene cada gancho en la posición de bloqueo hasta que la presión hidráulica los libera.

Cuando se actúa la palanca de tren en la posición de tren arriba o tren abajo, la bomba envía el fluido hidráulico a través de una línea hacia los cilindros actuadores. Si la presión aumenta en un lado del pistón del cilindro, el fluido del otro lado se envía a través de

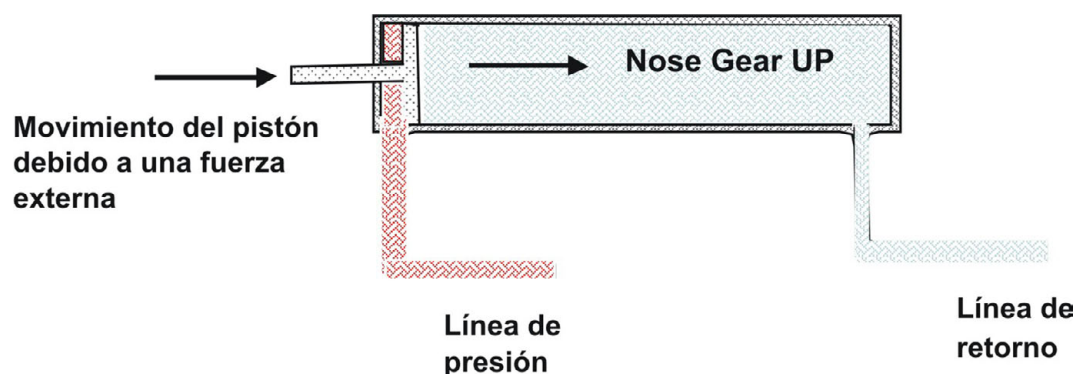


Figura 3. Esquema del actuador del tren de morro

las líneas hacia la bomba. Dependiendo de la dirección de rotación de la bomba, las líneas de conexión sirven como líneas de presión o de retorno para retraer o extender el tren.

En la figura 3 aparece un esquema del actuador del tren de morro. Como se puede observar para mover el pistón interior y subir el tren habría que inyectar fluido hidráulico a presión. Este mismo efecto se conseguiría mediante una fuerza externa equivalente.

Manual de vuelo

En el Manual de vuelo de la aeronave, sección 2 «Limitations», se recoge que la componente de viento cruzado máxima demostrada para esta aeronave es de 17 kt. Esta información debe aparecer en el panel de instrumentos y a la vista del piloto. De hecho aparecía en la aeronave accidentada.

1.4. Información meteorológica

El METAR de las 9:30 UTC (10:30 hora local) era el siguiente:

GCFV 170930Z 32008G24KT 280V360 999 SCT030 SCT060 22/13 Q1017=

Esta información indica que el viento provenía de 320° y era de 8 kt con ráfagas de hasta 24 kt. También informa que la dirección del viento variaba entre 280° y 360°.

1.5. Información de aeródromo

El Aeropuerto de Fuerteventura consta de dos pistas, la 01L/19R (que sólo entrará en servicio cuando no esté operativa la 01R/19L) y la 01R/19L.

El aeropuerto, según la orden de 3 agosto de 2001 donde se aprueba el Plan Director del mismo, se califica con categoría OACI «4-E».

Según el anexo 14 de OACI, Aeródromos, punto 3.3.3. Anchura de las franjas de pista, *las franjas de pista tendrán una anchura de 150 m cuando el número de clave sea 3 ó 4 a cada lado del eje de la pista y de su prolongación a lo largo de la franja*. En el anexo 14, punto 3.3.8. Nivelación de las franjas de pista, se recoge, también que:

Recomendación. La parte de una franja que comprenda una pista de vuelo por instrumentos, debería proveer, hasta una distancia de por lo menos 75 m cuando el número de clave sea 3 ó 4; del eje de pista y de su prolongación, un área nivelada en atención a los aviones a que está destinada la pista en el caso de que un avión se salga de ella.

La pista que utilizó la aeronave es la 01R/19L. Tiene una anchura de 45 m y una longitud de 3.400 m. A 21 m del borde izquierdo de la pista 01R hay una zanja para la recogida de aguas a continuación de la zona asfaltada. En la figura 4 se muestra la zona de la zanja que atravesó la aeronave. Como se observa en la figura se trata de una zona de tierra compactada.

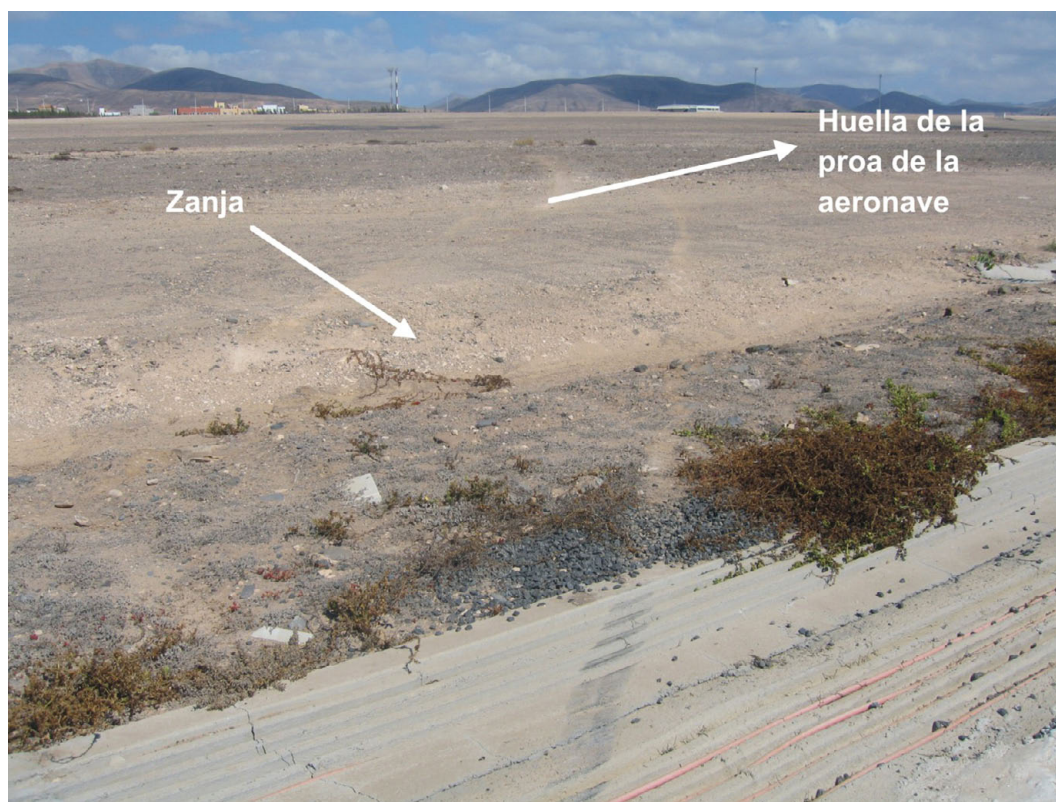


Figura 4. Zanja para la recogida de aguas

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

La aeronave inició un desvío hacia el lado izquierdo de la pista y siguió una trayectoria de aproximadamente 45° con el eje de pista. En la figura 5 se aprecian las huellas que las ruedas del tren dejaron sobre la zona asfaltada.

Una vez que la aeronave abandonó la pista el tren de morro impactó con la zanja. A continuación el tren de morro inició su retracción y la proa de la aeronave contactó con el terreno dejando una huella que se puede ver en la figura 4.

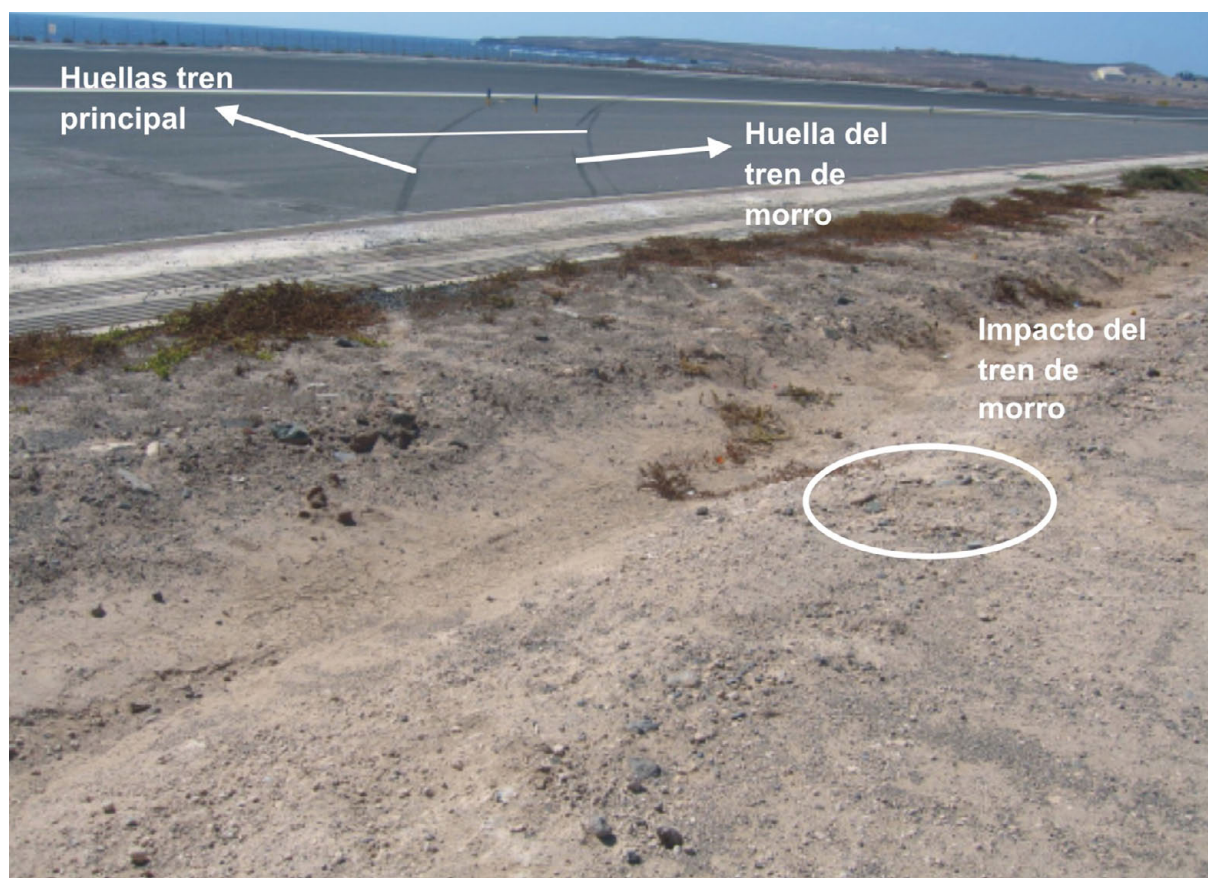


Figura 5. Huellas en pista del tren de aterrizaje

1.7. Actuaciones iniciadas por AENA

Tras producirse el suceso, AENA ha iniciado actuaciones correctoras en el aeropuerto de Fuerteventura con objeto de subsanar los desniveles que pudieran existir en la zona de la franja. Las medidas se han proyectado en dos fases:

- La nivelación en detalle de la zona de la zanja que afectó a la aeronave en su salida de pista cuya ejecución fue inmediatamente posterior al suceso.

- La ejecución de un expediente centralizado que incluirá la nivelación de algunas zonas conflictivas detectadas así como eliminación de obstáculos, cuya ejecución se prevé para el verano de 2009.

1.8. Información adicional

El piloto en su declaración informó que durante el despegue era consciente que existía una componente de viento cruzado por lo que utilizó la técnica adecuada para este tipo de despegues. Como el viento provenía del lado izquierdo giró la palanca de control hacia el lado izquierdo y pisó el pedal derecho para compensar el efecto del viento que provoca que la aeronave tenga tendencia a aproximarse al viento.

2. ANÁLISIS

La aeronave inició la carrera de despegue y después de 400 m comenzó a desviarse hacia el lado izquierdo lo que parece indicar que en ese momento se produjo una variación súbita de las condiciones en el despegue.

No parece probable que se produjera un mal funcionamiento de la aeronave ya que en las comprobaciones posteriores que se han realizado sobre el tren no se ha observado ninguna rotura que condujera a sospechar un fallo de material ni problemas en el sistema de guiado de la aeronave.

Por las huellas que dejó la aeronave sobre la pista se observa que se produjo un derrape hacia el lado derecho.

Por otro lado, el piloto era consciente de que existía una componente de viento cruzado y utilizó la técnica de despegue adecuada, pero según la información meteorológica la componente de viento cruzado podría haber alcanzado hasta los 24 kt, valor que está por encima del límite demostrado según se recoge en el Manual de Vuelo de la aeronave y que aparecía en el panel de instrumentos de la aeronave siniestrada. En estas condiciones la decisión más acertada habría sido esperar a que el viento disminuyera o cambiara de dirección.

Dadas las condiciones reinantes parece probable que una ráfaga de viento originara el desvío de la aeronave de modo que no se pudo recuperar el control de la misma.

El piloto, cuando observó que la aeronave se salía de la pista, decidió apagar el motor para detenerla lo antes posible, lo que evitó que la aeronave presentara daños de mayor importancia. Cuando la aeronave abandonó la pista atravesó la zanja, que está situada a 21 m del borde de pista, y fue en ese momento cuando el tren de morro recibió un impacto y probablemente fue ese impacto el que provocó que se retrajera.

El tren de morro de la aeronave se mantiene extendido gracias a un muelle y al fluido hidráulico que permanece dentro del actuador hidráulico. Si recibiera un impacto lo suficientemente fuerte (equivalente a la acción que ejercería el fluido hidráulico si la bomba se pusiera en funcionamiento) en el sentido longitudinal de la aeronave, se podría vencer el sobrecentro y provocar la retracción no comandada del tren.

La retracción del tren de morro provocó que el morro de la aeronave se arrastrara por el terreno con el consecuente incremento de daños en la misma.

Hay que señalar que la zanja con la que impactó la aeronave se encuentra dentro de la franja y que según recomienda OACI esa área debe estar nivelada en atención a los aviones que pudieran salirse de la pista. En este caso cabe destacar que fue la existencia de esta zanja la que provocó que los daños en la aeronave fueran de mayor entidad y que de no haber existido se habrían reducido notablemente.

Por otro lado, los vehículos de los servicios de emergencia tuvieron dificultades para acceder a la zona del accidente debido a la misma zanja con la que impactó la aeronave. Esto pudo provocar un retraso en su intervención que disminuiría la efectividad de ese servicio, circunstancia que podría ser de gran relevancia en sucesos más graves.

3. CONCLUSIÓN

Se considera como causa probable del accidente una pérdida de control de la aeronave provocada por una ráfaga de viento cruzado por encima de la velocidad de viento cruzado demostrado que se recoge en el Manual de Vuelo de la aeronave.

Por otro lado, el impacto del tren de morro con la zanja, situada en la franja, dio lugar a la retracción no comandada del tren de morro lo que se tradujo en un incremento en los daños de la aeronave.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD

Durante la investigación se ha puesto de manifiesto que la existencia de una zanja en la zona de la franja del aeropuerto de Fuerteventura provocó que los daños en la aeronave se incrementaran. Según recomienda OACI la zona de la franja debe estar nivelada en atención a los aviones que pudieran salirse de la pista.

AENA ha iniciado actuaciones para corregir el desnivel debido a la zanja y mejorar, de este modo, las condiciones de seguridad del aeropuerto, por lo que no se estima necesario emitir ninguna recomendación de seguridad en este sentido.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Domingo, 29 de junio de 2008; 12:05 h local
Lugar	Aeródromo de Igualada-Odena (Barcelona)

AERONAVE

Matrícula	EC-HYL
Tipo y modelo	Glaser Dirks DG-400
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	ROTAX 505 S/N: 3332616
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	54 años
Licencia	Piloto de planeador
Total horas de vuelo	414 h
Horas de vuelo en el tipo	2 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Daños importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado
Fase del vuelo	Despegue – Recorrido de despegue

INFORME

Fecha de aprobación	23 de julio de 2008
---------------------	----------------------------

CIRCUNSTANCIAS DEL VUELO

El piloto despegaba con el motovelero DG 400 por la pista 17 del Aeródromo de Igualada-Odena hacia las 12:00 h¹ del domingo día 29 de junio haciendo uso del motor con el que va equipada la aeronave. Su intención era la de realizar un vuelo sobre las montañas del Pirineo.

Durante la carrera de despegue, y de acuerdo con el testimonio del piloto, rodando ya con velocidad alta y a punto de rotar para comenzar a elevarse, el borde marginal del plano derecho tocó con la superficie de la pista. Este contacto del plano con el suelo desvió la trayectoria del motovelero a la derecha del eje sin que el piloto pudiera impedir que la aeronave se saliera de la pista.

En su recorrido fuera de la zona asfaltada y cuando parecía que el piloto recuperaba el control, la aeronave impactó con el plano contra el terraplén situado al lado derecho de la pista. El choque provocó la elevación del plano izquierdo y del resto de la aeronave, que lo hizo ligeramente y luego cayó golpeando con el morro contra el suelo y finalmente capotó.

El piloto no sufrió heridas y fue ayudado a salir del motovelero por los testigos situados en el aeródromo que acudieron a socorrerle.



Figura 1. Vista general de la aeronave tras el accidente

¹ La referencia horaria en este informe es la hora local. La hora UTC se obtiene restando 2 unidades a la hora local.

Las condiciones meteorológicas estimadas por el piloto en el momento del despegue eran de viento suave de 8 kt máximo, de dirección 160° y cielo con muy pocas nubes.

Este tipo de motovelero tiene una envergadura de 17 m y dispone de unas pequeñas ruedas de fibra en el borde marginal de ambos planos. También dispone de una rueda en la parte inferior del empenaje de cola cuya dirección se controla con los pedales.

El suceso se produjo por una pérdida de control en tierra de la aeronave.

ADDENDA

Reference	Date	Registration	Aircraft	Place of the event	
A-023/2007	29-05-2007	BGA 4843	Schempp Hirth Discus 2A Glider	Herencia (Ciudad Real)	53
IN-036/2007	25-07-2007	EC-FTJ	Socata Tobago TB-10	Lillo (Toledo)	57

Foreword

This report is a technical document that reflects the point of view of the Civil Aviation Accident and Incident Investigation Commission (CIAIAC) regarding the circumstances of the event and its causes and consequences.

In accordance with the provisions of Law 21/2003 and pursuant to Annex 13 of the International Civil Aviation Convention, the investigation is of exclusively a technical nature, and its objective is not the assignment of blame or liability. The investigation was carried out without having necessarily used legal evidence procedures and with no other basic aim than preventing future accidents.

Consequently, any use of this report for purposes other than that of preventing future accidents may lead to erroneous conclusions or interpretations.

This report was originally issued in Spanish. This English translation is provided for information purposes only.

Abbreviations

00°	Degrees
AGL	Above ground level
ft	Feet
h	Hour(s)
km	Kilometer(s)
kt	Knot(s)
m	Meter(s)
MSL	
N/A	
NM	Nautical mile
P/N	Part number
S/N	Serial number
TCM	Teledyne Continental Motors
UTC	Coordinated Universal Time

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Thursday, 29 May 2007; 17:00 UTC
Site	Herencia (Ciudad Real)

AIRCRAFT

Registration	BGA 4843
Type and model	SCHEMPP HIRTH DISCUS 2A Glider
Operator	Private

Engines

Type and model	N/A
Number	N/A

CREW

Pilot in command

Age	41 years old
Licence	Glider pilot
Total flight hours	1,182.21 h
Flight hours on the type	158.45 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			1
Passengers			
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	Significant
Third parties	Minor to vineyard

FLIGHT DATA

Operation	General Aviation – Pleasure
Phase of flight	Landing

REPORT

Date of approval	25 June 2008
------------------	--------------

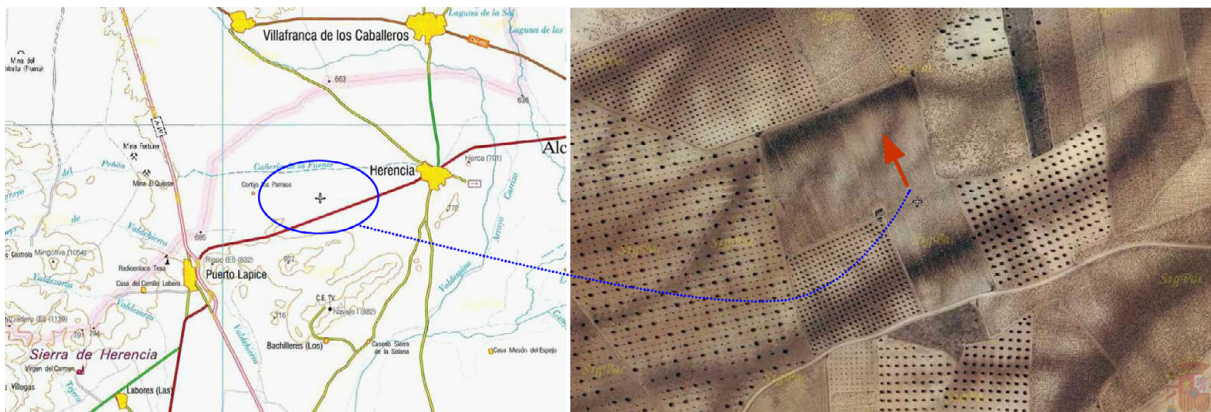
1. FACTUAL INFORMATION

1.1. Description of event

The pilot, of British nationality, was participating in the OVERSEAS competition held annually in Ocaña (Toledo). This competition lasts around a week and consists in flying a set route established daily, with several waypoints, in the shortest time possible. On 29 May, during a cross-country flight included as part of the competition, the pilot lost altitude and, given the lack of thermals, he decided to look for a field and land. According to the pilot's statement, most of the surrounding fields were vineyards, the majority being unsuitable for landing. The field he eventually chose, however, seemed adequate, with low lying vegetation. During the final turn onto the field, the pilot noted that the "vegetation" was in reality a grove arranged in rows. From about 30 ft away, he could see that it was a vineyard of young vines with slender stalks some three feet high. With the adjacent field (in the landing direction, around 360°) having similar characteristics, his only option was to land between the vines. Before the flare, the pilot saw some metallic posts used to support the vines, and which were tied together using wires that ran parallel to the landing direction. During the landing between the rows, the pilot held the wings above the vines and posts for as long as possible before finally descending on top of them. The wings struck several vines and metal posts, which caused the aircraft to turn left and stop abruptly. The pilot was uninjured.

The aircraft's wings and the tail were damaged as a result of striking the metallic posts. There was a significant loss of gelcoat, possible delamination and considerable damage to the leading edge of the tail. There was damage to various parts of the fuselage, with a loss of gelcoat, especially along the underside.

As for the damage to the vineyard, some 20 vines were damaged, 10 metallic posts were bent and the wire broke in several places.



Figur3 1. BGA 4843 landing spot

1.2. Personnel and aircraft information

The pilot had a Glider Pilot License with 1182.21 total hours as the pilot in command, and 158.45 h on the type. He had experience on the K13, K21, ACRO and DUO dual control gliders, and on the Discus, Discus 2 and ASW 24 gliders. By his own estimate, the pilot had performed over 30 off-field landings. He had last flown by himself the day before, and his last dual control flight review had taken place on 24 March 2007.

1.3. Meteorology

The pilot stated that on the day of the accident, visibility was over 20 km with scattered cumulus clouds (2/8), no precipitation and winds from the north at around 5-10 kt.

The weather forecast provided by the Ocaña aerodrome was similar to that given by the pilot, and called for temperatures of between 8° and 23°, 2 m/s thermals, and cumulus clouds between 1 and 2/8, with the cloud base at 1,800 m AGL and a thermal ceiling at 2,300 m AGL. There was a 0% chance of storms, and thermal activity between 13:00 and 18:30. Surface winds were from the west at 4 kt and from the northwest and 8 kt at 1,500 m MSL. The runway in use was 29 (290°).

The 17:02 UTC weather report for that day in the vicinity of Ocaña (Dos Barrios) indicated winds from the west-northwest at 6.1 kt gusting up to 10.42 kt.

2. ANALYSIS AND CONCLUSIONS

A glider's ability to remain airborne depends on the existence and proper use of thermals. In their absence, pilots are trained and accustomed to land off field, meaning they must always be on the lookout for a potential landing site. Taking part in a competition, as opposed to flying for pleasure, means that pilots tend to prioritize factors different from those they would normally consider. In this particular case, covering a set flight distance in as little time as possible so as to achieve maximum points results in pilots paying less attention to maintaining the altitude margins normally used, as well as to constantly searching for a potential safe landing field in case of need. Plus the annual nature of the competition, an additional factor could have been the pilot's unfamiliarity with the terrain. The available fields were wholly unsuitable given their location in the vicinity of Toledo hills, with a predominance of farm land and, in particular, of vineyards. Upon losing altitude, the pilot chose a field that seemed to be unfarmed. He noted the scarce vegetation and a large clearing. As he descended while turning onto the field, he saw that the scarce vegetation was in fact a vineyard and that the adjacent fields had the same characteristics, and so he decided to land between the rows of vines.

It was a clear day with few clouds and with adequate conditions for gliding. The landing was made with headwind, which was from the west-northwest, according to the weather report.

The accident is considered to have resulted from an emergency landing in a vineyard field whose physical characteristics were unsuitable for a safe landing. This landing was necessary when the flight conditions were deteriorated, with an excessive drop in altitude due to a lack of rising thermals. The pilot's decision to land in that place was conditioned by the lack of fields with suitable characteristics in the surrounding area.

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Wednesday, 25 July 2007; 14:45 local time ¹
Site	Lillo (Toledo)

AIRCRAFT

Registration	EC-FTJ
Type and model	SOCATA TOBAGO TB-10
Operator	

Engines

Type and model	LYCOMING O-360-A1AD
Number	1

CREW

Pilot in command

Age	42 years old
Licence	Commercial airplane pilot
Total flight hours	Approximately 5,000 h
Flight hours on the type	246 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			2
Passengers			
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	Minor
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	General aviation – Flight training – Dual
Phase of flight	En route

REPORT

Date of approval	30 September 2008
------------------	-------------------

¹ All times in this report are local, unless otherwise indicated.

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

Aircraft EC-FTJ took off from the Ocaña Aerodrome (Toledo) on a planned Ocaña-Requena-Casas de los Pinos-Ocaña route as part of the practical training for obtaining a private pilot license. Onboard were one instructor and one student.

As stated by the crew, some 3 hours into the incident-free flight, on the return leg to Ocaña and with the aircraft at an altitude of 3,500 ft, the engine experienced a loss of power on several occasions, resulting in a loss of altitude. The instructor assumed control of the aircraft and decided to divert to Lillo, where the nearest aerodrome was, but due to the loss of power and altitude he was forced to make an off-field landing, with the engine coming to a complete stop once the aircraft was on the ground. The landing took place approximately 2 NM north of the Lillo Aerodrome and 14 NM southeast of the Ocaña Aerodrome.

The landing was done with full flaps and the aircraft suffered slight damage to the fuselage. The instructor and the student were not harmed during the landing and were able to exit the aircraft under their own power.

After conducting several field checks that ruled out problems in the fuel supply, induction system, spark plugs, and cylinder intake and exhaust, a fracture was found in the distributor block of the D4LN-3000 dual magneto installed in the engine.

1.2. Aircraft information

1.2.1. General information

The Socata TB-10 aircraft, S/N 1573, was built in 1993 and registered the same year in Spain. It had belonged to the same owner since its manufacture and had been used for instructional activities, first at Salamanca airport and then at the Ocaña aerodrome. It was outfitted with a Lycoming O-360-A1AD engine, S/N L33583-36A.

At the time of the incident, the aircraft had 6,530 flight hours and the engine 2528. The last flight had taken place the day before. The last checks of the aircraft had been the 100-hour (20-07-2007 with 6,525 aircraft hours) and the 500-hour (02-07-2007 with 6,500 aircraft hours) inspections. The engine had last been overhauled on 03-10-2005 with 6,000 aircraft hours.

1.2.2. Information on the magneto

The dual magneto on aircraft EC-FTJ, from Teledyne Continental Motors, model D4LN-3000 P/N 10-682555-11 S/N J079232G, was manufactured in October of 1992. It had been installed with 6,074 h on the aircraft on 21-03-2006, with 0 hours since the last overhaul.

The magneto had previously been installed on another TB-10 aircraft and overhauled in 2005 following a propeller ground strike. As a result of this overhaul, the distributor block was replaced, with P/N 10-682054 being installed. After this overhaul, the magneto was not in operation until its installation on aircraft EC-FTJ. At the time of the incident, the distributor block was that installed during the last overhaul and the operating hours of the magneto since the last overhaul totalled 456.

1.3. Tests and research

1.3.1. Magneto removal and inspection

The initial inspection following the incident revealed that the distributor block, P/N 10-682054, had broken in two down its centre, where the magneto shaft is housed. This fracture had left exposed the metallic bearing liner that sits between the roller bearing and the plastic material from which the block is made. During the disassembly of the magneto it was noted that both the bearing liner and the roller bearing had bound to the shaft and were spinning with it.

The bearing (30 in Figures 1, 2 and 3) showed obvious signs of intense overheating and friction with deformation and loss of material in the rollers, most of which had come loose from their housing. Two diametrically opposed friction marks were found on the contact face between the bearing and its liner in the distributor.

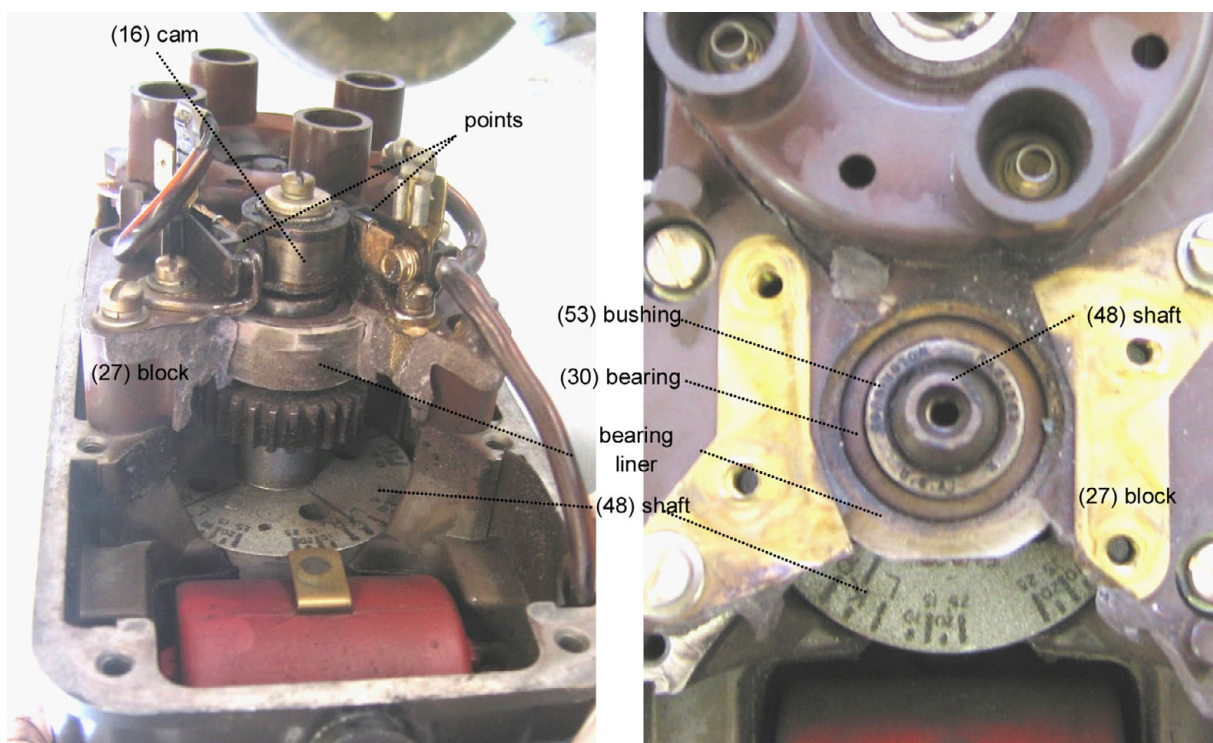


Figure 1. Damage to distributor block

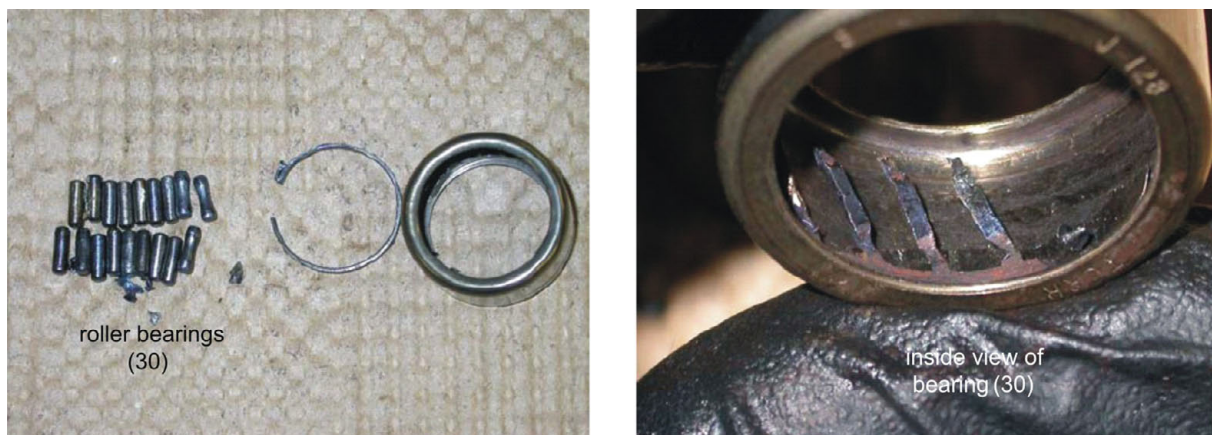


Figure 2. Damage to bearing (53)

The bushing (53 in Figures 1 and 3), which rotates inside the bearing, had severe friction marks consistent with the damage in the roller bearings.

The plastic material in the distributors block was fretted due to friction in the central area where the shaft is housed. The magneto shaft was spinning off-centre at the distributor end and the entire area showed signs of overheating. One of the platinum points did not open and the other opened incorrectly.

1.3.2. *Background and further actions*

According to information provided by the engine manufacturer (TCM), there was no record of failures similar to that which occurred on aircraft EC-FTJ.

The maintenance centre for aircraft EC-FTJ inspected the condition of the magnetos whose blocks had been supplied by the manufacturer in the same lot as that installed on aircraft EC-FTJ. No signs or indications of any problems similar to that described herein were noted.

TCM has informed that after the investigation of this accident they will continue to evaluate the processes and procedures for the manufacturing and installation of the magneto components. Up to present they have not identified any anomalies.

1.4. **Additional information**

1.4.1. *Description of magneto*

The DL4N-3000 is an engine-driven single-shaft dual magneto (rotating magnet, 48 in Figures 1 and 3) to which two distributors are attached on a single block (distributor block, 27 in Figures 1 and 3). The shaft spins on two bearings, one with rollers (roller

bearing, 30 in Figures 1, 2 and 3) located in the distributor block, and one with balls (ball bearing, 50 in Figure 3) situated on the engine end of the shaft.

The centre of the distributor block has a circular perforation covered by the metallic bearing liner, inside which the roller bearing is installed. There is a bushing that contacts the inner face of this bearing (roller bearing bushing, 53 in Figures 1 and 3) and which rotates along with the magneto shaft.

At one end of the shaft there is a single cam (16 in Figures 1 and 3) whose purpose is to open the platinum points through which the high voltage current is generated and distributed to the spark plugs along the corresponding wires.

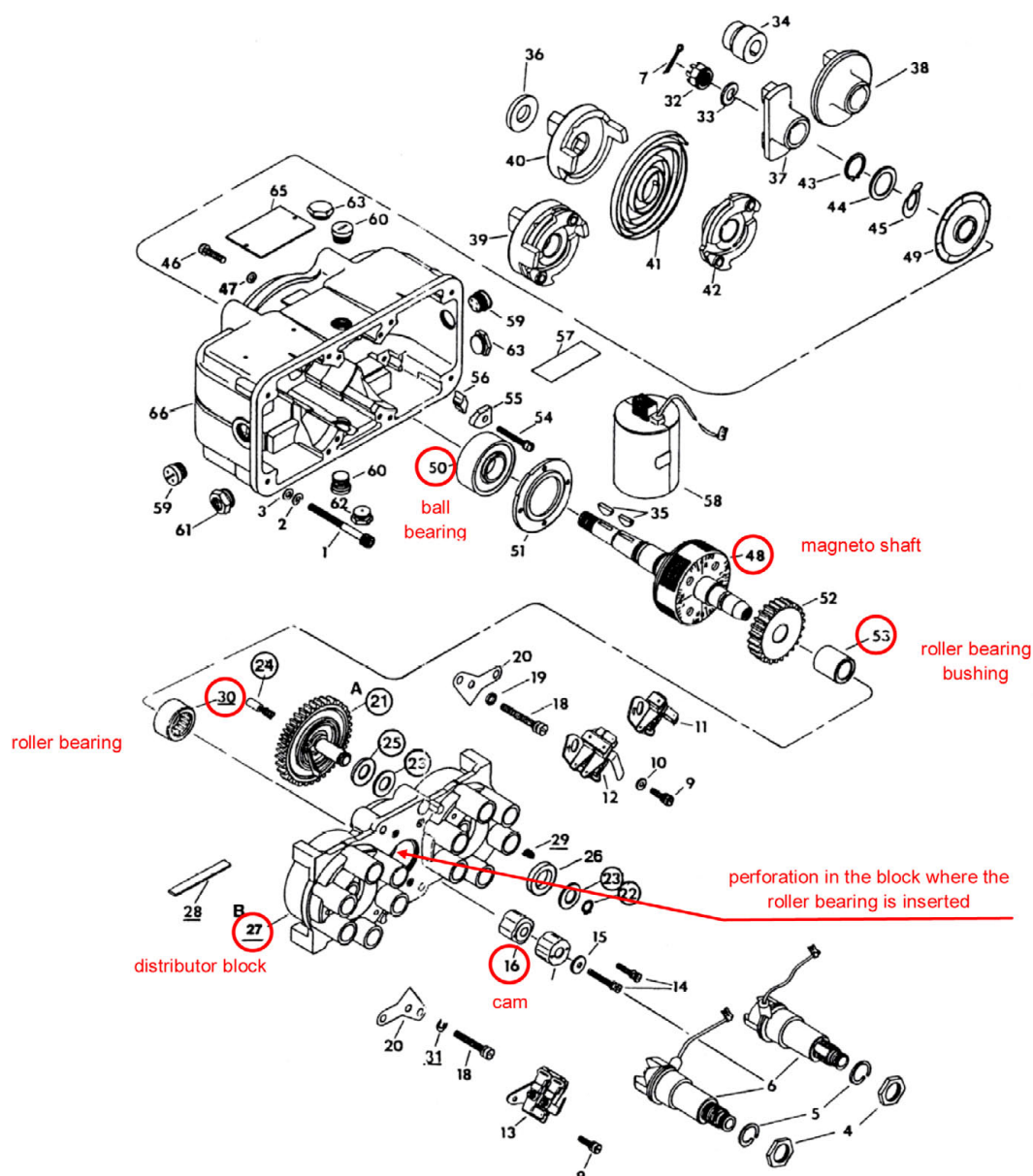


Figure 3. Location of magneto shaft and bearings

The distributor block is supplied by the manufacturer as a single assembly in which the roller bearing on which the magneto shaft spins is preinstalled and pre-lubricated.

1.4.2. *Magneto maintenance intervals*

The periodic maintenance of the aircraft and engine includes tasks affecting the magneto as an ignition system component. These tasks affect the spark plugs, the harness between the spark plugs and the magnetos, the platinum points and other applicable tasks depending on the hours of operation of the magnetos.

The maintenance intervals and procedures for the magneto are specified by the manufacturer in service bulletin SB643B, and in "Service Support Manual D-2000 & D-3000 Series High Tension Ignition Systems", and are as follows:

- Every 100 h or every year of operation, check the engine magneto timing, the magneto switches in the cockpit, the spark plugs and the spark plug harness.
- Every 500 h of magneto operation check the impulse coupling and disassemble the magneto for an internal inspection. This inspection is used to measure the diameter of the roller bearing and look for signs of clearance and overheating. It warns not to lubricate the bearing under any conditions.
- Overhaul when the engine is overhauled. In addition the magneto must be replaced or overhauled every 5 years following its manufacture date or since its last overhaul or 4 years since the magneto was placed in service (whichever occurs first), regardless of the accumulated operating hours.

2. ANALYSIS

The loss of power described by the crew of aircraft EC-FTJ resulted from the uncoordinated supply and eventual interruption of power from the magneto to the spark plugs which affected the combustion in the cylinders.

The dual magneto model D4L N-3000 P/N 10-682555-11 S/N J079232G used on the aircraft meant that the movement transmitted from the engine to the cam which opened the platinum points was common to both magnetos, with the platinum points being the first component in each magneto that is truly independent of the other. This means that any fracture or malfunction in the components shared by the magnetos will affect the operation of both, as was the case with aircraft EC-FTJ.

The damage found after the incident showed that the roller bearing and its liner in the distributor had overheated and fused together with the bushing. This resulted in having these two normally-fixed components rotate with the bushing, and therefore with the shaft, which are the rotating parts within the bearing. The rotational movement

produced by the magneto shaft must have been transmitted along the shaft-bushing-bearing-liner assembly, which led to a torsion movement in the distributor block, resulting in its fracture into two parts and the loss of the block's plastic material due to friction.

As the bearing fused to the shaft, the rotation of the latter must have slowed down until the eventual breakage of the block. It was during this process that the shaft was decentred. The torsion movement produced in the distributor block as it broke could have also shifted the block slightly, and therefore the relative position between the cam and the platinum points, thus preventing them from opening properly and probably contributing to the loss of power.

The problem, then, originated in the roller bearing on which the magneto shaft spins, the breakage of the distributor being a secondary effect.

The magneto maintenance records showed that all manufacturer-required maintenance actions had been carried out. The magneto had not reached the 500-hour operation mark since the last overhaul, during which distributor block P/N 10-682054 had been installed. Inspections prior to the 500-hour mark did not reveal any maintenance actions on the bearing. The roller bearing had been supplied by the manufacturer as part of the distributor block installed during the last overhaul, and had arrived from the factory already installed and lubricated in the block. The magneto maintenance requirements explicitly forbid lubricating the bearing, since it is not necessary. It seems unlikely, then, that a problem involving maintenance on the bearing was the cause of the incident.

The two diametrically-opposed friction marks found on the outer face of the bearing in contact with its liner in the block suggest an off-centre position with respect to the liner. This would lead to uneven contact between the bushing and the internal face of the bearing, since the rotational axis of the bushing would not have been parallel to that of the bearing. In this condition, the bushing, as it rotated about the magneto shaft, would have had greater contact with some rollers than with others, resulting in excessive friction and heating in the bearing, as evidenced by the damage noted following the incident.

This eccentricity between the bearing and its liner in the block seems likely to have originated during the installation of the bearing inside the block, since that is the only time in the life of the block when the bearing is handled. This places the problem in the bearing installation process inside the distributor block by the manufacturer. The data, however, suggest that this was an isolated case. The manufacturer is not aware of any similar previous occurrences. In addition, the manufacturer has been performing evaluations of the processes and procedures for the manufacturing and installation of the bearing and magneto components, without finding any anomalies so there is not sufficient cause to conclude that the reliability of the system is compromised. As a result, no safety recommendations have been issued.

3. CONCLUSIONS

3.1. Findings

- There was excessive heating of the roller bearing housed in the distributor block of the D4LN-3000 P/N 10-682555-11 S/N J079232G dual magneto, made by TCM.
- The bearing had been supplied by the manufacturer as part of distributor block P/N 10-682054. The roller bearing in the block had already been installed and lubricated at the factory.
- No maintenance actions were performed on the bearing since its installation in the magneto, as the conditions required for maintenance were not met.
- The breakage of the distributor block was secondary.
- Two diametrically-opposed friction marks were found on the outer face of the roller bearing where it contacts the bearing liner in the block.

3.2. Causes

The cause of the loss of power experienced by aircraft EC-FTJ was the malfunction of the D4LN-3000 P/N 10-682555-11 S/N J079232G dual magneto. The roller bearing fused to the bushing which rotates with the magneto shaft and dragged the bearing liner in the block. The shaft-bushing-bearing-liner assembly resulted in a torsion movement of the distributor block which caused it to break in two and led to the improper opening of the platinum points on the two magnetos.

The most likely cause of the roller bearing failure was an off-centre installation of the bearing inside its liner within the distributor block. This resulted in uneven contact between the bushing and the rollers in the bearing.