

CIAIAC

Comisión de Investigación
de Accidentes e Incidentes
de Aviación Civil

BOLETÍN INFORMATIVO 7/2004



MINISTERIO
DE FOMENTO

BOLETÍN INFORMATIVO

7/2004



MINISTERIO
DE FOMENTO

SECRETARÍA GENERAL DE
TRANSPORTES

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

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

NIPO: 161-03-048-4
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-005/2003	01-02-2003	EC-ICY	Cessna 172-RG	2 millas náuticas al sur de Jimena de la Frontera (Cádiz)	1
IN-022/2003	24-05-2003	EC-DZF	Cessna F172-M	Aeropuerto de Sevilla (Sevilla)	5
(*) A-027/2003	20-06-2003	EC-DRS	Socata Rallye 235-C	Prox. del Aeródromo de Casarrubios del Monte (Toledo)	9
A-048/2003	16-08-2003	EC-IFR	Cessna 337-H	A unas 40 NM en el radial 090	21
				del VOR de Bagur	
IN-063/2003	08-10-2003	EC-HZI	Cessna 177-RG	Aeropuerto de Málaga (Málaga)	37
IN-069/2003	20-10-2003	EC-HHX	Cessna 172-RG	Aeropuerto de Badajoz (Badajoz)	47
A-024/2004	08-05-2004	EC-ISJ	Piper PA-28-181 Archer II	Les Borges Blanques (Lleida)	51
A-028/2004	01-06-2004	EC-CUU	Piper PA-36-285/(375) Brave	Término municipal de Granátula	63
				de Calatrava (Ciudad Real)	

ADENDA 73

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

Esta publicación se encuentra en Internet en la siguiente dirección:

<http://www.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 Área
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
km	Kilómetro
kt	Nudo
lbs	Libra
m	Metro
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
UTC	Tiempo Universal Coordinado
VIP	Pasajero muy importante
VMC	Condiciones meteorológicas visuales
VOR	Radiofaro omnidireccional VHF
W	Oeste

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 1 de febrero de 2003; 17:05 horas¹
Lugar	2 MN al sur de Jimena de la Frontera (Cádiz)

AERONAVE

Matrícula	EC-ICY
Tipo y modelo	CESSNA 172-RG

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-360-F1A6
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	22 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	500 horas
Horas de vuelo en el tipo	25 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			3
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – No comercial – Placer
Fase del vuelo	En ruta

¹ Para obtener la hora local hay que sumar una hora a la hora UTC.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

La aeronave despegó del Aeropuerto de Jerez de la Frontera a las 16:40 hora local con la intención de dirigirse al Aeropuerto de Málaga. A bordo se encontraban el piloto y tres pasajeros. Cuando llevaba una media hora de vuelo, se paró el motor de la aeronave y fue necesario realizar un aterrizaje de emergencia.

1.2. Lesiones a personas

Los cuatro ocupantes de la aeronave resultaron ilesos.

1.3. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave sufrió daños en la hélice, el motor y el tren de aterrizaje.

1.4. Otros daños

No se registraron daños a terceros dignos de mención.

1.5. Información sobre la tripulación

El piloto contaba con una licencia válida y en vigor hasta el día 2 de agosto de 2004 en lo que se refiere al tipo de aeronave que sufrió el incidente. Se encontraba al corriente de los reconocimientos médicos preceptivos.

1.6. Información sobre la aeronave

La aeronave contaba con un certificado de aeronavegabilidad renovado el día 16 de diciembre de 2002 y con validez hasta el día 15 de diciembre de 2003. De acuerdo con la documentación de mantenimiento consultada, la aeronave era mantenida de acuerdo al programa de mantenimiento autorizado.

1.7. Comunicaciones

La aeronave comunicó la situación de emergencia al ACC Sevilla en la frecuencia de 128.50 MHz. En la misma frecuencia hubo comunicaciones entre ACC Sevilla, la aereo-

nave que sufrió el incidente, otra aeronave que volaba en compañía de la accidentada y un helicóptero del servicio de «Helimer Andalucía» que se encontraba casualmente por la zona en que ocurrió el incidente.

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

La aeronave efectuó el aterrizaje de emergencia en un terreno de labor de características bastante adecuadas para la realización del mismo. La aeronave conservó la integridad estructural y los daños sufridos por el tren se deben a que se hundió en el terreno por estar el campo un poco blando.

1.9. Supervivencia

Los ocupantes pudieron abandonar la aeronave por sus propios medios. Fueron localizados por el helicóptero del servicio «Helimer Andalucía» que se encontraba en las cercanías en unos 15 minutos. Este helicóptero descendió para ayudar a los ocupantes y tras comprobar que éstos se encontraban ilesos, los trasladó hasta el Aeropuerto de Jerez de la Frontera.

1.10. Ensayos e investigaciones

1.10.1. Declaración del piloto

Despegó del Aeropuerto de Jerez de la Frontera a las 16:40 hora local del día 1 de febrero de 2003 para realizar un vuelo visual hasta el Aeropuerto de Málaga.

Cuando habían transcurrido unos 25 minutos de vuelo y se encontraba al nivel de crucero de 5.500 pies notó que el morro de la aeronave comenzaba a vibrar. A continuación observó que la indicación de presión de aceite disminuía hasta que llegó a cero, por lo que inició los procedimientos de emergencia en caso de fallo de motor. Segundos después el motor se paró y fue imposible arrancarlo en vuelo.

En ese momento, inicio la búsqueda de un campo para realizar un aterrizaje forzoso, encontrándolo en las proximidades de Jimena de la Frontera.

1.10.2. Inspección de la aeronave

En la inspección efectuada se encontró que el motor había sufrido una parada por falta de aceite (gripaje). Caía aceite por la parte inferior del radiador de aceite, el cual está situado en la parte derecha de la aeronave. La pérdida se encontraba en la parte infe-

rior del mismo, y pudo apreciarse a simple vista (aunque con dificultad) cuando el radiador estaba desmontado de la aeronave. Cuando estaba montado era prácticamente imposible apreciarla. En el interior del cárter había aproximadamente litro y medio de aceite, y en el interior del radiador no había casi nada.

El aceite resbaló por el interior del capó hasta la junta de los capós, salió al exterior y manchó la parte lateral inferior derecha de la aeronave. El «cooling-flap» derecho estaba lleno de aceite, mientras que el izquierdo se encontraba limpio. En general, todo el lado derecho de la aeronave estaba muy sucio de aceite y el izquierdo limpio.

1.10.3. *Ensayo del radiador en banco de pruebas*

Se procedió a efectuar un ensayo del radiador para determinar el caudal de la pérdida que se produce por el poro en unas condiciones (75 libras por pulgada cuadrada y 175 grados Fahrenheit) que son en principio unas condiciones corrientes de funcionamiento.

El resultado que se obtuvo fue de una pérdida de aproximadamente 17 litros por hora. Teniendo en cuenta que la capacidad máxima de aceite del motor es de unos 8 litros y que puede estimarse que entre el cárter y otros elementos quedaban en la aeronave (después del incidente) unos 2 litros, se deduce que la pérdida se produjo en un máximo de aproximadamente 20 minutos.

La observación a través de un microscopio óptico mostró un poro que a primera vista parecía causado por corrosión. Se encontraron en un área de aproximadamente 1 centímetro alrededor del poro otros indicios de corrosión. El resto del radiador no presentaba daños apreciables en una primera inspección.

2. CONCLUSIONES

Dado que el tiempo de vuelo fue de aproximadamente 25 minutos y la pérdida del aceite se produjo posiblemente en menos de 20 minutos, dudosamente dicha pérdida pudo ser detectada antes de iniciar el vuelo.

La causa más probable del incidente fue que se paró el motor a causa de la pérdida de aceite producida en el radiador del mismo.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 24 de mayo de 2003; 08:30 horas
Lugar	Aeropuerto de Sevilla (Sevilla)

AERONAVE

Matrícula	EC-DZF
Tipo y modelo	CESSNA F172-M

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-320-E2D
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	31 años
Licencia	Piloto privado de avión
Total horas de vuelo	80 horas
Horas de vuelo en el tipo	80 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – No comercial – Privado
Fase del vuelo	Estacionamiento – Puesta en marcha motor

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

La aeronave estaba preparada para realizar el primer vuelo del día que consistía en un vuelo local desde el Aeropuerto de Sevilla. Según manifestación del piloto, finalizada la inspección prevuelo del exterior y de la cabina, inició el procedimiento de puesta en marcha del motor en el que accionó tres veces el cebador («primer») para, finalmente activar el arranque con resultado negativo. Después de esperar unos instantes y, al activar el arranque de nuevo, se produjo una llamarada por el sistema de inducción al exterior. Inmediatamente cortó la alimentación eléctrica y combustible.

Con ayuda del extintor que equipaba la aeronave el piloto logró apagar el fuego aparentemente; sin embargo, éste se avivó nuevamente por la misma zona, lo que le obligó a pedir otro extintor en un hangar próximo con el cual pudo sofocarlo definitivamente.

El servicio de extinción de incendios del aeropuerto acudió al lugar sin llegar a intervenir.

1.2. Lesiones a personas

No se produjeron daños personales.

1.3. Daños a la aeronave

Como resultado del fuego la aeronave resultó con daños en el sistema de inducción, hélice y carenado del motor.

1.4. Información sobre la tripulación

El piloto contaba con una licencia de piloto privado de avión y el objeto del vuelo era ganar experiencia incrementando las horas de vuelo.

1.5. Información sobre la aeronave

La aeronave era mantenida conforme al programa de mantenimiento autorizado.

1.6. Información meteorológica

En la notificación del incidente se informó que la temperatura era de 19 °C.

1.7. Información adicional

En el manual de vuelo de la aeronave se encuentran varias referencias aplicables al suceso:

1. La Sección 3, «Procedimientos de emergencia», en el apartado de «Fuego», incluye la siguiente nota para el caso en que éste se produzca en el motor durante la puesta en marcha en tierra: «CONTINUE, to get a start which would suck the flames and accumulated fuel through the carburettor and the engine» («CONTINÚE, para conseguir el arranque que absorbería las llamas y el combustible acumulado a través del carburador y el motor»).
2. La Sección 4, «Procedimientos normales», en el apartado de «Procedimientos ampliados» indica: «Weak intermittent firing followed by puffs of black smoke from the exhaust stack indicate overpriming or flooding. Excess fuel can be cleared from the combustion chambers by the following procedure: Set the mixture control full lean and the throttle full open; then crank the engine through several revolutions with the starter. Repeat the starting procedure without any additional priming» («Un débil encendido intermitente seguido de trazas de humo negro desde el escape indica que se ha cebado en exceso o que ha entrado demasiado combustible. Ese exceso se puede eliminar de las cámaras de combustión con el siguiente procedimiento: Poner mezcla pobre a tope y la palanca de gases abierta a tope; hacer girar el motor durante varias revoluciones con la puesta en marcha. Repetir el procedimiento de arranque sin ningún cebado adicional»).
3. En este mismo apartado se indica que con temperaturas templadas es suficiente con uno o dos bombeos. Se desaconseja el cebado cuando el motor ya está caliente.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

La presencia de fuego en el sistema de inducción de la aeronave durante la puesta en marcha del motor es normalmente producto de un exceso de combustible en el interior de los cilindros cuando éste se bombea para favorecer la puesta en marcha del motor.

Se considera normal accionar en tres ocasiones el mando de «primer». No obstante, al no conseguir la puesta en marcha en el primer intento, tras el cebado de los cilindros, y al intentar segundos después el arranque nuevamente, se debió aportar una cantidad suplementaria de combustible que condujo a una situación similar a la de sobrecebado («overpriming»).

Por otra parte, al observar la presencia de fuego, el piloto cortó la corriente eléctrica, con lo que se mantuvo parte de combustible sin quemar dentro de los conductos de

inducción, llegándose a inflamar posteriormente. El manual de vuelo indica que se debe continuar accionando el interruptor de arranque al objeto de succionar las llamas evitando así que avancen por el sistema de inducción. También se favorece este hecho si se corta el combustible y se avanza la palanca de gases para abrir la mariposa del carburador.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Viernes, 20 de junio de 2003; 18:00 horas
Lugar	Prox. Aeródromo de Casarrubios del Monte (Toledo)

AERONAVE

Matrícula	EC-DRS
Tipo y modelo	SOCATA RALLYE 235-C

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-540-B4B5
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	52 años
Licencia	Piloto transporte de línea aérea de avión (PTLA)
Total horas de vuelo	20.000 horas
Horas de vuelo en el tipo	700 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación		1	1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Destruida
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado
Fase del vuelo	Despegue – Ascenso inicial

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El vuelo en el que ocurrió el accidente tenía por objeto familiarizar a un piloto en el manejo de la aeronave.

A tal fin accedieron a la misma dicho piloto, junto con otro piloto con amplia experiencia de vuelo.

Despegaron por la pista 08 del Aeródromo de Casarrubios del Monte (Toledo), yendo a los mandos el piloto que se estaba familiarizando con la aeronave, y a continuación comenzaron a hacer tomas y despegues en dicha pista.

Según la declaración de la tripulación, tras la tercera toma, metieron motor e iniciaron un nuevo despegue. Al comenzar a elevarse notaron una especie de «desfallecimiento» en el motor, observando que la aeronave subía poco y no aceleraba bien, de forma que sólo consiguió alcanzar una velocidad de 70 nudos. El variómetro marcaba entre 200 y 300 pies/minuto. Decidieron extender el tramo de viento en cara hasta alcanzar una altitud de 2.350 pies, 300 pies por encima de la elevación del aeródromo, y seguidamente iniciaron el viraje al tramo de viento en cola manteniendo un ángulo de alabeo pequeño, de entre 5° y 10°, al final del cual la aeronave había descendido 50 pies, manteniéndose su velocidad en unos 70 nudos.



Foto 1. Estado en que quedó la aeronave

En ese momento tomó los mandos el piloto más experto, el cual trató de aumentar la velocidad a costa de perder altura, para lo cual descendió 100 pies y volvió a nivelar la aeronave. Inmediatamente después, ésta comenzó a decelerarse y a perder altura, hasta que impactó contra el terreno.

El piloto al mando quedó bloqueado en su asiento, por lo que tuvo que ser ayudado por el otro ocupante para abandonar la aeronave.

Entre tanto, se había originado el incendio de la hierba, que se encontraba seca, del terreno en el que habían aterrizado, que rápidamente se extendió a la aeronave con el resultado de su práctica destrucción.

1.2. Lesiones a personas

El piloto al mando fue evacuado a un centro hospitalario donde se le detectó la fractura de una vértebra, permaneciendo ingresado durante más de 48 horas.

El otro ocupante de la aeronave resultó ileso.

1.3. Información meteorológica

Aunque no se dispone de información meteorológica del Aeródromo de Casarrubios del Monte, dada su proximidad al Aeropuerto de Madrid/Cuatro Vientos, los datos de temperatura y punto de rocío de éste debían ser muy parecidos a los existentes en Casarrubios.

El Metar de Cuatro Vientos correspondiente a las 18:00 hora local indica que la temperatura era de 36 °C, en tanto que el punto de rocío era de 10 °C.

1.4. Información sobre la tripulación

El piloto al mando disponía de una licencia de piloto de transporte de línea aérea de avión, con habilitaciones para DC9, MD88, MD90, vuelo instrumental e instructor de vuelo. Su experiencia de vuelo superaba las 20.000 horas, de las cuales alrededor de 700 las había hecho en el tipo de aeronave que sufrió el accidente.

1.5. Declaración del piloto

El piloto declaró que durante todo el vuelo, los indicadores del motor no presentaron valores anormales en cuanto a régimen, presión de admisión, etc.

Asimismo, indicó que cortó el motor en el momento en el que la aeronave contactaba con el terreno.

1.6. Información de la aeronave

1.6.1. General

Célula

— Fabricante:	Socata
— Modelo:	Rallye 235-C
— Número de serie:	13317
— Año de fabricación:	1979
— Horas:	3.003:45

Motor

— Fabricante:	Lycoming
— Modelo:	O-540-B4B5
— Número de serie:	RL-19507-40A
— Horas:	1.082:20

Hélice

— Fabricante:	Hartzell
— Part number:	HC-C2YK-1-BF
— Serial number:	CH 21769

Governor

— Fabricante:	Woodward
— Part number:	2106RL
— Serial number:	1445194V

1.6.2. Certificado de aeronavegabilidad

Clase	Normal
Categoría	Trabajos aéreos
Prestación técnica	Normal
	Aeronave idónea para cualquier condición ambiental
Plazos de validez	Emisión: 14 de marzo de 1995
	Renovación: 27 de mayo de 2003
	Caducidad: 30 de abril de 2004

1.6.3. *Mantenimiento de la aeronave*

El manual de mantenimiento de esta aeronave indica que deben hacerse inspecciones cada 25, 50 y 100 horas. Asimismo, en lo que respecta al motor, especifica que el fabricante de éste, Lycoming, recomienda efectuar inspecciones cada 50 y 100 horas.

Se comprobó que el operador efectuaba el mantenimiento de la aeronave de acuerdo a los criterios establecidos por el fabricante.

1.7. Huellas en el terreno y distribución de restos

La primera huella que se encontró en el terreno, de unos 5 metros de longitud, fue hecha probablemente por la pata derecha del tren de aterrizaje principal.

Paralela a ésta, se encontró otra marca de 3,60 metros de longitud, que comenzaba unos 1,80 metros después que la anterior. La separación entre ambas marcas era de 1,80 metros, que es aproximadamente la batalla del tren principal de la aeronave.

A continuación había un tramo de unos 8 metros en los que no había marca alguna, y luego aparecía otro par de huellas, similares a las descritas anteriormente, pero giradas unos 15° respecto a éstas.

Al final de estas marcas se encontraba la aeronave, girada unos 45° respecto a las primeras huellas.

El incendio había calcinado ambos planos y la totalidad del fuselaje, con excepción de la parte de cola.

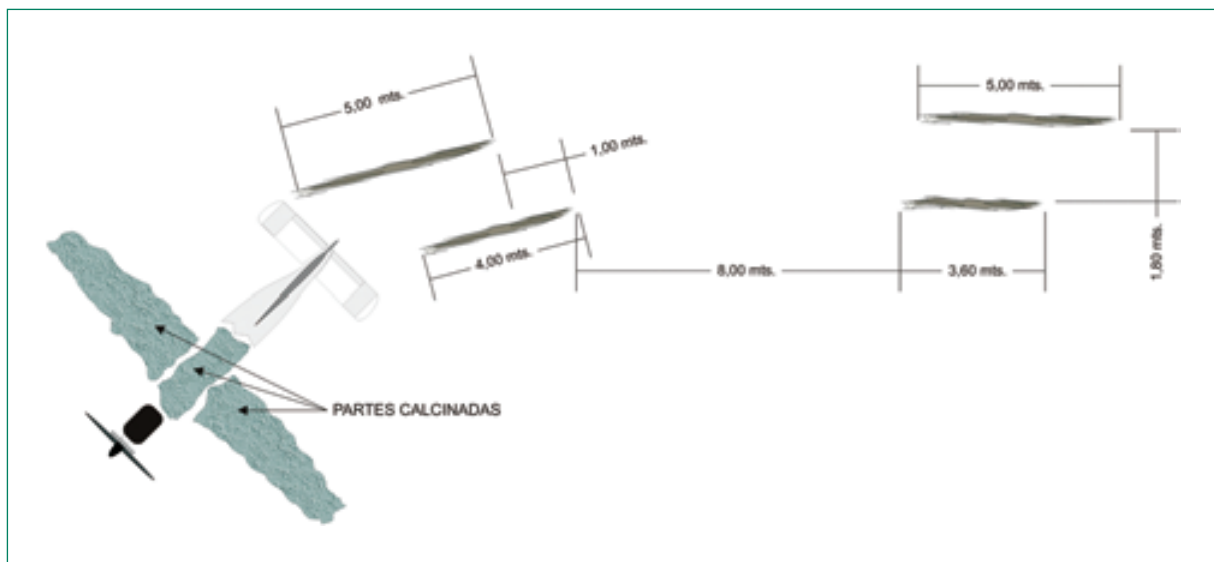


Figura 1. Croquis de huellas y distribución de restos

Los estabilizadores horizontal y vertical solamente habían sufrido el deterioro de la pintura por efecto del calor.

Si bien el motor mostraba indicios de haber estado afectado por el incendio, aparentemente no parecía que éste le hubiera producido grandes daños. Solamente algunos elementos situados en la parte trasera del motor, tales como las magnetos, aparecían deteriorados por el calor.

1.8. Inspección de la aeronave

1.8.1. *Inspección en campo*

El estado en que quedó la aeronave solamente permitió hacer una inspección visual del motor, hélice, planos, timones y estabilizadores.

El motor no parecía tener grandes daños, ni por el impacto contra el terreno, ni por efecto del fuego que se originó con posterioridad.

Ambas palas de la hélice estaban deformadas hacia atrás, aunque esta deformación era bastante más acusada en una de ellas. Ninguna de ellas tenía señales de impactos en los bordes de ataque y marginal, mostrando únicamente marcas longitudinales, que



Foto 2. Marcas en una de las palas

debieron producirse durante su contacto con el terreno, lo que evidencia que cuando se produjo éste, la hélice no giraba.

Los planos estaban fuertemente afectados por el fuego, que llegó a fundir algunas de sus partes. Aun así, el tanque del plano izquierdo contenía una cantidad de combustible próxima al 50%.

El estabilizador horizontal y el timón de profundidad estaban dañados en su extremo derecho por el efecto del fuego, no apreciándose anomalía alguna en sus fijaciones. No pudo verificarse la continuidad de los mandos, al haberse destruido los cables.

El estabilizador vertical y el timón de dirección estaban prácticamente indemnes, habiendo sido afectada únicamente parte de la pintura. Tampoco pudo verificarse la continuidad de los mandos al haberse destruido los cables.

El resto de la aeronave había quedado totalmente destruida.

1.8.2. *Inspección en taller*

El conjunto de motor y hélice fue trasladado a un taller con objeto de someterlos a una inspección más detallada.

Una vez colocado sobre una bancada, se procedió a girar la hélice, observando que no era posible hacerla girar más de 1/4 de vuelta.

A continuación se inició el desmontaje del motor, comenzando por el filtro de aceite, el cual apareció bastante limpio. Se quitó el filtro de succión de aceite, que también se encontró exento de partículas. Se extrajo el aceite que contenía el cárter, cuyo volumen resultó ser de unos 12 litros, que es la cantidad que normalmente lleva. Su aspecto era normal y aparentemente no contenía partículas. No obstante, se procedió a filtrarlo, no apareciendo nada anormal.

Se desmontó el «governor», comprobando que contenía aceite.

Se quitaron las bujías, y se observó que se encontraban en buen estado. Se desmontaron las magnetos, que no pudieron ser examinadas más a fondo, debido a que se encontraban totalmente bloqueadas por los efectos de la temperatura a la que se vieron sometidas.

Se desmontaron las tapas de balancines, observando que los muelles de las válvulas de los cilindros números 5 y 6 habían perdido «fuerza», de forma que podían comprimirse con la mano. Posiblemente esta pérdida de características fue debida al efecto del calor al que se vieron sometidos durante el incendio.

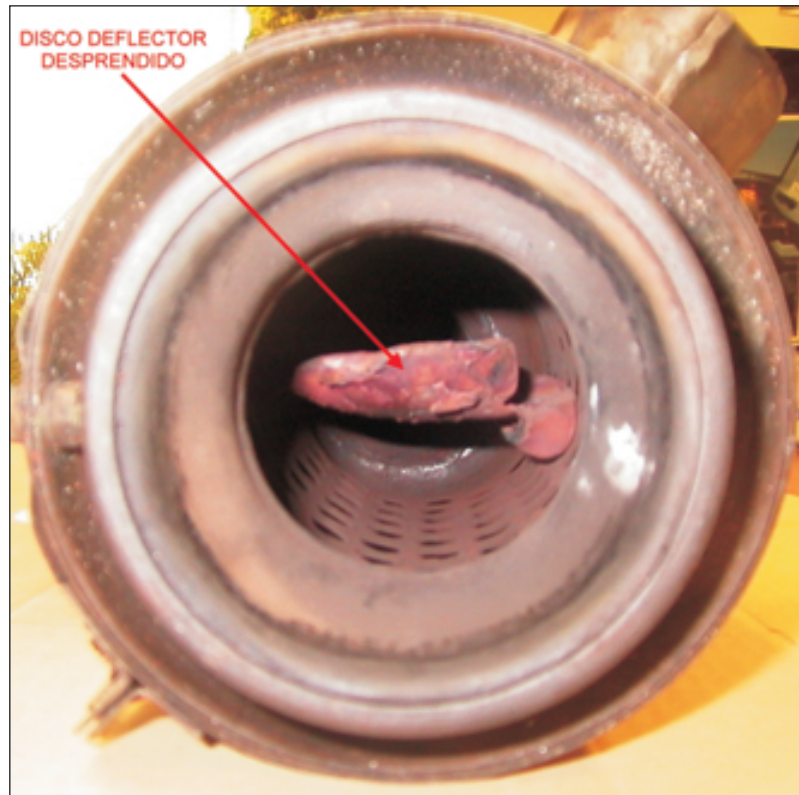


Foto 3. Disco deflector desprendido dentro del silencioso

A continuación se desmontaron los cilindros, comprobando que los números 1, 2, 3 y 4 se encontraban en buenas condiciones, en tanto que los números 5 y 6 mostraban claros signos de oxidación, encontrándose además este último bloqueado, debido al agarrotamiento del segmento rascador. La oxidación encontrada en estos cilindros fue con toda probabilidad originada por el agua que se introdujo en el motor durante las tareas de extinción del incendio. Una vez desmontado el cilindro número 6, se comprobó que el cigüeñal giraba libremente.

El filtro de combustible se encontró limpio. El carburador aparecía con daños debidos a su impacto contra el terreno. Se abrió, y se encontraron dentro de la cubeta trozos de plástico, que resultaron ser los restos del flotador, que se había fundido por efecto del calor del incendio. Por lo demás, el carburador presentaba un aspecto normal y no se apreció ninguna anomalía.

A continuación se desmontaron los dos tubos de escape que lleva la aeronave, que habían sido previamente soltados del motor. Ambos colectores y los escapes se encontraron en buenas condiciones y sin obstrucciones. Por el contrario, los dos silenciosos estaban agrietados y al moverlos sonaba algo en su interior. En ambos casos el ruido era producido por un disco deflector de aire, que se encontraba suelto. El estado que presentaban dichos discos evidenciaba que su desprendimiento había tenido lugar con anterioridad al accidente.

En resumen, se consideró que todos los daños encontrados en el conjunto hélice-motor y sus accesorios, a excepción del desprendimiento de los discos deflectores de los silenciosos, fueron ocasionados bien por el impacto, bien por el posterior incendio o bien por el agua utilizada en su extinción.

1.9. Información adicional

1.9.1. Sistema de escape de gases del motor

El motor de esta aeronave tiene seis cilindros en disposición opuesta, es decir, tres a la izquierda del eje longitudinal del motor y los otros tres a su derecha. En cada uno de estos lados hay un tubo de escape, que recoge los gases procedentes de los tres cilindros de dicho lado.

Cada uno de los tubos de escape consta de tres partes principales: colector, silencioso y escape.

El colector recoge los gases de los tres cilindros de su lado y los conduce hasta el silencioso.

Éste, como puede verse en la sección longitudinal de la figura 2, tiene dos cavidades separadas por una pared (intermedia). Los gases de escape circulan por la cavidad inter-

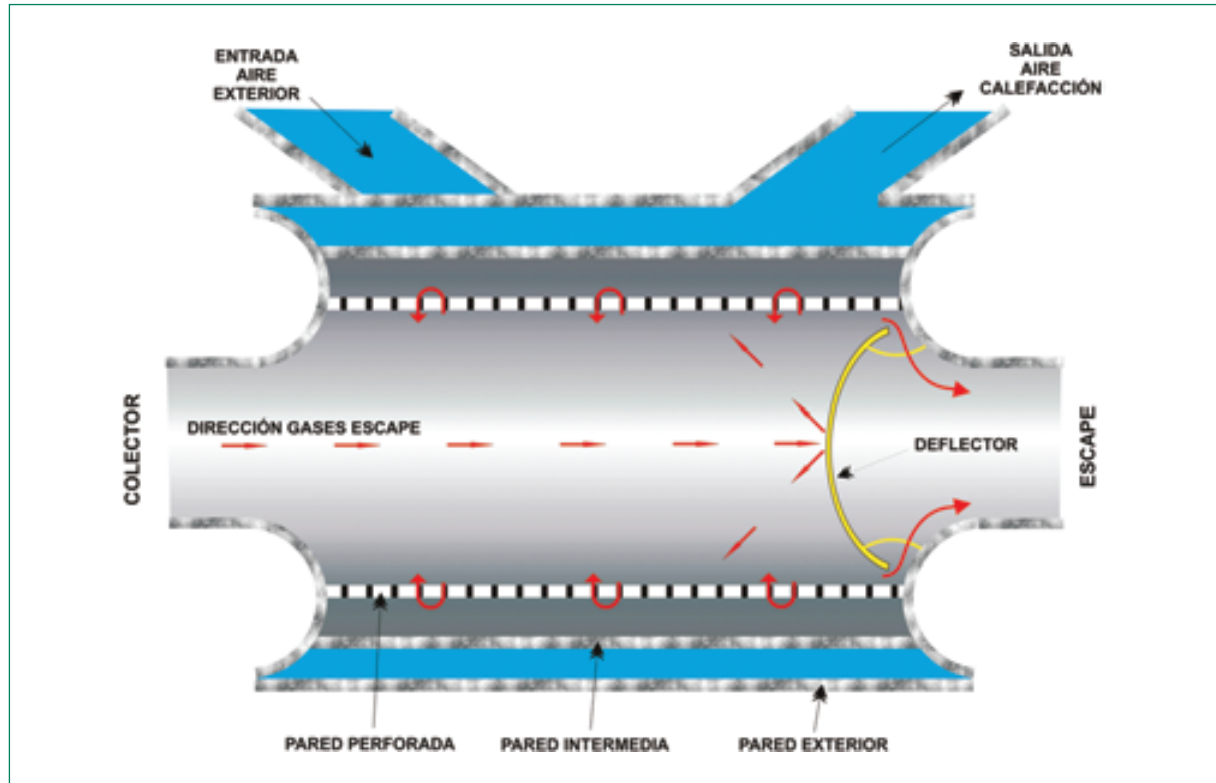


Figura 2. Esquema del silencioso

na, la cual, además, tiene una pared perforada. Al fondo de esta cavidad hay un disco deflector, que está fijado mediante tres patillas soldadas a las paredes interiores del silencioso. El aire procedente del exterior circula por la cavidad más externa, calentándose al entrar en contacto con la pared intermedia, luego sale del silencioso y es conducido hacia la cabina para ser usado en la calefacción.

Los gases de escape entran en el silencioso y llegan hasta su fondo, donde chocan contra el disco deflector, que los dirige hacia los laterales del silencioso, a fin de que fluyan a través de la pared perforada, mediante lo cual se consigue disminuir su nivel de ruido. Luego los gases salen del silencioso a través del espacio que queda entre el fondo de éste y el disco deflector, y entran en el escape, que es un tubo cilíndrico de unos 50 centímetros de longitud, y finalmente salen al exterior por su extremo.

El fabricante de la aeronave informó que el programa de mantenimiento de ésta establece que cada 100 horas debe llevarse a cabo una inspección visual del sistema de escape, a fin de detectar la presencia de grietas, zonas quemadas, etc., así como verificar el correcto estado de las uniones de los diferentes elementos que lo componen.

1.9.2. *Experiencia en servicio del sistema de escape*

El BEA informó que no tenía datos de fallos similares del sistema de escape de este fabricante en 19 años de producción, en los cuales ha habido un elevado número de horas de vuelo.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

Las marcas y deformaciones que presentan las palas de la hélice indican que cuando contactaron con el terreno, el motor apenas giraba.

Las condiciones meteorológicas existentes en el momento en que tuvo lugar el fallo del motor no eran propicias para que se formara hielo en el carburador.

No se ha encontrado anomalía alguna en el motor y sus sistemas que justifique la disminución de su potencia, salvo el desprendimiento de los deflectores de ambos silenciosos.

Los deflectores que se habían desprendido quedaron sueltos en el interior de los silenciosos, pudiendo moverse libremente dentro de ellos. En esta situación es posible que en un momento dado se colocasen de forma tal que obstruyeran parcialmente la salida de los gases de escape, lo que conllevaría una pérdida de potencia.

Si esta situación se hubiera producido sólo en uno de los escapes, únicamente se habrían visto afectados los tres cilindros de los que recoge gases, en cuyo caso, el motor

habría tenido fuertes vibraciones, que habría notado el piloto. En este sentido, hay que tener en cuenta que, según la declaración de éste, en ningún momento se produjeron vibraciones anormales.

Por el contrario, si la obstrucción parcial de la salida de los gases de escape hubiera tenido lugar en ambos silenciosos de forma casi simultánea, no se habrían producido vibraciones en el motor, pero sí una considerable pérdida de potencia, a consecuencia de la cual el motor sería incapaz de mantener el régimen de giro. Esta disminución de potencia sería detectada por el governor, que intervendría reduciendo el ángulo de paso de las palas de la hélice, a fin de reducir la potencia requerida por ésta, de forma que, aunque el motor suministrase menos potencia, fuera capaz de mantener el régimen de giro. Al reducirse el ángulo de paso de la hélice, se produciría una disminución de la tracción de ésta. Este escenario es congruente con la situación que describió el piloto.

Aunque la única hipótesis que podría apuntarse, de acuerdo a los testimonios e información recogida, para justificar el fallo del motor sería la obstrucción parcial de la salida de los gases de escape simultáneamente en ambos silenciosos, se considera que la probabilidad de que esto ocurra es sumamente reducida. En consecuencia, no ha sido posible determinar la causa probable de este accidente.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 16 de agosto de 2003; 18:50 horas¹
Lugar	A unas 40 NM en el radial 090 del VOR de Bagur

AERONAVE

Matrícula	EC-IFR
Tipo y modelo	CESSNA 337-H

Motores

Tipo y modelo	Teledyne Continental M. IO-360-G1B e IO-360-G2B
Número	2

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	26 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	1.200 horas
Horas de vuelo en el tipo	735 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			1
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Hundida en el mar
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Comercial – Oper. mar adentro
Fase del vuelo	En ruta – Nivel de crucero

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El sábado 16 de agosto de 2003, a las 14:30 horas, la aeronave EC-IFR despegó del Aeropuerto de Girona con objeto de realizar un vuelo de avistamiento de bancos de atunes.

A bordo de la aeronave iban tres personas: el piloto, el copiloto y un observador de peces. El vuelo transcurrió con normalidad durante 4 horas y 20 minutos, hasta que el motor trasero, mientras realizaban un viraje hacia la izquierda de 45° para seguir un banco de peces, sufrió una primera pérdida de potencia. Después de nivelar el avión y conseguir recuperar potencia, el motor trasero se paró definitivamente.

La aeronave, que por las características de la actividad que estaba realizando se encontraba a 1.000 pies de altura, empezó a descender hasta que cayó al mar a las 18:50 horas aproximadamente.

Las tres personas a bordo tuvieron tiempo durante el descenso de desplegar el equipo de supervivencia y saltaron a la balsa salvavidas donde estuvieron casi 1 hora y 30 minutos hasta que fueron rescatados por un barco atunero francés que les llevó a tierra. No sufrieron ninguna lesión.

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

Después de la parada del motor trasero, la aeronave cayó al mar y quedó hundida a una profundidad de 1.000 metros aproximadamente.

La aeronave no fue recuperada, por lo que no se pudo realizar una evaluación de los daños.

1.3. Información sobre la tripulación

Los datos más importantes de experiencia y titulación del piloto al mando de la aeronave se muestran en la tabla siguiente.

Información sobre el piloto	
Edad	26 años
Nacionalidad	Española
Licencia	Piloto comercial de avión
<i>Habilitación (validez)</i>	Multimotor pistón (hasta 17-02-2004)
	Vuelo instrumental (hasta 17-02-2004)

Información sobre el piloto (continuación)

<i>Experiencia</i>	Total	1.200 horas
	En el tipo	735 horas
	Últimos 90 días	138:10 horas
	Últimos 60 días	26:05 horas
	Últimos 30 días	17:05 horas

En relación con la actividad del piloto cabe destacar:

- La poca diferencia de horas de actividad que existe entre los últimos 60 y 30 días se debe a que durante el mes de julio (concretamente desde el 20 de junio hasta el 8 de agosto) el piloto no realizó ningún vuelo.
- Todos los vuelos de la aeronave desde el día 11 de agosto hasta el 16 de agosto, es decir, hasta el accidente, tuvieron el mismo piloto al mando.
- El día del accidente el piloto realizó un vuelo por la mañana que transcurrió desde las 08:10 hasta las 13:05 con la aeronave EC-IFR.

1.4. Información sobre la aeronave

La Cessna 337-H tiene dos motores situados en los extremos anterior y posterior del fuselaje.

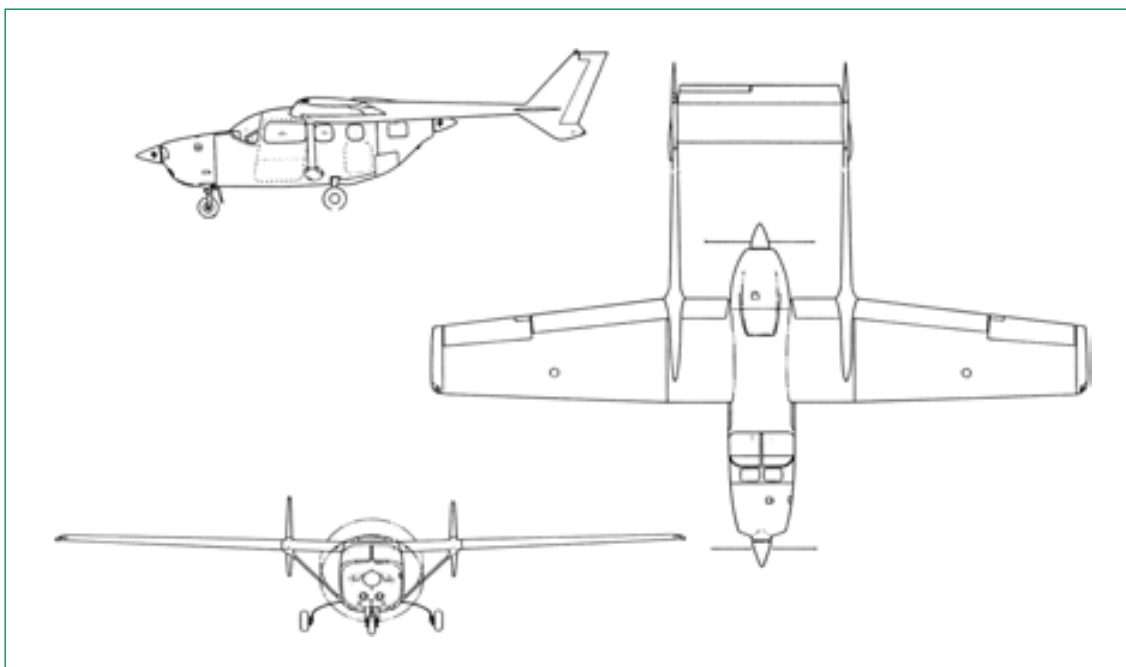


Figura 1. Vistas Cessna 337-H

Como se muestra en las tablas siguientes, la última revisión de mantenimiento de la aeronave fue realizada el día 29 de julio, 17 días antes del accidente.

Información general		
Matrícula	EC-IFR	
Constructor	Cessna Aircraft Corp.	
Modelo	337-H	
Número de serie	337-01846	
Año de fabricación	1978	
Motor 1	Fabricante	Teledyne Continental Motors
	Modelo	IO-360-G1B
Motor 2	Fabricante	Teledyne Continental Motors
	Modelo	IO-360-G2B
Hélice 1	Marca	MC Cauley
	Modelo	D2AF34C310/90DEA-12
Hélice 2	Marca	MC Cauley
	Modelo	D2AF34C307/L78CBA-2
Certificado de aeronavegabilidad	Clase	Normal
	Empleo	Trabajos aéreos. Observación y patrullaje
	Prestación técnica	Aeronave idónea para cualquier condición ambiental excepto la formación de hielo
	Número	5143
	Emisión	23-07-2002
	Validez	26-06-2004
	Última renovación	27-06-2003

Características técnicas		
Dimensiones	Envergadura	11,63 metros
	Altura	2,79 metros
	Longitud	9,07 metros
Limitaciones	Peso máximo despegue	2.102 kg
	Tripulación mínima	1 piloto
Combustible	Consumible	539,7 litros
	No consumible	9,9 litros

Información de mantenimiento		
<i>Aeronave</i>	Horas totales	3.504:35 horas
<i>Motores</i>	Horas totales	454:35 horas
<i>Últimas inspecciones</i>	Aeronave y motores	Día: 29-07-2003
		Horas aeronave: 3.489:15
		Horas motores: 439:15 (totales)
		Tipo: inspección de línea (50 horas), básica (100 horas) y periódica (200 horas)

1.5. Información meteorológica

La información meteorológica prevuelo facilitada al piloto fue la siguiente:

- Sin nubes.
- Sin fenómenos meteorológicos significativos.
- Temperatura: 30 °C.
- Visibilidad: CAVOK.
- Sin ráfagas de viento.

Los informes meteorológicos facilitados por el Instituto Nacional de Meteorología describen las siguientes condiciones meteorológicas en el lugar del accidente:

- Nubes bajas dispersas.
- Buena visibilidad.
- Viento a 1.000 pies de altura: 5 nudos del sudeste.
- Temperatura a 1.000 pies de altura: 28 °C.

1.6. Supervivencia

Según el piloto, cuando se produjo la parada definitiva del motor trasero y el avión empezó a perder altura y velocidad, en dos ocasiones transmitieron por la frecuencia 121.5 MHz la situación de emergencia y la posición en la que se encontraban, aunque no obtuvieron respuesta.

Durante el tiempo transcurrido entre el fallo del motor y el amerizaje, las personas a bordo tuvieron tiempo de preparar el equipo de emergencia, y cuando estaban a poca altura sacaron la lancha salvavidas, la inflaron y subieron a bordo en el siguiente orden: observador, copiloto y piloto. La balsa disponía de material de supervivencia para 6 personas.

Desde que cayeron al mar, transcurrieron aproximadamente 1 hora y 15 minutos hasta que vieron otra aeronave y dispararon una bengala. El avión les localizó y realizó una serie de virajes sobre su vertical para indicarles que les había visto. A los 10 minutos, es decir, sobre las 20:20 horas, llegaron tres barcos atuneros y fueron rescatados por uno de ellos, que les llevó hasta el puerto francés de Port Vendre.

Prácticamente a la misma hora en la que fueron rescatadas las personas a bordo de la aeronave, la oficina de operaciones del Aeropuerto de Girona comunicaba al RCC Baleares el amerizaje de una aeronave. La intervención del RCC Baleares no fue necesaria ya que, en esos momentos, la tripulación estaba siendo rescatada.

1.7. Investigación

1.7.1. Declaración del piloto de la aeronave EC-IFR

La información proporcionada por el piloto en su declaración se muestra a continuación.

Datos respecto a las condiciones del vuelo

- El vuelo se realizó a unos 1.000 pies de altitud, 2.300 rpm y 19 pulgadas de presión de admisión.
- Fue un vuelo tranquilo.
- La trayectoria seguida por la aeronave se presenta en la figura 2.

Datos respecto al fallo de motor

- El primer fallo del motor trasero se produjo durante un viraje a la izquierda de 45° de inclinación.
- El piloto niveló el avión y éste recuperó potencia.
- 5 segundos después se produjo la parada total del motor trasero y el avión empezó a perder velocidad y altitud.
- Aplicaron el procedimiento de emergencia y cambiaron la válvula de selección de depósito de combustible del motor trasero para consumir del mismo depósito que el motor delantero.
- Transmitieron en dos ocasiones por la frecuencia de emergencia pero nadie copió.
- Prepararon la aeronave para el amerizaje y éste se produjo de forma suave aproximadamente a unas 40 NM del radial 090° del VOR de Bagur.

Datos respecto al rescate

- La información referente al rescate proporcionada por el piloto se ha recogido en el apartado 1.7 de Supervivencia.



Figura 2. Trayectoria según datos del piloto y LECB

Datos respecto al repostaje

- Día 14/08/03: se reposta «FULL» (lleno a tope) antes de empezar la actividad.
- Día 15/08/03: se reposta «FULL» al terminar la actividad.
- Día 16/08/03: se repostan 150 litros antes del vuelo del accidente.

1.7.2. Declaración del piloto de la aeronave EC-GPQ

- El piloto de la aeronave que vio a la tripulación declara que los localizó, según su referencia horaria, a las 19:50 hora local.
- Después de localizarlos llamó a un barco que estaba próximo y al Aeropuerto de Girona informando sobre la posición de los supervivientes: Radial 085 VOR GERONA y 27 NM del VOR de BAGUR.

1.7.3. Información de los servicios de tránsito aéreo

Información del ACC Barcelona (LECB)

- La información registrada por LECB muestra que la aeronave se encontraba sobrevolando la zona Este del VOR de Bagur entre 10 y 30 millas náuticas, manteniendo en todo momento 1.000 pies de altura.

- La última traza radar es de las 18:37:24 horas, en la que se encuentra a 300 pies y a 18 millas náuticas del radial 081 del VOR de Bagur.
- La aeronave EC-IFR no efectuó ninguna llamada al ACC Barcelona.
- A menos de 2 millas náuticas de la aeronave accidentada se encontraba otra realizando un vuelo a unos 1.000 pies de altura.
- A las 19:40 horas, la torre del Aeropuerto de Girona llama al ACC Barcelona requiriendo información sobre la aeronave EC-IFR.
- A las 19:46:44 la traza radar muestra a la aeronave EC-GPQ volando encima del lugar de la última traza radar de la aeronave EC-IFR.
- A las 20:15 TWR LEGE notifica el accidente de la aeronave EC-IFR.
- La evolución de altura y velocidad de la aeronave hasta los 300 pies, en que desaparece del sistema, es la que se muestra en la tabla.

Hora LECB	Aeronave EC-IFR	
	h (pies)	v (nudos)
18:36:09	900	97
18:36:44	700	97
18:36:49	600	95
18:36:54	500	96
18:37:04	400	96
18:37:24	300	93

Información de TWR de Girona (LEGE)

- Según la información facilitada por la torre de control de Girona la aeronave EC-IFR despegó a las 14:30. La última comunicación con la torre de Girona la realiza a las 14:46, sobre BAGUR.
- La torre de Girona no recibió ninguna comunicación de emergencia proveniente de la aeronave EC-IFR.
- A las 20:07 la aeronave EC-GPQ contacta con la torre de Girona informando sobre el accidente que ha sufrido la aeronave EC-IFR e indicando que la tripulación está a salvo.
- A las 20:12 la torre de Girona notifica a ACC Barcelona que la aeronave EC-IFR ha sufrido un accidente

Información derivada del plan de vuelo ATS

- En el plan de vuelo ATS que se presentó en el Aeropuerto de Girona, la duración total prevista del vuelo iba a ser de 4 horas.

Sucesión de eventos y referencias horarias en el accidente					
Hora	Evento	Referencia horaria			
		ATC	EC-IFR	EC-GPQ	RCC
14:20	Hora prevista de despegue en el plan de vuelo.	X			
14:30	Hora real de despegue.	X	X		
18:20	Hora prevista de llegada en el plan de vuelo.	X			
18:36:09	Aeronave a 900 pies y 97 nudos. Comienza el descenso de altitud.	X			
18:37:24	Última traza radar del ACC Barcelona. Aeronave a 300 pies y 93 nudos.	X			
18:50	Caída de la aeronave al mar.		X		
19:40	Llamada de la torre de Girona al ACC Barcelona preguntado por la aeronave.	X			
19:46:44	EC-GPQ vuela encima del lugar de la última traza radar de la aeronave.	X			
19:50	EC-GPQ localiza a los supervivientes.			X	
20:07	EC-GPQ notifica el accidente a la torre de Girona.	X			
20:10	Los supervivientes son vistos por la aeronave.		X		
20:15	Llamada de la torre de Girona al ACC Barcelona comunicando accidente de la aeronave.	X			
20:20	Rescate de los supervivientes por un barco.		X		
20:20	Llamada de planes de vuelo de Girona al RCC Balear comunicando accidente de la aeronave.				X

1.7.4. Combustible

El sistema de combustible de esta aeronave consta de dos depósitos situados en los planos que, en configuración normal (en la que estaba operando la aeronave en el vuelo del accidente), suministran combustible del siguiente modo:

- Motor delantero – depósito izquierdo.
- Motor trasero – depósito derecho.

1.7.4.1. Actividad y repostaje de la aeronave

Los vuelos y repostajes que se realizaron con anterioridad al accidente se muestran en la tabla siguiente.

Día	Hora inicio	Hora fin	Tiempo vuelo	Repostado	
				Comprobado	Según piloto
11-08-03	11:25	12:25	01:00		
14-08-03				225 litros	FULL
	11:50	13:50	02:00		
	17:00	17:25	00:25		
15-08-03	09:40	13:50	04:10		
	13:56	14:03		151 litros	No hay mención
	16:50	19:40	02:50		
	19:52	20:01		387 litros	FULL
16-08-03	08:10	13:05	04:55		
	13:16	13:19		151 litros	150 litros
	14:30	18:50	04:20		

1.7.4.2. Consumo medio según el manual de vuelo

Partiendo de las condiciones del vuelo del accidente descritas por el piloto en su declaración, y utilizando los datos que aparecen en el manual de vuelo, se ha estimado que el consumo de combustible en el vuelo del accidente fue de 244,3 litros, lo que supone un consumo medio de 56,2 litros/hora.

Con este valor de consumo medio, conociendo que la actividad de la aeronave los días anteriores al accidente fue de las mismas características que el vuelo del accidente, y suponiendo que se repostó hasta el máximo en las ocasiones en las que ha declarado el piloto, se obtiene que el día 15-08-03, cuando se repostaron 387 litros, la aeronave tenía 171,7 litros, lo que sumarían 558,7 litros en los depósitos, cantidad que excede en 9 litros a la capacidad máxima de los tanques.

1.7.4.3. Consumo medio según históricos

Según la declaración del piloto, la aeronave fue repostada hasta su máxima capacidad en dos ocasiones: antes de empezar la actividad del día 14-08-03 y después de terminar el día 15-08-03.

Con estas referencias, y partiendo de las cantidades repostadas y tiempo de vuelo, el consumo medio de la aeronave es de 57,17 litros/hora, lo que supone que la aeronave en el momento del accidente tendría en los depósitos 172,15 litros de combustible.

1.7.5. *Mantenimiento del sistema de combustible*

El manual de mantenimiento de la aeronave define revisiones cada 50, 100 y 200 horas de operación, en cada una de las cuales son revisados los siguientes componentes del sistema de combustible:

Sistema de combustible	Inspección cada		
	50 horas	100 horas	200 horas
Filtros de combustible, válvula de drenaje y controles, ventilación del tanque, tapones y placas.	X		
Filtros de combustible.		X	
Filtros inyector combustible.	X		
Drenaje de combustible y comprobación del interior del tanque y de los filtros.	Cada 1.000 horas o coincidiendo con el overhaul del motor.		
Tanque de combustible y drenaje.			X
Válvula selectora de combustible y placas.	X		
Bombas auxiliares de combustible.		X	
Bombas de combustible.		X	
Indicadores de combustible y sensores.	X		
Líneas de retorno y válvulas de chequeo.		X	
Sistema de ventilación del turbocompresor.		X	
Primado del motor.		X	

El día 29-07-03, 17 días antes de producirse el accidente, la aeronave tuvo una inspección que incluía los tres tipos de revisiones.

1.8. Información adicional en relación con los servicios ATS

El Reglamento de la Circulación Aérea establece los siguientes puntos:

«3.5.1. Aplicación.

3.5.1.1. Se suministrará servicio de alerta:

- a) A todas las aeronaves a las cuales se suministre servicio de control de tránsito aéreo;
- b) en la medida de lo posible, a todas las demás aeronaves que hayan presentado un plan de vuelo o de las que, por otros medios, tengan conocimiento los servicios de tránsito aéreo.

3.5.2. *Notificación a los centros coordinadores de salvamento.*

3.5.2.1. *... las dependencias de los servicios de tránsito aéreo notificarán inmediatamente a los centros coordinadores de salvamento que consideran que una aeronave se encuentra en estado de emergencia de conformidad con lo siguiente:*

a) *Fase de incertidumbre:*

2) *Cuando la aeronave no llegue dentro de los 30 minutos siguientes a la hora prevista de llegada...*

10.5.3. *Procedimientos relativos a las comunicaciones radiotelefónicas de socorro y de urgencia.*

10.5.3.1.5. *Las comunicaciones de socorro y de urgencia se mantendrán, por lo general, en la frecuencia en la que se iniciaron, hasta que se considere que puede prestarse mejor ayuda mediante su transferencia a otra frecuencia*

Nota. Pueden utilizarse, según corresponda, las frecuencias de 121.5 MHz o...

10.5.3.2. *Comunicaciones de socorro de radiotelefonía.*

Nota 1.a) que el mensaje de socorro de una aeronave en peligro se transmita en la frecuencia de emergencia de 121.5 MHz o en otra frecuencia... No todas las estaciones aeronáuticas mantienen una escucha continua en la frecuencia de emergencia.

8.10.2.2. *ENR 2. Espacio aéreo de los servicios de tránsito aéreo.*

ENR 2.1. FIR, UIR, TMA.

Una descripción de las áreas designadas sobre las cuales... en las que las aeronaves deben mantener continuamente la escucha en la frecuencia de emergencia VHF de 121.5 MHz..."

2. ANÁLISIS

La aeronave EC-IFR despegó del Aeropuerto de Girona a las 14:30 horas para realizar un vuelo de avistamiento de bancos de atunes con tres personas a bordo: piloto, copiloto y observador.

Después de llevar en vuelo 4 horas y 20 minutos, y mientras realizaban un viraje a la izquierda, la aeronave sufrió una pérdida de potencia. El piloto niveló la aeronave y ésta recuperó potencia, pero instantes después el motor trasero se paró definitivamente y la aeronave cayó al mar.

Las circunstancias que rodearon al accidente se valoran atendiendo dos aspectos:

- Análisis de las posibles causas que llevaron a la parada del motor, con la consideración de que la imposibilidad de realizar cualquier tipo de inspección a posteriori sobre la aeronave hace difícil descartar a ciencia cierta, más allá de una estimación de probabilidades, una causa respecto a las demás.
- Análisis de los aspectos relacionados con la gestión de la situación de emergencia por parte de los servicios de tránsito aéreo.

2.1. Parada del motor

Las posibilidades que se contemplan son la posible contaminación del combustible, la existencia de algún fallo en el sistema y la falta de combustible en la aeronave.

Contaminación del combustible

Uno de los aspectos que se valoraron como posible causa de la pérdida de potencia del motor fue la contaminación del combustible, aunque el gran período de tiempo que estuvo la aeronave volando antes de que aparecieran los problemas induce a descartar esta posibilidad.

Fallo en el sistema de combustible

De acuerdo con los síntomas descritos por el piloto en su declaración, se podría pensar en un fallo en el sistema de combustible de la aeronave como otra posible causa del accidente.

El día 29-07-03, es decir, 17 días antes de que se produjera el accidente, la aeronave había pasado una inspección de 50, 100 y 200 horas, lo que supone que todos los elementos del sistema fueron revisados en la forma más completa que está definida por el fabricante en el manual de mantenimiento. Por este motivo, parece difícil pensar en un fallo de un sistema que fue revisado en su totalidad y en su versión más completa, poco tiempo antes.

Cantidad de combustible

La tercera causa que se ha considerado en este accidente es la posibilidad de que la aeronave tuviera falta de combustible. La imposibilidad de comprobar la cantidad de combustible que quedaba en los tanques después del accidente hace difícil asegurar cualquier hipótesis, aunque esta última se considera como la más probable.

Los cálculos que se han realizado respecto a la cantidad de combustible parten de un condicionante muy importante, que son los dos repostajes que, según la declaración del piloto, se realizaron hasta la máxima capacidad de los depósitos. Este hecho no se ha podido comprobar ya que el personal de la compañía suministradora de combustible no recordaba si, efectivamente, estos repostajes habían sido tal como declara el piloto.

Respecto a los repostajes, hay que señalar que el piloto, a pesar de que fue el único que utilizó la aeronave los días anteriores, no recordaba uno de los repostajes que se realizó el día anterior al accidente.

Con estos condicionantes, los cálculos realizados sobre combustible muestran dos situaciones muy diferentes:

- Partiendo de los datos de tiempo de vuelo, cantidad de combustible y dando como verdaderos los dos repostajes máximos, la aeronave en el momento del accidente tendría un total de 172 litros en los tanques, lo que tendría que haber permitido a la aeronave recuperar potencia cuando el piloto aplicó el procedimiento de emergencia.
- Partiendo del manual de vuelo de la aeronave, calculando el consumo durante el vuelo del accidente, y utilizando este consumo medio, uno de los dos llenados máximo de los tanques que declara el piloto no pudo realizarse ya que, en ese caso, el segundo repostaje del día 15-08-03 excedería de la capacidad máxima de los tanques.
- Este caso hace suponer que alguno de los dos repostajes de combustible no fue hasta su máxima capacidad y que la aeronave entonces no disponía de tanto combustible como la tripulación pensaba, encajando los síntomas mostrados por el motor con la falta de combustible. Además, el plan de vuelo ATS presentado por la compañía establecía un total de 4 horas de tiempo total de vuelo, lo que supone que en el momento del accidente habían excedido en 20 minutos la planificación.

2.2. Gestión de la emergencia por los servicios de tránsito aéreo

De acuerdo con la información del plan de vuelo presentado por la aeronave EC-IFR, la hora prevista de llegada eran las 18:30, ya que la hora de salida fue las 14:30, por lo que a las 19:00 debería haberse notificado la fase de incertidumbre, tal como se recoge en el Reglamento de Circulación Aérea y, sin embargo, hasta las 19:40 la torre de Girona no llamó al ACC Barcelona preguntando por esta aeronave. En ese momento tampoco se inició la fase de incertidumbre y no se comunicó el retraso al Centro de Coordinación y Salvamento (RCC).

A las 20:07, una segunda aeronave (EC-GPQ) puso en conocimiento de la torre de Girona el accidente, indicando también que la tripulación del avión siniestrado se encontraba a salvo. Fue después de esta confirmación cuando la torre de Girona infor-

mó al ACC Barcelona del suceso, y éste a su vez, a las 20:20, lo comunicó al RCC Balear.

Por último, cabe señalar que ni el Centro de Control de Área de Barcelona (ACC Barcelona), ni la torre de Girona, así como ninguna aeronave dentro del FIR Barcelona, en el que se encontraba la aeronave, recibió la llamada de emergencia en la frecuencia 121.5 MHz, que según el piloto realizó en dos ocasiones antes de caer al mar. Es posible que en ese momento, con la aeronave a baja altitud y precipitándose al mar, no se dispusiera de cobertura radioeléctrica para que la emisiones se recibieran en el ACC Barcelona o en la torre de Girona.

3. CONCLUSIONES

No ha sido posible determinar con seguridad la causa de la parada del motor que originó el accidente, aunque se considera como hipótesis más probable un problema en la alimentación de combustible como consecuencia del agotamiento del mismo.

Por otro lado, las deficiencias en la aplicación, por parte de los Servicios de Tránsito Aéreo de la torre de control de Girona, del procedimiento de activación de las fases de emergencia para búsqueda y salvamento, impidió que se tomaran oportunamente las medidas necesarias tendentes a facilitar el rescate de la aeronave y sus ocupantes.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

Dado el modo en que los Servicios de Tránsito Aéreo procedieron ante el retraso de la aeronave, y dada la trascendencia en la supervivencia de las posibles víctimas que supone la identificación inmediata de las situaciones de emergencia que puedan afectar a las aeronaves, parece necesario incidir en la mejora en la aplicación de los procedimientos establecidos en el Reglamento de la Circulación Aérea para alertar de estas situaciones. Por tanto:

REC 36/2004. Se recomienda a AENA que revise la aplicación que se hace por parte de los Servicios de Tránsito Aéreo de los procedimientos de notificación de situaciones de emergencia de aeronaves con objeto de corregir las deficiencias que impidan que se suministre el servicio de alerta de manera efectiva.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Miércoles, 8 de octubre de 2003; 13:45 horas
Lugar	Aeropuerto de Málaga (Málaga)

AERONAVE

Matrícula	EC-HZI
Tipo y modelo	CESSNA 177-RG

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-360-F1A6
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	54 años
Licencia	Piloto de transporte de línea aérea
Total horas de vuelo	13.000 horas
Horas de vuelo en el tipo	500 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Estabilizador horiz. y borde marginal plano dcho.
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Instrucción – Verificación
Fase del vuelo	Aterrizaje

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El objeto del vuelo era realizar la verificación de competencia para la revalidación de la habilitación de vuelo instrumental de un piloto comercial de avión. Para ello, se había previsto realizar un vuelo local con origen y destino en el Aeropuerto de Málaga de unas dos horas de duración, durante las que se pretendía hacer salidas instrumentales, maniobras de espera en el VOR «MGA» y aproximaciones instrumentales ILS, VOR y NDB.

El piloto verificador y el piloto al que se iba a verificar se dirigieron a la aeronave a fin de iniciar el vuelo previsto. Iniciaron la puesta en marcha del motor, observando que el motor de arranque no era capaz de mover la hélice más de un cuarto de vuelta, lo que imposibilitaba arrancar el motor.

Comunicaron el problema a mantenimiento y, al poco rato, llegó un mecánico con una fuente de alimentación externa que, una vez conectada a la aeronave, permitió poner el motor en marcha.

Después realizaron los chequeos previos al vuelo, e iniciaron el rodaje hacia la pista desde la que despegaron a las 13:00 hora local.

Hicieron la salida instrumental LOJAS1A, y luego se dirigieron al VOR «MGA», donde entraron en espera. Al iniciar el segundo hipódromo percibieron un fuerte ruido en los altavoces, a la vez que se producía el apagado de las pantallas de todos los equipos de audio y navegación y la oscilación, de mínimo a máximo, de las agujas de los indicadores no relacionados directamente con el motor, tales como alternador, combustible, etc. Dichas anomalías se manifestaban de forma cíclica, de forma que duraban unos 10 segundos, luego cesaban durante un período de tiempo similar, y volvían a reproducirse.

La tripulación intentó comunicar con las dependencias de control durante los lapsos en los que desaparecían las anomalías sin conseguirlo, por lo que decidieron declarar fallo de comunicaciones poniendo el código 7600 en el transponder, y a continuación abandonaron la zona del VOR para dirigirse hacia la costa, para luego proceder hacia el Aeropuerto de Málaga.

Cuando se encontraban próximos al aeropuerto consiguieron contactar por radio con la torre de control, que les autorizó el aterrizaje. Tomaron tierra en la pista y rodaron por ella manteniendo la rueda de morro levantada. Deceleraron sin frenar y cuando la velocidad de la aeronave se había reducido a unos 10 nudos, las dos patas del tren principal comenzaron a retraerse, lo que provocó que la cola impactase contra el pavimento.

La aeronave avanzó unos 10 metros más y se detuvo. En ese momento el plano derecho descendió quedando apoyado sobre la pista.

El servicio de extinción de incendios del aeropuerto acudió rápidamente al lugar, procediendo, con ayuda de personal de mantenimiento de la aeronave, a retirarla hasta la plataforma, en lo que invirtieron 40 minutos, durante los cuales la pista permaneció inoperativa.

A consecuencia de ello, tres aeronaves comerciales con destino Málaga debieron desviarse al Aeropuerto de Sevilla, y otras tres vieron retrasada su salida de Málaga.

1.2. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave sufrió daños en la parte derecha del estabilizador horizontal, borde de punta de ala derecha y antena de ADF.



Foto 1. Daños en el estabilizador horizontal

1.3. Información sobre la tripulación

El piloto verificador contaba con una licencia válida, título de piloto de transporte de línea aérea de avión con habilitaciones de monomotores y multimotores terrestres, vuelo instrumental, e instructor y examinador de vuelo visual e instrumental. Su experiencia de vuelo alcanzaba las 13.000 horas, de las cuales 500 eran en este tipo de aeronave.

El piloto al que se iba a verificar disponía título de piloto comercial de avión y de una licencia válida, con habilitación de vuelo instrumental.

1.4. Declaración del piloto

El piloto manifestó que, después de declarar fallo de comunicaciones poniendo el código 7600 en el transponder, trataron de localizar el origen del fallo, revisando los cortacircuitos («breakers») y luego apagando los equipos uno a uno, interruptor de aviónica, luces, alternador e interruptor general.

Dado que al apagar el alternador cesaron las oscilaciones de las agujas de los indicadores que aún quedaban conectados, pensó que el origen del fallo estaba en el regulador del alternador o tal vez en un cortocircuito en alguno de los equipos.

Durante el regreso al aeropuerto repasaron los procedimientos de fuego de origen eléctrico en vuelo y de extensión del tren por procedimiento de emergencia.

Llegando al punto E1 de la carta visual, antes de la entrada en el tramo de viento en cola, procedieron a encender nuevamente el interruptor general («master») y vieron que la indicación de los instrumentos era normal. También conectaron el alternador, que indicaba carga positiva. Posteriormente conectaron el máster de aviónica, el transponder y la radio 1. Todo funcionaba con normalidad. Mediante la radio 1 comunicaron a la torre de control su posición, sin obtener respuesta. Su siguiente notificación fue: «transmitiendo a ciegas por fallo de comunicaciones, posición E1, 1.000 pies», y procedieron a entrar viento en cola pista 14, esperando luz verde de torre para aterrizar.

Próximos a la posición de «abeam torre», creyeron oír algo en la radio e hicieron una nueva llamada, escuchando una respuesta débil y lejana.

Un poco más cerca, oyeron una transmisión con nitidez y pudieron comunicar con normalidad. La torre de control les autorizó a aterrizar. En ese momento procedieron a bajar la palanca del tren de aterrizaje, bajando las patas normalmente, encendiéndose la luz verde de tren abajo y bloqueado.

No intentaron extender los flaps, por tratarse de una pista larga y funcionar mediante un motor eléctrico.

Una vez que hubieron completado las listas previas al aterrizaje, comprobaron visualmente que las ruedas del tren principal estaban fuera y además pidieron a la torre que verificase que el tren estaba extendido.

La torre les informó inicialmente que lo veían extendido para, poco después, manifestar dudas respecto a la pata de morro, por lo que les pidieron que hicieran una pasada a baja altura cerca de la torre.



Foto 2. Daños en la punta de ala

Cuando la aeronave se encontraba sobre el eje de la pista, cerca de la torre, el controlador les informó que se veían bien las tres patas del tren, por lo que procedieron a aterrizar.

El objetivo del piloto era realizar la toma con la máxima suavidad, manteniendo la rueda de morro levantada el mayor tiempo posible. Deceleró sin frenar, y cuando la velocidad de la aeronave era de unos 10 nudos, sintieron como la aeronave caía de cola, y comenzaron a percibir un ruido de que algo arrastraba por la pista.

Mantuvo los planos nivelados, y cuando finalmente la aeronave se paró, el plano derecho se apoyó suavemente en la pista.

Después de comprobar que los dos ocupantes de la aeronave se encontraban bien, procedieron a desconectar todos los equipos, cerrar el selector de combustible y finalmente abandonaron la aeronave.

1.5. Comunicaciones

A las 12:43 hora local, el piloto contactó con control de rodadura del Aeropuerto de Málaga a fin de recabar instrucciones de rodaje. Siete minutos después, esta dependencia pidió al piloto que notificara cuando se encontrara en la calle de rodaje principal, sin obtener respuesta de éste. En los minutos siguientes se hicieron varios intentos

de comunicación con la aeronave, que resultaron infructuosos. Finalmente, a las 12:55 horas la torre recibió respuesta, en la que el piloto informó que tenía problemas con el arranque del motor de la aeronave, por lo que debía retrasar su salida. El controlador le informa que además tiene problemas con la radio.

A las 13:01 horas el piloto comunicó que ya habían solucionado los problemas con el motor, y que se encontraban en disposición de iniciar el rodaje, a lo que fueron autorizados. El despegue se produjo a las 13:15 horas.

A las 13:32 horas se recibió en la torre de control una comunicación procedente de la aeronave solicitando control de radio. El controlador le informó que le oía fuerte y claro, aunque no recibió contestación.

Finalmente, a las 13:43 horas se consiguió establecer comunicaciones en ambos sentidos entre la torre de control y la aeronave.

1.6. Inspección posterior de la aeronave

Una vez que la aeronave fue retirada de la pista, se procedió a su elevación mediante gatos hidráulicos, observando que según se iba elevando, el tren principal iba bajando, hasta que alcanzó la caída máxima, siendo completada su extensión manualmente. Manteniendo el tren en esa posición, se encendió el interruptor general, produciéndose el bloqueo del tren sin anomalía alguna.

Se verificó que la luz verde de tren abajo y bloqueo estaba encendida, si bien no se percibía bien, debido a que su intensidad estaba muy atenuada.

Después de esto se comprobó que el tren estaba asegurado y seguidamente se bajaron los gatos. A continuación se intentó arrancar el motor, pero no fue posible hacerlo debido a que la batería estaba totalmente descargada.

Entonces se procedió a hacer un arranque manual, tras lo que se verificó el alternador, radios, etc., funcionando todo correctamente. Seguidamente se llevó la aeronave, por sus propios medios, hasta la zona de hangares y se paró el motor.

Noventa minutos después se volvió a intentar poner el motor en marcha con el motor de arranque, consiguiendo en esta ocasión que arrancara. Se elevó nuevamente la aeronave sobre gatos y se encendieron todos los sistemas eléctricos, radios y equipos de navegación. Se realizaron tres ciclos completos de extendido y retracción del tren, sin anomalías, realizándose el bloqueo siempre con indicación de luz verde en cabina.

Posteriormente, volvió a elevarse la aeronave mediante gatos. Sin poner el motor en marcha se volvieron a realizar varios ciclos de tren, produciéndose en todos ellos el correcto bloqueo de las tres patas.

En uno de estos ciclos, estando el tren bloqueado, se disminuyó la presión del sistema hidráulico, con el resultado de que, ni aun así, se desbloqueaba el tren. Incluso, se intentó desbloquearlo actuando externamente sobre las patas, con resultado negativo.

La luz verde de tren bloqueado está alimentada por un circuito en serie, que discurre por tres microinterruptores («microswitch») que están montados uno en cada una de las patas del tren. Se verificó que dicha luz solamente se encendía cuando los tres «microswitches» estaban pulsados, verificándose, además, que esta última circunstancia únicamente se producía cuando la pata correspondiente estaba perfectamente bloqueada.

Posteriormente se puso en marcha el motor de la aeronave, fijándole un régimen de giro de 2.400 rpm, y a continuación se fueron encendiendo paulatinamente los equipos y sistemas de abordaje, hasta tenerlos todos encendidos, no observando anomalía alguna. En esas condiciones, se procedió a medir la tensión a la salida del generador, obteniendo un valor de 28,3 voltios, que está dentro del margen de voltaje nominal.

Seguidamente se desmontó el alternador, observando que no había indicios de que se hubieran producido sobretensiones, chispazos, etc., siendo su aspecto normal. No fue posible hacer un chequeo más profundo del mismo al no disponerse del equipo necesario para ello, por lo que no puede descartarse la existencia de algún fallo en el mecanismo de protección de sobretensiones. En este sentido, conviene indicar que este alternador se sustituyó por otro, no habiéndose reproducido el problema posteriormente.

Después de esto se quitó la batería y se comprobó su estado de carga, estando todos los vasos con aproximadamente un 50% de carga.

A continuación se procedió a cargarla y se volvió a medir su estado dos horas después, que resultó ser de un 75%.

1.7. Información adicional

1.7.1. Sistema eléctrico

El alternador de esta aeronave dispone de dos sensores, instalados en su interior. Uno se encarga de detectar si se producen situaciones de bajo voltaje, en tanto que el otro controla los sobrevoltajes.

Cuando se dan condiciones de bajo voltaje, el sensor activa una luz roja de aviso rotulada «low voltage», que está situada en el panel de instrumentos.

En el caso de que se produzcan tensiones excesivamente altas, el sensor desconecta el alternador, lo que hace que descienda el voltaje en el sistema, para posteriormente volver a conectarlo. Si las condiciones que provocaron el sobrevoltaje eran transitorias, el

sistema volverá a la normalidad. En caso contrario, el sensor volverá a desconectar el alternador, de forma que los equipos eléctricos solamente podrán abastecerse de la batería, por lo que habrá de reducirse el consumo de energía eléctrica al máximo.

1.7.2. *Procedimiento de extensión del tren por emergencia*

En el caso de que se produzca un fallo en el sistema de extensión normal del tren de aterrizaje, el piloto debe accionar la extensión del tren por emergencia mediante la palanca de la bomba manual, con lo que se proporciona presión al sistema hidráulico, y se consigue de esa forma extender el tren.

2. ANÁLISIS

En el vuelo del evento, para arrancar el motor fue preciso suministrar energía eléctrica de una fuente externa, ya que la batería se encontraba prácticamente descargada. Este hecho de por sí indica que, o bien la batería se encontraba en mal estado, o había alguna derivación que producía su descarga, o existía algún problema en su sistema de carga. Por ello, se considera que con estos indicios debería haberse efectuado una inspección del sistema eléctrico antes de iniciar el vuelo para averiguar los motivos concretos que explicaran el estado de la batería. Así se habrían aumentado las precauciones al objeto de proveer un mayor margen de seguridad a la operación, lo cual, dado el carácter del vuelo, de verificación de competencia, encuadrado entre las actividades que podríamos considerar de instrucción, hubiera contribuido a afianzar el concepto de la seguridad de vuelo en el piloto que iba a ser evaluado.

Una vez que la aeronave se encontraba en vuelo, la tripulación fue conectando todos los equipos, lo que obviamente aumentó el consumo de energía eléctrica, que se vio además incrementado por la demanda generada por la batería para su carga, lo que posiblemente debió provocar que el sensor de sobretensión cortase el suministro eléctrico.

Como la carga de la batería era escasa, ésta no fue capaz de suministrar la energía necesaria para mantener los equipos operativos, ni siquiera cuando la tripulación disminuyó la demanda de energía.

Durante la vuelta al aeropuerto, la tripulación volvió a conectar el master, el alternador, el máster de aviónica, el transponder y la radio 1. Con la alimentación proporcionada por el alternador, la radio fue capaz de emitir, si bien hubo problemas en la recepción.

Una vez restablecidas las comunicaciones en ambos sentidos y habiendo sido autorizado el aterrizaje de la aeronave, la tripulación accionó la palanca de tren abajo, lo que puso en marcha el motor eléctrico que proporciona la presión al sistema hidráulico.

Durante el proceso de extensión del tren, debió reproducirse el corte del suministro eléctrico, tal vez por un mal funcionamiento del sensor de sobretensión, ya que en ese momento el consumo eléctrico era bajo, lo que impidió que la extensión de éste fuese completa. Debido a ello, no pudo encenderse la luz verde indicadora de tren abajo y bloqueado. Es posible que el hecho de que esta luz fuese poco visible, al encontrarse atenuada, llevara a la tripulación a pensar que se había encendido. En cualquier caso, el hecho de que la tripulación pidiese al controlador que comprobase que el tren estaba extendido indica que albergaban dudas sobre su estado.

Las comprobaciones visuales del tren efectuadas por la propia tripulación de la aeronave y por el controlador, solamente permiten averiguar si el tren está dentro o fuera, pero mediante ellas no es posible determinar si el tren está bloqueado.

La configuración geométrica del tren de aterrizaje principal, unida al hecho de que el piloto no utilizó los frenos y mantuvo el morro de la aeronave elevado, permitió que el tren se mantuviera sin plegar mientras el morro se mantuvo elevado.

3. CONCLUSIONES

Los cortes de suministro de energía eléctrica efectuados por el sensor de sobretensión del alternador, causados probablemente por un mal funcionamiento del mismo, provocaron los fallos que sufrió la aeronave cuando se encontraba sobre el VOR «MGA», y que no se completara la extensión del tren de aterrizaje.

Tras los fallos detectados, y aunque las comprobaciones realizadas para verificar la extensión del tren hicieron albergar ciertas dudas a la tripulación sobre la posición que mantenía dicho tren, no se llegó a aplicar el procedimiento de extensión de emergencia manual.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Lunes, 20 de octubre de 2003; 17:45 horas
Lugar	Aeropuerto de Badajoz (Badajoz)

AERONAVE

Matrícula	EC-HHX
Tipo y modelo	CESSNA 172-RG

Motores

Tipo y modelo	LYCOMIN O-360-F1A6
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	24 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	1.300 horas
Horas de vuelo en el tipo	400 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Pata de morro y hélice
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

Alrededor de las 16:45 hora local, la aeronave despegó del Aeropuerto de Badajoz con objeto de realizar un vuelo local de instrucción, de una hora de duración. A bordo iban el alumno-piloto y un instructor.

Llevaron a cabo con normalidad las actividades que pretendían, y procedieron a retornar al aeropuerto de partida, donde aterrizaron.

Durante el recorrido de aterrizaje, el piloto notó unas fuertes vibraciones procedentes de la pata de morro, por lo que decidió actuar sobre el mando del timón de profundidad, a fin de levantar el morro de la aeronave y de esa forma aliviar las fuerzas sobre la rueda de morro. Esta solución se mostró eficaz, ya que desaparecieron las vibraciones.

A medida que la aeronave iba disminuyendo su velocidad, también lo hacía la eficiencia de las superficies aerodinámicas. A consecuencia de ello, la carga sobre la pata de morro aumentaba proporcionalmente a la disminución de la velocidad.

En un momento dado, volvió a manifestarse la vibración, que ya no pudo ser atenuada mediante la actuación del piloto. Poco tiempo después se produjo la rotura de la horquilla de la pata de morro, lo que permitió que se desprendiese la rueda, con lo que la aeronave se apoyó sobre los elementos del tren de morro y continuó deslizando hasta que se detuvo unos pocos metros más allá.



Foto 1. Horquilla

Por otra parte, la rotura de la pata de morro provocó daños en la hélice al golpear contra el pavimento de la pista.

Ambos ocupantes de la aeronave resultaron ilesos y pudieron abandonarla por sus propios medios.

1.2. Información sobre la tripulación

El instructor disponía de una licencia de piloto comercial de avión. Su experiencia de vuelo era de 1.300 horas, de las cuales 400 las había hecho en el tipo de aeronave que sufrió el incidente.

1.3. Daños sufridos por la aeronave e información sobre los restos

La horquilla de la pata de morro tiene una configuración de doble orejeta en la que se aloja el eje de la rueda.

La observación visual de la pata de morro permitió determinar que la horquilla había sufrido la rotura de las dos orejetas. Se examinaron las superficies de rotura, observando que estaban fuertemente mecanizadas, debido a la fricción a la que se vieron sometidas durante el tiempo en que la aeronave rodó apoyada sobre la pata, después de la rotura. A causa de ello, no fue posible determinar las causas de la rotura a partir de este elemento. No fue posible localizar los dos trozos de las orejetas que se habían desprendido.



Foto 2. Detalle de la superficie de fractura en la horquilla

La rueda, su eje y los elementos que mantienen éste sujeto a la horquilla aparecieron sin daño, lo que evidencia que la rueda sólo pudo liberarse por la rotura de la horquilla.

Por otra parte, de la declaración del piloto se sabe que, previamente al desprendimiento de la rueda, hubo unas fuertes vibraciones.

2. CONCLUSIONES

Las vibraciones en la rueda de morro reportadas por la tripulación posiblemente fueron debidas a la rotura de una de las orejetas que sustentan el eje de la rueda, de forma que la rueda quedó únicamente soportada por la otra orejeta. Después tuvo lugar la rotura de la segunda orejeta, posiblemente ya por sobrecarga estática, y el desprendimiento de la rueda.

La causa de la rotura inicial no ha podido determinarse debido a que la superficie de fractura del trozo de horquilla que pudo recuperarse presentaba un alto grado de mecanización, que impedía su estudio.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 8 de mayo de 2004; 10:50 horas
Lugar	Les Borges Blanques (Lleida)

AERONAVE

Matrícula	EC-ISJ
Tipo y modelo	PIPER PA-28-181 Archer II

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-360A4M
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	42 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	1.053 horas
Horas de vuelo en el tipo	225 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			2
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

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

¹ Las horas indicadas en el informe serán hora local, calculada sumándole dos horas a la UTC.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

La aeronave despegó del Aeropuerto de Reus a las 10:20 hora local con destino al Aeródromo de Albatarrrech en Lleida. Se trataba de un vuelo de instrucción con una duración estimada de 30 minutos. A bordo iban cuatro personas: el instructor, dos alumnos y un pasajero.

Antes del vuelo se repostó la aeronave llenando los depósitos.

Cuando la aeronave se encontraba próxima al aeródromo de destino, a una altitud de 3.000 pies, el instructor notó que el motor sufría una bajada de revoluciones. Enriqueció la mezcla, realizó un cambio de depósito, conectó la bomba eléctrica de combustible y por último encendió la calefacción del carburador.

Finalmente, al ver que la hélice se paraba, decidió hacer una toma de emergencia en un campo de la zona próximo a la localidad de Borges Blanques, a aproximadamente 10 millas náuticas del aeródromo de destino. El piloto, manteniendo la velocidad de máximo planeo y flaps totalmente desplegados, realizó el aterrizaje. Comunicó la emergencia en la frecuencia del aeródromo de destino, 123.5 MHz.

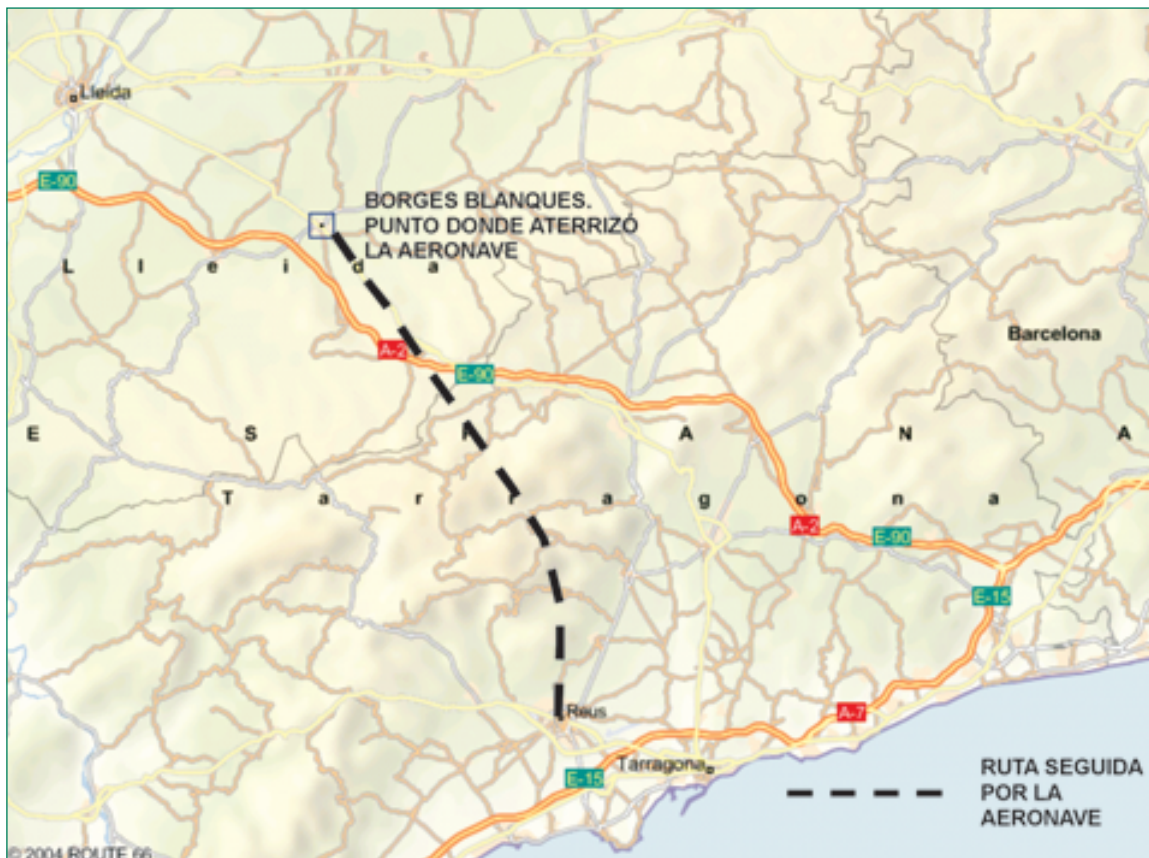


Figura 1. Ruta seguida por la aeronave

Al final de la carrera de aterrizaje impactó con un talud, lo que provocó daños importantes en la aeronave.

Los ocupantes de la aeronave resultaron ilesos y salieron por su propio pie.

1.2. Información sobre el personal

Los datos más importantes de experiencia y titulación del piloto al mando de la aeronave se muestran en la tabla siguiente.

Información sobre el piloto		
Edad	42 años	
Nacionalidad	Española	
Licencia	Piloto comercial de avión (desde 18-06-1998)	
<i>Habilitación (validez)</i>	Monomotor terrestre (hasta 29-05-2005)	
	Multimotor terrestre (hasta 29-05-2005)	
	Vuelo instrumental (hasta 29-05-2005)	
	Instructor de vuelo (hasta 07-02-2005)	
<i>Experiencia</i>	Total	1.053 horas
	En el tipo	225 horas
	Últimos 90 días	87 horas
	Últimos 30 días	22:30 horas
<i>Actividad</i>	Hora comienzo actividad aérea	8:30 horas
	Descanso previo	7 horas
<i>Certificado médico</i>	Tipo	Reconocimiento extensivo
	Fecha	16-04-2004

1.3. Información sobre la aeronave

La aeronave Piper 28-181 tiene un motor de 4 cilindros opuestos modelo Lycoming O-360-A4M que desarrolla una potencia de 180 CV (caballos de vapor). La información específica de esta aeronave se expone a continuación:

Información general	
Matrícula	EC-ISJ
Constructor	Piper
Modelo	PA-28-181 Archer II
Número de serie	28-7790478
Año de fabricación	1977

Información general (continuación)				
<i>Motor</i>	Fabricante	Lycoming		
	Modelo	IO-360 A4M		
	Número de serie	L-32073-36A		
<i>Hélice</i>	Marca	Sensenich		
	Modelo	76-EM855-0-60		
<i>Certificado de aeronavegabilidad</i>	Clase	Normal		
	Empleo	Categoría	Escuela	
		Prestación técnica	Aeronave idónea sólo para vuelo visual	
		Modalidad	Escuela	
	Emisión	12-02-2004		
	Validez	12-02-2005		
Última renovación	12-02-2004			

Características técnicas		
<i>Dimensiones</i>	Envergadura	10,66 metros
	Altura	2,22 metros
	Longitud	7,25 metros
<i>Limitaciones</i>	Peso máximo despegue	1.158 kg
	Tripulación mínima	Un piloto

Información de mantenimiento		
<i>Aeronave</i>	Horas	5.815 horas
<i>Motor</i>	Horas totales	5.815 horas
<i>Últimas inspecciones</i>	Aeronave y motor	Día: 18-02-2004
		Horas aeronave: 5.799 horas
		Horas motor: 5.799 hotas
		Tipo: inspección de línea (50 horas)

1.4. Información meteorológica

La información facilitada por el Instituto Nacional de Meteorología es la siguiente.

Vientos y temperaturas previstos en altura para el lugar del accidente

Para las 06:00 UTC:

- A 2.000 pies: 333°/20 Kt; temperatura: 6 °C.
- A 3.300 pies: 330°/15 Kt; temperatura: 4 °C.
- A 5.000 pies: 325°/16 Kt; temperatura: -1 °C.

Para las 12:00 UTC:

- A 2.000 pies: 305°/04 Kt; temperatura: 9 °C.
- A 5.000 pies: 327°/09 Kt; temperatura: 1 °C.

De acuerdo con lo anterior, en el lugar del accidente, a las 10:50 hora local y a 3.000 pies de altura, había que esperar vientos flojos del Noroeste y temperatura entre 5° y 6°.

Datos aproximados obtenidos de los mapas previstos para las 11:00, realizados éstos a partir del análisis de las 08:00

Altura (m)	Humedad (%)	Temperatura (°C)	Rocío (°C)
765	55	6	-2
990	45	4	-6
1.220	40	2	-9

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

El lugar en el que aterrizó la aeronave era un campo despejado, sin árboles ni ninguna plantación. Hacia la mitad del campo había una línea de cableado que lo atravesaba.

La aeronave realizó un aterrizaje en la zona e inició un ligero viraje hacia la izquierda, como muestran las huellas de la foto 1. Al final del campo había un talud contra el que la aeronave chocó.

En el impacto con el talud, la aeronave sufrió daños importantes en la parte inferior del fuselaje, rotura del tren de morro y deformación de ambos planos.

La bancada del motor quedó deformada hacia el lado derecho debido al impacto.

El buje de la hélice había sufrido su rotura y sólo una de las palas de la hélice estaba ligeramente doblada.



Foto 1. Huellas del aterrizaje de la aeronave y cable sobre el campo



Foto 2. Posición final de la aeronave (vista lateral)



Foto 3. Posición final de la aeronave (vista frontal)

1.6. Supervivencia

La aeronave recorrió el campo en el que realizó el aterrizaje de emergencia e impactó con un talud a baja velocidad. Los ocupantes resultaron ilesos y salieron por su propio pie de la aeronave. Debido a la rotura de los planos, la única puerta que tiene la aeronave se atascó y los ocupantes tuvieron que forzarla para poder salir.

1.7. Ensayos e investigaciones

1.7.1. Declaraciones

1.7.1.1. Declaración del piloto

El piloto informó en su declaración que, antes de salir del aeródromo, repostó combustible y llenó los depósitos. En el momento en que apareció el problema con el motor volaba a 3.000 pies y había empobrecido algo la mezcla. A continuación notó una bajada de potencia, que el piloto asimiló a un corte de combustible. Las revoluciones bajaron a 1.000, al ralentí y finalmente se paró la hélice. Antes de la bajada de potencia miró la indicación de combustible y vio que el depósito izquierdo tenía entre 3 o 4 galones menos que el derecho. Pensó que tenía suficiente combustible ya que tenía el campo a la vista.

Al notar la bajada de potencia, enriqueció la mezcla, cambió de depósito, encendió la bomba eléctrica de combustible y, por último, puso calefacción al carburador. Comprobó que la presión de combustible era correcta.

Al no obtener respuesta del motor, decidió realizar un aterrizaje de emergencia

Según la información facilitada por el piloto, la temperatura exterior a 3.000 pies era en torno a 8 °C.

1.7.1.2. Declaración del alumno

Según la declaración del alumno, se trataba de un vuelo para recordar los procedimientos de emergencia, sólo a nivel teórico. En el vuelo de ida él llevaba el control de la aeronave y en el de vuelta lo iba a llevar otra de las personas a bordo. Cuando observó el tacómetro con 1.000 rpm se lo comunicó al instructor y aproximadamente en un minuto estaban haciendo el aterrizaje de emergencia. A partir de la aparición del problema se dedicó principalmente a identificar una zona despejada para aterrizar, por lo que no observó las indicaciones de cabina.

Antes de aterrizar, todas las personas que iban a bordo aseguraron sus cinturones para evitar posibles lesiones.

Después de colisionar con el talud, tuvieron dificultad al salir de la aeronave ya que la única puerta que tiene, al lado derecho, se había atascado con la rotura de los planos y tuvieron que empujarla para poder abandonar la aeronave.

1.7.2. Inspección del motor

En la inspección posterior que se realizó en el motor y sistemas de combustible no se detectó ninguna anomalía. Se revisaron los siguientes puntos:

1. Se comprobó que los orificios de ventilación de los planos no estaban obstruidos.
2. Se comprobó que los mandos de mezcla y potencia tenían continuidad.
3. La hélice giraba libremente.
4. Sistema de combustible:
 - a) Se desmontó el carburador y se comprobó que funcionaba correctamente y en su interior había combustible limpio y sin ningún tipo de residuos.
 - b) Las líneas de combustible estaban en buen estado y con combustible en su interior, así como el filtro de combustible, la bomba eléctrica de combustible y el sistema de drenaje.

5. Sistema de encendido. Las magnetos funcionaban correctamente y las bujías estaban en buen estado.
6. El funcionamiento de las válvulas era, aparentemente, correcto y la compresión de cilindros estaba dentro de los márgenes.

1.8. Información adicional

1.8.1. Formación de hielo en el carburador¹

La formación de hielo en el carburador se produce por una bajada repentina de la temperatura debido a la vaporización del combustible y a una reducción de la presión en el tubo de Venturi del carburador. La temperatura baja entre 20° y 30 °C y, como consecuencia la humedad atmosférica se transforma en hielo y poco a poco bloquea el conducto de Venturi. Este hecho varía la relación de aire/combustible y causa una progresiva y suave disminución de potencia y lentamente estrangula el motor. Los carburadores convencionales del tipo flotador son más propensos a la formación de hielo que los de inyección.

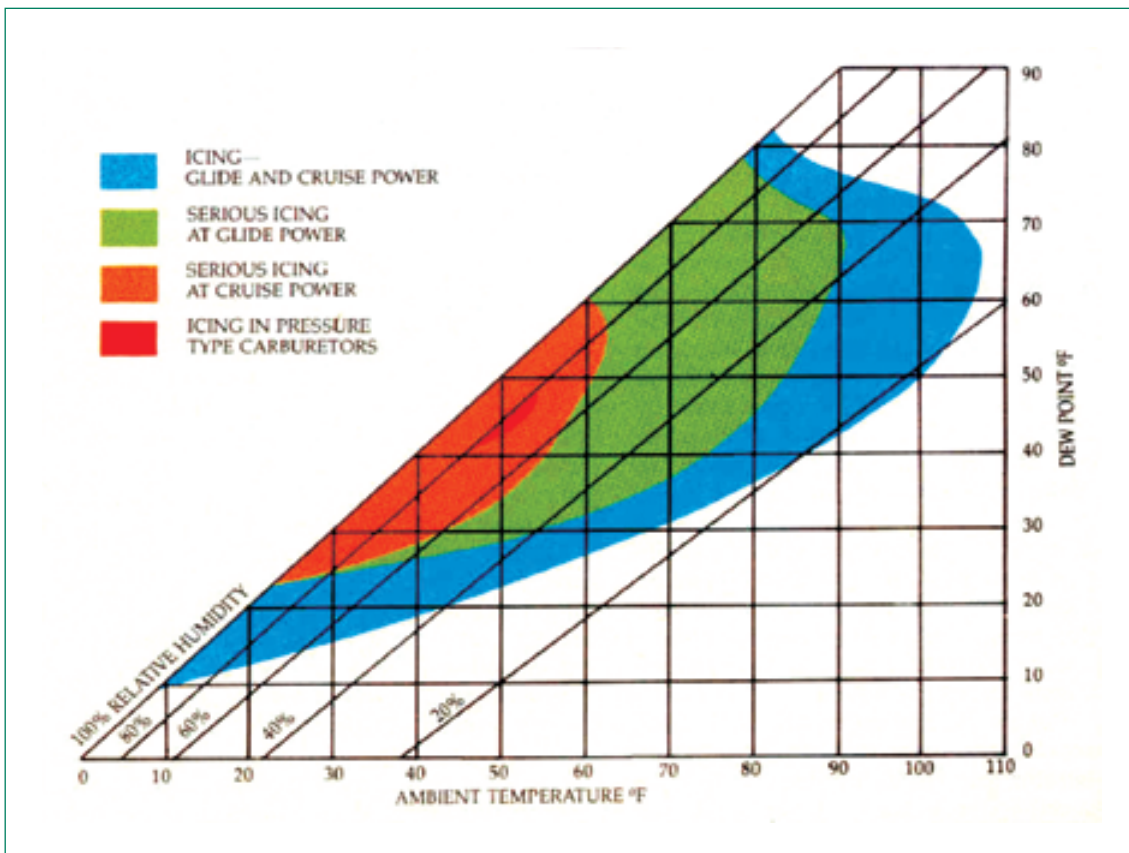


Figura 2. Gráfico de formación de hielo

¹ Información obtenida de General Aviation Safety Sense Leaflet 14A. Piston engine icing. CAA.

La formación de hielo en el carburador no sólo se limita a tiempo frío y puede ocurrir en días templados con alta humedad ambiental, especialmente con baja potencia seleccionada. En pruebas de vuelo se ha producido engelamiento severo con potencia de descenso y temperatura exterior (no en la superficie) por encima de 25 °C, incluso con una humedad relativa por debajo del 30%. En crucero, el engelamiento ha ocurrido a 20 °C cuando la humedad era del 60% o mayor.

El engelamiento del carburador puede ocurrir en días despejados y es, por tanto, más peligroso, ya que no existe ningún aviso del mismo. Cuando hay nubes, el riesgo es mayor, pero el piloto está prevenido.

Para prevenir la formación de hielo en el carburador hay que usar frecuentemente la calefacción del carburador y hacerlo antes de que alguna válvula selectora se congele por acumulación de hielo a su alrededor.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

Según la información de la que se dispone, la aeronave realizó un aterrizaje de emergencia por falta de potencia. Así lo confirma la declaración del piloto y del alumno. Este hecho se ratifica por los daños que sufrió la aeronave: la hélice tenía ligeramente doblada una de las palas, lo que indica que el motor estaba parado cuando impactó contra el talud.

En la investigación del accidente se han analizado las siguientes hipótesis como posibles causas de la falta de potencia:

1. Fallo del motor.
2. Hielo en el carburador.

2.1. Fallo del motor

Se realizó un desmontaje del motor para comprobar el funcionamiento correcto del mismo. En primer lugar se descartó la posibilidad de que la aeronave se quedara sin combustible, ya que había combustible en todas las líneas y en el carburador.

Al estudiar los distintos sistemas de la aeronave, se comprobó que funcionaban correctamente. Por lo tanto, se concluyó que en el motor no se había producido ningún fallo mecánico.

2.2. Formación de hielo en el carburador

Según el gráfico de la figura 3 y con las condiciones de temperatura previstas de 4 °C (la temperatura en °F es de 39,2 °F) y humedad relativa 45%, las condiciones atmosféricas

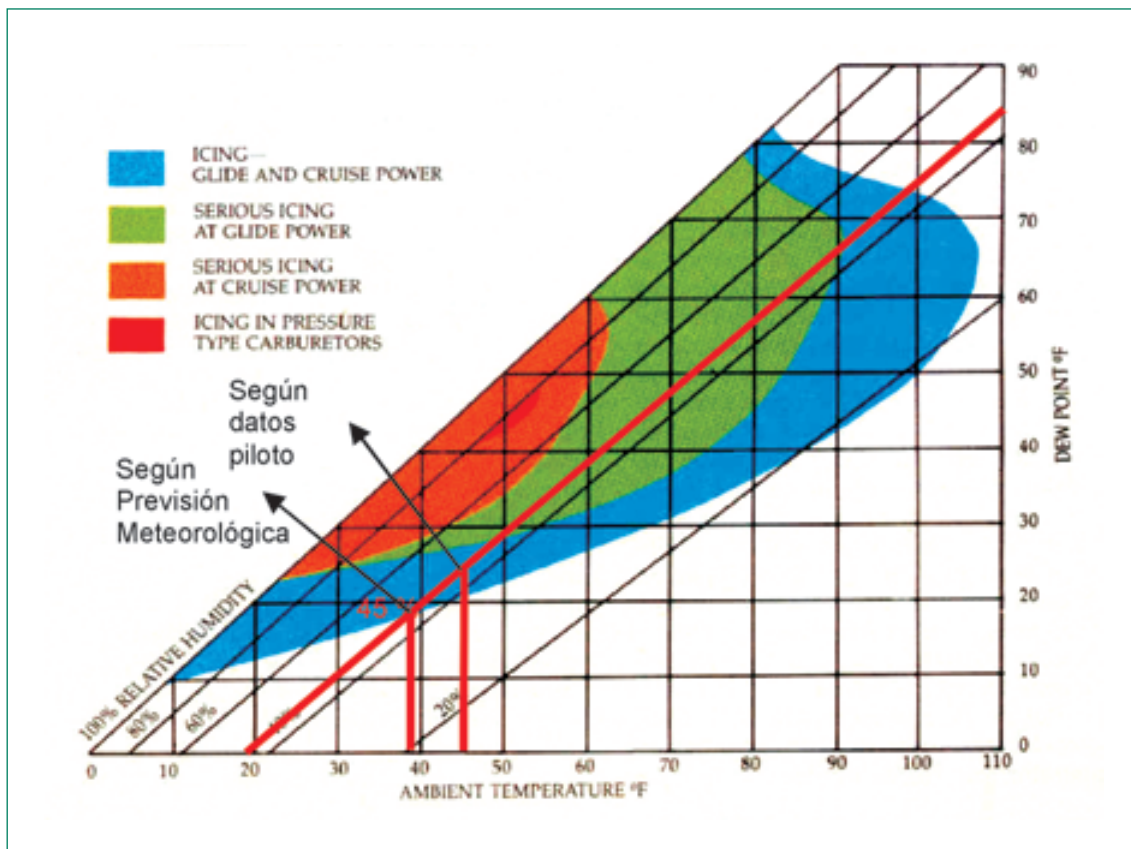


Figura 3. Formación de hielo para el caso en estudio

ricas eran de formación de hielo ligero. Por otro lado, si se considera la temperatura que indicó el piloto de la aeronave, 8 °C (la temperatura en °F es de 46,4 °F), y la humedad relativa de 45%, las condiciones de formación de hielo son más claras.

Por todo lo anterior se considera como causa más probable del accidente la formación de hielo en el carburador.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Martes, 1 de junio de 2004; 08:30 horas
Lugar	T. munic. de Granátula de Calatrava (Ciudad Real)

AERONAVE

Matrícula	EC-CUU
Tipo y modelo	PIPER PA-36-285/(375) Brave

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-720-D1C
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	68 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	20.000 horas¹
Horas de vuelo en el tipo	12.000 horas¹

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Destruida
Otros daños	Ramas de olivos

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Comercial – Trabajos aéreos
Fase del vuelo	Despegue

¹ Estimaciones efectuadas por el propio piloto.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El día 1 de junio de 2004, aproximadamente a las 08:30 hora local, la aeronave marca Piper PA-36-285 con matrícula EC-CUU realizaba el primer vuelo del día desde un camino de labor utilizado como pista eventual para trabajos de fumigación. La carga de la aeronave consistía en un volumen de 600 litros de agua mezclada con una dosis de 8,5 kg de producto para el tratamiento del olivo. Las condiciones meteorológicas para el vuelo eran buenas.

La superficie utilizada para despegar tiene una longitud disponible de 500 m. En el despegue el piloto aplicó gases al máximo con paso alto de hélice. Recorridos 100 m el patín de cola se levantó continuando la carrera sobre el tren principal. Cuando había recorrido 400 m, el piloto percibió que la aeronave no se levantaba, por lo que accionó la descarga de emergencia y se desprendieron, según su apreciación, dos tercios de la carga. La aeronave logró levantarse apenas un par de metros del suelo cuando alcanzó el final de la pista. Al no lograr ascender, el piloto lanzó la totalidad de la carga, pero continuó sin poder remontar el vuelo, mientras se desviaba a la derecha y descendía hasta chocar con el suelo en un terreno de olivar.

El primer impacto se produjo con el ala derecha contra un olivo, que hizo virar a la aeronave, y después hubo varios impactos más contra otros olivos con distintas partes del fuselaje. Finalmente, la aeronave dio un giro de 90° hacia la izquierda a la vez que el ala derecha caía sobre las ramas de un olivo y quedó detenida.

Como el motor se mantenía girando, el piloto cortó la alimentación de combustible y desconectó las magnetos y el interruptor general. La distancia total recorrida por la aeronave fue de 1.100 m desde la cabecera de la pista eventual.

El piloto resultó ileso y pudo abandonar la aeronave por sus propios medios.

1.2. Daños en la aeronave

La aeronave resultó con grandes daños. Los más importantes se produjeron por impacto directo contra los olivos que encontró al final del vuelo.

Las partes más afectadas fueron: punta del ala derecha, estabilizadores horizontales y uno de los timones de profundidad, pata izquierda del tren principal de aterrizaje, parte trasera del fuselaje, alerón derecho, equipo de fumigación y hélice. El encastre de los planos y varias zonas del fuselaje presentaban arrugas e impactos diversos.

1.3. Otros daños

Tres olivos sufrieron la rotura de algunas de sus ramas.

1.4. Información sobre la tripulación

Información sobre el piloto		
Edad	68 años	
Nacionalidad	Española	
Título	Piloto comercial de avión	
<i>Licencia</i>	Fecha emisión	14-02-2001
	Fecha validez	14-02-2006
<i>Habilitación (validez)</i>	VFR-HJ	07-01-2005
	Monomotores pistón	07-01-2005
<i>Certificado médico</i>	Fecha último reconocimiento	19-01-2004
	Fecha validez	30-07-2004
<i>Horas de vuelo</i>	Totales	20.000 ²
	Tipo	12.000 ²
	30 últimos días	1
Horas de actividad en el día del accidente		0,5

El piloto se encontraba pendiente de una prueba de verificación de competencia de la Dirección General de Aviación Civil para la obtención de la habilitación de piloto agroforestal. Poseía una autorización temporal.

Asimismo, el piloto contaba con una gran experiencia de más de treinta años trabajando en la zona donde sucedió el accidente. En el momento del accidente realizaba trabajos esporádicos que le suponían una actividad anual próxima a las 100 horas de vuelo. El último tratamiento con anterioridad al suceso lo hizo a finales del mes de abril de 2004.

El día anterior al accidente, el piloto realizó un vuelo de posicionamiento hasta la pista de una hora de duración. Pare ese vuelo, había despegado con unos 200 l de combustible.

El piloto no disponía de libro de registro de vuelos.

1.5. Información de la aeronave

La aeronave era mantenida conforme al programa de mantenimiento y tenía un certificado de aeronavegabilidad en vigor.

² Estimaciones efectuadas por el piloto.

Con fecha 11 de febrero de 2004 se efectuó una revisión de 1.000 horas a la célula y motor. Había volado 28:05 h desde esa revisión hasta el momento del accidente.

Los partes de vuelo anteriores al accidente no reflejaban incidencias en el funcionamiento de la aeronave.

1.6. Información meteorológica

Las condiciones meteorológicas en que se desarrollaba la operación eran buenas y no afectaron a la misma.

1.7. Información sobre el aeródromo

La pista eventual para la realización de trabajos aéreos en la zona transcurre paralelamente a un camino de labor. El día anterior al suceso, el piloto inspeccionó el estado de la pista y, al observar que la hierba había crecido en exceso, decidió utilizar un camino de labor que transcurre paralelo a ella.

El citado camino dispone de una longitud practicable de 500 m con una anchura que no alcanza los 3 m. Al inicio del recorrido tiene un tramo recto que se desvía ligeramente a la derecha, seguido por otro tramo hacia la izquierda, con una distancia total de 80 m entre los dos. El resto del recorrido hasta completar 500 m transcurre sin cambios de dirección. El camino se prolonga más allá de esos 500 m, pero se hace más estrecho y sinuoso. El firme es compacto y sin apenas baches.

El olivar que se iba a tratar estaba localizado a 5 km de la pista y cada campaña el piloto utilizaba el mismo lugar para despegar.

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

Superada la longitud de la pista, la aeronave sobrevoló rozando una franja de hierba y se adentró en un olivar. En el primer impacto contra un olivo, perdió la punta del ala derecha y parte del borde de ataque, y se desvió hacia la derecha. En el avance, la pértiga de fumigación del lado izquierdo fue arrastrada hacia atrás por la rama de un olivo de la fila siguiente y el estabilizador horizontal impactó contra su tronco, lo que hizo que se desprendiera el timón de profundidad. En el nuevo giro producido, alcanzó la fila siguiente de olivos en la que la aeronave cayó con su ala derecha sobre uno de ellos, de tal modo que una rama se introdujo entre el ala y la pértiga de fumigación. Se desprendieron y quedaron junto a la aeronave los estabilizadores horizontales de ambos lados y la rueda izquierda del tren principal de aterrizaje.



Posición final de los restos de la aeronave

La cola se encontró desplazada hacia la derecha debido a los impactos. El ala derecha perdió el alerón sobre el último olivo. Los flaps estaban retraídos.

La hélice tenía sus tres palas dobladas hacia atrás con arañazos y restos de tierra en el extradós. Además, presentaba pérdida de material en sus puntas y arañazos transversales en algunas palas y longitudinales en otra.

Sobre el terreno se distinguía una huella ancha producida por el contacto de la hélice y otra más estrecha producida por la rueda izquierda del tren principal.

1.9. Ensayos e investigaciones

Inspección del sistema motor

En la inspección realizada sobre los distintos sistemas del motor no se encontraron anomalías que pudieran indicar un mal funcionamiento del motor.

Inspección del sistema de flap

Los mecanismos de transmisión a las superficies de los flaps no presentaban signos de daños y el motor eléctrico que los acciona funcionaba correctamente.

Diferencia en el tipo de aeronave

La aeronave utilizada por el piloto era del mismo tipo que las que había volado en anteriores ocasiones.

La aeronave EC-CUU y toda la flota del operador disponen en la empuñadura de la palanca de mando de un interruptor de flaps que, en todas ellas, está deshabilitado.

La última revisión del catálogo de piezas («Parts Catalog») de la aeronave de la que dispone el operador data de enero de 1981 y en él se contempla la instalación de tres tipos diferentes de empuñaduras con las siguientes características:

Part number	Nomenclatura	Característica
471.049	Knob	Tipo bola
463.463	Grip assembly	Con un interruptor
463.464	Grip assembly	Con tres interruptores

La empuñadura instalada en la aeronave no se correspondía con ninguna de ellas.

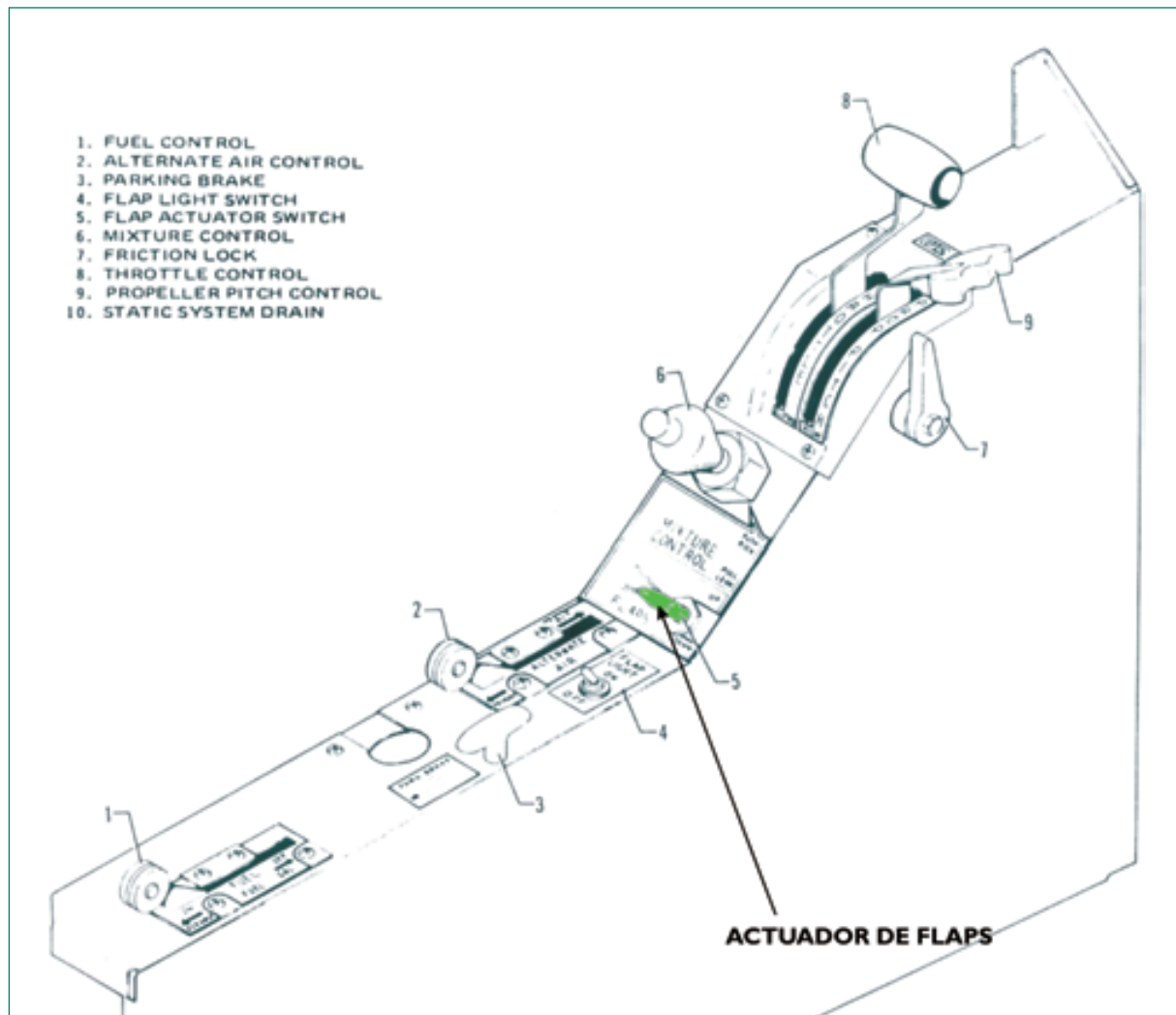
El operador manifestó que la empuñadura actual de la palanca de mando corresponde a una sustitución realizada al menos cinco años atrás, motivada por el deterioro de la anterior y que responde a la elegida normalmente a criterio de los pilotos que vuelan habitualmente la aeronave. No se encontró información documental de la modificación realizada.

Declaración del piloto

Pasadas unas horas del suceso se mantuvo una entrevista con el piloto, que manifestó que se trataba del primer vuelo del día y que la carga no sobrepasaba los 600 kg. Respecto a la configuración de la aeronave, no pudo concretar la cantidad de flaps que había seleccionado ni si llegó a accionarlos, interpretando que pudieran haberse retraído cuando operó sobre la palanca de mando, ya que, según pensaba, en ella iba montado un interruptor para su accionamiento.

Asimismo, citó que antes del vuelo comprobó y drenó los tanques de combustible y examinó el nivel de aceite.

En general, en el vuelo de traslado y en el funcionamiento del motor ese día no percibió nada extraño.



Accionamiento y operación de los flaps

La última revisión del manual de vuelo que tenía el operador de la aeronave estaba fechada en noviembre de 1980.

Este manual de vuelo señala que el interruptor del mando de actuación sobre los flaps está localizado en la consola situada al lado izquierdo del asiento del piloto. Con el interruptor pulsado hacia abajo, los flaps bajan hasta 20° en un tiempo de 5,2 seg. Se pueden realizar selecciones intermedias manteniendo pulsado el interruptor hasta alcanzar la posición deseada.

Según la información obtenida de pilotos que operan con este mismo tipo de aeronave, para el despegue es aconsejable seleccionar un cierto ángulo de flaps, ya que, a pesar de que esta superficie representa un incremento de la resistencia, es mayor el efecto de incremento de sustentación que permite disminuir la longitud de pista necesaria.

En dos de las listas de chequeo del manual de vuelo se hace referencia a la comprobación («Preflight check – Cockpit») y selección («Take off and climb») de los flaps.

Actuaciones de la aeronave

La estimación de la carga de la aeronave con los datos recogidos es la siguiente:

Peso en vacío básico	1.211 kg
Carga	600 kg
Piloto	75 kg
Combustible	118 kg
Total	2.004 kg

Las hojas de características de la aeronave establecen 1.996 kg como peso máximo al despegue.

Se ha calculado la distancia necesaria de despegue con el peso de la aeronave, en condiciones de 0° de flap, 2.500 rpm antes de soltar frenos y mezcla rica, y el valor obtenido es de 1.600 ft (490 m).

2. ANÁLISIS

2.1. Análisis del vuelo

Al inicio de la operación, el piloto consideró cuidadosamente la carga de la aeronave, ya que se trataba del primer vuelo del día. También chequeó el combustible y el aceite del motor.

La configuración de los flaps no pudo ser precisada por el piloto en su declaración posterior, por lo que se desconoce si en el despegue había seleccionado un valor de flap y la posición del compensador. Sin embargo, se pudo constatar que el régimen del motor y el paso de la hélice eran los adecuados.

El estado de la superficie de la pista eventual que habitualmente era empleada, desaconsejaba su utilización por la cantidad de hierba crecida. Alternativamente, el camino por el que se realizó la carrera de despegue presentaba, a juicio del piloto, un firme compacto y sin apenas baches. Sin embargo, se debe considerar lo siguiente:

- La distancia disponible no superaba los 500 m.
- El camino se iniciaba con un desvío a la derecha y luego presentaba otra curva a la izquierda. Ambos tramos se extendían en un total de 80 m aproximadamente del total.

Durante la carrera de despegue el piloto percibió que la aeronave no era capaz de elevarse y que la longitud de la pista era insuficiente. A pesar de que accionó la descarga de emergencia, no consiguió elevar la aeronave de modo normal.

Superada la longitud del camino, el piloto pudo mantener el rumbo hasta que perdió el control al impactar con varios olivos.

En la inspección posterior al accidente, no se encontraron evidencias de mal funcionamiento del motor.

La inspección del sistema de flaps mostró que éstos estaban retraídos cuando la aeronave se detuvo y que el sistema funcionaba normalmente. No había indicios que se hubieran podido plegar por los impactos sufridos. El piloto manifestó que la retracción podría haber ocurrido al accionar el interruptor que creía que había en la empuñadura de la palanca de mando.

Se comprobó que las aeronaves que mantiene el operador no tienen habilitado el accionamiento de flaps en la palanca de mando, sino sólo en la consola situada a la izquierda del asiento del piloto.

2.2. Consideraciones sobre la palanca de mando

La última revisión del catálogo de piezas de la que disponía el operador recoge tres tipos de empuñaduras para la palanca de mando, y ninguna de ellas se correspondía con la montada en la aeronave que sufrió el accidente. Dos de las tres empuñaduras disponen de la posibilidad de montar interruptores para accionamiento de sistemas.

No se encontraron evidencias de que la sustitución de la empuñadura de la palanca de mando correspondiese a una modificación aprobada.

2.3. Análisis sobre las actuaciones de la aeronave

La aeronave inició el despegue con un peso próximo o ligeramente superior al máximo y con una longitud de pista muy ajustada al mínimo requerido. Además de que era muy estrecho, el camino utilizado presentaba en sus primeros 80 m de recorrido dos cambios de dirección que, aunque no eran muy pronunciados, posiblemente retrasaron la aceleración que tendría la aeronave en el despegue desde una pista recta.

Por otro lado, en la operación normal con este tipo de aeronave suelen extenderse los flaps, a criterio del piloto, para incrementar su capacidad de sustentación en pistas de longitud limitada.

3. CONCLUSIONES

3.1. Compendio

- El piloto estaba calificado para el vuelo y contaba con una licencia y habilitación válidas.
- La aeronave había sido mantenida de acuerdo con el plan de mantenimiento establecido y tenía un certificado de aeronavegabilidad en vigor.
- El peso de la aeronave en el momento del despegue era próximo al máximo autorizado.
- La longitud de la pista de despegue estaba muy próxima a la mínima necesaria según las actuaciones de la aeronave.
- En la maniobra de despegue no se hizo uso de los flaps.

3.2. Causas

Se considera que la causa más probable del accidente fue la realización de una maniobra de despegue en unas condiciones de peso, configuración de la aeronave, longitud disponible de despegue y características de la superficie de despegue, que sobrepasaban las actuaciones demostradas de la aeronave.

ADDENDA

<u>Reference</u>	<u>Date</u>	<u>Registration</u>	<u>Aircraft</u>	<u>Place of the event</u>	
A-027/2003	20-06-2003	EC-DRS	Socata Rallye 235-C	Proximities of the aerodrome of Casarrubios del Monte (Toledo)	77

Foreword

These reports are technical documents that reflect the point of view of the Civil Aviation Accident and Incident Investigation Commission (CIAIAC) regarding the circumstances in which happened the events being investigated, with their causes and their consequences.

In accordance with the provisions of Law 21/2003 and Annex 13 to the Convention on International Civil Aviation, the investigation has exclusively a technical nature, without having been targeted at the declaration or assignment of blame or liability. The investigations have been carried out without having necessarily used legal evidence procedures and with no other basic aim than preventing future accidents.

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

These reports have originally been issued in Spanish language. The English translations are provided for information purposes only.

Abbreviations

00 °C	Degrees Celsius
00° 00' 00"	Degrees, minutes and seconds
AENA	«Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea», ATC services provider
AGL	Above Ground Level
ATC	Air Traffic Control
CVR	Cockpit Voice Recorder
DH	Decision Height
DME	Distance Measuring Equipment
E	East
ECAM	Engine and Crew Alerting Monitoring
FDR	Flight Data Recorder
ft	ft
g	Acceleration of the gravity
GPWS	Ground Proximity Warning System
h: min: seg	Hours, minutes and seconds
hPa	Hectopascal
IAS	Indicated Airspeed
IFR	Instrument Flight Rules
KCAS	Knots of calibrated airspeed
Kms	Kilometers
Kts	Knots
Kw	Kilowatt
lbs	Pounds
LH	Left
m	Meters
mb	Milibars
METAR	Aviation Routine Weather Report
MHz	Megahertz
N	North
N/A	Not affected
MN	Nautical mile
P/N	Part Number
QNH	The pressure at mean sea level (MSL) calculated from the barometric pressure at ground level using the ICAO STD for the part between MSL and ground level.
RH	Right
S/N	Serial Number
TWR	Control Tower
U T C	Universal Time Coordinated
VMC	Visual Meteorological Conditions
W	West

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Friday, 20th June 2003; 18:00 hours
Site	Prox. of aerod. of Casarrubios del Monte (Toledo)

AIRCRAFT

Registration	EC-DRS
Type and model	SOCATA RALLYE 235-C

Engines

Type and model	LYCOMING O-540-B4B5
Number	1

CREW

Pilot in command

Age	52 years
Licence	Airline transport pilot (airplane)
Total flight hours	20,000 hours
Flight hours on the type	700 hours

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor
Crew		1	1
Passengers			
Third persons			

DAMAGES

Aircraft	Important
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	General aviation – Private
Phase of flight	Take-off – Initial climb

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

The object of the flight in which the accident occurred was to familiarize a pilot in the handling of the aircraft.

This pilot, together with another pilot with extensive flying experience, took part in the flight for this purpose.

They took off from runway 08 of the aerodrome at Casarrubios del Monte, in the province of Toledo, with the pilot familiarizing himself acting as pilot flying, and then started to carry out landings and take-offs on that runway.

According to the crew's statements, after the third landing, they accelerated and initiated a new take-off. On starting to climb, they noticed a sort of «falter» in the engine, observing that the aircraft had difficulty in climbing and did not accelerate well, only achieving a speed of 70 kt. The vertical speed indicator showed between 200 and 300 feet/minute. They decided to extend the upwind leg until reaching a height of 2,350 feet, 300 feet above the aerodrome's elevation, and immediately afterwards started the turn into the downwind leg, maintaining a small bank angle of between 5° and 10°, at the end of which the aircraft had descended 50 feet, with its speed being maintained at about 70 kt.



Photo 1. Aircraft damage

At that moment the more experienced pilot took the controls, trying to increase the speed at the cost of losing height, for which he descended 100 feet and again levelled the aircraft. Immediately afterwards, the aircraft started to lose speed and height, until it crashed into the ground.

The pilot in command was blocked in his seat and had to be helped out of the aircraft by the other occupant.

Meanwhile, the grass covering the ground where they landed, which was dry, had caught fire and quickly extended to the aircraft, resulting in it being almost completely destroyed.

1.2. Injuries to persons

The pilot in command was taken to a hospital centre where he was diagnosed with a fractured vertebra, remaining in hospital for more than 48 hours.

The aircraft's other occupant was uninjured.

1.3. Meteorological information

Although no meteorological information for the aerodrome of Casarrubios del Monte is available, given its proximity to the Madrid/Cuatro Vientos airport, the latter's temperature and dew point data would have been very similar to those of Casarrubios.

The METAR of Cuatro Vientos at 18:00 local time indicates that the temperature was 36 °C, and the dew point 10 °C.

1.4. Personnel information

The pilot in command had an airline transport pilot's licence, with type ratings for DC9, MD88, MD90, instrument flight and flight instructor. He had more than 20,000 hours of flying experience, of which some 700 hours were in aircraft of the type that suffered the accident.

1.5. Pilot's statement

The pilot declared that throughout the flight the engine indicators did not show abnormal values as regards r.p.m, manifold pressure, etc.

He also indicated that he cut off the engine at the moment the aircraft made contact with the ground.

1.6. Aircraft information

1.6.1. General

Aircraft identification

- Manufacturer: Socata
- Model: Rallye 235-C
- Serial number: 13317
- Year of manufacture: 1979
- Hours: 3003:45

Engine

- Manufacturer: Lycoming
- Model: O-540-B4B5
- Serial number: RL-19507-40A
- Hours: 1082:20

Propeller

- Manufacturer: Hartzell
- Part number: HC-C2YK-1-BF
- Serial number: CH 21769

Governor

- Manufacturer: Woodward
- Part number: 2106RL
- Serial number: 1445194V

1.6.2. Airworthiness certificate

Class	Normal
Category	Aerial work
Technical performance	Normal
	Aircraft authorized for any environmental condition
Validity periods	Issued: 14 March 1995
	Renewed: 27 May 2003
	Expiry: 30 April 2004

1.6.2. Aircraft maintenance

The aircraft's Maintenance Manual indicates that inspections should be made every 25, 50 and 100 hours. In connection with the engine, it specifies that Lycoming, the engine's manufacturer, recommends inspections every 50 and 100 hours.

1.7. Wreckage and impact information

The first mark found on the ground, some 5 metres long, was probably made by the right leg of the main landing gear.

Another mark, 3.60 metres long, was found parallel to the first one, starting some 1.80 metres after the first. There was a separation between both marks of 1.80 metres, which is the approximate width of the aircraft's main undercarriage.

Then there was a section of some 8 metres with no marks at all, and then two more marks, similar to those described above, but at an angle of 15° with respect to the first marks.

The aircraft was found at the end of these marks, turned at an angle of 45° with respect to the first marks.

The fire had burnt both wings and the whole fuselage, with the exception of the tail part.

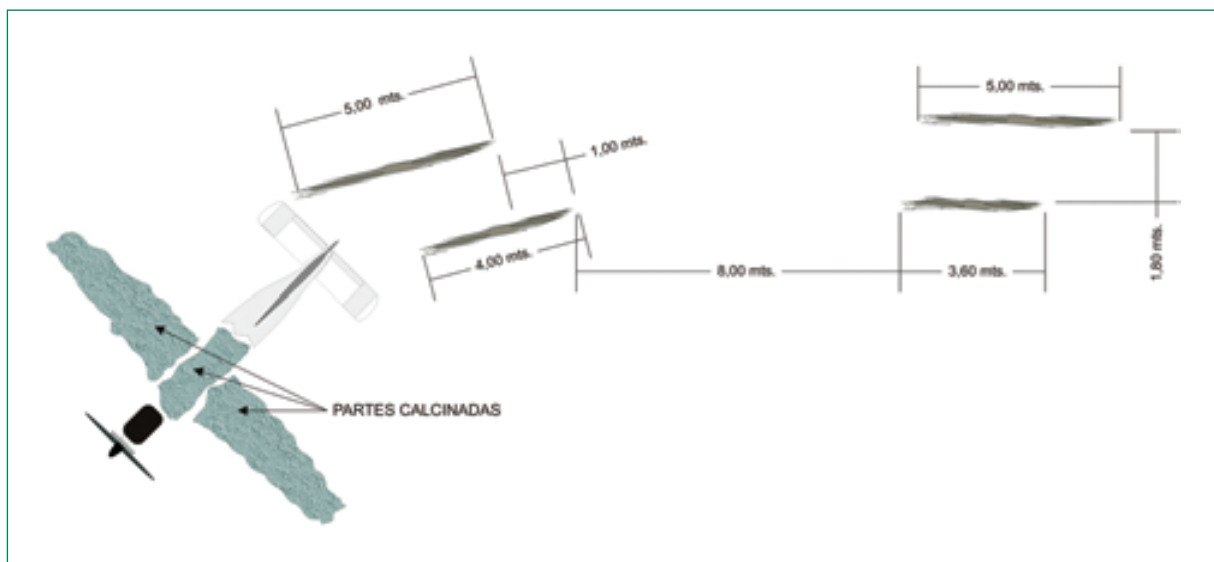


Figure 1. Diagram of ground marks and wreckage layout

The only damage to the horizontal stabilizer and vertical tail fin was that the paintwork was affected by the effect of the heat.

Although the engine showed signs of having been affected by the fire, no serious damage appeared to have been caused to it. Only some of the elements in the rear part of the engine, such as the magnetos, had been affected by the heat.

1.8. Aircraft inspection

1.8.1. *Field inspection*

The aircraft's condition only permitted a visual inspection of the engine, propeller, wings, elevator and rudder and stabilizers.

The engine did not appear to have suffered serious damage, either from the impact into the ground or the fire that broke out subsequently.

Both propeller blades were bent backwards, although this was more serious in one than the other. Neither of them showed signs of impacts on their leading and trailing edges,



Photo 2. Marks in one of the blades

only showing longitudinal marks, which must have occurred during their contact with the ground, indicating that, when this occurred, the propeller was not rotating.

The wings were seriously affected by the fire, which melted some of their parts. Even so, the left-hand wing tank was approximately 50% full of fuel.

The horizontal stabilizer and elevator control column were damaged at their right-hand end by the effects of the fire, with no abnormalities being seen in their fastenings. The continuity of the controls could not be checked because the cables had been destroyed.

The vertical tail fin and rudder bar were virtually undamaged, with only part of the paintwork being affected. Nor could the continuity of the controls be checked because the cables had been destroyed.

The rest of the aircraft was completely destroyed.

1.8.2. *Workshop inspection*

The engine and propeller assembly were taken to a workshop to be subjected to a more detailed inspection.

Once mounted on a bench, the propeller was rotated, noting that it was not possible to rotate it more than a 1/4 of a turn.

Then work commenced on stripping the engine, starting with the oil filter, which was fairly clean. The oil suction filter was removed and also found to be free from particles. The oil was drawn off from the crankcase and measured, the volume of which was about 12 litres, which is the quantity it normally contains. The oil's appearance was normal and did not appear to contain particles. Nevertheless it was filtered, with nothing abnormal appearing.

The governor was removed and found to contain oil.

The sparkplugs were removed and were found to be in good condition. The magnetos were removed but could not be given a more thorough examination because they were completely blocked due to the effect of the temperature to which they had been subjected.

The rocker box covers were removed, noting that the valve springs of cylinders 5 and 6 had lost «strength» and could not be compressed by hand. This loss of characteristics was possibly due to the effect of the heat to which they were subjected during the fire.

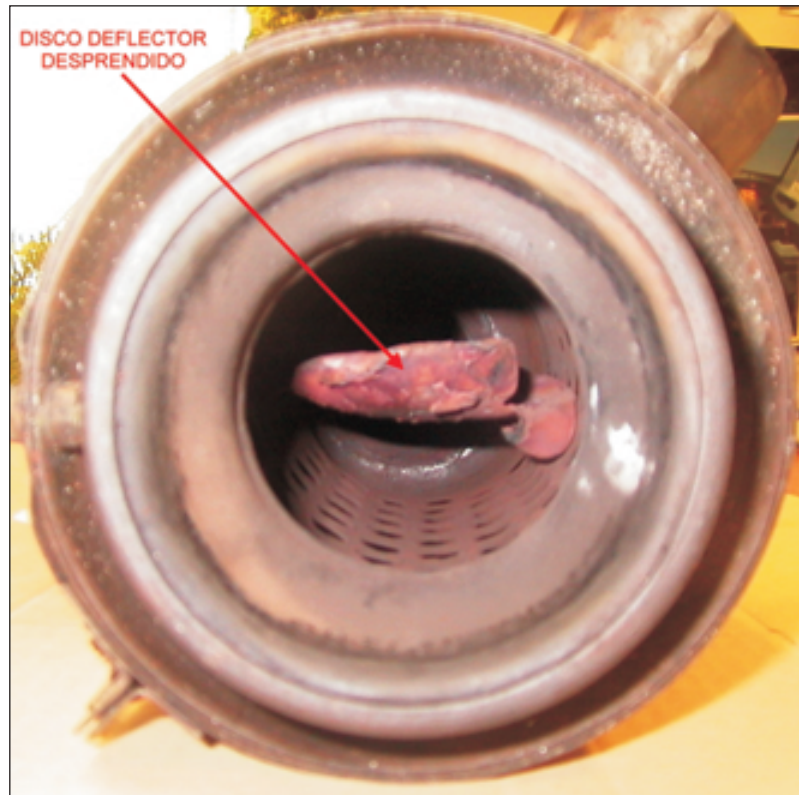


Photo 3. Loose baffler inside the muffler

Then the cylinders were stripped, with numbers 1, 2, 3 and 4 being found in good condition, whilst numbers 5 and 6 showed clear signs of oxidation and cylinder 6 was blocked, due to the seizing of the oil regulating piston ring. The cylinders' oxidation was probably caused by the water used to put out the fire entering the engine. After stripping cylinder 6, the crankshaft rotated freely.

The fuel filter was found to be clean. The carburettor was damaged due to its impact against the ground. It was opened and pieces of plastic were found in the bowl, which proved to be the remains of the float, which had melted in the heat from the fire. Otherwise, the carburettor's appearance was normal and nothing unusual was seen.

The next step was to strip the two exhaust pipes mounted on this type of aircraft, which had previously been released from the engine. Both manifolds and exhausts were in good condition and without obstructions. However, the two mufflers were cracked and on moving them something sounded in their interior. In both cases the noise was caused by a baffle (an air deflector disc), which was loose. The bafflers condition indicated that they had worked loose prior to the accident.

In summary, with the exception of the loosening of the muffler deflector discs, all the damage found in the engine-propeller assembly and its accessories was caused

either by the impact or subsequently by the fire or the water used to put the fire out.

1.9. Additional information

1.9.1. Information on the exhaust system

This aircraft's engine has six opposite cylinders arranged three to the left of the engine's longitudinal axis and three to the right. There is an exhaust pipe on each side to collect the gases from the three cylinders on that side.

Each exhaust pipe has three main parts: manifold, muffler and exhaust.

The manifold collects the gases from the three cylinders on its side and takes them to the muffler.

As can be seen from the longitudinal section in Figure 2, the muffler has two cavities separated by a wall (intermediate). The exhaust gases circulate through the inner cavity, which also has a perforated wall. In the base of this cavity there is a baffle or deflector

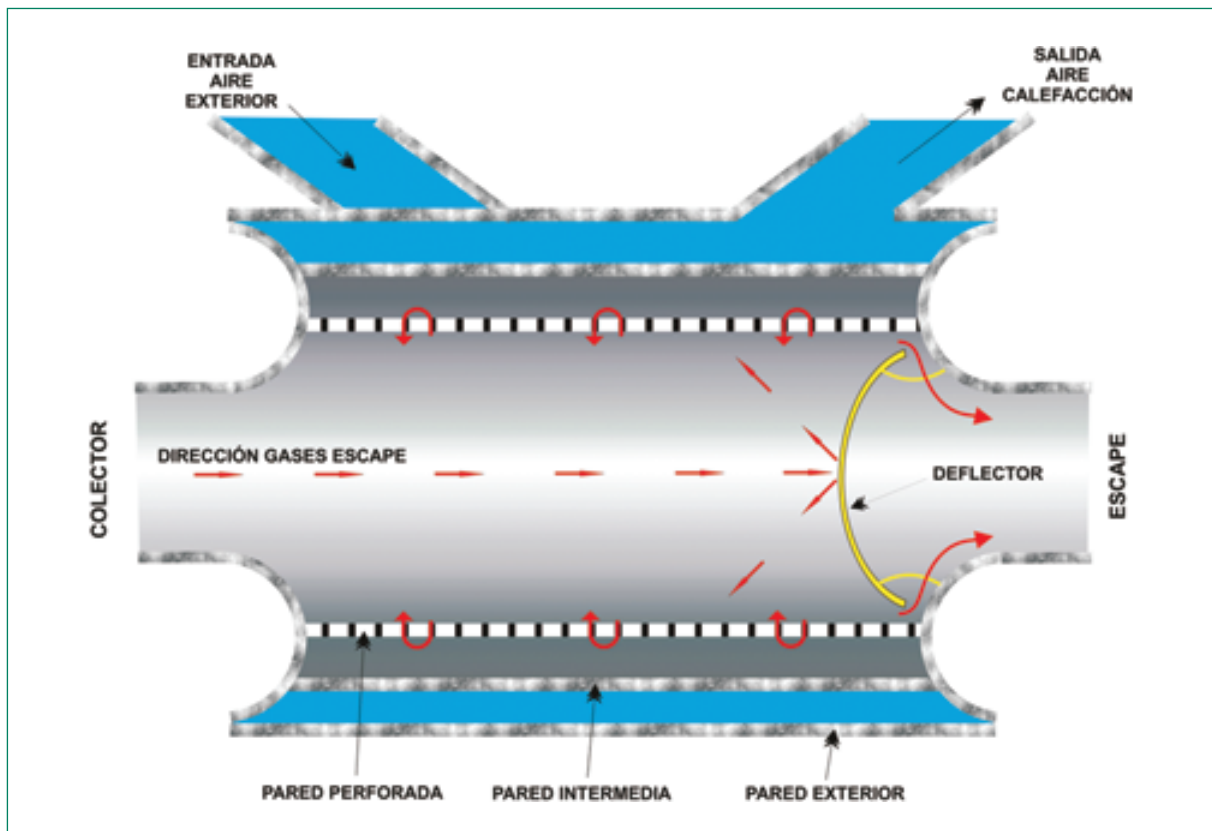


Figure 2. Schematics of the muffler

disc, secured by three pins, which are welded to the inner walls of the muffler. Outside air circulates through the most external of the cavities, is warmed up in contact with the intermediate wall, and then leaves the muffler and is carried to the cabin for heating purposes.

The exhaust gases enter the muffler and sink to the bottom, where they come up against the deflector disc, which directs them to the muffler's sides, so that they flow through the perforated wall, which reduces their noise. The gases then leave the muffler through the space that is left between its base and the deflector disc and enter the exhaust, which is a cylindrical pipe some 50 cm long, and are finally exhausted into the atmosphere through its end.

The aircraft's manufacturer informed that the aircraft's maintenance schedule establishes that a visual inspection of the exhaust system must be carried out every 100 hours, in order to detect the presence of cracks, burnt areas, etc., as well as to check the correct state of the joints of the various elements of which it is comprised. There are no indications in respect of the need to inspect the fastenings of the mufflers' internal deflectors.

1.9.2. *Service experience of the exhaust system*

The BEA informed that no reports of similar failures of the exhaust system of this manufacturer was available in 19 years of production during which a lot of flight hours have been flown.

2. ANALYSIS AND CONCLUSIONS

The marks and bending on the propeller blades indicate that when they made contact with the ground the engine was hardly rotating.

The meteorological conditions that existed at the moment of the engine failure were not conducive to the formation of ice in the carburettor.

No abnormalities were found in the engine and its systems to justify the loss of power, with the exception of the loosening of the deflectors of both mufflers.

The loose deflectors were caught inside the mufflers, where they were able to move freely. In this situation, it is possible that at a given moment they were positioned in such a way that they partially obstructed the exhaust gas outlet, which would result in a loss of power.

If this situation had occurred in just one of the exhausts, only three of the cylinders that take up the gases would have been affected, in which case the engine would have suf-

ferred strong vibrations, which would have been picked up by the pilot. In this respect, it must be considered that, according to the pilot's statement, at no time did abnormal vibrations occur.

On the other hand, if the partial obstruction of the exhaust gas outlet had occurred in both mufflers almost simultaneously, no vibrations would have been produced in the engine but there would have been a considerable loss of power, as a result of which the engine would have been incapable of maintaining its rotation rate. This reduction in power would be detected by the governor, which would intervene by reducing the propeller blade angle, in order to reduce the power required by the propeller, so that, even though the engine was supplying less power, it would be capable of maintaining the rotation rate. On reducing the propeller blade angle, there is a reduction in its thrust. This situation is similar to what was described by the pilot in his statement.

Although the only hypothesis that could be argued, according to the statements and information gathered, to explain the engine failure would be the partial obstruction of exhaust gases in both mufflers simultaneously, it is considered that the likelihood of this fact is extremely limited. Therefore, it has not been possible to determine the probable cause of this accident.