

CIAIAC

Comisión de Investigación
de Accidentes e Incidentes
de Aviación Civil

BOLETÍN INFORMATIVO 09/2003



MINISTERIO
DE FOMENTO

BOLETÍN INFORMATIVO

09/2003

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

NIPO: 161-03-048-4
Depósito legal: M. 14.066-2002
Imprime: Centro de Publicaciones

Diseño cubierta: Carmen G. Ayala

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

Tel.: +34 91 597 89 60
Fax: +34 91 463 55 35

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

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	
IN-038/2002	24-06-2002	EC-COA	Beechcraft Baron B-55	Aeropuerto de Matacán (Salamanca)	1
A-016/2003	22-03-2003	EC-DAL	Casa 1131E	Aer. «La Axarquía-L. Benabú» (Málaga) .	7
IN-021/2003	13-05-2003	EC-HQD	Avions Pierre Robin R-2112	La Campana (Sevilla)	13
A-023/2003	31-05-2003	EC-BEY	Scheibe Bergfalke III	Aeród. de «La Mancha» (Toledo)	37
A-037/2003	11-07-2003	EC-HFC	Socata Morane Saulnier MM-893-E	Término Municipal de Cajiz (Málaga) ...	45
A-044/2003	07-08-2003	EC-GVQ	Socata TB-200	Aeród. de Casas de losPinos (Cuenca) ..	51
A-059/2003	17-09-2003	EC-DLB	Piper PA-38-112	Aeród. El Berriel-Isla de Gran Canaria ..	57

Esta publicación se encuentra en Internet en la siguiente dirección:

<http://www.mfom.es/ciaiac>

Abreviaturas

%	Tanto por ciento
00 °C	Grados centígrados
00° 00' 00"	Grados, minutos y segundos
Ac	Altocúmulos
ACC	Centro de Control de Area
ADF	Equipo receptor de señal de radiofaros NDB
AIP	Publicaciones aeronáuticas internacionales
AP	Aeropuerto
AS	Altoestratos
APP	Oficina de Control de Aproximación
ATC	Control de Tránsito Aéreo
CAT I	Categoría I OACI
Ci	Cirros
CRM	Crew Resource Management (Gestión de Recursos de Cabina)
CTE	Comandante
CTR	Zona de Control
Cu	Cúmulos
CVFR	Reglas de Vuelo Visual Controlado
CVR	Registrador de Voces en Cabina
DH	Altura de Decisión
DME	Equipo medidor de distancias
E	Este
EPR	Relación de presiones en motor
EM	Emisor/Emisión
ETA	Hora prevista de aterrizaje
FAP	Punto de aproximación final
FDR	Registrador de Datos de Vuelo
ft	Pies
g	Aceleración de la gravedad
GPWS	Sistema de Avisos de Proximidad al Terreno
h. min: seg	Horas, minutos y segundos
hPa	Hectopascal
IAS	Velocidad indicada
IFR	Reglas de Vuelo Instrumental
ILS	Sistema de aterrizaje por instrumentos
IMC	Condiciones meteorológicas instrumentales
Kms	Kilómetros
Kts	Nudos
lbs	Libras
m	Metros
MAC	Cuerda media aerodinámica de la aeronave
mb	Milibares
MDA	Altitud mínima de descenso
MDH	Altura mínima de descenso
METAR	Informe meteorológico ordinario
MHz	Megahertzios
MM	Baliza intermedia del ILS
N	Norte
N/A	No afecta
NDB	Radiofaro no direccional
MN	Milla náutica
OM	Baliza exterior del ILS
P/N	Número de la Parte (Part Number)
PF	Piloto a los mandos
PNF	Piloto no a los mandos
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
RVR	Alcance visual en pista
S/N	Número de serie
S	Sur
Sc	Estratocúmulos
SVFR	Reglas de vuelo visual especial
TWR	Torre de Control
U T C	Tiempo Universal Coordinado
VIP	Pasajero muy importante
VMC	Condiciones meteorológicas visuales
VOR	Radiofaro omnidireccional VHF
W	Oeste

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Lunes, 24 de junio de 2002; 12:20 horas
Lugar	Aeropuerto de Matacán (Salamanca)

AERONAVE

Matrícula	EC-COA
Tipo y modelo	BEECHCRAFT BARON B55

Motores

Tipo y modelo	TELEDYNE CONTINENTAL IO-470-L
Número	2

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	28 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	1.150 horas
Horas de vuelo en el tipo	

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Motor izquierdo
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El 24 de junio de 2002, alrededor de las 12:20 horas locales, la aeronave Beechcraft B55 Baron, que volaba en las inmediaciones del aeropuerto de Salamanca, regresó al campo al producirse un fallo en el motor izquierdo.

La aeronave había despegado de dicho aeropuerto con un instructor como piloto al mando y un alumno a bordo. El vuelo formaba parte de las prácticas de vuelo IFR contenidas en el curso de instrucción que se impartía.

Después de ascender a nivel de vuelo FL 080 y en vuelo recto y nivelado, según se manifestó en la descripción del suceso por el instructor, se configuró la aeronave para el inicio de las maniobras. Al ajustar las vueltas de la hélice aumentándolas hasta 2.500 rpm y antes de completar el ajuste, se percibió una vibración anormal, según la declaración del instructor. Los parámetros de temperatura y presión del motor resultaban correctos, pero las vueltas del motor izquierdo habían ascendido a 3.000 rpm.

A continuación, se procedió a reducir las vueltas del motor, pero al intentar hacerlo suavemente, las revoluciones cayeron bruscamente, con signos de pararse el motor. En el exterior, se observó como el aceite lubricante aparecía por el exterior del carenado y la presión de aceite cayó a cero. El piloto al mando decidió parar el motor afectado y asegurar el motor derecho que funcionaba normalmente.

La aeronave aterrizó sin ningún problema en el aeropuerto de Salamanca.

1.2. Lesiones a personas

No se produjeron lesiones a la tripulación.

1.3. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave, en una primera inspección visual presentaba la perforación de los dos semi-cárteres del motor izquierdo. Cuando el motor fue abierto se verificó que éste era irreparable.

No hubo ningún otro desperfecto a consecuencia del incidente.

1.4. Comunicaciones

Después de parar el motor, la tripulación se comunicó con Control de Aproximación de Salamanca para informar de la posición en que se encontraba la aeronave y solicitar, sin declarar emergencia, autorización de regreso al aeropuerto.

1.5. Ensayos e investigaciones

1.5.1. Inspección del motor

Se realizó un examen detallado del motor afectado con la participación de un técnico de la compañía Teledyne Continental Motors, fabricante del motor.

El cárter motor presentaba dos orificios en su parte superior, en sus dos mitades y a la altura de los cilindros números 5 y 6. A través ellos se pudo observar que la cabeza de la biela número 5 estaba suelta del cigüeñal.

Se retiró el aceite que aún permanecía en el interior del motor, recogándose 6,62 litros. Una vez abierto el motor, se recuperaron en el cárter los restos de la biela número 5, partes de las paredes del embolo, pernos, casquillos de fricción, tornillos de la biela, etc. (véase figura 1).



Figura 1. Restos encontrados en el cárter de aceite.

Entre los desperfectos encontrados apareció el árbol de levas seccionado, la zona interior del cilindro y pistón número 6 y la cabeza de su biela con signos de impactos entre las partes metálicas.

Se pudo componer en su totalidad la biela del cilindro número 5 junto con sus tornillos de sujeción (véase figura 2). El resultado del informe elaborado tras el examen establece que uno de los tornillos de unión sombrerete-cuerpo de biela mostraba signos de fatiga, en concreto en la zona del vástago próxima a la cabeza.

El resto de las piezas presentaban una buena condición mecánica.

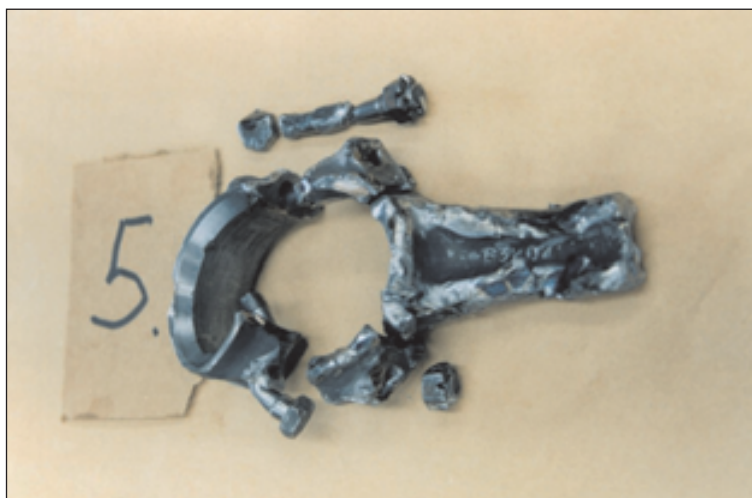


Figura 2. Reconstrucción de la biela n.º 5.

1.5.3. *Otras inspecciones realizadas*

A resultados del incidente, se procedió a la revisión general del sistema de control de la hélice (Governor) en un taller autorizado. El resultado de la misma fue que dicho sistema funcionaba correctamente.

Se desmontó el conducto de transferencia de presión al «governor» para determinar su estado y funcionalidad, y el resultado fue satisfactorio igualmente.

1.5.2. *Mantenimiento seguido en el motor afectado*

El motor Teledyne Continental IO-470-L con el número de serie 454180 tenía las siguientes horas realizadas:

- Horas desde nuevo: 3.274 horas.
- Horas desde la última revisión general: 278 horas desde el año 1990.

El tornillo empleado en el montaje de la biela al cigüeñal está identificado en el Catálogo de Piezas con el n.º de pieza (P/N) 629340 y su tuerca con el n.º de pieza (P/N) 628109. Ambos elementos, tornillo y tuerca, son piezas normalizadas («standard parts») que deben cumplir determinadas especificaciones que fijan sus características de diseño, de fabricación, de ensayo, los criterios de aceptación, su identificación, etc.

De acuerdo con el Manual de Mantenimiento, las operaciones que se contemplan en la revisión general del motor incluyen la inspección por métodos no destructivos de las seis bielas del motor y la sustitución de los tornillos de sujeción sombrerete-cuerpo de la bie-

la. Las instrucciones de montaje también especifican el par de apriete que debe proporcionarse.

Dado el tiempo transcurrido desde la última revisión general efectuada al motor, la documentación recopilada de esa revisión general sólo permite conocer que la inspección de las bielas dio como resultado la inexistencia de grietas. No hay constancia de que se repusieran los tornillos. Tampoco es posible determinar si el montaje de los tornillos se efectuó de acuerdo a las instrucciones correspondientes. Finalizada la revisión del motor y efectuada la prueba en banco sin ninguna incidencia, se declaró apto para el servicio.

2. ANÁLISIS

La aeronave Beechcraft B55 estaba realizando un vuelo de instrucción con un instructor y un alumno a bordo. Esta aeronave era utilizada para la enseñanza en bimotores tanto de maniobras en vuelo visual como instrumental.

En este caso se pretendía efectuar un conjunto de maniobras básicas de vuelo IFR para lo cual se ajustaron las revoluciones de los motores a 2.500 rpm. Antes de completar la selección, se percibieron vibraciones anormales y el motor izquierdo se aceleró hasta llegar a 3.000 rpm. Al reducir las vueltas para amortiguar la vibración, la potencia descendió bruscamente.

Cuando la tripulación advirtió que el aceite lubricante salía al exterior, procedió a asegurar el motor derecho y detener el izquierdo. Se aterrizó sin ninguna otra incidencia.

Una revisión detallada reveló que se había roto por fatiga uno de los tornillos de unión entre sombrerete y cuerpo de la biela del cilindro número cinco, lo que provocó que la cabeza de la biela se abriera para salir de su alojamiento en el cigüeñal. A partir de aquí, se desencadenó la rotura del resto de las piezas internas del motor. Además, los semicárteres laterales resultaron agujereados como resultado del movimiento incontrolado de las piezas interiores y esto motivó la salida del lubricante al exterior.

No ha podido establecerse con exactitud la acusa originaria de la fatiga que provocó el fallo del tornillo. Tres son las hipótesis que se pueden suponer más probables:

- Un defecto de mantenimiento por no sustitución del tornillo. De acuerdo con las instrucciones que contiene el Manual de Mantenimiento, los tornillos deben sustituirse cada vez que se realiza una revisión general del motor. De la documentación existente de la última revisión general efectuada no ha podido constatarse que esa sustitución se llevara a cabo. Según eso, pudo darse la circunstancia de que el tornillo excediera su vida límite de diseño.

- Un defecto de mantenimiento asociado a un montaje incorrecto del tornillo. La información de mantenimiento especifica el par de apriete que debe proporcionarse a la tuerca. Los efectos de un par de apriete inadecuado, por exceso o por defecto, pueden ser la aparición de ciclos de esfuerzos sobre el tornillo distintos en magnitud y número de ocurrencias a los esperados en condiciones nominales de diseño.
- La utilización de un tornillo que no se ajustaba a las especificaciones de diseño requeridas. Se pudo comprobar que la cabeza del tornillo estaba marcada con el número de especificación correspondiente, si bien, no pudo verificarse si las propiedades geométricas y mecánicas del tornillo en cuestión eran acorde con esa especificación.

3. CONCLUSIONES

La causa del fallo en el motor izquierdo de la aeronave fue la rotura por fatiga de uno de los tornillos que une el sombrerete al cuerpo de la biela del cilindro número 5 y que desencadenó a posteriori una serie de roturas en otros elementos internos del motor. La causa que indujo el fallo por fatiga en el tornillo no ha podido ser precisada.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 22 de marzo de 2003; 17:30 horas
Lugar	Aeródromo «La Axarquía-Leoni Benabú» (Málaga)

AERONAVE

Matrícula	EC-DAL
Tipo y modelo	CASA 1131 E

Motores

Tipo y modelo	ENMASA TIGRE G IV-A2
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	36 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	400 horas
Horas de vuelo en el tipo	60 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			1
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Aeronave, automóvil y valla de cerramiento

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Placer
Fase del vuelo	Circuito – Tramo de viento en cola

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

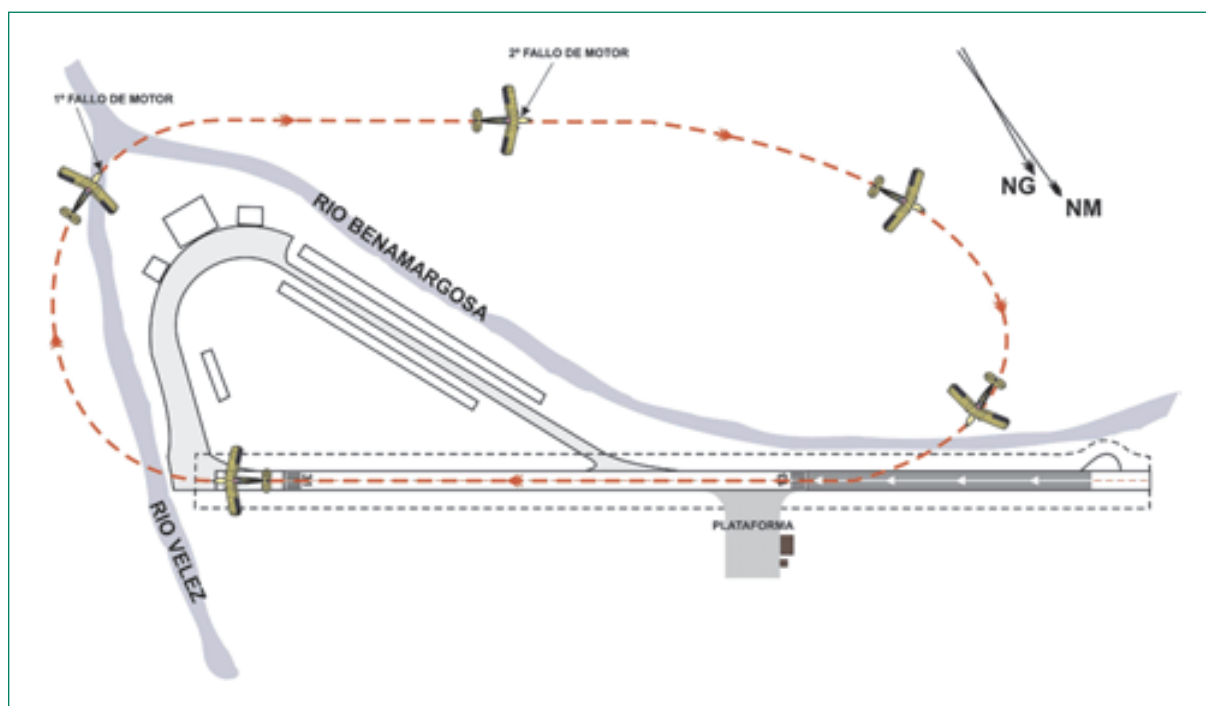
El piloto, acompañado por un pasajero, accedió a la aeronave con objeto de efectuar un vuelo local en el aeródromo privado «La Axarquía-Leóni Benabú» de Vélez-Málaga (Málaga), en condiciones VFR.



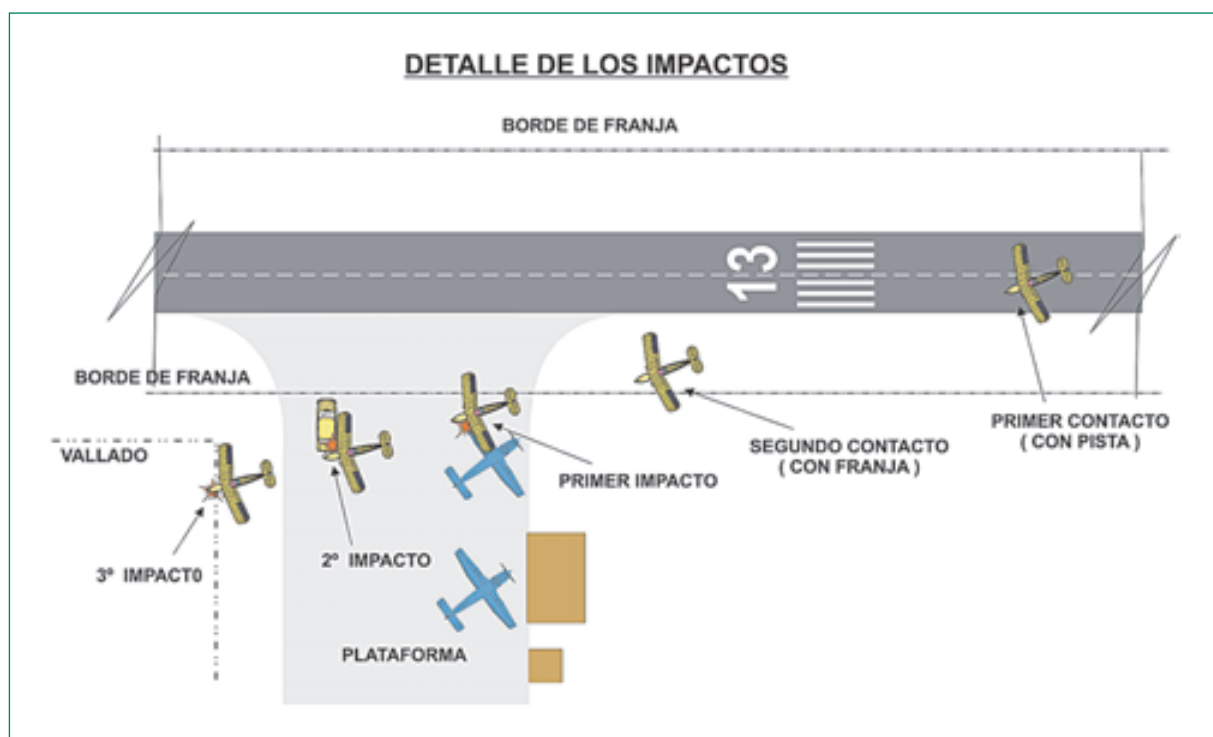
Despegaron y a continuación comenzaron a hacer tomas y despegues.

Tras la tercera toma la aeronave volvió a despegar, y cuando estaba virando para incorporarse al tramo de viento en cola se produjo un fallo del motor, que hizo que éste perdiera potencia. El piloto conectó la bomba manual de combustible, con lo que consiguió que el motor se recuperase, tras lo cual continuó haciendo el circuito.

Hacia la mitad del tramo de viento en cola volvió a reproducirse el fallo del motor, el piloto volvió a conectar la bomba manual, si bien esta vez no consiguió que el motor se recuperase.



Ante ello, el piloto decidió recortar el circuito y aterrizar por la pista 13. La aeronave tomó contacto con la pista sin encontrarse alineada con ésta y con una alta velocidad de descenso, lo que provocó su rebote, y que se fuese de nuevo al aire. A causa de su desalineamiento con la pista, la aeronave fue desviándose hacia la izquierda, de forma que el siguiente contacto con el terreno lo hizo ya en la franja de pista. Este contacto también fue duro, lo que provocó un nuevo rebote de la aeronave, que se fue otra vez al aire. Durante este salto, la pata izquierda del tren principal de la aeronave impactó contra el extremo del plano de otra aeronave que estaba estacionada en la plataforma. Seguidamente la otra pata impactó contra la parte trasera de un vehículo que se encontraba también en la plataforma, y finalmente la aeronave impactó contra la valla de cerramiento del aeródromo, donde quedó detenida.



1.2. Lesiones a personas

Ambos ocupantes de la aeronave resultaron ilesos.

1.3. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave sufrió daños de importancia en planos, tren de aterrizaje, estabilizador horizontal, timón de profundidad, hélice y daños menores en motor y fuselaje.

1.4. Otros daños

Se produjeron daños en el extremo de un plano de una aeronave que estaba estacionada en la plataforma y en la parte trasera de un vehículo.



1.5. Información sobre la tripulación

El piloto contaba con una licencia válida, título de piloto comercial de avión. Su experiencia de vuelo alcanzaba las 400 horas, de las cuales alrededor de 60 eran en este tipo de aeronave.

1.6. Información sobre la aeronave

1.6.1. Aeronavegabilidad y mantenimiento de la aeronave

En el mes de febrero de este mismo año se terminó la revisión general de 800 horas a la aeronave y de 100 horas al motor. Las actuaciones más significativas que se llevaron a cabo fueron las siguientes:

- **Avión.** Se liberó la estructura de la tela antigua, mandos y accesorios, a fin de dejar libres los puntos sujetos a revisión (nudos de soldaduras, ensamblados y articulaciones) los cuales fueron inspeccionados con lupa y líquidos penetrantes. Se inspeccionó además la estructura de madera adosada al fuselaje, reencolando las costillas-muñones con largueros, larguerillos y refuerzos, cambiando las piezas que sufrían deformaciones o deterioros. La estructura metálica fue decapada, y luego protegida y pintada. Se cambiaron todos los elementos, tales como rodamientos, bulones, pasamuros, fibras y cableados eléctricos, que mostraban desgastes. Una vez montados, ajustados y engrasados los mandos de vuelo y dirección, se verificó su correcto funcionamiento, quedando preparado para su posterior entelado.
- **Motor.** Se montó un motor ENMASA, modelo TIGRE G-IV A2, con número de serie 4323, al que se le efectuó una «revisión extendida» de 100 horas, en la que se sustituyeron los apoyos elásticos de la bancada, juntas de filtros, racores de gasolina y aceite, juntas de las tapas de balancines y se lavaron el filtro de laminillas, radiador, depósito de aceite, alojamientos de los filtros de entrada y salida del cárter y conductos aireadores del cárter.

Se comprobaron los avances automáticos de las magnetos, así como los saltos de arranque, almohadillas de los ruptores, rampa de encendido y cables de alto y bajo voltaje.

Se sustituyeron las bujías y las gomas amortiguadoras de las porcelanas de los cables de encendido, que fueron posteriormente reglados.

Se midió la compresión de los cilindros, obteniendo un valor de 6 kg/cm², en cada uno de ellos, lo que indica una correcta estanqueidad.

- **Depósitos.** Se verificaron y limpiaron los depósitos de combustible, purga de arranque en frío, lubricante y radiador de aceite. Se sustituyó la tubería pendular del depósito principal de combustible. Se comprobó asimismo la bomba auxiliar, filtros metálicos y válvula conmutadora de combustible. Se cambiaron las juntas de racores y se comprobó la presión de combustible con la bomba manual.

Después de ello, se llevaron a cabo tres pruebas funcionales en tierra, ajustando las presiones de combustible y aceite a 0,3 kg/cm² y 5 kg/cm², respectivamente, obteniendo resultados satisfactorios.

Posteriormente se solicitó la renovación del Certificado de Aeronavegabilidad de la aeronave, que fue sometida el día 5 de marzo de 2003 a una inspección en tierra y a un vuelo de prueba, ambos con resultado satisfactorio. En consecuencia el Certificado de Aeronavegabilidad fue renovado el día 14 de marzo de 2003, es decir, 8 días antes de producirse el accidente.

1.7. Inspección de la aeronave

Después de haberse producido el accidente se procedió a trasladar la aeronave hasta una nave situada junto al aeropuerto de Valencia, donde fueron revisados los sistemas eléctrico y de combustible.

En el primero de ellos no se encontró anomalía alguna que justificara el fallo del motor.

En cuanto al sistema de combustible, en primer lugar se procedió a extraer la gasolina contenida en los depósitos, observando que la misma contenía agua, si bien en cantidad reducida. Seguidamente se desmontaron otros elementos del sistema, sin encontrar en ellos anomalía alguna, excepto en la llave-grifo, en la que se encontró una cantidad de agua significativa.

A la vista de lo anterior, parece bastante probable que el fallo del motor fue originado por la introducción de agua en sus cilindros.

Por otra parte, es preciso destacar que el sistema de combustible de esta aeronave no va provisto de ningún elemento que permita su drenaje.

2. ANÁLISIS

El fallo del motor fue con toda probabilidad originado por la entrada de agua mezclada con el combustible en los cilindros, propiciada por la ausencia de elementos en el sistema de combustible que permitan su drenaje.

La falta de alineación de la aeronave con la pista en el momento en que produjo el contacto y su excesiva velocidad de descenso fueron las causas que provocaron el rebote de la aeronave sobre el pavimento y la salida de pista.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Martes, 13 de mayo de 2003; 20:20 horas
Lugar	La Campana (Sevilla)

AERONAVE

Matrícula	EC-HQD
Tipo y modelo	AVIONS PIERRE ROBIN R-2112

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-235-L2A
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	25 años
Licencia	Piloto comercial de helicóptero
Total horas de vuelo	539,8 horas
Horas de vuelo en el tipo	239,2 horas

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	En ruta

1. INFORMACIÓN SOBRE EL SUCESO

1.1. Descripción del suceso

El martes día 13 de mayo de 2003, la aeronave EC-HQD despegó del aeropuerto de Sevilla (LEZL) a las 19:20 horas¹ con objeto de realizar un vuelo de instrucción de piloto de transporte de línea aérea.

El instructor y el alumno piloto a bordo de la aeronave habían planificado un vuelo de una duración de 1 hora y 10 minutos aproximadamente con destino el mismo aeropuerto de Sevilla (LEZL).

El despegue se realizó por la pista 27 con normalidad y durante unos 50 minutos ejecutaron la trayectoria planificada hasta encontrarse a la altura del pueblo de Fuentes de Andalucía, donde alcanzaron los 4.500 pies y pusieron rumbo a Tocina.



Figura 1. Estado final de la aeronave.

A los cinco minutos de estar establecidos a 4.500 pies se produjo un descenso repentino de las revoluciones del motor, por lo que el piloto decidió ejecutar el procedimiento de emergencia establecido en el Manual de Vuelo de la aeronave.

El aterrizaje se produjo a las 20:20 horas y después de unos 150 metros de rodaje en tierra, la aeronave se detuvo y las dos personas a bordo abandonaron la misma sin sufrir daños ni lesiones.

La aeronave sufrió daños menores afectando principalmente al carenado del motor, pata de morro y sistema de inducción.

¹ La referencia horaria utilizada en el informe es la de hora local.



Figura 2. Trayectoria planificada y real de la aeronave.

1.2. Lesiones a personas

Las dos personas a bordo abandonaron la aeronave por sus propios medios y no sufrieron daños ni lesiones.

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Otros
Mortales			
Graves			
Leves/ilesos	2		

1.3. Daños sufridos por la aeronave e información sobre el choque

El emplazamiento elegido para realizar el aterrizaje de emergencia era una zona amplia y plana que no presentaba obstáculos significativos.

El piloto realizó la aproximación al campo, tomó tierra y rodó 150 metros aproximadamente hasta que la aeronave se detuvo.

En el incidente la aeronave sufrió daños menores que se localizaban en la parte delantera:



Figura 3. Huellas del aterrizaje de emergencia.



Figura 4. Pala de la hélice deformada.

— Hélice:

- Una de las palas presentaba pequeñas marcas y una ligera deformación en la punta de la pala hacia atrás.
- La otra pala estaba intacta.

— Pata de morro:

- Presentaba deformación.
- El carenado de la misma se había partido.

— Motor:

- El carenado de la parte inferior del motor estaba deformado y tenía grietas.
- La zona entre el filtro del aire y la entrada al carburador del sistema de inducción estaba deformada.

1.4. Información sobre la tripulación

A bordo de la aeronave iban dos personas: un instructor de vuelo y un alumno piloto de transporte de línea aérea.

Información sobre la tripulación		
<i>Instructor</i>	Edad	25 años
	Nacionalidad	Española
	Licencia	Licencia de piloto comercial de avión
		Licencia de piloto privado de avión
	Habilitación (validez)	Vuelo instrumental de avión (20/03/04)
		Multi-motor de pistón (20/03/04)
		Instructor de vuelo (03/09/05)
<i>Alumno</i>	Experiencia	Horas de vuelo totales: 539,8 horas
		Horas de vuelo en el tipo: 239,2 horas
	Edad	30 años
	Nacionalidad	Española
	Autorización	Autorización de alumno piloto para la obtención de licencia de piloto de transporte de línea aérea

1.5. Información sobre la aeronave

La información general sobre la aeronave y sobre el estado operativo de la misma se muestra en las tres tablas siguientes.

Información general			
Matrícula	EC-HQD		
Constructor	Avions Pierre Robin		
Designación	R-2112		
Número de serie	130		
Año de fabricación	1973		
Motor	Número	1	
	Marca y modelo	Lycoming O-235-L2A	
Hélices	Número	1	
	Marca y modelo	Sensenich 72CKS6-052	
Certificado aeronaveg.	Clase	Normal	
	Empleo	Categoría	Trabajos aéreos (vuelo visual)
		Prestación	Normal
		Modalidad	Fotografía oblicua y Publicidad
	Empleo	Categoría	Escuela (vuelo visual)
		Prestación	Normal
	Número	4779	
	Emisión	05/12/00	
	Validez	22/01/04	
	Última renovación	22/01/03	
Propietario y explotador	Air Consul		

Características técnicas		
Dimensiones	Envergadura	8,32 m
	Altura	2.135 m
	Longitud	7,10 m
Limitaciones	Peso máximo de rodaje	800 kg
	Tripulación mínima	1
Combustible	Consumible	118 l
	No consumible	2 l

Información de mantenimiento		
<i>Motor</i>	Horas	6.102 horas y 14 minutos
<i>Aeronave</i>	Horas	9.706 horas y 9 minutos
<i>Últimas inspecciones</i>	Inspección de 50 horas del motor y de la aeronave	Fecha: 07/04/03 Horas: 9.650:58 horas Horas motor: 6.047:53
	Inspección de 100 horas del motor y de la aeronave	Fecha: 09/05/03 Horas: 9.700:53 horas Horas motor: 6.096:58
	Inspección de 500 horas del motor y de aeronave	Fecha: 25/05/01 Horas: 9.155:04 horas Horas motor: 5.552:08

1.6. Información meteorológica

La información meteorológica para el día 13 de mayo de 2003 en la zona del suceso y que disponía el piloto era la siguiente:

— Representación² HIRLAM 13/05/2003 00Z H+18 a FL 050:

- Temperatura: 14 y 15 °C.
- Intensidad del viento: 5 Kt.
- Dirección del viento: 320°.

— SIGWX³ 150/SFC 13/05/2003 válido para 18 UTC. Ningún fenómeno en la zona.

— METAR⁴ para el aeropuerto LEZL de las 14:00 horas UTC:

- Intensidad del viento: 3 Kt.
- Dirección del viento: 170°.
- CAVOK.
- Temperatura: 33 °C.
- Punto de rocío: 10 °C.
- QNH: 1016 hPa.
- NOSIG.

— TAF⁵ corto para el aeropuerto LEZL de las 11:00 hora UTC:

- Periodo de validez: desde las 13:00 a las 22:00 hora UTC del día 13 de mayo.
- Intensidad del viento: 9 Kt.

² Mapas de vientos y temperaturas para el geopotencial 850 hectopascales que pueden asociarse a FL050.

³ Mapa de tiempo significativo a baja cota: pronóstico gráfico de fenómenos meteorológicos por debajo de FL150.

⁴ Informe meteorológico aeronáutico de rutina que suministra información acerca de las condiciones actuales observadas en el aeródromo.

⁵ Pronóstico de aeródromo: descripción completa de las condiciones meteorológicas predominantes esperadas en el aeródromo durante todo el período del pronóstico. El TAF corto es un pronóstico que abarca 9 horas y el TAF largo 18 horas.

- Dirección del viento: 240°.
- Visibilidad horizontal mínima: 10 km.
- Cantidad de nubes: 1-2 octas.
- Altura de la capa nubosa: 4.000 pies.

— TAF⁴ largo para el aeropuerto LEZL de las 11:00 hora UTC:

- Periodo de validez: desde las 18:00 hora UTC del día 13 de mayo hasta las 12:00 hora UTC del día 14 de mayo.
- Intensidad del viento: 10 Kt.
- Dirección del viento: 240°.
- Visibilidad horizontal mínima: 10 km.
- Cantidad de nubes: 1-2 octas.
- Altura de la capa nubosa: 4.000 pies.
- Cambios significativos en la predicción: cambio regular o irregular de las condiciones meteorológicas pronosticadas en un momento no especificado comprendido entre las 23:00 hora UTC del día 13 de mayo y las 01:00 hora UTC del día 14 de mayo, viento variable con velocidad media de 3 Kt, CAVOK.

1.7. Supervivencia

La aeronave había presentado un plan de vuelo ATS en la oficina del aeropuerto (oficina ARO) de Sevilla (LEZL) y se le estaba prestando servicio de control por parte de la torre de control del mismo aeropuerto.

Cuando ocurrió la pérdida de potencia, la aeronave comunicó a la torre de Sevilla, en la frecuencia 118.10 MHz, que tenía una emergencia y que procedía a realizar un aterrizaje fuera de campo cerca del pueblo de La Campana.

La torre declaró DETRESFA y comunicó lo sucedido al Centro Coordinador de Salvamento Aeronáutico de Madrid (RCC Madrid), el cual se puso en contacto con la Guardia Civil de Sevilla.

Momentos después, la tripulación llamó por móvil al aeropuerto de Sevilla, al departamento de operaciones de la compañía y posteriormente también a la Guardia Civil e informó del estado de la tripulación y de la aeronave así como la hora y las coordenadas geográficas del lugar en el que se encontraban.

Como se hallaban en perfecto estado y la aeronave presentaba daños menores, no fue necesaria la intervención del RCC ni de la Guardia Civil, aunque ésta última se personó en el lugar del incidente poco tiempo después de producirse éste.

Las dos personas a bordo realizaron la evacuación de la aeronave con normalidad y por sus propios medios después de quitarse los arneses y coger un extintor ante la posibilidad de que se produjera algún tipo de incendio.

1.8. Investigación

1.8.1. Declaración del piloto

En su declaración el piloto afirma que:

- El vuelo del suceso era el segundo que él realizó ese día.
- Su función a bordo era la de instructor.
- Tanto en el vuelo anterior como en el del suceso lo único que notó fue que la velocidad de ascenso era menor que en otras ocasiones, condición que achacó a la elevada temperatura.
- Con anterioridad a los dos vuelos se habían repostado 70 litros de AV-GAS 100.
- En la revisión prevuelo verificaron el carburante disponible calculando un remanente de aproximadamente 55 litros que les permitía una autonomía de 2 horas y 55 minutos.
- Ejecutaron la trayectoria prevista pasando por el punto Sierra, Los Palacios y Villafraña y Fuentes de Andalucía.
- Una vez en la vertical de Fuentes de Andalucía y a los 5 minutos de estar establecidos a 4.500 pies con rumbo a Tocina, tuvieron una pérdida de potencia de la aeronave (como si la aeronave no tuviera combustible) que se reflejó en una bajada de revoluciones del motor.
- Ejecutaron el procedimiento de emergencia (comprobándolo en el Manual de Vuelo) pero al no recuperar potencia (aunque escuchaban la bomba eléctrica) decidieron realizar un aterrizaje de emergencia en un campo de trigo.
- Notificaron la emergencia a las dependencias de control.
- Tomaron con la menor velocidad posible y el morro alto y después de 150 m la aeronave se detuvo y la abandonaron cogiendo el extintor por si se producía algún incendio.
- Esperaron un par de minutos alejados del avión y al ver que nada sucedía llamaron a la oficina ARO de LEZL, al departamento de operaciones de la compañía y posteriormente al 112 y a la Guardia Civil.
- Durante la emergencia, no notaron ni vibraciones y humo.
- La hélice se paró antes de realizar el aterrizaje de emergencia.

1.8.2. Inspecciones realizadas

1.8.2.1. Inspecciones realizadas a la aeronave

— *Mandos del motor:*

- Se comprobó la continuidad y el ajuste de los mandos de gases y de mezcla y la continuidad del mando de la calefacción al carburador.
- La «guarda» de la palanca de corte de combustible (instalada de acuerdo con una directiva de aeronavegabilidad para evitar el corte inadvertido de combustible en

vuelo) estaba rota. Según afirmó el personal de la compañía se rompió en el desmontaje y traslado de la aeronave al hangar.

- *Sistema de inducción.* Aparentemente no parecía obstruido el sistema de toma de aire. El filtro de aire, que se desmontó, estaba en buenas condiciones.
- *Filtros de gasolina.* De los filtros de gasolina de la salida del depósito, de la bomba eléctrica de combustible y del carburador se comprobó que tenían gasolina, que no estaban obstruidos por algún tipo de depósito y que no había agua. El filtro situado a la salida del depósito (el de drenaje) estaba un poco arrugado.
- *Respiradero del depósito de combustible.* Se desmontó y se comprobó que no estaba atascado.
- *Carburador.* Se comprobó que el carburador no tenía corrosión, había gasolina, el venturi no estaba dañado, no había poros en el flotador y no había restos de agua.
- *Compresión de los cilindros.* Se comprobó que los cuatro cilindros tenían una relación de compresión dentro de los márgenes normales por lo que no se procedió a desmontarlos para hacer otras comprobaciones.
- *Bujías:*
 - Los cables de conexión de las bujías estaban en buen estado.
 - Se comprobaron posibles marcas de ajuste o de daños mecánicos, el color y brillo, la separación y ancho de los electrodos y posibles depósitos y textura siendo las bujías 2 y 3 inferior las únicas que presentaban diferencias respecto al resto: la bujía 2 inferior estaba muy engrasada y la 3 inferior estaba muy engrasada y aparentemente parecía que tenía algún tipo de material que parecía hacer cortocircuito.
 - Se comprobó si daban chispa, y todas las bujías funcionaron correctamente a excepción de la bujía 2 inferior.
 - La bujía 2 inferior recibía energía de la magneto derecha.
- *Aceite.* Se comprobó que el motor tenía aceite y parecía limpio y con la densidad adecuada.
- *Combustible.* El personal de la compañía que había estado en el lugar del accidente, declaró que, antes del desmontaje de la aeronave, extrajeron aproximadamente unos 30 litros de combustible que depositaron en dos garrafas.
- *Obstrucción del sistema de combustible.* Se comprobó que las tuberías que van al carburador y la tubería flexible situada en el lateral izquierdo de la cabina no estaban obstruidas.
- *Motor de arranque.* El motor de arranque estaba engranado.
- *Bomba eléctrica.* Se comprobó su correcto funcionamiento.
- *Magnetos:*
 - Se comprobó la correcta conexión de las bujías a las magnetos.
 - En el desmontaje de la magneto izquierda se encontró que el muelle de impulso estaba roto por dos partes.
 - En el desmontaje de la magneto derecha (realizado posteriormente por la compañía) no se encontró nada anormal.

Datos de la magneto izquierda	
Marca	Slick Aircraft
S/N ⁶	96020012
Modelo ⁷	4372
Lag ⁸	15
Rotación ⁹	No consumible

1.8.2.2. Inspección detallada de la magneto

Con posterioridad a la inspección llevada a cabo a la aeronave, se realizó una inspección más detallada del muelle del acoplamiento de impulso de la magneto izquierda, encontrando:

- Roces mecánicos en la superficie del muelle.
- Zonas que parecían no haber estado protegidas o engrasadas.
- Restos de grasa seca.
- La rotura en la zona exterior del muelle (figura 5, detalle 1) parecía presentar un punto de corrosión.
- La rotura en la zona interior del muelle (figura 5, detalle 2) parecía homogénea y no parecía presentar, a nivel macroscópico, ningún signo de corrosión.



Figura 5. Muelle de impulso magneto izquierda.

⁶ Año de fabricación: 1996. Mes de fabricación: febrero. Número de secuencia: 0012.

⁷ Serie: 4300. Magnetos para motores de cuatro cilindros. Modelo número 72.

⁸ Ángulo de retraso: indica el número de grados que gira el acoplador de impulso desde el punto fijo de avance del encendido hasta el punto óptimo de encendido en el arranque.

⁹ Rotación: especifica la dirección en la que el eje del rotor de la magneto gira visto desde el final de la magneto una vez montada. L indica el giro en sentido contrario a las agujas del reloj.

1.8.3. *Combustible disponible*

Se comprobó la cantidad de combustible que debía tener la aeronave en el depósito en el momento del accidente a partir de datos de consumo de la aeronave, de la cantidad de combustible repostado y del tiempo de vuelo transcurrido desde el último repostaje hasta el momento del incidente.

- Repostaje de 70 litros hasta llenar el depósito.
- Tiempo de funcionamiento del motor después del repostaje:

- Tercer vuelo del día: 1,3 horas.
- Cuarto vuelo del día: 2,0 horas.
- Quinto vuelo del día (hasta el incidente): 1,0 horas.
- Tiempo total de vuelo después de repostar: 4,3 horas.

- Consumo de la aeronave: 19 litros/hora aproximadamente.
- Combustible consumido desde el repostaje hasta el incidente: 81,7 litros.

Por tanto, la cantidad de combustible remanente en el depósito en el momento de producirse el incidente debía ser de 36,3 litros (coherente con la cantidad extraída de la aeronave en el lugar del suceso y en el hangar durante la inspección).

1.9. Información adicional

1.9.1. *Las magnetos Slick*

Las magnetos (véase anexo A) Slick que llevaba instalada la aeronave eran de la serie 4300 y, como sucede en muchos motores Lycoming, sólo la magneto izquierda tenía acoplador de impulso.

Las magnetos Slick están sincronizadas para hacer saltar la chispa en las bujías en una posición de avance del encendido (ver anexo A) constante (entre 20 y 25° antes del punto muerto superior) una vez el motor ha arrancado. En las magnetos que están dotadas con el acoplador de impulso, éste permite modificar el momento en que salta la chispa sólo cuando el motor gira a bajas velocidades, es decir, en el arranque.

Las funciones del acoplador de impulso en las magnetos Slick son:

- A bajas velocidades del motor (arranque):
 - Retardar¹⁰ el encendido hasta que el cigüeñal está en la posición adecuada (acerca el punto en el que salta la chispa al punto muerto superior) parando el eje del rotor.

¹⁰ Respecto al avance del encendido fijo en el que la magneto produce la chispa en las bujías.

- Producir una chispa de alta intensidad¹¹ haciendo girar el eje del rotor a gran velocidad una vez se ha liberado.
- A altas velocidades del motor (despegue y crucero) el acoplador de impulso deja de realizar las dos funciones anteriores y trabaja como un simple dispositivo de transmisión del movimiento del eje del cigüeñal al eje del rotor de la magneto.

Las partes que componen el acoplador de impulso son las siguientes:

- La carcasa de impulso: gira solidariamente con el cigüeñal del motor mediante los engranajes de la zona de accesorios del motor.
- El muelle de impulso: está metido en la carcasa de impulso y unido en su extremo exterior a ésta mediante un remate A y su extremo interior a la unidad de contrapesos mediante un remate B (véase figura 6).
- La placa de contrapesos: está unida al eje del rotor de la magneto y gira solidariamente con él. Tiene una ranura B en la que encaja la parte interior del muelle de impulso. Tiene unidos dos contrapesos en su parte inferior.
- Contrapesos: están unidos a la placa de contrapesos mediante dos puntos sobre los que pivotan. La parte más estrecha de cada contrapeso sobresale de la placa de contrapesos y hace contacto en un punto del armazón de la magneto denominado punto de parada.

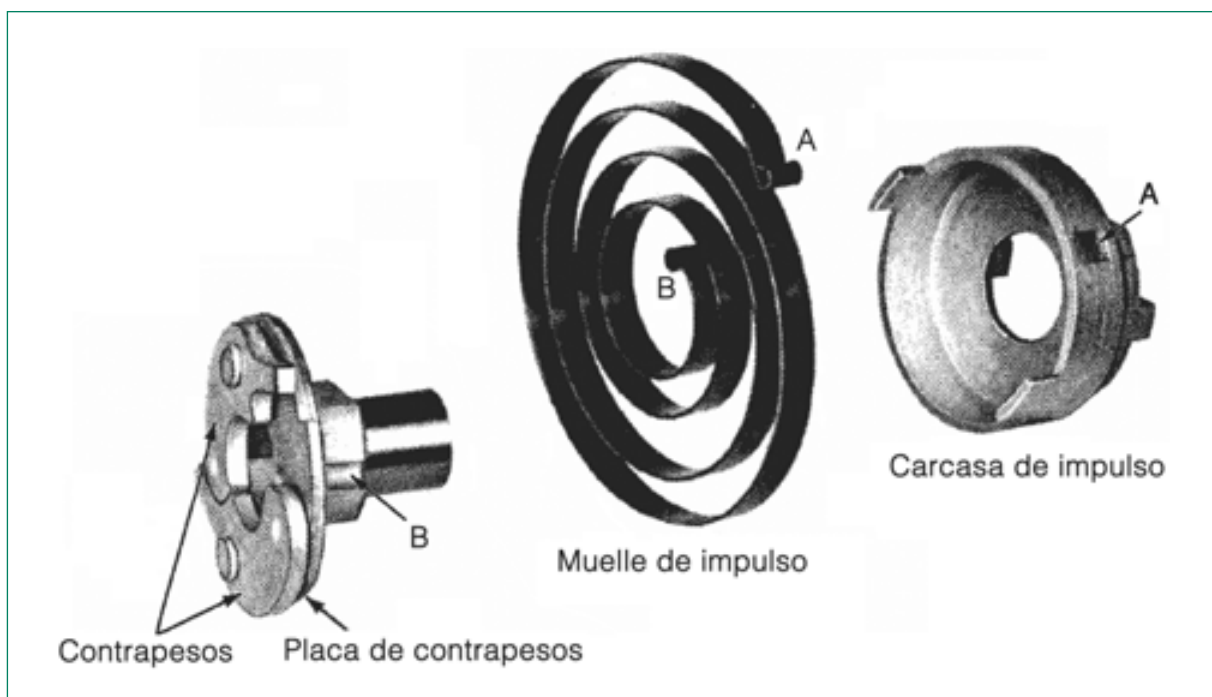


Figura 6. Partes del acoplador de impulso.

¹¹ A bajas velocidades de giro del motor, y por lo tanto del eje del rotor de la magneto, ésta no es capaz de producir una chispa adecuada.

Durante el arranque, el movimiento de la carcasa de impulso y de la placa de contrapesos (o lo que es lo mismo del eje del motor y del eje del rotor de la magneto) unidos por el muelle se hace conjuntamente hasta que la parte saliente de uno de los contrapesos hace tope en un punto de parada situado en el marco de la magneto.

Este punto de parada retiene la placa de contrapesos mientras que la carcasa de impulso sigue girando con el cigüeñal del motor, comenzando a cargar en este movimiento relativo de un eje respecto a otro el muelle de impulso que se encuentra dentro de la carcasa.

La carcasa sigue girando hasta que llega al punto donde están parados los contrapesos. En este momento unos salientes de la carcasa, empujan la parte saliente de los contrapesos en un punto de contacto provocando un giro del contrapeso sobre su punto de giro y consiguiendo, de esta manera, pasar el punto de parada.

En este momento, el muelle, que se ha tensado hasta entonces, se destensa acelerando la placa de contrapesos y el eje del rotor de la magneto.

Debido al retraso en el giro del eje del rotor respecto al del cigüeñal y la aceleración del eje del rotor de la magneto, la chispa ocurre en el punto óptimo para el encendido del motor y el voltaje entre los contactos es mayor, respectivamente.

El número de grados que la carcasa de impulso gira desde que la placa de contrapesos se para (punto fijo de avance del encendido) hasta que vuelve a girar una vez se ha pasado el punto de parada (punto óptimo de encendido en el arranque) recibe el nombre de ángulo de retraso.

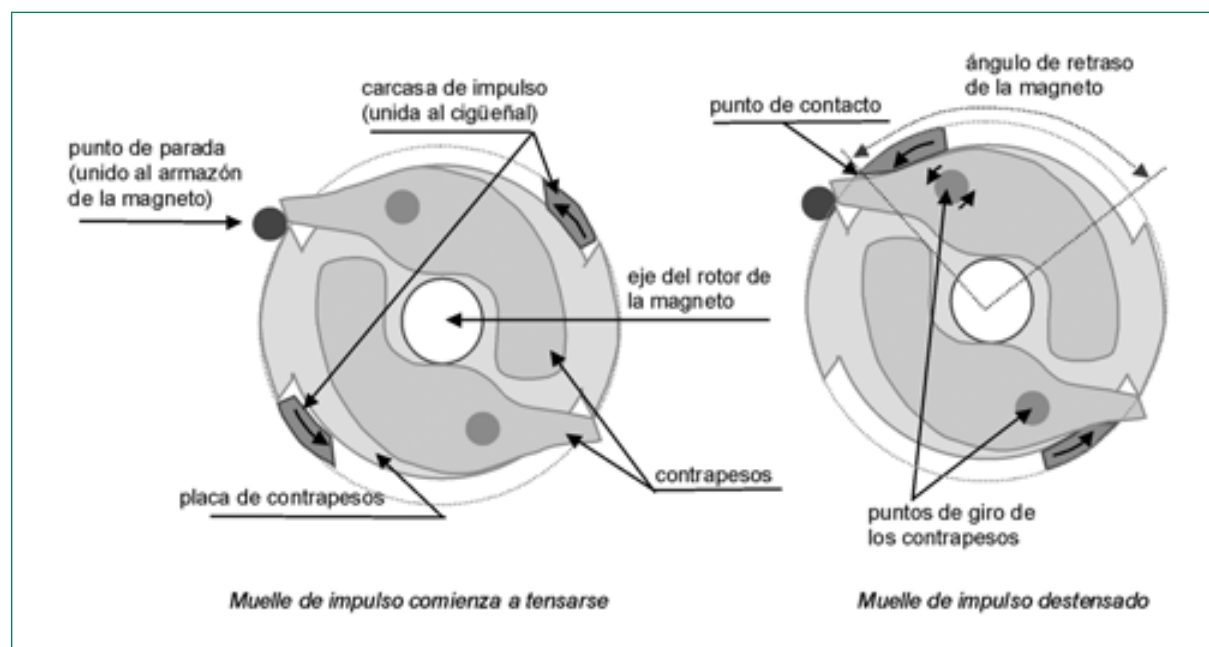


Figura 7. Funcionamiento del acoplador de impulso.

La parte saliente de los contrapesos tropezará completamente hasta 175 rpm aproximadamente y dejarán de tropezar por encima de 350 rpm. Como los contrapesos son capaces de pivotar sobre los puntos de giro, a altas revoluciones la fuerza centrífuga hace que el extremo más pesado del contrapeso salga hacia fuera causando que la parte que hace contacto con el punto de parada se meta hacia dentro y por lo tanto evitando el contacto.

Con los contrapesos sin hacer contacto, la magneto vuelve a hacer la ignición en el punto de avance fijado para que el motor proporcione máxima potencia a revoluciones del motor de despegue y crucero. A partir de este momento, el muelle deja de cargarse y descargarse pero sigue transmitiendo el movimiento que llega del motor de la aeronave al rotor de la magneto.

1.9.2. *Mantenimiento de la magneto*

Las magnetos de la serie 4300 tienen definidas, tanto por el fabricante de la magneto en su documento «L-1363: 4300/6300 SERIES Magneto Maintenance and Overhaul Manual» como en los manuales y programa de mantenimiento de la aeronave, inspecciones cada 100 y 500 horas.

En la planificación definida por el fabricante de la aeronave en el manual de mantenimiento, se establece que las inspecciones a las magnetos (tanto de 100 como de 500 horas) se realizarán de acuerdo con los boletines de servicio específicos para cada marca de magneto.

En la revisión de 100 horas no se definen tareas específicas de inspección al acoplador de impulso, pero en la revisión de 500 horas se incluye el desmontaje, limpieza, inspección detallada y engrase de todas las partes del acoplador de impulso.

El boletín de servicio de Slick SB-2-80C de fecha 1 de abril de 1991 establece que las magnetos de las series 4300/6300 deben ser inspeccionadas externamente cada 100 horas e internamente cada 500 horas. El tiempo total en servicio no debe exceder el TBO (*time between overhaul*) marcado por el fabricante para el motor en el que está instalada la magneto.

La última revisión de 500 horas realizada a la magneto fue el 25/05/01 cuando la aeronave tenía un total de horas de 9.155:04 y el motor contaba con 5.552:08 horas. Esta revisión fue realizada por el explotador de la aeronave ya que, además de estar autorizado como escuela, es un centro de mantenimiento autorizado JAR-145 por la Dirección General de Aviación Civil. Según las revisiones establecidas, la siguiente revisión de 500 horas (en la que sería revisado el acoplador de impulso) debería haberse realizado a las 9.655:04 horas de la aeronave y a las 6.050:08 horas del motor. De acuerdo con estos datos, en el momento del accidente se había sobrepasado el periodo entre revisiones de 500 horas en, aproximadamente, 50 horas.

2. ANÁLISIS

El día 13 de mayo de 2003, la aeronave EC-HQD había iniciado la actividad a las 09:00 horas. Por la mañana se habían llevado a cabo 3 vuelos de una hora de duración aproximadamente con intervalos de descanso entre vuelos de 60 minutos. Después de un periodo de descanso de 3 horas, la actividad de tarde de la aeronave comenzó a las 17:00 horas, donde se realizó un vuelo de instrucción de unos 90 minutos, un descanso de 1 hora, y el despegue del que sería el vuelo del suceso.

Los tres primeros vuelos de la mañana fueron realizados por dos instructores, ninguno de los cuales, según la información disponible, notificó ninguna anomalía en la aeronave. Los dos últimos vuelos de la tarde tuvieron un instructor distinto y después del incidente declaró que la única anomalía que notó fue que la velocidad de ascenso era menor a la habitual. Las condiciones meteorológicas de elevadas temperaturas en la zona sur de España y las horas en las que se produjeron las operaciones podrían haber afectado, tal y como apunta el piloto, al rendimiento del motor.

Las condiciones meteorológicas descartan igualmente la posibilidad de que se hubiera producido hielo en el carburador, cuyos síntomas son muy parecidos a los descritos por el piloto.

En cuanto al sistema de combustible se comprobó la existencia de combustible en la aeronave quedando corroborado por la cantidad recogida por personal de la compañía en el lugar del accidente (aproximadamente unos 30 litros) y por la cantidad de unos 5 litros que, aún así, quedaban en el depósito cuando se realizó la inspección por la CIAIAC en el hangar. Estos datos son coherentes con los cálculos realizados en base al tiempo de funcionamiento del motor y el gasto medio de la aeronave de combustible después del último repostaje.

Igualmente se descartó la obstrucción en el sistema de tuberías y otros elementos del sistema de combustible, incluida la bomba eléctrica, que hubiera podido taponar la llegada de combustible al motor.

Después de eliminar estas opciones que, en un principio, hubieran podido estar relacionadas con los síntomas descritos por el piloto, y realizar todas las inspecciones descritas en el apartado 1.8, se descubrieron dos elementos que presentaban un funcionamiento incorrecto: una bujía y la magneto izquierda.

En este motor, como en otros motores Lycoming, sólo una de las magnetos (siempre instalada en la izquierda) estaba equipada con un acoplador de impulso que permite solucionar dos particularidades que se producen en el arranque del motor. Estas particularidades se producen por la baja velocidad a la que gira el cigüeñal del motor en el arranque y consisten en que la magneto es incapaz de generar una chispa de calidad para provocar la explosión de la mezcla en el cilindro y producir la ignición en un punto más cercano al punto muerto superior del pistón de lo normal.

El acoplador de impulso está diseñado para actuar en el arranque, donde de hecho, sólo se selecciona la magneto izquierda hasta que el motor alcanza las revoluciones adecuadas y ambas magnetos producen la ignición en el punto óptimo para velocidades de despegue y crucero. Si el muelle de impulso de la magneto hubiera estado roto antes de producirse el inicio del último vuelo, éste no se hubiera podido realizar ya que esta magneto no habría sido capaz de arrancar el motor¹² o, al menos, habría presentado signos de mal funcionamiento que no fueron detectados en el chequeo prevuelo y durante los 60 minutos que estuvieron volando antes de que produjera la pérdida de potencia. Por lo tanto, se puede suponer que la rotura del muelle de impulso se produjo en vuelo.

El muelle de impulso una vez la aeronave está en régimen de crucero, deja de ejercer sus funciones en el arranque y actúa como mecanismo de transmisión del movimiento que viene del motor al eje del rotor de la magneto. En el caso de un mal funcionamiento del muelle, como en este caso, la transmisión del movimiento deja de hacerse a través de él y se realiza mediante el contacto de los salientes de la carcasa de impulso (que en el arranque tocan con los contrapesos) con los salientes de la placa de contrapesos. El efecto de esta nueva situación es que se produce un retraso del encendido. En opinión del fabricante de la magneto, la rotura del muelle de impulso provocaría un retraso tal que el nuevo punto de ignición estaría situado a 5° del punto muerto superior.

Este retraso del encendido de una magneto supondría, según el fabricante, una pérdida de potencia de unas 100 rpm ya que aunque la magneto izquierda no provocara una combustión efectiva (el ciclo de explosión no es eficaz cuando la ignición se realiza en un punto tan cercano del punto muerto superior), la magneto derecha seguiría realizando la ignición en el punto óptimo (alrededor de 20°).

Sin embargo, en el caso del incidente, además del problema de la magneto se añadió el hecho de que una bujía estaba cortocircuitada. En la inspección realizada en el hangar se comprobó la configuración de conexión de las bujías con las magnetos y se encontró que la bujía inferior del cilindro 2, la que no proporcionaba chispa, estaba conectada con la magneto derecha.

Esto se debió traducir en que uno de los cuatro cilindros, el número 2, tenía alimentación de una magneto que estaba realizando la ignición en un punto muy cercano al punto muerto superior y que la otra bujía estaba cortocircuitada no produciendo ninguna ignición en la mezcla. Por lo tanto, se considera que esta podría ser la causa de que se produjera la disminución de revoluciones en la aeronave.

¹² El acoplador de impulso permite acelerar el eje del rotor de la magneto para que éste genere una chispa adecuada y retrasar el punto de ignición ya que, a bajas velocidades de giro del cigüeñal, se puede llegar a producir el giro en sentido contrario del mismo (llamado *kickback*) si la ignición no se hace más cerca del punto muerto superior.

La aeronave había pasado una revisión de 100 horas el día 09/05/03, es decir cuatro días antes de producirse el incidente. En estas revisiones, el acoplador de impulso no es revisado ya que sólo se efectúan inspecciones internas en las de 500 horas. En este sentido, la aeronave había sobrepasado en 50 horas el periodo entre revisiones de 500 horas. No obstante, las tareas de mantenimiento internas definidas en el manual del fabricante para este tipo de magneto, no especifican en concreto la inspección del muelle de impulso, siendo la única tarea explícita relacionada con él la de lubricar con aceite de motor.

Por último, el motor de arranque estaba «engranado» cuando se realizó la inspección en el hangar, lo que indica que la aeronave se intentó arrancar en algún momento. Tanto el personal de la compañía presente en la inspección por la CIAIAC como el piloto niegan haber realizado un procedimiento de arranque del motor ni durante la maniobra de emergencia ni una vez en tierra después del aterrizaje.

3. CONCLUSIONES

3.1. Compendio

- El piloto contaba con una licencia válida y en vigor.
- La aeronave poseía un certificado de aeronavegabilidad válido y en vigor.
- La última revisión realizada a la aeronave había sido el día 09/05/03.
- La bujía inferior del cilindro 2 estaba cortocircuitada.
- La bujía inferior del cilindro 2 estaba conectada a la magneto derecha.
- La magneto derecha no tenía ningún sistema para modificar el avance del encendido, era una magneto convencional.
- La magneto izquierda tenía un acoplador de impulso cuyo muelle estaba fracturado por dos partes.
- La última revisión de 500 horas realizada a la magneto fue el 25/05/01 cuando la aeronave tenía un total de horas de 9.155:04 y el motor contaba con 5.552:08 horas.
- En el momento del accidente el motor contaba con 6.102 horas y 14 minutos, habiendo rebasado en 50 horas y 6 minutos el intervalo establecido entre revisiones de 500 horas.

3.2. Causa

Se considera como causa probable de la pérdida de potencia que obligó a la aeronave a realizar un aterrizaje de emergencia, la práctica inoperatividad del cilindro número 2 debido a la rotura del muelle de impulso de la magneto izquierda, con el consiguiente retardo del encendido hasta un punto muy cercano al punto muerto superior, y a la inexistencia de chispa en la bujía conectada a la magneto derecha por estar cortocircuitada, impidiendo que ésta realizara la combustión de la mezcla en el punto de avance del encendido adecuado.

ANEXO A

Conceptos generales sobre magnetos

Descripción del funcionamiento

La magneto es un generador de corriente que opera bajo el principio de la inducción electromagnética y que forma parte del sistema de encendido de la aeronave junto con las bujías y los cables de conexión entre ambos. Se trata de un sistema autónomo en el sentido de que no depende de ninguna fuente externa de energía como puede ser el sistema eléctrico, lo que permite que la combustión de la mezcla se siga produciendo en el motor incluso en el caso de producirse averías en vuelo.

La generación de la chispa por la magneto y el encaminamiento a través de los cables de conexión hasta cada bujía se realiza de forma sincronizada con los movimientos del cigüeñal para conseguir la combustión en el cilindro correspondiente y en el momento adecuado.

En los motores de aviación de encendido por chispa se instalan dos magnetos, cada uno de los cuales alimenta a una de las dos bujías del cilindro. Esta configuración permite que, aunque se produzca el fallo en una magneto y, por lo tanto, una bujía deje de producir chispa, la otra magneto asegure la combustión mediante la otra bujía del cilindro.

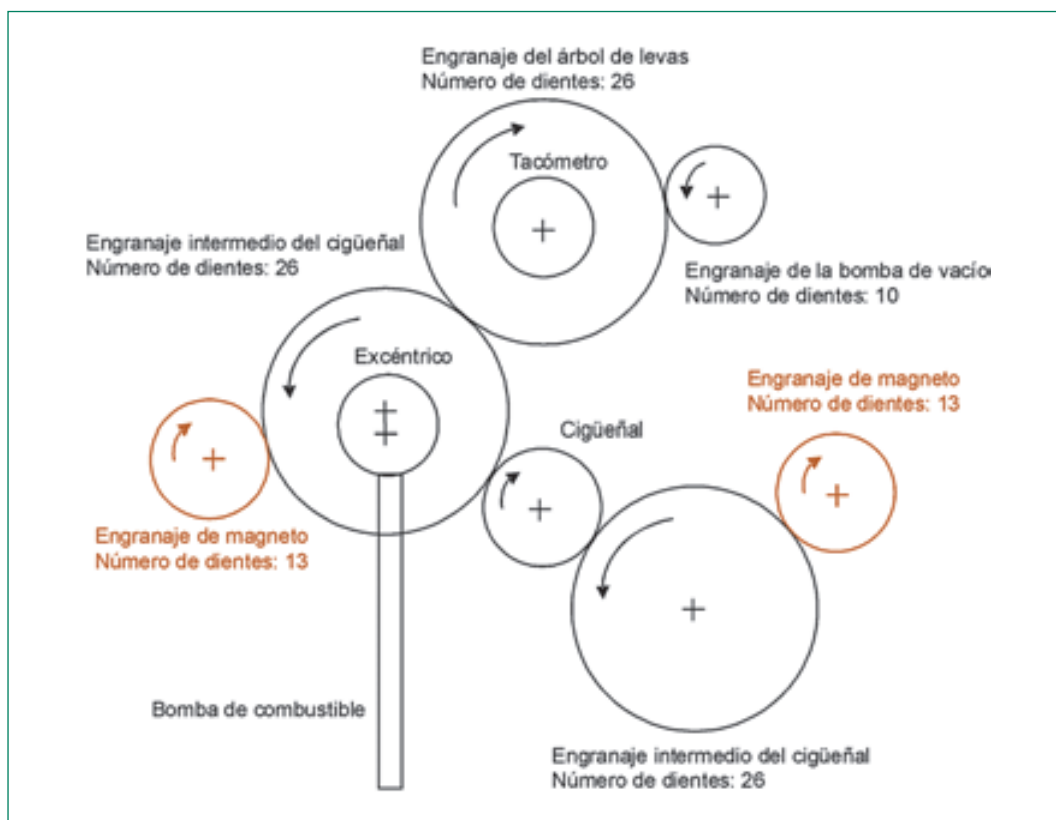


Figura A1. Diagrama de engranajes del Lycoming O-235.

La secuencia de funcionamiento es la siguiente:

1. El giro del cigüeñal del motor se transmite al eje del rotor de la magneto mediante una serie de engranajes en la zona de accesorios del motor (en la figura A1 se muestra el diagrama de engranajes para el motor Lycoming O-235).
2. Con el giro del eje de la magneto, los imanes producen un campo magnético que es transformado en corriente de alta tensión a través de las bobinas de alta y baja.
3. Por medio de una leva y una unidad magnética rotatoria de dos polos se genera el flujo magnético y se provoca la energía para una chispa de alta tensión, que es distribuida al cilindro adecuado a través de los cables de distribución.

En el caso de motores de cuatro cilindros la magneto produce 4 chispas en 720 grados de rotación del cigüeñal.

Avance al encendido

Debido a que la inflamación de la mezcla no se lleva a cabo de forma instantánea, la chispa en las bujías debe producirse antes de que el pistón llegue al punto muerto superior de su recorrido, produciéndose así lo que se denomina avance del encendido.

El avance del encendido, por lo tanto, tiene como objetivo optimizar el proceso de combustión de la mezcla evitando que se desaproveche la explosión (si la ignición se produce cuando el pistón está muy cerca del punto muerto superior) o que, en caso extremo, el frente de llama alcance la cara superior del pistón mucho antes de que éste llegue al punto muerto superior produciendo un retroceso del pistón (si la ignición tiene lugar mucho antes de que el pistón llegue al punto muerto superior).

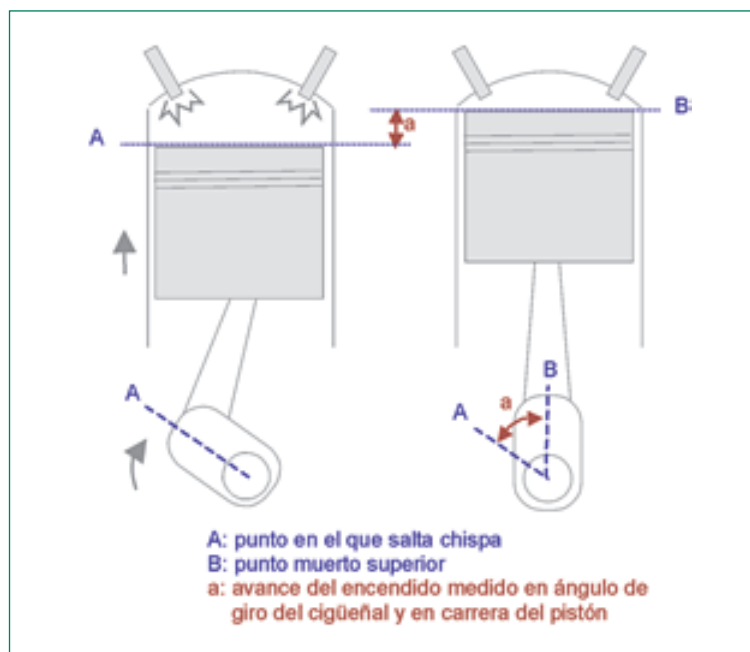


Figura A2. Avance del encendido.

El avance del encendido se mide en milímetros de carrera lineal del pistón o en grados de giro del cigüeñal y, entre otros factores, varía en función de la velocidad de giro del cigüeñal, de tal forma que a bajas velocidades del motor la chispa debe hacerse saltar más cerca del punto muerto superior y a altas velocidades la chispa debe saltar más lejos.

Entre los mecanismos mediante los que se consigue variar el momento en el que salta la chispa en las bujías, es decir, el avance del encendido, se encuentra el centrífugo que utiliza un sistema de contrapesos que actúan según la velocidad de giro del motor. Las magnetos que llevan este tipo de dispositivos reciben el nombre de magnetos con acoplador de impulso (*impulse coupling magnetos*).

Los motores Lycoming pueden usar tres tipos de magnetos: las convencionales (magnetos que no llevan dispositivos que modifican el avance del encendido y trabajan con un avance fijo), las que llevan acoplador de impulso y las de ruptor de retardo (*retard breaker magnetos*).

En el caso de que sólo una de las dos magnetos de la aeronave tenga dispositivo de avance del encendido (bien mediante el acoplador de impulso o bien mediante el ruptor de retardo), siempre va instalada en el lado izquierdo del motor. En este caso (como sucede en muchos motores Lycoming que sólo tienen la magneto izquierda con acoplador de impulso) el motor debe arrancarse con la magneto izquierda seleccionada.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 31 de mayo de 2003; 15:30 horas
Lugar	Aeródromo de «La Mancha»–Quero (Toledo)

AERONAVES

Matrículas	EC-BEY
Tipos y modelos	SCHEIBE BERGFALKE III

Motores

Tipo y modelo	N/A
Número	N/A

TRIPULACIÓN
Pilotos al mando

Edad	44 años
Licencia	Piloto de planeador
Total horas de vuelo	339 horas
Horas de vuelo en el tipo	

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulaciones		1	1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronaves	Ambos planos, morro, fuselaje y timón de prof.
Otros daños	Ninguno

DATOS DE LOS VUELOS

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

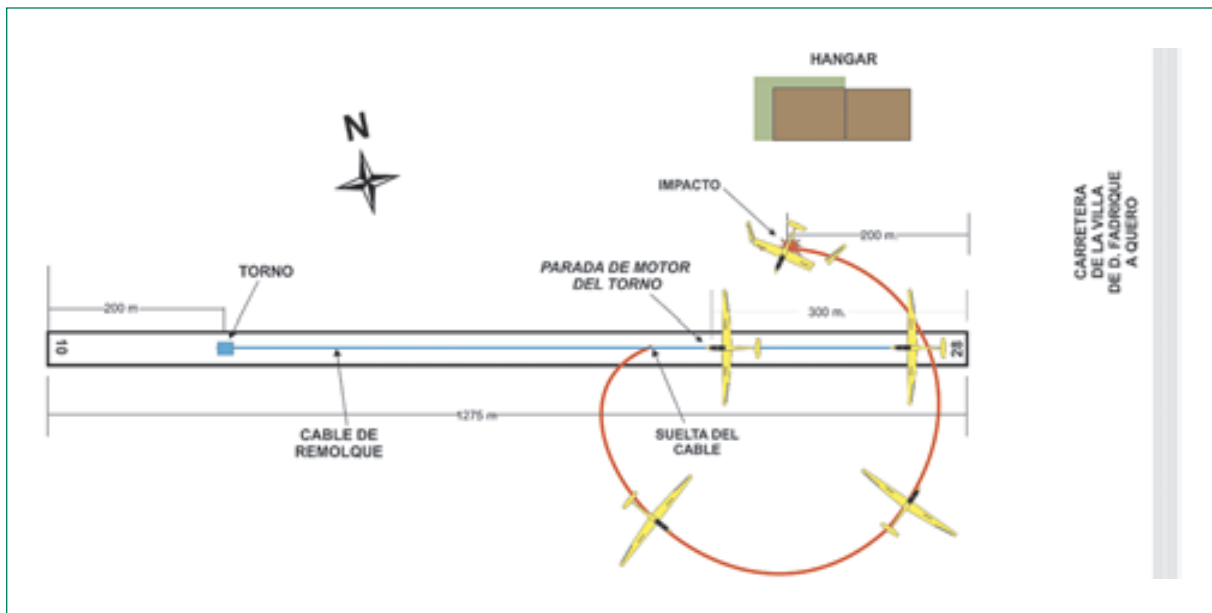
1.1. Descripción del suceso

El velero estaba siendo lanzado con torno. A bordo iban dos personas, ambas con título de piloto de planeador. Durante el remolque llevaba los mandos la persona que iba en la posición delantera. Cuando el velero había recorrido unos 300 metros de pista durante los que se había elevado unos 50 metros, se produjo un fallo en el torno, a consecuencia del cual éste dejó de arrastrar el velero. Poco tiempo después se desenganchó automáticamente el cable del gancho del velero, quedando éste libre.



En ese momento tomó los mandos el piloto que iba en la posición trasera, y lo indicó diciendo «mío». A continuación comenzó a virar a la izquierda tratando de hacer un giro de 180° con el fin de aterrizar en la pista en dirección contraria a la que habían despegado. Cuando había virado 180° , el piloto se dio cuenta de que se encontraba sobre el extremo de la pista, lo que le impedía aterrizar en la dirección que pretendía. Ante ello, decidió virar otros 180° , con lo

que completaría un viraje de 360° , para aterrizar en la misma dirección en la que había despegado.



Cuando la aeronave había virado unos 270° impactó contra el terreno en un punto situado a 200 metros de la cabecera 28 y a unos 60 metros del eje de pista.

A consecuencia de ello, el tripulante que iba en la plaza delantera sufrió heridas graves, resultando el segundo tripulante ileso.

La aeronave tuvo daños de importancia en ambos planos, morro, fuselaje y timón de profundidad.



1.2. Lesiones a personas

El pasajero, que iba situado en la posición delantera, resultó herido de carácter grave, y el piloto, que iba situado en la posición trasera, resultó ileso.

1.3. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave sufrió la rotura de ambos planos, y daños en el morro, fuselaje y timón de profundidad.

1.4. Otros daños

No se produjo ningún otro daño.

1.5. Información sobre la tripulación

El piloto que iba en la posición trasera contaba con una licencia de piloto de planeador válida hasta el 3 de abril de 2004. Su experiencia en remolques se elevaba a 481, de los cuales 204 habían sido con torno y el resto con avión remolcador. Sus horas de vuelo totales eran de 339.

El piloto que iba situado en la posición delantera contaba con una licencia de piloto de planeador válida hasta el 4 de septiembre de 2003. Su experiencia en remolques era de 349, de los cuales 43 habían sido con torno y el resto con avión remolcador. Sus horas de vuelo totales eran de 142:36.

1.6. Información sobre la aeronave

1.6.1. *Aeronavegabilidad y mantenimiento de la aeronave*

La aeronave disponía de un Certificado de Aeronavegabilidad válido hasta el día 1 de febrero de 2004.

1.7. Información sobre el torno

1.7.1. *Características del torno*

El torno que estaba siendo utilizado cuando se produjo el accidente fue fabricado por la empresa Tost Entwicklungen GmbH., siendo el modelo concreto el Tost de doble tambor 04, y número de serie 501, que va equipado con un motor GM-Oldsmobile de ocho cilindros, de 7.456 centímetros cúbicos de cilindrada, que proporciona una potencia de 250 C.V. a 4.000 rpm, siendo su par máximo de 502 Nw/m a 2.800 r.p.m.

1.7.2. *Inspección del torno*

La causa por la que el torno dejó de arrastrar el velero fue la parada del motor que lo arrastra.

Primeramente se inspeccionó el sistema de seguridad que previene la puesta en tracción simultánea de los dos cables del torno, ya que un fallo en el mismo hubiera causado un corte del encendido, y la consiguiente parada del motor. No se encontró anomalía alguna en este sistema.

Después se revisó el sistema de combustible, encontrándose todos sus elementos en condiciones normales, a excepción de un filtro de papel, que está situado a la entrada del carburador, que estaba rajado.

El Manual de Mantenimiento del torno no indica que haya de hacerse operación alguna sobre dicho filtro, ya sea limpieza, inspección o sustitución.

Una vez sustituido el filtro se llevó a cabo una prueba del torno con resultado satisfactorio.

1.8. Información sobre los ganchos de remolque

La mayor parte de los veleros están equipados con ganchos para remolque por torno, que están diseñados de forma que permiten la suelta automática del cable cuando el

velero alcanza la posición máxima de remolque (ángulo de escape en el gancho de $83 \pm 7^\circ$).

En el caso de que falle el mecanismo de suelta automática del cable, el piloto puede actuar sobre el gancho de velero para soltarlo. En el supuesto de que esta acción también resulte fallida, el cable puede ser cortado por el operador del torno mediante la guillotina con la que está equipado el torno.

1.9. Comunicaciones

Habitualmente el personal de apoyo que está en tierra (operador del torno, jefe de vuelos), dispone de un equipo portátil de radio para comunicarse con las aeronaves en caso de necesidad.

En este evento, no pudo establecerse comunicación con la tripulación del velero, debido a que cuando pretendieron hacerlo, no encontraron el equipo de radio.

Posteriormente se averiguó que un miembro del club lo había utilizado anteriormente, y lo había dejado dentro de un vehículo que se utiliza en labores de arrastre en tierra de los veleros.

1.10. Ensayos e investigaciones

1.10.1. *Entrevista con el piloto*

El mismo día en que tuvo lugar el accidente, los investigadores tuvieron la oportunidad de mantener una entrevista con el piloto que tomó el mando de la aeronave después de producirse el fallo del torno, para intentar conocer la secuencia de hechos ocurridos con más detalle. La síntesis de la información obtenida es la siguiente:

Durante el despegue él no era el piloto a los mandos. Cuando se produjo el fallo del torno decidió tomar los mandos, ya que su experiencia era mayor que la que tenía el otro piloto, a quien se lo hizo saber diciéndole «mío». Miró fuera de la cabina buscando referencias visuales que le permitiesen establecer su posición. Divisó una arboleda que hay más allá del extremo de pista, a partir de lo cual estimó que estaba al final de la pista y que su altura era suficiente para hacer un viraje de 180° . Una vez que hubo virado alrededor de 90° se dio cuenta de que no se encontraba donde él creía, en el extremo de la pista 10, sino en su cabecera. En ese momento evaluó la posibilidad de aterrizar con el rumbo que llevaba (hacia el este), desestimando tal posibilidad a causa de la cercanía de la carretera que une las localidades de La Villa de D. Fadrique y Quero, por lo que decidió seguir virando hasta completar un giro de 360° , y aterrizar en la misma dirección en la que había despegado.

Antes de que la aeronave hubiera completado el viraje, y estando ya a poca altura sobre el suelo, el piloto observó como ésta comenzaba a caer irremisiblemente. Entonces esperó a que estuviera más próxima al suelo, para actuar sobre el timón de profundidad, con objeto de levantar el morro de la aeronave, y suavizar el impacto con el terreno, aunque no lo consiguió.

Se le preguntó si conocía el procedimiento de emergencia de fallo durante el remolque, a lo que respondió afirmativamente.

Con respecto a por qué no consultó el altímetro para verificar si tenía altura suficiente para efectuar un viraje, indicó que no lo había hecho porque a bajas alturas las indicaciones del altímetro de esta aeronave son poco fiables, además de que creía estar seguro de su posición con las referencias visuales que había tomado.

Por último, se le preguntó por qué no tomó la opción de aterrizar en los terrenos adyacentes a la pista en su lado norte, que ofrecen unas buenas características para ello (llanos y exentos de obstáculos). El piloto contestó que no sabía por qué había tomado la decisión de seguir hasta la pista.

1.10.2. Declaración de testigos

El operador del torno declaró que cuando se produjo la parada del motor de éste miró hacia el velero viendo que se encontraba nivelado. Instantes después observó como empezaba a virar. Si bien le resultó extraña esta maniobra, en principio no le dio mucha importancia, ya que desde la posición en la que se encontraba, no podía evaluar bien la altura a la que se encontraba éste. Siguió observando las evoluciones de la aeronave hasta que vio como se precipitaba contra el suelo.

El jefe de vuelos, que en el momento en que se produjo el evento se encontraba en la cabecera 08, declaró que cuando observó que la aeronave comenzaba a virar, pretendió comunicar por radio con el piloto, a fin de advertirle que la maniobra que había iniciado era inapropiada, a causa de la poca altura que tenía la aeronave. Buscó la radio, pero no fue capaz de localizarla, lo que le impidió establecer contacto con el piloto, no quedándole más alternativa que seguir observando el vuelo hasta que la aeronave impactó contra el suelo.

1.11. Información orgánica y de dirección

1.11.1. Procedimientos de emergencia

El club de vuelo que opera en el aeródromo de «La Mancha» tiene establecidos procedimientos a seguir en caso de emergencias tales como: rotura del cable, parada del torno, velocidad inadecuada o desplazamientos laterales.

Concretamente, en caso de producirse una parada del torno, el procedimiento especifica que el piloto, una vez que se haya producido la liberación del cable de remolque, deberá buscar la línea horizontal y esperar unos instantes, por si el torno hubiera tenido un fallo transitorio y pudiera recuperar velocidad, continuando nuevamente la subida. En caso contrario procederá a soltar el cable.

Una vez nivelada la aeronave y recuperada la velocidad de vuelo, el piloto actuará en función de la altura a la que se encuentre, de acuerdo a los siguientes criterios.

- a) Si está por debajo de 100 metros de altura, se sacarán los frenos aerodinámicos y se aterrizará en línea recta, en la pista o si ésta es muy corta en un espacio asequible en su prolongación.
- b) Si está a alrededor de 100 metros, se hará un viraje de 180° y se aterrizará en sentido contrario al de despegue, o en otra pista con el viento de través.
- c) Si está alrededor de 200 metros, se podrá hacer un tráfico corto y aterrizar.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

La causa de la parada del motor del torno no ha podido ser establecida de forma inequívoca, aunque a la vista de los resultados de la inspección realizada, parece que lo más probable es que el deterioro del filtro ubicado a la entrada del carburador permitió que algunas partículas presentes en el combustible entraran en éste y obstruyeran alguno de sus conductos, provocando la parada del motor.

Cuando se produjo dicha parada, la aeronave se encontraba a una altura de unos 50 metros, por lo que el piloto debió actuar de acuerdo a lo indicado en el supuesto A del procedimiento de emergencia, es decir, sacar los frenos aerodinámicos y aterrizar en línea recta en la pista, o si ésta es muy corta, en un espacio habilitado en su prolongación. En lugar de ello, el piloto siguió la maniobra descrita en el supuesto B: virar 180° y aterrizar en dirección opuesta a la de despegue.

Antes de completar los 180° de viraje, el piloto fue consciente de que la posición en la que se encontraba, que no se correspondía con la que él había estimado, no le permitía aterrizar con rumbo 28.

A partir de este momento el escenario cambia radicalmente. La situación en la que se encuentra la aeronave es mucho más apurada, la pista ha quedado detrás y su altura se ha reducido. El piloto debe tomar una decisión rápidamente, y opta por continuar el viraje, a pesar de que está muy próximo al suelo. Posiblemente el deseo del piloto de minimizar los daños en la aeronave, lo hizo perseverar en su decisión de alcanzar la pista, en lugar de hacer un aterrizaje de emergencia en los terrenos aledaños.



causa del accidente no se encuentra en él, sino en la inadecuada gestión de esa situación realizada por el piloto.

En el caso de que se hubiese podido establecer comunicación entre el personal que se encontraba en tierra y el piloto, es posible que se hubiera podido ayudar a éste en la gestión de la parte final de la situación, contribuyendo a que el piloto adoptase decisiones más acertadas.

Si bien la parada del torno es el hecho que introduce al piloto en un escenario de emergencia, la

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Viernes, 11 de julio de 2003; 18:00 horas
Lugar	Término Municipal de Cajiz (Málaga)

AERONAVE

Matrícula	EC-HFC
Tipo y modelo	SOCATA Morane Saulnier MM-893-E

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-360-A3A
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	29 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	1.570 horas
Horas de vuelo en el tipo	306 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Tendido eléctrico y plantación de aguacates

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos – Comercial – Anuncios
Fase del vuelo	En ruta

1. INFORMACION SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

La aeronave llegó al aeródromo de Vélez-Málaga (LEAX) sobre las 16:15 horas locales tras haber realizado un vuelo de arrastre de cartel de unas dos horas de duración.



Aproximadamente a las 17:00 horas locales despegó de nuevo del mismo aeródromo, con otro piloto a los mandos, para efectuar un vuelo de arrastre de cartel de unos 90 minutos sobre la zona de Torremolinos y Benalmádena Costa.

Cuando llevaba aproximadamente una hora y diez minutos de vuelo, la aeronave sufrió una repentina pérdida de potencia que obligó al piloto a realizar una toma de emergencia en el paraje conocido como Barranco de Cajiz.

1.2. Lesiones a personas

El piloto resultó ileso.

1.3. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave sufrió daños en ambas semialas, tren de aterrizaje, bancada de motor y toda la zona de proa hasta el inicio de la cabina.

1.4. Otros daños

Desperfectos en tendido eléctrico de baja tensión y en una plantación de aguacates.

1.5. Información sobre la tripulación

El piloto estaba en posesión de una licencia válida hasta el día 21 de agosto de 2006. La habilitación que le capacitaba para la realización del vuelo era válida hasta el día 21 de agosto de 2003. Había pasado los correspondientes reconocimientos médicos.

Su experiencia de vuelo era de aproximadamente 1.570 horas en total, de ellas unas 306 eran en el tipo.

1.6. Información sobre la aeronave

La aeronave disponía de un Certificado de Aeronavegabilidad expedido el día 28 de octubre de 2002 y valido hasta el día 28 de octubre de 2003. Era mantenida de acuerdo al programa de mantenimiento autorizado.

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

La aeronave en su descenso impactó contra un tendido eléctrico y cayó sobre unos árboles de unos tres o cuatro metros de altura. La aeronave mantuvo su integridad estructural, excepto el motor, el cual, unido a la hélice quedó separado de su posición a causa de la rotura de la bancada. La hélice estaba prácticamente sin daños.

La aeronave quedó con el morro hacia abajo y casi en posición vertical. El borde de ataque de los planos estaban casi alineado con el terreno (el izquierdo algo más alto e inclinado).

1.8. Incendio

No se produjo incendio.

1.9. Supervivencia

El piloto abandonó la aeronave por sus propios medios sin ningún problema adicional.

1.10. Ensayos e investigaciones

1.10.1. Inspección de los restos de la aeronave

El plano derecho mostraba deformaciones en el borde marginal y en la ranura de borde de ataque. La parte del borde de ataque que estaba más cerca del extremo del ala presentaba una gran deformación por el impacto contra un árbol. El «flan» del plano izquierdo presentaba importantes deformaciones por la misma causa.

El motor no presentaba desperfectos de importancia en una primera inspección. Las palas de la hélice evidenciaban que el impacto se produjo con el motor parado.

En el depósito del plano izquierdo no se encontró nada de combustible y en el del plano derecho había apenas 3 centímetros de nivel, lo que indicaba una cantidad pequeña. Los tanques no presentaban fugas aparentes y no había evidencias de combustible derramado en las inmediaciones de la aeronave.

1.10.2. *Información sobre el combustible dada por el operador*

La política de combustible del operador era repostar la aeronave antes de cada vuelo con 40 litros por cada hora de vuelo realizada en el vuelo anterior. Como su experiencia les demostraba que el consumo era ligeramente menor que esa cifra, se producía un remanente en cada vuelo.



La cantidad remanente se evaluaba por medio de dos aforadores, uno para cada depósito. Aunque las indicaciones de los mismos no son muy correctas en valor absoluto, son suficientemente fiables cuando se les ha efectuado un seguimiento durante algún tiempo. En este caso, sus indicaciones bajaban desde tanque lleno hasta medio tanque más despacio de lo que se consume el combustible y más deprisa desde medio tanque hasta tanque vacío. No se mantiene una relación

lineal entre la indicación y la autonomía. Con una indicación de algo más de medio depósito se obtienen unas dos horas de autonomía; con una indicación de algo menos de medio depósito la autonomía es claramente inferior a las dos horas.

En el momento del despegue del vuelo del accidente, un aforador marcaba un cuarto de depósito y el otro algo menos de medio. La aeronave no cargó combustible entre el vuelo anterior y el del accidente. El servicio de combustible del aeródromo funcionaba en el tiempo que transcurrió entre el aterrizaje del vuelo anterior y el despegue del vuelo que estamos considerando.

1.10.3. *Declaración del piloto*

Realizó la inspección previa al vuelo y comprobó (mediante los aforadores) que la cantidad de combustible remanente era aproximadamente de entre 80 y 90 litros, lo que equivale a unas 2 horas 30 minutos de autonomía. Procedió a la puesta en marcha, rodaje y prueba de motor, encontrando las indicaciones de los parámetros de motor y

sistemas dentro de los límites especificados por el fabricante de la aeronave. Durante el procedimiento de despegue, de enganche de cartel y tiempo de vuelo previo al accidente no detectó ninguna anomalía en el funcionamiento de la aeronave.

Despegó con el depósito derecho y cuando llevaba unos 50 minutos de vuelo cambió a depósito izquierdo sin problemas.



Terminado el servicio de publicidad, habiendo transcurrido aproximadamente una hora y diez minutos de vuelo, solicitó a la torre del aeropuerto de Málaga el cruce de su espacio aéreo cuando alcanzó el punto de notificación visual S1. Fue autorizado sin demora y voló por la línea de costa hasta alcanzar la zona conocida como Rincón de la Victoria, tras ello procedió en rumbo directo al aeródromo de Vélez-Málaga.

Cuando se encontraba próximo al municipio de Cajiz y a una altura de 1000 pies sobre el terreno, la aeronave experimentó una súbita pérdida de potencia. De acuerdo con el procedimiento especificado por el fabricante, cambió la selección de alimentación de combustible del depósito izquierdo al derecho y conectó la bomba. Tras estas acciones, la potencia se recuperó momentáneamente. Inició la maniobra de recuperar altitud (pues había perdido unos 300 pies de altitud en este proceso) y se produjo una nueva pérdida de potencia. Las pérdidas de potencia que se sucedieron fueron muy pronunciadas (prácticamente fueron paradas del motor). Ante estas circunstancias, decidió dirigir la aeronave a una zona no poblada en la cual desenganchó el cartel. A continuación, notificó la emergencia a la torre del aeropuerto de Málaga y se dirigió planeando hacia la zona conocida como Barranco de Cajiz, que eligió como campo de emergencia por ser una zona poco poblada.

A causa de las condiciones del terreno, realizó la recogida sobre una zona arbolada. En la maniobra el plano derecho colisionó con un poste de un tendido eléctrico de baja tensión. Continuó la recogida y ya prácticamente sin velocidad, la aeronave se precipitó al suelo desde la copa de los árboles. La aeronave quedó en posición casi vertical, con el morro en el suelo.

Aseguró la aeronave y tras soltar el arnés y el cinturón abandonó la aeronave por sus propios medios.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

En el análisis del accidente se consideran destacables los siguientes puntos,

- El estado de la hélice nos indica que la aeronave llegó al suelo con el motor parado.
- No había combustible en los depósitos ni evidencias de fugas o derrames del mismo.
- No había indicios de fallo de motor achacable a otras causas.
- La autonomía de la aeronave (tal como despegó) era comparable con la duración del vuelo efectuado. Hay que tener en cuenta que la precisión de los aforadores es limitada y en la posición en que se encontraban, indicando en torno a medio depósito o menos, las estimaciones de la autonomía disponible eran poco fiables.
- La primera pérdida de potencia se produjo cuando se empleaba el depósito izquierdo (el cual se encontró vacío), tras cambiar al tanque derecho (el cual tenía un poco de combustible) se recuperó momentáneamente.

Las circunstancias descritas conducen a pensar que la causa más probable del accidente fue la parada del motor causada por el agotamiento del combustible contenido en los depósitos.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Jueves, 7 de agosto de 2003; 11:50 horas
Lugar	Aeródromo de Casas de los Pinos (Cuenca)

AERONAVE

Matrícula	EC-GVQ
Tipo y modelo	SOCATA TB-200

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING IO-360-A1B6
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	44 años
Licencia	Piloto privado de avión
Total horas de vuelo	100 horas
Horas de vuelo en el tipo	52 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			1
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Placer
Fase del vuelo	Aterrizaje – Recorrido de aterrizaje

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

La aeronave despegó del aeropuerto de Cuatro Vientos para realizar un vuelo de placer. La ruta prevista era pasar por las proximidades de las localidades de Navalcarnero, Quintanar de la Orden, Pedro Muñoz, Pedroñeras y Casas de los Pinos.

Cuando estaba efectuando el aterrizaje en la pista 30 del aeródromo de Casas de los Pinos, la aeronave se salió por el final de la misma, quedando a unos 30 metros del extremo de la superficie pavimentada correspondiente a la cabecera 12.

1.2. Lesiones a personas

Los dos ocupantes de la aeronave resultaron ilesos.

1.3. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave sufrió daños en hélice (fotografía 1), motor y bancada, mamparo cortafuegos y tren de aterrizaje de morro (fotografía 2).



Fotografía 1. Daños en la hélice.

1.4. Otros daños

No hubo daños a terceros.



Fotografía 2. Daños en el tren de morro.

1.5. Información sobre la tripulación

El piloto estaba en posesión de una licencia que le capacitaba para el vuelo, expedida por vez primera el 22 de enero de 1999 y válida hasta el 19 de marzo de 2006. Había pasado los reconocimientos médicos correspondientes.

Su experiencia de vuelo era de unas 100 horas en total, siendo aproximadamente 52 horas en el tipo.

1.6. Información sobre la aeronave

La aeronave disponía del certificado de aeronavegabilidad número 4292, renovado por última vez el día 31 de julio de 2003 y válido hasta el día 31 de julio de 2004. Habían transcurrido 11 horas desde la revisión de 2.000 horas. Este último trabajo incluyó la sustitución del motor.

1.7. Información meteorológica

Las condiciones en el aeródromo en el momento del accidente eran CAVOK en lo que se refiere a visibilidad y techo de nubes.

La situación meteorológica en superficie, el día del accidente, era de vientos flojos del Este para toda la Península.

El informe METAR de la base aérea de Albacete para las 10:00 UTC¹ indicaba viento de dirección 120° y velocidad 4 nudos. Aunque la distancia entre la base aérea y el aeródromo es de unos 50 kilómetros, se considera que, dada la orografía entre los dos puntos y la situación meteorológica general del día, el viento en el aeródromo tendría valores semejantes.

1.8. Información sobre el aeródromo

La pista del aeródromo de Casas de los Pinos está situada a una elevación de 722 metros, es de superficie asfáltica, con una longitud de algo más de 700 metros.

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

La aeronave se salió por el final de la pista 30 (cabecera 12) recorriendo unos 30 metros de terreno con ligera pendiente descendente hasta su detención. Su posición final estaba prácticamente en la prolongación del eje de la pista, con su eje longitudinal ligeramente orientado a la izquierda del eje de pista.

La aeronave mantuvo su integridad estructural. La única rotura aparente fue la de la pata de morro, permaneciendo unida al fuselaje.

1.10. Incendio

No se produjo incendio.

1.11. Supervivencia

Los ocupantes pudieron abandonar la aeronave sin ningún inconveniente adicional.

1.12. Ensayos e investigaciones

1.12.1. Declaración del piloto

Durante la aproximación al aeródromo de Casas de los Pinos mantuvo las comunicaciones abiertas en la frecuencia del aeródromo, aunque no hubo respuesta por parte de la misma.

¹ La hora local se obtiene sumando 2 horas a la hora UTC.

Era la segunda vez que operaba en ese aeródromo.

Abortó una primera maniobra de aproximación por ir más rápido de lo que consideraba adecuado. En la segunda maniobra, realizó un tramo de viento en cola izquierdo para la pista 30, tomando sobre el eje de la pista.

Aplicó los frenos tras el contacto y tuvo la sensación de que no eran muy efectivos. Cuando vio que probablemente se saldría de la pista, evaluó la posibilidad de realizar un motor y al aire, pero ya no tenía ni velocidad ni pista suficiente para ello.

La aeronave abandonó la pista por la cabecera 12, parándose poco después. Cuando la aeronave se detuvo, cerró el depósito de combustible, desconectó el interruptor principal («master») y el alternador y retiró la llave de contacto. Tras ello, abandonó la aeronave.

No recuerda el viento que había, con la aproximación efectuada no tenía buena visibilidad de las mangas instaladas en el aeródromo. La pista no presentaba ninguna contaminación destacable. No notó que la aeronave tuviese una actitud de flotación en ningún momento.

1.12.2. *Otros testimonios*

Usuarios de la aeronave en los días anteriores (después de las últimas tareas de mantenimiento) no advirtieron ninguna anomalía en los frenos.

1.12.3. *Inspección de la aeronave*

En la inspección efectuada tras el accidente no se encontró evidencia de haber ocurrido fallo mecánico en la aeronave anterior al accidente.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

De la información recopilada pueden realizarse estas las siguientes consideraciones:

- No se encontró evidencia de fallo en la aeronave en general ni en los frenos en particular.
- No se dispone de datos meteorológicos exactos del momento y lugar del accidente, pero con la información que se expone en el apartado 1.7 es factible suponer que la aeronave aterrizó con viento de cola de una intensidad en torno a los tres o cuatro nudos. Esto pudo propiciar una toma larga y una velocidad de toma respecto al suelo algo superior a la esperada.

- La relativamente reducida experiencia de vuelo del piloto, junto con el hecho de no conocer bien el aeródromo y la observación de que tuvo que abortar una aproximación por velocidad alta, son factores que sugieren que la velocidad de toma de contacto era mayor de la que el piloto suponía.

Por todo ello, se considera que la causa más probable del accidente fue una toma larga combinada, posiblemente, con una velocidad de aterrizaje ligeramente alta.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Miércoles, 17 de septiembre de 2003; 12:20 horas
Lugar	Aeródromo El Berriel – Isla de Gran Canaria

AERONAVE

Matrícula	EC-DLB
Tipo y modelo	PIPER PA-38-112

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-235-L2C
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	32 años
Licencia	Piloto privado de avión
Total horas de vuelo	160 horas
Horas de vuelo en el tipo	145 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			1
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – No comercial – Placer
Fase del vuelo	Aterrizaje – Toma de contacto

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

La aeronave despegó del aeropuerto de Tenerife Norte con destino al aeródromo de El Berriel, que está situado al sureste de la isla de Gran Canaria. A bordo iban el piloto y un pasajero.



Una vez que la aeronave alcanzó el aeródromo de El Berriel, el piloto comenzó a hacer tomas y despegues en la pista 25, realizando la primera de estas maniobras con toda normalidad.

En la segunda toma, se produjo el contacto de la cola de la aeronave con la pista antes de que las ruedas del tren principal tocaran el pavimento, e inmediatamente la aeronave comen-

zó a desviarse hacia su izquierda. Cuando el tren principal contactó con el terreno la aeronave estaba ya fuera de la pista.

El piloto al advertir esta circunstancia, optó por irse de nuevo al aire, para lo cual abrió los gases al máximo. A pesar de ello, la aeronave no se elevaba, lo que hizo que decidiera abortar la maniobra. Redujo gases y trató de mantener el control de la aeronave, pero no lo consiguió, debido a que el terreno por el que rodaba era bastante irregular.

La aeronave continuó alejándose de la pista, hasta que se detuvo cuando impactó contra un montículo de piedras situado a la orilla del mar.



1.2. Lesiones a personas

Ambos ocupantes de la aeronave resultaron ilesos.

1.3. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave sufrió daños de importancia en los siguientes elementos:

- Hélice y cono de hélice.
- Carenado inferior de motor.
- Motor.
- Pata de morro.
- Mamparo cortafuegos.
- Borde marginal y alerón del plano izquierdo.
- Última estación del fuselaje, con pérdida de la guarda.
- Carenado inferior del estabilizador vertical.



1.4. Otros daños

No se produjo ningún otro daño.

1.5. Información meteorológica

Según la información facilitada por el personal del aeródromo de El Berriel, en el momento en que se produjo el accidente las condiciones meteorológicas eran CAVOK, soplabla viento de dirección 160° de 3 nudos de intensidad.

1.6. Huellas del impacto contra el terreno y distribución de restos

En el lateral izquierdo de la pista de vuelo, justo sobre la señal de faja lateral de pista, se encontró una marca que con toda probabilidad fue hecha por la parte final del empenaje de cola de la aeronave.

La guarda de cola de la aeronave se encontró en la franja de pista, a unos 5 metros del borde ésta.

1.7. Declaraciones de testigos

La persona que estaba de instructor de servicio en el aeródromo de El Berriel en el momento en que se produjo el evento fue testigo del mismo.



En su declaración indicó que durante la segunda toma, la aeronave estaba configurada con «full flap», y que el piloto mantuvo ésta con una excesiva actitud de morro alto durante toda la recogida. Debido a la distancia a la que estaba, no pudo apreciar si se produjo el contacto de la parte inferior del empenaje de cola con la pista.

Luego observó que el piloto aumentaba los gases del motor, e intentaba irse al aire. A la vez que ocurría esto, la aeronave se iba desviando hacia su izquierda hasta que impactó contra el montículo de piedras.

1.8. Información sobre la tripulación

El piloto disponía de una licencia de piloto privado de avión, con habilitaciones de monomotores terrestres y VFR-HJ, válida hasta el 23 de octubre de 2004.

Su experiencia de vuelo alcanzaba las 160 horas, de las cuales alrededor de 145 horas las había hecho en el tipo de aeronave que sufrió el accidente.

1.9. Información de la aeronave

1.9.1. Datos técnicos

- Tipo y modelo: PIPER PA 38-112.
- Número de serie: 38-79A1174.

- Año de fabricación: 1979
- Motor: Lycoming O-235-L2C.
- Hélice: Sensenich 72CK-O-56.
- Peso máximo al aterrizaje: 760 kg.

1.9.2. Aeronavegabilidad de la aeronave

La aeronave disponía de un Certificado de Aeronavegabilidad válido hasta el día 21 de mayo de 2004.

2. ANÁLISIS

La excesiva actitud de morro alto de la aeronave durante la recogida provocó el impacto de la parte inferior del empenaje de cola contra la superficie de la pista. Este contacto tuvo lugar sobre la marca de faja lateral de pista, lo que evidencia que en ese momento la aeronave estaba desviada del eje de pista.

Es posible que el aterrizaje en el que se produjo el evento se efectuase con una velocidad un poco más alta que la recomendada para esta operación con «full-flap», que es 62 KIAS. Para reducir la velocidad y con ello conseguir el descenso de la aeronave hasta el suelo, el piloto aumentó el ángulo de cabeceo, lo que llevó a la aeronave a una actitud de morro excesivamente alto.

Asimismo, dicha actitud de morro excesivamente alto de la aeronave posiblemente provocó que el piloto perdiese el contacto visual de la pista, lo que propició que la aeronave se desviase hacia su izquierda.

Posteriormente al contacto con la pista, y tras aplicar potencia, la aeronave no llegó a alcanzar la velocidad de despegue posiblemente a causa de la mayor resistencia al rodaje que ofrecía el terreno, debido a sus irregularidades, y a que la aeronave continuaba con la configuración de «full flap».

Por otra parte, la deformación de las puntas de las palas de la hélice, claramente hacia delante, evidencia que en el momento en el que se produjo su contacto con el terreno, el motor iba a plena potencia.



Durante el recorrido de la aeronave fuera de la pista, se debió producir la rotura de parte de la sujeción de la pata de morro, lo que permitió que ésta se fuese plegando hacia atrás, aunque sin provocar su desprendimiento, de forma que permaneció unida a la aeronave hasta el impacto final contra el montículo de piedras. Asimismo, al plegarse esta pata se produjo un descenso del morro de la aeronave, ocasionando el impacto de la hélice contra el terreno.

3. CONCLUSIONES

La causa más probable del accidente fue la excesiva actitud de morro alto de la aeronave durante la recogida para el aterrizaje, que originó, por una parte el contacto de la guarda montada en la última sección del fuselaje con la pista, y por otra la pérdida de las referencias visuales, a consecuencia de lo cual se produjo la salida de pista y la posterior pérdida de control de la aeronave por parte del piloto.