CIAIAC
Comisión de Investigación
de Accidentes e Incidentes
de Aviación Civil

BOLETÍN INFORMATIVO
11/2003

MINISTERIO
DE FOMENTO

BOLETÍN INFORMATIVO
11/2003

MINISTERIO
DE FOMENTO

SUBSECRETARÍA

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

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

NIPO: 161-03-048-4
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	
	A-034/2001	21-06-2001	EC-FTY	Robin HR-200-120B	Entre Blanes y Lloret de Mar (Girona)....	1
	IN-035/2001	22-06-2001	EC-FQN	American General Aircraft Corp. AG-5B	Aeropuerto de Sabadell (Barcelona)	9
	A-037/2001	08-07-2001	EC-FPR	Piper PA-38-112	Aerop. de Cuatro Vientos (Madrid)	11
	IN-037/2001 bis	13-07-2001	EC-CSX	Piper PA-28-140	Aeród. Casarrubios del Monte (Toledo) .	15
	IN-040/2001	21-07-2001	EC-DBH	Piper PA-28-140	Aeropuerto de Cuatro Vientos	19
	A-019/2003	11-04-2003	EC-CXL	Piper PA-25-260 «Pawnee»	Aeród. Sebastián Almagro, Palma del ... del Río (Córdoba)	23
	A-049/2003	20-08-2003	EC-GML	Robinson R-22-Beta	Pico de Peñalara (Segovia)	33
	IN-053/2003	31-08-2003	EC-IEH	Cessna 172N	Aeropuerto de Cuatro Vientos	43
(*)	A-055/2003	05-09-2003	N3574M	Aerostar (Raven) RX-7	Renedo de Esgueva (Valladolid)	49
	A-064/2003	08-10-2003	EC-BZX	Reims Av. F-177-RG	Aeropuerto de A Coruña	59

ADENDA 63

(*) 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 Area
ADF	Equipo receptor de señal de radiofaros NDB
AIP	Publicaciones aeronáuticas internacionales
AP	Aeropuerto
AS	Altoestratos
APP	Oficina de Control de Aproximación
ATC	Control de Tránsito Aéreo
CAT I	Categoría I OACI
Ci	Cirros
CRM	Crew Resource Management (Gestión de Recursos de Cabina)
CTE	Comandante
CTR	Zona de Control
Cu	Cúmulos
CVFR	Reglas de Vuelo Visual Controlado
CVR	Registrador de Voces en Cabina
DH	Altura de Decisión
DME	Equipo medidor de distancias
E	Este
EPR	Relación de presiones en motor
EM	Emisor/Emisión
ETA	Hora prevista de aterrizaje
FAP	Punto de aproximacion final
FDR	Registrador de Datos de Vuelo
ft	Pies
g	Aceleración de la gravedad
GPWS	Sistema de Avisos de Proximidad al Terreno
h. min: seg	Horas, minutos y segundos
hPa	Hectopascal
IAS	Velocidad indicada
IFR	Reglas de Vuelo Instrumental
ILS	Sistema de aterrizaje por instrumentos
IMC	Condiciones meteorológicas instrumentales
Kms	Kilómetros
Kts	Nudos
lbs	Libras
m	Metros
MAC	Cuerda media aerodinámica de la aeronave
mb	Milibares
MDA	Altitud mínima de descenso
MDH	Altura mínima de descenso
METAR	Informe meteorológico ordinario
MHz	Megahertzios
MM	Baliza intermedia del ILS
N	Norte
N/A	No afecta
NDB	Radiofaro no direccional
MN	Milla náutica
OM	Baliza exterior del ILS
P/N	Número de la Parte (Part Number)
PF	Piloto a los mandos
PNF	Piloto no a los mandos
QNH	Ajuste de la escala de presión para hacer que el altímetro marque la altura del aeropuerto sobre el nivel del mar en el aterrizaje y en el despegue
RVR	Alcance visual en pista
S/N	Número de serie
S	Sur
Sc	Estratocúmulos
SVFR	Reglas de vuelo visual especial
TWR	Torre de Control
U T C	Tiempo Universal Coordinado
VIP	Pasajero muy importante
VMC	Condiciones meteorológicas visuales
VOR	Radiofaro omnidireccional VHF
W	Oeste

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	**Jueves, 21 de junio de 2001; 12:10 horas**
Lugar	**Mar Mediter., entre Blanes y Lloret de Mar (Girona)**

AERONAVE

Matrícula	**EC-FTY**
Tipo y modelo	**ROBIN HR-200-120B**

Motores

Tipo y modelo	**LYCOMING O-235-L2A**
Número	**1**

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	**35 años**
Licencia	**Piloto privado de avión**
Total horas de vuelo	**361 horas**
Horas de vuelo en el tipo	**10 horas**

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			**1**
Pasajeros			**1**
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	**Importantes**
Otros daños	**Ninguno**

DATOS DEL VUELO

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del vuelo

El piloto, acompañado de otra persona, llegó al aeropuerto de Sabadell con la intención de realizar un vuelo de placer. Para ello presentó un plan de vuelo local de hora y media de duración.

Se repostó la aeronave y, una vez que llevó a cabo el chequeo prevuelo, el piloto contactó con la torre de control para solicitar autorización para rodar a la cabecera 13, que fue concedida poco tiempo después.

Despegó con normalidad y se dirigió al corredor «A» ascendiendo hasta 2.500 pies. Una vez que alcanzó el mar, viró a la izquierda y se dirigió hacia el noreste siguiendo la línea de costa.

Fotografía 1. Vista general de la aeronave

Poco tiempo después la aeronave cayó al mar en un punto cercano a la cala de Boadella, que está situada entre las localidades de Blanes y Lloret de Mar.

Los dos ocupantes de la aeronave pudieron abandonarla por sus propios medios y fueron socorridos por los tripulantes de varias motos acuáticas que había en la zona y rescatados por un barco, siendo posteriormente trasladados hasta el Hospital comarcal de la Selva, en Blanes, donde quedaron en observación.

La aeronave se hundió y quedó sumergida en el mar a una profundidad de unos 3 metros, hasta las 17:00 horas del día siguiente, en que fue izada mediante globos y posteriormente remolcada hasta el puerto de Blanes.

1.2. Daños sufridos por los pasajeros

Los dos ocupantes de la aeronave sufrieron lesiones de carácter leve.

1.3. Daños sufridos por la aeronave

Exteriormente la aeronave presentaba daños en la hélice y ambos planos producidos en el impacto contra el agua.

No obstante, el hecho de haber estado sumergida durante más de 24 horas en el mar, debió producir daños en la totalidad de la aeronave.

1.4. Otros daños

No hubo más daños.

1.5. Información sobre la tripulación

El piloto contaba con una licencia de piloto privado de avión válida hasta el día 12 de mayo de 2003. Así mismo, también era titular de una licencia de piloto comercial emitida por la Federal Aviation Administration de los Estados Unidos de América. Su experiencia de vuelo alcanzaba las 361 horas, de las cuales alrededor de 10 horas eran en este tipo de aeronave.

1.6. Declaración del piloto

En su declaración el piloto manifestó lo siguiente:

Que alrededor de las 10:40 hora local llegó al hangar del Aeropuerto de Sabadell en el que se encontraba la aeronave con la que iba a realizar el vuelo. Esta había sido repostada minutos antes, y además se había rellenado el cárter del motor con aceite.

Como era el primer vuelo del día, hizo dos veces el chequeo prevuelo, a fin de asegurarse de hacerlo correctamente.

Accedió a la aeronave y puso el motor en marcha. Comprobó los parámetros del motor, observando que todas las indicaciones eran correctas. A continuación verificó los instrumentos de vuelo, frecuencias, etc., y contactó con la torre de control para solicitar autorización para iniciar el rodaje.

El controlador le pidió que esperase un momento y le informó que la pista en servicio podría cambiar de la 13 que estaba en ese momento, a la 31, debido a cambios en la dirección del viento. Poco tiempo después el controlador llamó al piloto para autorizarle a rodar hasta el punto de espera de la pista 13.

Durante el rodaje fue chequeando los instrumentos, encontrándolos todos correctos. Tuvo que esperar en este punto varios minutos, ya que había varias aeronaves en cola para despegar.

Una vez recibida autorización, despegó con normalidad por la pista 13 y luego giró para continuar por el corredor «A» ascendiendo a 2.500 pies. Luego continuó volando junto a la costa en dirección a Lloret de Mar, durante unos treinta minutos, disfrutando de la vista y localizando posibles sitios de pesca. Llegó a Lloret y realizó un giro de 180° a la izquierda y entonces advirtió un ruido extraño en el motor e inmediatamente se detuvo.

Todo sucedió rápidamente e intentó arrancar de nuevo el motor. En ese momento estaban a 2.500 pies. El motor arrancó y volvió a pararse. Repitió la operación, arrancando el motor de nuevo, aunque éste volvió a pararse. Realizó un tercer intentó en el que el motor ya no arrancó.

Pensaba que podía ser un problema de combustible, ya que no había visto ningún escape de aceite, ni baja indicación de batería, ni olor a fuego. Entonces chequeó el sistema, observando que la válvula de combustible estaba abierta, la bomba eléctrica conectada, la mezcla en la posición rica y quitada la calefacción de carburador.

Al no haber podido volver a arrancar el motor, comprendió que tendría que aterrizar y comenzó a buscar un sitio donde hacerlo. Estimó que no era posible tomar en ninguna de las dos o tres playas que había cerca, ya que estaban llenas de gente. Entonces comenzó a buscar una zona del mar donde no hubiese personas, barcos o motos de agua, pero que estuviese cerca de la costa.

Pidió a su acompañante que verificase que tenía correctamente abrochado el cinturón de seguridad y que controlase que no hubiera objetos sueltos. Cerró la válvula de combustible y cortó batería y magnetos. Abrió la puerta de la cabina poco antes de que la aeronave impactase contra el agua. No estaba seguro de si había desplegado flaps antes de apagar la batería.

Oyó como sonaba el avisador de pérdida antes de amerizar y enseguida notó el golpe con el agua. Vio que había sangre en la cabina y preguntó a su acompañante si se encontraba bien, el cual, aunque sangraba, contestó afirmativamente. Entonces le pidió que se soltara el cinturón. Mientras la aeronave flotaba en el agua.

Observó como una moto acuática se aproximaba. Entonces la aeronave comenzó a hundirse y se vieron obligados a lanzarse al agua. Minutos después fueron izados a un barco que los llevó a puerto.

1.7. Declaración de testigos

El piloto de una aeronave que estaba realizando un vuelo visual en la misma zona y a la misma hora, declaró que en la proximidad de Blanes, más concretamente cerca de la playa de Fanals, vio «un avión o ULM pasar muy bajo sobre la playa y a gran velocidad realizando un ascenso para librar las rocas, con rumbo norte aproximadamente, y proceder a un viraje derecha con vuelo lento y gran ángulo, girando hacia el mar y amerizando».

1.8. Ayudas a la navegación

1.8.1. *Traza radar*

Se obtuvo la práctica totalidad de la traza radar de este vuelo.

En su análisis se observó que a las 09:48:45 hora UTC, 11:48:45 hora local, la aeronave se encontraba abandonando el CTR del Aeropuerto de Sabadell, a 2.100 pies y 82 nudos de velocidad respecto del suelo.

A las 10:01:00 hora UTC, la aeronave ya se encontraba volando hacia el noreste siguiendo la línea de la costa. En ese momento volaba a 400 pies de altura y a una velocidad de 94 nudos.

Durante los siguientes 7 minutos y 50 segundos la traza radar muestra que la aeronave voló en todo momento hacia el noreste siguiendo la línea de costa, a altitudes comprendidas entre los 200 y los 500 pies, oscilando su velocidad entre un mínimo de 94 y un máximo de 112 nudos.

Aproximadamente a las 10:08:50 UTC, la aeronave inició un giro a la izquierda durante el cual viró unos 180°. Su altitud tanto al inicio como al final del viraje era de 400 pies, variando la velocidad entre 108 nudos al inicio y 67 nudos al finalizarlo.

En los dos barridos siguientes del radar, que tuvieron lugar a las 10:09:45 y 10:09:50 la aeronave se encontraba prácticamente en la misma posición, pero habiendo disminuido su altitud de 500 a 300 pies, y su velocidad se había reducido hasta los 51 nudos.

Después la aeronave desapareció del radar sin que se volviera a registrar ningún nuevo eco.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

2.1. Análisis de la traza radar

El análisis de la traza radar del vuelo demuestra que la aeronave solamente voló a altitudes cercanas a los 2.500 pies en el periodo de tiempo durante el que transitó por el corredor A.

Una vez que alcanzó la costa descendió y estuvo volando durante más de 9 minutos a muy baja cota, concretamente por debajo de 500 pies, antes de caer al mar.

En consecuencia, no es posible que el motor se parase estando la aeronave a 2.500 pies, tal y como dijo el piloto en su declaración, ya que en ese caso no habría podido seguir volando durante más de nueve minutos a menos de 500 pies.

2.2. Análisis de los daños de la aeronave

Cuando una aeronave impacta contra el agua con el motor parado, y consecuentemente, la hélice también parada, la pala que queda en la posición más baja resulta fuertemente dañada, ya que impacta «de frente» contra el agua. Por el contrario, cuando el impacto se produce con motor y hélice girando, las palas presentan menores daños, debido a que la pala «corta» el agua. A la vista de los escasos daños que presentaba la hélice de la aeronave que sufrió el accidente, se considera que ésta iba girando cuando impactó contra el mar.

Fotografía 2. Daños en la hélice

Exteriormente la aeronave no presentaba más daños que el desprendimiento del flap del plano derecho y algunas roturas en la zona del encastre de ambos planos, que probablemente fueran hechas durante el proceso de izado con globos y la posterior elevación con grúa para sacar la aeronave del agua. De ello se desprende que la aeronave impactó contra el agua con escasa energía.

Las velocidades de entrada en pérdida de esta aeronave, respecto del aire, en función de la configuración de los flaps y del ángulo de alabeo son las siguientes.

Ángulo de alabeo	0°	30°	60°
Flaps retraídos	60 kt	64 kt	84 kt
Flaps 10°	55 kt	59 kt	77 kt
Total	52 kt	57 kt	73 kt

De la información obtenida de la traza radar se sabe que en la parte final del vuelo la velocidad de la aeronave descendió desde 67 a 51 kt, y de los restos de la aeronave se ha establecido que los flaps estaban arriba (0°).

Aunque la velocidad que facilita el radar lo es respecto del suelo *(ground speed),* y por ello no se puede comparar directamente con las velocidades indicadas en el cuadro *(airspeed),* si puede servir como referencia, lo que conduce a estimar que la velocidad de la aeronave debía estar muy próxima a la de entrada en pérdida. Por otra parte, como puede apreciarse en el cuadro, la velocidad a la que se produce la entrada en pérdida aumenta al incrementarse el ángulo de alabeo.

2.3. Consideraciones sobre el avisador de pérdida

En su declaración el piloto manifestó que instantes antes de impactar contra el agua, habiendo previamente cortado batería, magnetos, etc., y con el motor parado, oyó como sonaba el avisador acústico de entrada en pérdida.

En esas condiciones, motor parado y cortada la batería, el avisador de entrada en pérdida no tiene energía eléctrica, por lo que no es posible que suene.

Este tipo de aeronaves suelen ir equipadas con dispositivos que avisan a la tripulación de la proximidad de la pérdida, cuando la velocidad de la aeronave es de unos 5 nudos mayor que la velocidad de entrada en pérdida. No obstante, a veces se producen situaciones en las que el aviso de pérdida no se tiene lugar con la suficiente antelación para evitar que ésta se produzca. Así, por ejemplo, las maniobras abruptas pueden incrementar tan rápidamente el ángulo de ataque, que puede dar lugar a que el aviso y la entrada en pérdida ocurran simultáneamente.

2.4. Conclusiones

A la vista de todo lo anterior, se estima que el motor no se paró en ningún momento antes de impactar contra el agua.

El piloto debió actuar de forma intencionada sobre el mando de gases para disminuir la velocidad de la aeronave, y así poder contemplar mejor el área que sobrevolaba, que

fue decreciendo durante la última parte del vuelo, posiblemente sin advertirlo el piloto, hasta alcanzar valores muy próximos al de entrada en pérdida.

En esas circunstancias realizó un ascenso y un viraje con fuerte alabeo, lo que provocó la inmediata entrada en pérdida de la aeronave y su caída la mar.

Le escasa altitud a la que volaba la aeronave fue un factor contribuyente en este evento, ya que impidió toda posibilidad de recuperar la pérdida.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	**Viernes, 22 de junio de 2001; 11:30 horas**
Lugar	**Aeropuerto de Sabadell (Barcelona)**

AERONAVE

Matrícula	**EC-FQN**
Tipo y modelo	**American General Aircraft Corporation AG-5B**

Motores

Tipo y modelo	**LYCOMING O-360-A4K**
Número	**1**

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	**23 años**
Licencia	**Alumno piloto**
Total horas de vuelo	**87 horas**
Horas de vuelo en el tipo	**87 horas**

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			**1**
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	**Menores, daños en la hélice**
Otros daños	**Marcas de la hélice en la pista del aeropuerto**

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	**Aviación general – Instrucción – Solo**
Fase del vuelo	**Aterrizaje – Carrera de aterrizaje**

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

La aeronave despegó del aeropuerto de Sabadell, aproximadamente a las 10:00 hora local, para realizar un vuelo de instrucción. A bordo iba solamente el alumno piloto. Realizó un vuelo de una hora y veinte minutos por la zona de Lérida y cuando estaba efectuando el aterrizaje en el mismo aeropuerto de partida, la aeronave dio un bote y al caer de nuevo, la hélice tocó el suelo.

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

En el momento del incidente la visibilidad era mayor de 10.000 metros, la temperatura era de 25 grados centígrados y no había ráfagas de viento.

2. ANÁLISIS

Del análisis de la situación en el momento del incidente se deduce que la causa más probable del mismo fue una toma dura que ocasionó el bote de la aeronave y la posterior pérdida de control de la misma.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	**Domingo, 8 de julio de 2001; 12:50 horas**
Lugar	**Aeropuerto de Cuatro Vientos (Madrid)**

AERONAVE

Matrícula	**EC-FPR**
Tipo y modelo	**PIPER PA-38-112**

Motores

Tipo y modelo	**LYCOMING O-235-L2C**
Número	**1**

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	**28 años**
Licencia	**Piloto comercial, instructor**
Total horas de vuelo	**393 horas**
Horas de vuelo en el tipo	**130 horas**

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			**2**
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	**Importantes**
Otros daños	**Valla perimetral del aeropuerto**

DATOS DEL VUELO

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

1.- INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

La aeronave despegó del aeropuerto de Cuatro Vientos para efectuar un vuelo de entrenamiento consistente en una travesía local que tuvo una duración de aproximadamente dos horas y quince minutos. Al realizar el aterrizaje en el mismo aeropuerto, la aeronave sufrió una salida de la pista por la parte izquierda de la misma y acabó deteniéndose fuera del perímetro del aeropuerto (Foto 1).

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

La aeronave sufrió daños importantes en hélice, tren de aterrizaje y estructura en general.

Los valores del viento extraídos del METAR de la 11:00 UTC son de intensidad 7 nudos y dirección 260°. Los valores de viento registrados por el Sistema Integrado de Ayudas Meteorológicas en el momento del accidente fueron de intensidad 7 nudos y dirección 250° para el viento instantáneo, siendo el valor medio en los diez minutos anteriores de 5 nudos y 250° y la racha máxima en los diez minutos anteriores de 10 nudos.

De la declaración del instructor se obtiene la siguiente información,

Que una vez completada la travesía, se realizó la aproximación al mismo aeropuerto de partida, la cual fue efectuada de forma correcta y cumpliendo los requisitos que marcaban las normas aplicables.

La maniobra de recogida fue realizada de forma defectuosa, lo cual ocasionó un bote de la aeronave al tocar el suelo. El instructor tomó los mandos al escuchar que sonaba el avisador de pérdida y bajó el morro para intentar ganar velocidad y recuperar el control de la aeronave.

Foto 1. Estado de la aeronave

La aeronave dio un segundo bote en la pista y se desvió hacia la izquierda sin haber podido recuperar el control sobre la misma. Observó que el plano derecho estaba muy cerca del suelo, por esto y por que estimó que no había tiempo para realizar un motor y al aire, decidió tomar por derecho y renunció a intentar situar la aeronave en la pista.

La aeronave rozó contra la valla de cerramiento del aeropuerto, cayendo inmediatamente a continuación contra el terreno.

Una vez en el suelo y parados procedieron a desconectar las magnetos y a cerrar el interruptor principal. Después abandonaron la aeronave.

2. ANÁLISIS

Del análisis de la situación en el momento del accidente se deduce que la causa más probable del mismo fue una toma dura que ocasionó el bote de la aeronave y la posterior pérdida de control de la misma.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	**13 de julio de 2001; 19:00 horas**
Lugar	**Aeródromo de Casarrubios del Monte (Toledo)**

AERONAVE

Matrícula	**EC-CSX**
Tipo y modelo	**PIPER PA-28-140**

Motores

Tipo y modelo	**LYCOMING O-320-D3G**
Número	**1**

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	**31 años**
Licencia	**Piloto com. de avión; habilitación de instructor FI(A)**
Total horas de vuelo	**595 horas**
Horas de vuelo en el tipo	**Sin datos**

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			**2**
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	**Importantes**
Otros daños	**Ninguno**

DATOS DEL VUELO

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El día 13 de julio de 2001, la aeronave Piper PA-28, matricula EC-CSX, realizaba un vuelo de instrucción. Según el plan de vuelo presentado, se trataba de un vuelo visual con origen y destino el Aeropuerto de Cuatro Vientos.

Próxima la aeronave al Aeródromo de Casarrubios (Toledo) y dentro de las maniobras de instrucción, se procedió a efectuar un aterrizaje en la pista del citado aeródromo. Durante la fase de aproximación final, la aeronave contactó con el terreno en la parte de la franja de pista anterior a la cabecera de la pista 26. Advertida la tripulación de la pérdida de la pata derecha del tren principal de aterrizaje por el piloto de una aeronave próxima a la citada cabecera, el instructor mantuvo la aeronave nivelada durante la carrera de aterrizaje hasta que se perdió la capacidad de mando y al apoyar sobre el extremo del plano derecho se desvió fuera de la pista, hasta detenerse en la franja.

La tripulación, después de cerrar la válvula selectora de combustible, cortar magnetos e interruptor principal, abandonó la aeronave por sus propios medios sin sufrir lesiones. La aeronave sufrió daños importantes.

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

Se realizó una inspección del terreno en la prolongación del eje de pista observando el contacto de la rueda derecha del tren principal. En la superficie asfaltada de la pista se adviertían diversas huellas producidas por el roce del plano derecho de la aeronave.

La pata del tren se encontró seccionada por la unión a la estructura. El plano derecho presentaba daños generales en el intradós y superficies de mando y el fuselaje en la zona inferior trasera, junto al conjunto de la guarda de cola.

1.3. Declaración del piloto al mando

El instructor manifestó que cuando se encontraban en la aproximación a la pista, con viento de 10 a 15 nudos ligeramente por la izquierda, la aeronave se quedó por debajo de la senda de planeo por lo que se aplicó motor para retomar la senda. Poco antes de alcanzar la pista, la tripulación percibió un descenso de la aeronave y escuchó un golpe fuerte.

Seguidamente, fueron avisados por el piloto de otra aeronave de la falta de la rueda derecha del tren principal. A pesar de mantener nivelada la aeronave en la carrera de aterrizaje no pudieron impedir salirse por el lateral derecho cuando la velocidad se redujo.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

Durante la fase de aproximación final de un vuelo de instrucción, la aeronave tuvo que modificar la trayectoria al observar la tripulación que no llegaba a la cabecera de la pista. Para corregir la trayectoria y alcanzar la zona asfaltada, aumentó la potencia del motor, sin embargo, la aeronave impactó con la pata derecha del tren principal en el terreno que precede a la cabecera. Advertida la tripulación, el instructor logró mantener nivelada la aeronave hasta que por la disminución de velocidad los mandos perdieron su eficacia y el plano del lado derecho tocó la pista, pivotando sobre su borde marginal, lo que ocasionó la salida por el costado derecho a la franja.

El incidente se produjo por un error de la tripulación en el mantenimiento de una altura adecuada a lo largo de la trayectoria de descenso en el último tramo de la aproximación final a la pista 26 del aeródromo de Casarrubios del Monte que provocó que el contacto con el terreno se produjera antes de lo previsto.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	**21 de julio de 2001; 20:20 horas**
Lugar	**Aeropuerto de Cuatro Vientos**

AERONAVE

Matrícula	**EC-DBH**
Tipo y modelo	**PIPER PA-28-140**

Motores

Tipo y modelo	**LYCOMING O-320-D3G**
Número	**1**

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	**20 años**
Licencia	**Alumno piloto**
Total horas de vuelo	**87 horas**
Horas de vuelo en el tipo	**39 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 – Instrucción – Solo**
Fase del vuelo	**Aterrizaje – Recorrido de aterrizaje**

1. INFORMACION SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El día 21 de julio de 2001, a las 20:20 hora local, la aeronave Piper PA-28 pilotada por un alumno en período de instrucción, aterrizó en el Aeropuerto de Cuatro Vientos después de realizar un vuelo de travesía supervisado por el instructor.

Durante el recorrido de aterrizaje, el piloto intentó abandonar la pista por la salida rápida de la cabecera contraria a la que él había empleado. A pesar que el rodaje en el tramo recto fue controlado, al iniciar el giro hacia el lado donde se encontraba la calle perdió el control, saliéndose de la pista poco antes de la confluencia de ésta con la salida rápida.

La aeronave resultó seriamente dañada. La rueda de morro se partió al salirse de la zona asfaltada, golpeando el morro del avión y la hélice contra el terreno y apoyando el plano derecho en el suelo.

El piloto pudo evacuar la aeronave por sus propios medios.

1.2. Información meteorológica

Los registros de la Oficina Meteorológica del Aeropuerto de Cuatro Vientos mostraban que, a las 18:15 UTC (20:15 hora local) en que ocurrió el incidente, el viento era de 2 nudos y dirección 270°.

Igualmente, los Metar de las 18:00 y 19:00 UTC, eran respectivamente:

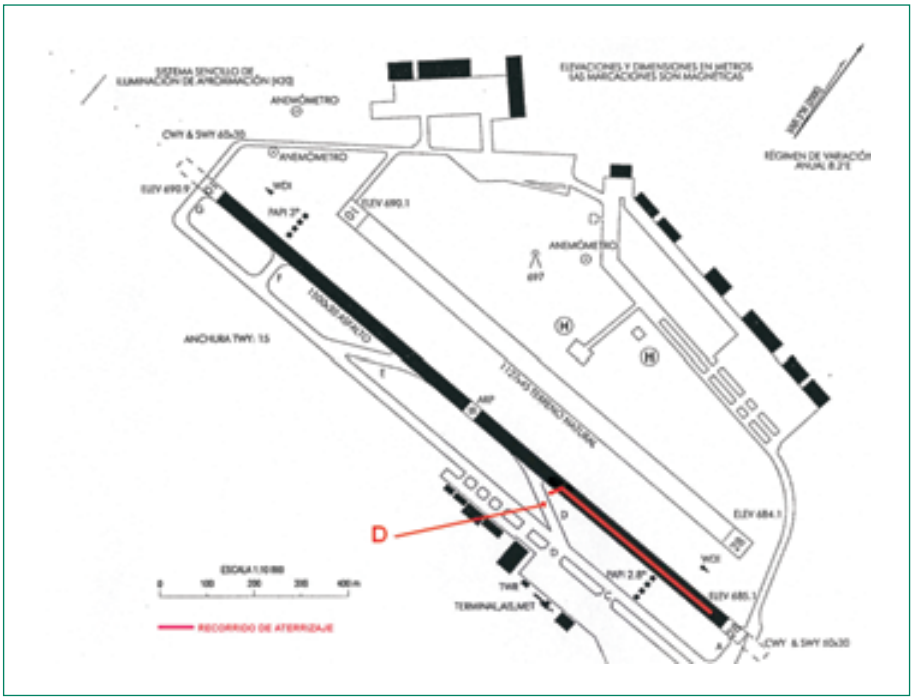
00000KT 9999 FEW050 SCT120 32/11 Q1017
34002KT 9999 FEW050 SCT120 31/10 Q1017

1.3. Información sobre el aeropuerto

El Aeropuerto de Cuatro Vientos dispone de una pista de aterrizaje (10-28) de asfalto con una longitud de 1.500 × 30 m. Paralela a ella, existe otra de tierra de uso militar.

La salida rápida que utilizó el piloto es la destinada para abandonar la pista cuando se aterriza por la cabecera 10 y, por tanto, cuando es usada como salida de la cabecera 28 se convierte en un giro muy cerrado.

La distancia medida desde el umbral de la cabecera 28 a la salida rápida D es de 550 m.



1.4. Declaración del piloto

El propio piloto en su declaración describe con exactitud la forma en que se produjo la salida de pista.

Configurada la aeronave para el aterrizaje con flaps abajo debido a que en el planeo la aeronave quedaba alta para aterrizar por la cabecera 28, la toma de contacto se produjo a unos 75 m. del umbral y 65 nudos de velocidad. Rodando de manera controlada y con intención de abandonar la pista por la salida D, inició la frenada desviándose ligeramente a la derecha. En su intento de corregir el giro, aplicó en exceso el pie sobre el pedal izquierdo que provocó la perdida de control y la salida de pista por el margen izquierdo produciéndose los daños cuando la aeronave se desplazó fuera de la zona asfaltada.

2. CONCLUSIÓN

El incidente se produjo por la pérdida de control de la aeronave a consecuencia de una frenada excesiva sobre la rueda izquierda motivada por el intento del piloto de abandonar la pista por una calle de rodadura destinada a servir de salida rápida a la cabecera opuesta a la usada para el aterrizaje.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	**Viernes, 11 de abril de 2003; 14:15 horas**
Lugar	**Aeród. Sebastián Almagro, Palma del Río (Córdoba)**

AERONAVE

Matrícula	**EC-CXL**
Tipo y modelo	**PIPER PA-25-260 «Pawnee»**

Motores

Tipo y modelo	**LYCOMING O-540-G2A5**
Número	**1**

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	**29 años**
Licencia	**Piloto comercial de avión**
Total horas de vuelo	**430 horas**
Horas de vuelo en el tipo	**17 horas**

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			**1**
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	**Destruida**
Otros daños	**Menores en un olivar**

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	**Aviación general – Instrucción – Solo**
Fase del vuelo	**Despegue – Ascenso inicial**

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El piloto realizaba un vuelo de instrucción para conseguir la habilitación de piloto agroforestal. Sus maniobras de lanzamiento de agua como entrenamiento en lucha contra incendios y de fumigación eran seguidas por una instructora desde tierra. No llevaba casco, sólo auriculares.

El piloto había comenzado a las 9:30 h un primer período de entrenamiento de circuitos y descarga de agua ese día. Este período debió durar aproximadamente 1 h y 20 min. Después había descansado mientras otros dos pilotos realizaban otros dos períodos de 1 h de duración cada uno.

Tras ello, el piloto comenzó un segundo período de entrenamiento, en el cual efectuó una descarga y una toma y volvió a despegar después de que el avión hubiese sido cargado con una cantidad de agua estimada entre 300 y 400 l.

El avión despegó por la pista 25 y cuando se encontraba a unos 100 ft de altura con rumbo de pista, redujo un poco la potencia del motor con la intención de nivelar el avión y después girar hacia la izquierda para colocarse en viento en cola y efectuar allí la descarga, como era habitual durante los entrenamientos. Lo normal era reducir el régimen de giro del motor de 2.500 rpm a unas 2.400 rpm.

En este caso, tras reducir la potencia, el piloto notó al rato que el avión no volaba bien, y el motor tenía un comportamiento anormal, por lo que metió de nuevo gases a tope. Sin embargo, la situación del vuelo no mejoró, por lo que optó por descargar el agua mientras todavía mantenía el rumbo de pista.

En el instante de descargar el agua, el avión sufrió una desestabilización y alcanzó un ángulo de encabritado muy alto que no pudo ser controlado hasta que el avión entró en pérdida y cayó del ala izquierda. En esos momentos, el piloto recordaba haber visto la luz de entrada en pérdida. Después el avión se desplomó e impactó con varios olivos y con el suelo en una posición de morro bajo y alabeo a la izquierda, hasta quedar detenida sin haber recorrido prácticamente nada de terreno arrastrando por el suelo. El rumbo final con el que quedó el fuselaje fue de unos 45°, por lo que había variado su rumbo original de 250° en unos 205° hacia la izquierda.

Durante el impacto, el arnés de hombros se soltó de su sujeción superior trasera y el piloto golpeó con su cabeza el cuadro de mandos del avión. Aunque sufrió un fuerte golpe y quedó sangrando, pudo abandonar la aeronave por sus propios medios. Las lesiones se podrían haber minimizado si hubiese llevado casco. Diversos testigos que habían presenciado el accidente corrieron hacia la aeronave y ayudaron al piloto, que

fue trasladado al centro de salud de Palma del Río y posteriormente al Hospital de Córdoba, de donde fue dado de alta horas después.

La aeronave sufrió daños de tal magnitud en la hélice, bancada del motor, fuselaje y ala, que se consideró destruida. El depósito de combustible se rompió y se derramó todo el combustible que contenía. No hubo incendio.

1.2. Información sobre el piloto

El piloto de la aeronave tenía el título de Piloto Comercial de Avión, con un total de 430 h de vuelo, de las cuales todas lo habían sido en aviones de tren triciclo excepto las últimas 17 h que había volado en PA-25, como parte de su entrenamiento para conseguir la habilitación de piloto agroforestal (sin limitaciones).

Ya le habían dado la suelta en el avión y sólo le faltaba aproximadamente una hora de vuelo para, tras las pruebas pertinentes, conseguir la habilitación de piloto agroforestal. El programa de entrenamiento que estaba siguiendo era el mismo que el publicado en la Resolución RL 2001/10, de 1 de junio de 2001, por la que se establecían procedimientos para la obtención de dicha habilitación.

1.3. Información sobre la instructora

La instructora que seguía desde tierra el despegue de la aeronave tenía la habilitaciones de Agroforestal, SE Turbina (Airtractor), SE Pistón, VFR HJ (diurno y nocturno), FI(A) (instructora de vuelo en avión) y FIAF (A) (instructora de agroforestal en avión).

Tenía un total de 1.480 h de vuelo, 790 h como instructora y 120 h en el tipo AT-802 (motor de turbina).

1.4. Información sobre la aeronave

El Certificado de Tipo de la aeronave Piper PA-25-260 fue transferido por «The New Piper Aircraft» a «Latinoamericana de Aviación, LAVIA, S. A.» en 1998.

Se trata de un avión empleado en labores agroforestales con 1.315 kg (2.900 lb) de peso máximo al despegue y que puede cargar hasta 544 kg (1.200 lb). El EC-CXL había sido construido en 1976. Llevaba una hélice bipala de paso fijo.

Los mandos de potencia y de mezcla están muy próximos y tienen forma diferente. El mando de gases tiene una bola y el de mezcla está acabado en forma de estrella.

La operación de entrenamiento para descarga de agua, tal y como la realizaba el operador, consistía en que, una vez metidos gases a tope durante la carrera de despegue, la mano izquierda pasa a la palanca de descarga de agua para efectuar una descarga con rapidez en caso de algún fallo durante la carrera o fallo de motor en la rotación. Una vez efectuada ésta última, la mano pasa de nuevo al mando de gases.

Según el manual de mantenimiento de la aeronave, el sistema de cinturones y arnés era inspeccionado cada 100 h de vuelo.

1.5. Información meteorológica

El piloto describió el día como «fresco» con buena visibilidad y cielo cubierto con techo alto de nubes. No había previsión de lluvia. Había viento racheado pero no muy intenso, calificado como «dentro de límites» según su apreciación.

Con la información de los METAR de Córdoba y Sevilla, y datos de la zona de Écija, y los análisis de los mapas meteorológicos de ese día, el tiempo más probable en el aeródromo de Palma del Río sobre las 12:30 h UTC ese día era:

Nubes bajas dispersas entre 1.500 y 2.000 pies y abundantes por encima de los 8.000 pies. Vientos del oeste de 10 a 15 nudos. Visibilidad igual o superior a los 10 km.

1.6. Información sobre los restos

El avión impactó con el suelo en actitud de morro bajo y alabeo a la izquierda, hasta quedar detenida sin haber recorrido prácticamente nada de terreno arrastrando por el suelo. Se derramó todo su combustible y no hubo incendio. La semi-ala izquierda, que estaba muy dañada y torsionada desde la punta con el borde de ataque hacia atrás, y el patín de cola, quedaron apoyados en sendos olivos que habían sido dañados durante el accidente.

Los restos quedaron al final a unos 30 m del final de la pista 25 y a unos 40 m a la izquierda de la prolongación de su eje, con un rumbo del fuselaje de unos 45°. El morro del avión quedó a unos 17 m de la carretera próxima al aeródromo.

En la zona había una línea telefónica de unos 4 m de altura que no fue golpeada por el avión.

El cono de la hélice quedó aplastado, al igual que el capot izquierdo del motor. Las sujeciones superiores de la bancada del motor se desprendieron del fuselaje, de modo que el motor, con la hélice todavía unida a su buje, quedó inclinado hacia delante y girado a derechas visto desde la cabina.

La hélice mostraba marcas en el borde de ataque de las palas y deformación por flexión y ligera torsión en las puntas de las dos palas al haber golpeado el terreno blando del olivar, indicando que la hélice giraba con poca potencia cuando se produjo el impacto.

El cono trasero del fuselaje y los empenajes mostraban daños menores. La cabina de vuelo no se aplastó, aunque el panel de instrumentos mostraba una marca de haber sido golpeado por el piloto durante el accidente. El arnés se desprendió de su sujeción superior trasera que sale del carrete de recogida y ajuste. El piloto se soltó el cinturón y arnés y pudo abandonar la aeronave.

Una de las primeras personas que llegaron al lugar del accidente para socorrer al piloto declaró que la palanca de gases estaba adelantada, la palanca de mezcla hacia la mitad y la palanca de descarga hacia delante. Estas personas llevaron los mandos hacia atrás y cortaron todos los interruptores como medida de seguridad.

1.7. Declaraciones de testigos

Un testigo con conocimientos aeronáuticos que se encontraba junto a la pista declaró que vio el despegue del avión pero no la descarga de agua. Cuando volvió a ver el avión, observó que el morro estaba muy alto, y que después el avión «viró a la izquierda». Pensó que el avión se había quedado sin velocidad y después observó cómo entraba en pérdida. En su opinión el motor funcionaba cuando el avión entró en pérdida.

El piloto recordaba que el cinturón y el arnés le sujetaron hasta cierto punto durante el accidente, aunque al final terminó golpeando con la cabeza el panel de instrumentos, con el resultado de heridas leves en la forma de cortes y contusiones.

1.8. Inspección del arnés y su carrete de sujeción

El arnés y el carrete de sujeción «Reel, shoulder harness, take up» P/N O-4600-444-1, s/n 837, fabricado por «American Seating Co.», «Specification AN-R-29(2)», fueron inspeccionados para determinar su comportamiento durante el impacto contra el terreno.

Las dos correas del arnés de hombros se unen en su parte superior y se sujetan a un cable de acero trenzado de 115 cm de longitud que, a su vez, se une a un tornillo cuyo extremo opuesto es hueco. En ese hueco se engarza y oprime con una tuerca el extremo de otro cable que entra y sale enrollándose mediante un muelle en el carrete de recogida según sea necesario para ajustar el arnés.

El piloto puede bloquear el giro del carrete accionando una palanca de dos posiciones. En una de las posiciones, el cable entra y sale libremente del carrete hasta que hace tope, aproximadamente a los 42 cm de extensión. En la otra posición, el carrete queda bloqueado en la extensión del cable que tenga en ese momento.

Durante la inspección, no se observó que el carrete tuviera ningún mecanismo de inercia. Simplemente dispone de un muelle a torsión que recoge el cable sobrante, y por tanto tira hacia atrás del arnés, cuando el sistema no está bloqueado con la palanca.

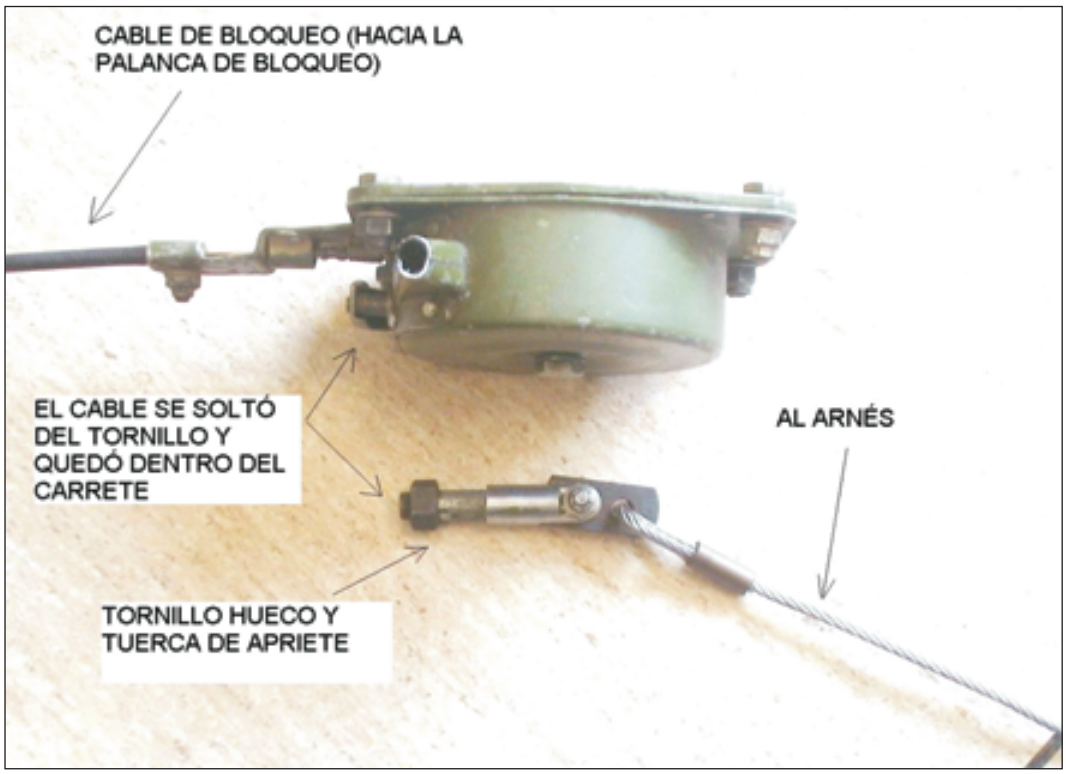
Por lo tanto, el modo de operación antes del vuelo consiste en que el piloto se ajusta el arnés dependiendo de su complexión y preferencia en cuanto a comodidad, y después coloca la palanca en posición de bloqueado, con lo cual el cable ni entra ni sale del carrete y el piloto queda sujeto por el arnés de hombros en todo momento.

Sin embargo, el titular del Certificado de Tipo de la aeronave informó que, aunque no pudo contactar con el fabricante de la pieza («American Seating Corporation») para recabar detalles técnicos, el sistema sí era inercial, que el sistema no requería servicio de mantenimiento y que no era recomendable desmontarlo, pues en ese caso perdía su calibración como cinturón inercial. También informó que el carrete debería absorber una carga de 615 lb (peso del piloto: 170 lb, con 9 g aplicados y siendo un 40% el porcentaje de la carga que absorbe el arnés de hombros). Este dato surge de los requisitos CAR 3.386 a) y la «Technical Standard Order (TSO)» C-22.

Se comprobó que el cable que sale del carrete se había soltado del hueco del tornillo de sujeción, aunque la tuerca de apriete permanecía firmemente apretada, y con síntomas de no haber sido aflojada en mucho tiempo. Este cable no quedaba bloqueado en ninguna de las posiciones de la palanca de bloqueo.

Por lo tanto, se concluyó que durante el accidente el arnés no había estado bloqueado en ningún momento, de modo que al salir el cuerpo del piloto despedido hacia delante, el cable salió del carrete hasta alcanzar su tope para soltarse después sin lograr evitar que el piloto golpease el panel de instrumentos. El titular del Certificado de Tipo de

POSICIÓN DE "BLOQUEADO
TOPE DE AJUSTE


CABLE DE BLOQUEO (HACIA LA PALANCA DE BLOQUEO)
EL CABLE SE SOLTÓ DEL TORNILLO Y QUEDÓ DENTRO DEL CARRETE
AL ARNÉS
TORNILLO HUECO Y TUERCA DE APRIETE

la aeronave indicó que la carga de apriete del cable en el tornillo hueco debería haber sido mucho mayor de las 615 lb citadas más arriba, y que lo ocurrido en el accidente llevaba a pensar que se había realizado un apriete defectuoso de la tuerca del tornillo hueco por parte del fabricante o por alguna razón el apriete se había deteriorado al haberse efectuado alguna reparación, por corrosión, u otras causas.

Se desmontó el carrete y se comprobó que su funcionamiento (salvo la supuesta función de inercia) era correcto. Se ajustó el tope del cable de bloqueo, en la base de la palanca, y se comprobó que de ese modo sí se conseguía bloquear el sistema en cualquier posición deseada. Este tope mostraba evidencias de que no había sido ajustado en mucho tiempo.

Además, se recogieron testimonios de que los pilotos que volaban este tipo de avión pensaban (correctamente, según la definición del carrete en los manuales del fabricante), que el sistema era «de inercia», y por tanto, no necesitaban realizar ningún ajuste o bloqueo antes de cada vuelo, en la creencia de que en caso de aceleraciones importantes hacia delante, el sistema se bloquearía automáticamente para sujetar al piloto. Esto no ocurría en la práctica en diversos carretes inspeccionados en otras PA-25.

El manual de vuelo de la aeronave no explica el funcionamiento del sistema ni avisa de que es necesario su ajuste (bloqueándolo en la extensión deseada por el piloto) como parte del chequeo pre-vuelo.

Por lo tanto, se encontraron las siguientes discrepancias en el sistema:

— El carrete no tenía características «de inercia», probablemente porque el uso hacía que se perdiera su calibración como tal. Había dudas sobre su correcta operación entre los usuarios del arnés.
— El sistema de bloqueo no funcionaba, debido al desajuste del tope del cable de la palanca de bloqueo.
— El cable del carrete se soltó del interior de su tornillo de sujeción, impidiendo así que el arnés ejerciese su función de retención.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

Las informaciones recogidas indican que, aunque el primer factor que desencadenó el suceso fue un comportamiento extraño del motor, ésta no fue la causa última del accidente tal y como se produjo, con entrada en pérdida, caída de semi-ala izquierda, viraje, desplome de la aeronave y práctica destrucción de la misma.

Dicha causa fue probablemente el encabritado excesivo de la aeronave tras la suelta del agua comandada por el piloto cuando apreció que, tras volver a meter gases a tope, el avión no volaba con normalidad. La suelta de agua produce un fuerte momento a enca-

britar que debe ser anticipado y contrarrestado por el piloto. En este caso, la sensación de peligro debido a su apreciación de que el motor no funcionaba bien, unida a la menor tracción proporcionada por la hélice debido a la disminución de potencia, sin descartar del todo la posible influencia de alguna ráfaga de viento (aunque el piloto indicó que las rachas laterales estaban dentro de límites), pudieron combinarse del modo más desfavorable posible para hacer que el morro del avión subiera demasiado hasta provocar la entrada en pérdida del avión a una altura tal que hacía casi imposible la recuperación antes de chocar contra el suelo.

Lo normal en el caso de un fallo de motor durante el ascenso inicial es aterrizar en el mismo rumbo de pista si ello es posible, como lo era en este caso, ya que a ambos lados de la prolongación de la pista existen cables y árboles que hacen muy complicado un aterrizaje de emergencia en esas zonas. Iniciar un viraje con poca potencia y velocidad en esas condiciones incrementa la posibilidad de entrada en pérdida del avión. En el presente caso, el piloto, según su declaración, no inició ningún viraje de modo voluntario, sino que éste se produjo la caer el ala izquierda como consecuencia de la pérdida, hasta que los restos del avión quedaron con rumbo de 45°.

La causa del comportamiento extraño del motor, tal y como fue apreciado por el piloto tras el despegue, probablemente se debió a que la palanca de mezcla se retrasó de modo inadvertido desde su posición de mezcla rica.

El avión impactó contra el suelo con un elevado ángulo de picado, que aplastó por completo el cono de la hélice. Parte de este impacto fue absorbido por la bancada del motor, de modo que la cabina de vuelo quedó con su volumen intacto. Sin embargo, la rotura del sistema de sujeción del piloto, al soltarse el cable del carrete de su alojamiento en el interior del tornillo hueco, provocó que el piloto sufriese diversas heridas.

Se considera que el carrete no estaba bloqueado adecuadamente, puesto que el desajuste del cable de la palanca de bloqueo lo hacía imposible aunque la palanca se moviese hacia delante en «posición de bloqueado». El hecho de no estar bloqueado hizo que el arnés no sujetase al principio del impacto mientras el cable salía del carrete libremente hasta alcanzar el tope en su máxima longitud (unos 42 cm). En ese momento, debió sujetar al piloto durante unos instantes, pero la inercia del cuerpo ya en movimiento debió dar un tirón al sistema que terminó por soltar la citada unión cable-tornillo hueco.

La inspección de mantenimiento que se realizaba cada 100 h no fue suficiente para impedir que el día del accidente el sistema de bloqueo estuviera desajustado.

Además, pese a que no se dispone de información sobre los ensayos realizados al sistema, se considera dudoso que, aunque el carrete esté bloqueado de modo correcto, el sistema de sujeción cable-tornillo hueco, tal y como fue encontrado y según su diseño, soporte a tracción la fuerza de inercia de 615 lb correspondiente a una aceleración

de 9 g sobre un piloto de 170 lb de peso con un 40% de la carga soportada por el arnés de hombros.

Las tres discrepancias del sistema reseñadas en el punto 1.8 hacen que se estime conveniente emitir recomendaciones de seguridad al respecto, para llamar la atención sobre la necesidad de comprobar la correcta operación y mantenimiento del sistema.

3. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

REC 33/03. Se recomienda a la DGAC que requiera a los operadores de Piper PA-25 que introduzcan en la documentación de operación de la aeronave instrucciones precisas sobre la correcta operación del sistema de cinturón y arneses de seguridad, de modo que antes de cada vuelo se ajusten las correas y se bloquee adecuadamente el carrete de recogida del arnés y que no se confíe en su supuesta función inercial.

REC 34/03. Se recomienda a la DGAC que requiera a las organizaciones que realizan el mantenimiento de Piper PA-25 que definan con detalle las labores de mantenimiento del sistema de cinturón y arneses de seguridad de modo que al menos cada 100 h de vuelo se compruebe la correcta operación del sistema de bloqueo y se inspeccione el estado de la sujeción entre el cable del carrete y el tornillo hueco.

REC 35/03. Se recomienda al fabricante de la aeronave que reevalúe el diseño de la sujeción entre el cable del carrete y el tornillo hueco, de modo que se asegure que la vida en servicio de la aeronave no producirá una disminución de la carga que soporta la unión por debajo de la requerida por los requisitos de certificación de la aeronave.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	**Miércoles, 20 de agosto de 2003; 19:50 horas**
Lugar	**Pico de Peñalara (Segovia)**

AERONAVE

Matrícula	**EC-GML**
Tipo y modelo	**ROBINSON R-22-Beta**

Motores

Tipo y modelo	**LYCOMING O-360-J2A**
Número	**1**

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	**35 años**
Licencia	**Piloto comercial de helicóptero**
Total horas de vuelo	**2.400 horas**
Horas de vuelo en el tipo	**1.500 horas**

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			**2**
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	**Importantes**
Otros daños	**Ninguno**

DATOS DEL VUELO

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El alumno-piloto junto con su instructor habían despegado a bordo de la aeronave Robinson R-22, con matrícula EC-GML, del aeropuerto de Cuatro Vientos a las 18:35 hora local, con objeto de efectuar un vuelo local de instrucción de unas dos horas de duración estimada.

En este vuelo tenían previsto efectuar instrucción de vuelo en montaña, consistente básicamente en la práctica de elección de trayectorias de vuelo, aproximaciones, aterrizajes y despegues.

Para ello se dirigieron primeramente al Monte Abantos, luego a la base de incendios de Cercedilla y posteriormente a la Bola del Mundo, en cuyos lugares se llevaron a cabo las maniobras anteriormente mencionadas de forma satisfactoria.

Seguidamente se dirigieron al Pico de Peñalara, donde tenían previsto repetir dichas prácticas. Se aproximaron a él por su cara oeste y eligieron una plataforma muy próxima a la cima del monte para hacer el ejercicio. Durante la aproximación el instructor apreció que había un ligero viento de cola, pero decidió dejar que el alumno continuase la operación, con objeto de que apreciase las limitaciones de una toma con viento de cola, y luego abortar la maniobra de aterrizaje.

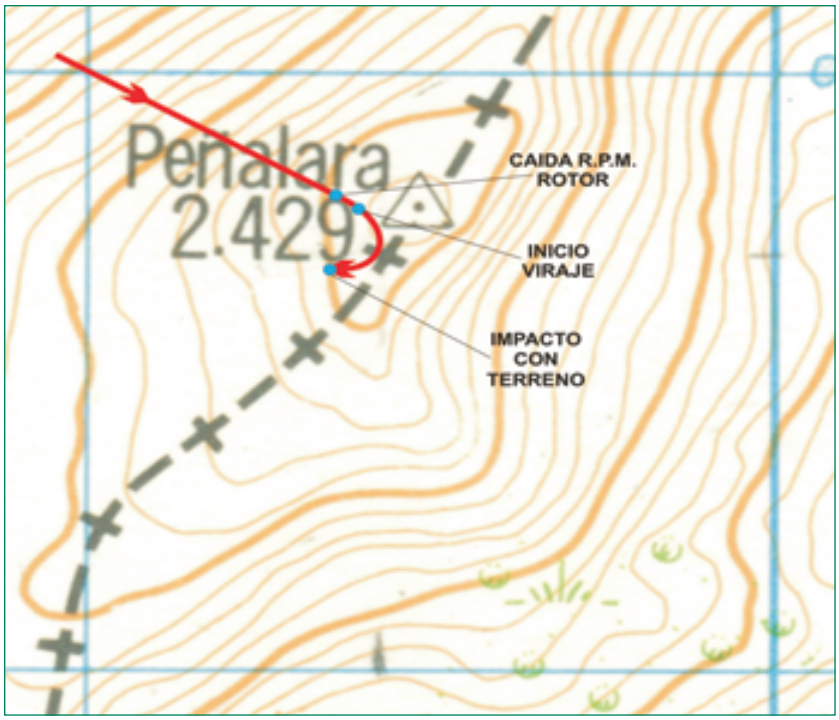


Gráfico 1. Trayectoria seguida por la aeronave

En la fase final de la aproximación se produjo un descenso de las revoluciones del rotor principal, lo que llevó al instructor a tomar los mandos. Bajó el colectivo y abrió los gases al máximo, lo que permitió una ligera recuperación de las rpm, aunque éstas no llegaron a superar el 85%.

Entonces, efectuó un viraje a la derecha hasta que la aeronave quedó orientada ladera abajo, y continuó en ese rumbo, intentando mantener la aeronave cerca del suelo y ganar velocidad aprovechando la pendiente descendente del terreno.

Recorrió unos 60 o 70 metros, durante los cuales no consiguió aumentar lo suficiente las revoluciones del rotor, de forma que la aeronave finalmente impactó contra el terreno. En esta fase final del evento, las palas del rotor principal impactaron contra el cono de cola, cortándolo.

Ninguno de los dos ocupantes de la aeronave resultó herido.

1.2. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave resultó con diversos daños, de los cuales los más importantes fueron los siguientes:

— La interferencia de las palas del rotor principal con el cono de cola produjo el seccionado de éste en tres trozos, produciendo además la rotura de la transmisión al rotor de cola, y daños en las palas de éste y en la caja de 90°.

Fotografía 1. Vista general de la aeronave

— El mástil del rotor principal quedó deformado y fuera de su alojamiento.
— Las barras de mando del rotor principal quedaron dobladas y se produjo la rotura de la tijera inferior del rotor a la que se unen dichas barras.
— Rotura de las palas del rotor principal.
— Rotura del patín izquierdo y deformación del tubo transversal delantero de unión de patines.
— Daños diversos en mamparos, carenas y depósito principal izquierdo de combustible.

No se produjo ningún otro daño.

1.3. Declaración del piloto

El piloto instructor informó que después de haber hecho prácticas de vuelo en montaña en varios puntos se dirigieron al Pico de Peñalara. Eligieron una plataforma en la que simular una toma y seguidamente el alumno-piloto dirigió la aeronave hacia ella. Durante la aproximación detectó que tenían viento de cola suave, circunstancia que notificó al alumno. Dejó que éste continuara con la maniobra, con el fin de que experimentase la dificultad de tomar con viento en cola, y luego abortar la maniobra y repetir la aproximación, pero ya de cara al viento.

Continuó indicando que cuando la aeronave se encontraba a una altura de unos 60 pies por encima del terreno, se produjo una racha de viento, a consecuencia de la cual la aeronave vio reducida su velocidad respecto del viento y comenzó a perder altura. El alumno-piloto debió «tirar» del colectivo para detener la caída de la aeronave. Esta acción provocó una pérdida de las revoluciones del rotor, que cayeron por debajo del 85%.

Fotografía 2. Detalle del patín

En ese momento tomó él los mandos, indicándoselo al alumno. Bajó el colectivo y abrió los gases al máximo, pero el rotor no recuperaba revoluciones. Entonces viró a la derecha para orientar la aeronave hacia la dirección descendente del monte, y dirigirse ladera abajo, ajustándose al terreno, con objeto de ganar velocidad aprovechando la pérdida de altura.

Aún así no consiguió recuperar las necesarias revoluciones en el rotor, y el helicóptero impactó contra el terreno. Rebotó y continuó desplazándose durante unos pocos metros durante los cuales los patines tocaron el suelo varias veces. El piloto manifestó que a pesar de que mantuvo la aeronave paralela al terreno, el impacto de los patines contra éste provocó la interferencia de las palas del rotor principal con el fuselaje de cola.

Una vez que la aeronave quedó detenida, cortaron todo el sistema eléctrico y la llave de combustible y abandonaron el helicóptero por sus propios medios.

Se preguntó al piloto por qué no había intentado proseguir en vuelo rectilíneo, en lugar de virar, ya que esa opción, en principio, parecía ofrecer mejores condiciones para la salida, debido a que el terreno desciende bruscamente. Contestó que desestimó esta opción al abrigar dudas acerca de si la aeronave iba a ser capaz de alcanzar el comienzo del cortado sureste del Pico de Pañalara con la suficiente altura, ya que en caso de tocar el terreno antes de ello la aeronave se precipitaría al vacío totalmente descontrolada, posiblemente con consecuencias fatales.

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

La aeronave impactó en una zona del Pico de Peñalara situada a una cota de unos 2.410 metros, con muy escasa vegetación y sumamente pedregosa. A causa de ello y de la escasa violencia de los impactos contra el terreno que pudo haber antes de la detención de la aeronave, sólo se encontró una marca dejada por uno de los patines sobre una piedra, situada a unos 15 metros del lugar en que quedó detenida la aeronave.

En el lugar donde quedó detenida la aeronave no se encontraron huellas de giro o arrastre, lo que evidencia por una parte, que cuando ésta impactó contra el terreno el rotor de cola aún permanecía unido a la aeronave, y por otra que esta caída tuvo una gran componente vertical.

El patín izquierdo de la aeronave se rompió en esta última caída al impactar contra una roca de aristas muy agudas. Salvo este daño, los patines no mostraban claros indicios de haber sufrido impactos o arrastres sobre el terreno.

Se encontró una marca dejada por la punta del patín derecho en una roca que estaba inmediatamente delante de la aeronave. Esta marca mostraba una pequeña inclinación de derecha a izquierda.

El cono de cola estaba seccionado en tres trozos, dos de los cuales, que correspondían a las secciones más próximas a la cabina, quedaron junto a la aeronave; el tercer trozo en el que estaba la caja de 90° y el rotor de cola, se encontró a unos 25 metros por delante y a la derecha de la aeronave.

1.5. Información sobre la tripulación

El instructor disponía de una Licencia de piloto comercial de helicópteros, habilitaciones y cualificación de instructor de Robinson R-44 y R-22, emitida por la Autoridad de Aviación Civil de Portugal, que fue posteriormente convalidada por la Dirección General de Aviación Civil española. Su experiencia de vuelo se elevaba a unas 2.400 horas, de las cuales alrededor de 1.500 eran en el tipo de aeronave que sufrió el accidente.

El alumno había comenzado el día 5 de agosto la parte práctica del curso para la obtención del título de piloto privado de helicóptero con habilitación de tipo en Robinson R-22. El vuelo en el que se produjo el accidente era el undécimo que realizaba dentro del curso, cuya duración total había sido de 16:25 horas.

1.6. Información de la aeronave

1.6.1. *Aeronavegabilidad y mantenimiento de la aeronave*

La aeronave disponía de un certificado de aeronavegabilidad válido hasta el día 12 de junio de 2004. En el momento en que sufrió el accidente, la aeronave tenía un total de 1.753 horas.

Fotografía 3. Rotor de cola y caja de 90°

Su mantenimiento se llevaba a cabo en un centro de mantenimiento JAR-145. El programa de mantenimiento de esta aeronave especifica que deben hacerse revisiones tipo A «en línea» cada 50 horas, tipo B «periódica» cada 100 horas o 12 meses y D «general» cada 2.200 horas o 144 meses.

La última revisión tipo B se le hizo a la aeronave el 28 de marzo de 2003, a las 1.669 horas totales. El 9 de mayo de 2003 fue sometida a una revisión tipo A, teniendo la aeronave en ese momento 1.725 horas.

La relación de rotables indica que ninguno de los elementos que tiene vida limitada había superado dicho límite.

1.6.2. *Cálculo de actuaciones*

El Manual de vuelo de la aeronave Robinson R-22 solamente ofrece información acerca de la máxima altitud de presión a la que puede realizar un estacionario, con o sin efecto suelo, en función de su peso y de la temperatura exterior.

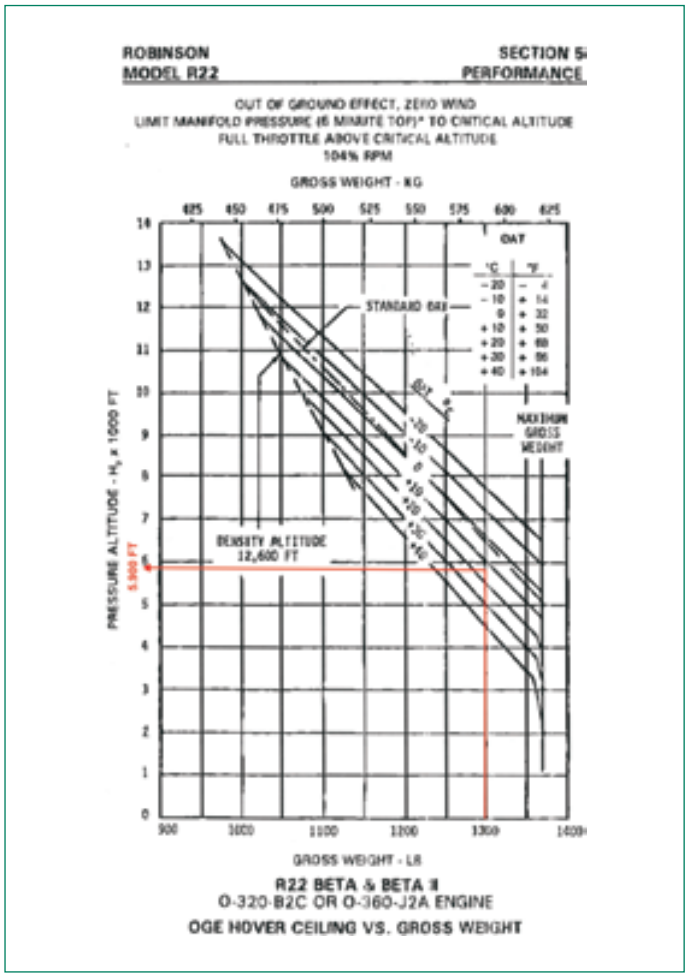


Gráfico 2. Curvas de estacionario sin efecto suelo

El peso estimado de la aeronave en el momento en que tuvo lugar el evento se obtiene de la suma del peso en vacío de la aeronave, 882,85 libras, el peso de los dos ocupantes, unas 370 libras y el del combustible, de unas 50 libras, lo que arroja un total de 1.302,85 libras.

Introduciendo este valor en la gráfica correspondiente a vuelo estacionario sin efecto suelo, obtenemos que el techo máximo al que se puede hacer dicha maniobra con una temperatura exterior de 13 °C, es de 5.900 pies.

Repitiendo la operación en la gráfica de vuelo estacionario con efecto suelo obtenemos que el techo máximo al que se puede hacer dicha maniobra en esas condiciones es de 9.700 pies.

En el momento en que se produjo la pérdida de vueltas en el rotor la aeronave debía estar a una altura de unos 2.430 metros, que equivalen aproximadamente a 7.973 pies. Luego, estaba por encima del techo máximo al que podía hacer un estacionario sin efecto suelo, aunque por debajo del límite para hacerlo con efecto suelo.

1.7. Información meteorológica

Según la información facilitada por la tripulación de la aeronave, en el momento en que se produjo el accidente no había fenómenos meteorológicos significativos y la temperatura era de 13 °C.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

Durante la fase final de la aproximación que estaban practicando la velocidad de la aeronave era reducida.

En un momento dado, la combinación de la reducida velocidad traslacional de la aeronave y el viento de cola, probablemente produjeron unas condiciones próximas al vuelo estacionario. La aeronave comenzó a caer y el alumno-piloto tiró del colectivo para aumentar la sustentación. Como el motor ya estaba proporcionando casi el máximo de potencia, no fue capaz de dar el incremento de potencia demandado por el aumento del paso de las palas del rotor principal, a consecuencia de lo cual se produjo la caída de revoluciones.

Por otra parte, conviene reseñar que el rotor principal de esta aeronave tiene muy poca inercia, lo que hace que una vez que ha comenzado a perder revoluciones, estas disminuyan de forma bastante rápida.

La escasa altura sobre el terreno a la que se encontraba la aeronave cuando se produjo la caída de las revoluciones del rotor impidió que el piloto pudiese recuperarlas.

Se considera acertada la decisión del piloto de no seguir manteniendo la dirección de vuelo una vez que aparecieron los problemas de limitación de potencia, ya que de haberlo hecho, posiblemente alguno de los patines se habría enganchado con el terreno antes de alcanzar el punto en el que comenzaba el cortado, en cuyo caso, el accidente habría sido más grave.

La gran confianza que el instructor tenía en el alumno fue un factor contribuyente, ya que a causa de ello, permitió que éste llevara a cabo una maniobra muy próxima a los límites operativos de la aeronave.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	**Domingo, 31 de agosto de 2003; 20:05 horas**
Lugar	**Aeropuerto de Cuatro Vientos (Madrid)**

AERONAVE

Matrícula	**EC-IEH**
Tipo y modelo	**CESSNA 172N, s/n N172-73212**

Motores

Tipo y modelo	**LYCOMING O-320-H2AD**
Número	**1**

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	**21 años**
Licencia	**Piloto comercial de avión**
Total horas de vuelo	**184 horas**
Horas de vuelo en el tipo	**92 horas**

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			**1**
Pasajeros			**1**
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	**Menores**
Otros daños	**Ninguno**

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	**Aviación general – Placer**
Fase del vuelo	**Aterrizaje – Rotación final**

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El día 31 de agosto de 2003 el piloto al mando llegó al Aeropuerto de Cuatro Vientos sobre las 13:30 h local con la intención de realizar un vuelo de placer acompañado por otra persona al Aeropuerto de Granada y regresar por la tarde a Cuatro Vientos. Con ese propósito había alquilado el avión.

Según su declaración posterior, el piloto recabó la información meteorológica pertinente y comprobó que los pronósticos de aeródromo eran favorables tanto en Cuatro Vientos como en Granada. Despegaron y, tras un vuelo normal, aterrizaron en Granada sobre las 16:54 h.

Tras aparcar el avión, el piloto se dirigió a la oficina ARO en la que comprobó la meteorología para el vuelo de vuelta. Después descansaron alrededor de media hora en la terminal y volvieron a dirigirse a la oficina ARO para comprobar una vez más la meteorología y les llamó la atención el viento en el aeródromo de destino. Aunque la máxima racha prevista estaba dentro de los límites del avión (el piloto recordaba que era 7 kt inferior al límite) hablaron con el operador del avión.

Después de esa comunicación, despegaron de Granada sobre las 18:06 h, y el vuelo se desarrolló con normalidad hasta que comunicaron con la torre de Cuatro Vientos cuando se encontraban sobre el punto Sierra a las 19:55 h. La torre indicó al avión que notificase viento en cola izquierda para la pista 28. Cuando el avión notificó ese punto, la torre le informó que el viento era 26 y 18 kt, con rachas de 23 kt, con cizalladura, y le autorizó a aterrizar. El avión colacionó esa instrucción a las 19:58 h.

En vista de las condiciones, el piloto decidió realizar un circuito amplio para tener así el avión establecido el mayor tiempo posible durante la aproximación, que se desarrolló de modo normal excepto por alguna turbulencia que no impidió mantener una velocidad de final de 70 kt. Debido al fuerte viento reportado, el piloto realizó la aproximación con 10° de flaps.

El piloto recordaba que el avión tomó con el tren principal y comenzó a bajar la rueda de morro. Antes de que ésta tocase la pista, el avión se fue al aire de nuevo, probablemente debido a una ráfaga de aire, cuando llevaba una velocidad de unos 45 kt. El piloto mantuvo una posición de morro neutral hasta que la aeronave dejó de subir, y cuando volvió a perder altura tiró del mando de cabeceo para realizar de nuevo la recogida. Esta segunda toma fue más brusca que la anterior y el avión se fue de nuevo al aire ya con muy poca velocidad, con lo que volvió a caer hacia la pista con elevada velocidad de descenso y, pese a que el piloto levantó el morro de forma pronunciada, se produjo un fuerte impacto. El avión continuó rodando hasta que el morro cayó al suelo y quedó detenido cerca de la salida rápida E. La aeronave había sufrido daños lige-

ros en las puntas de las palas, que habían tocado la pista, y en la pata de morro, cuya horquilla se había roto.

El piloto procedió a asegurar la cabina. y llamó a la torre a las 20:02 h (18:02 h UTC), para informar que habían tenido un problema con la pata de morro. La torre preguntó si necesitaban remolcado para salir de la pista y el piloto contestó que sí.

Los bomberos remolcaron el avión fuera de la pista, de modo que se reanudó el servicio normal sobre las 20:17 h.

1.2. Información sobre el piloto

El piloto tenía el título de Piloto Comercial de Avión desde el 24-4-2003, y licencia de aptitud en vigor desde esa fecha hasta el 24-4-2008, con las habilitaciones de tipo de monomotores y multimotores de pistón y vuelo instrumental. Su experiencia de vuelo era de 184 h, y de ellas 92 h en el tipo.

1.3. Información sobre la aeronave

La Cessna 172N tiene una velocidad máxima de viento cruzado demostrada de 15 kt, tanto para despegue como para aterrizaje. Este valor no constituye una limitación.

Ráfagas de 23 kt con 260° en la pista 28 de Cuatro Vientos suponen una componente de viento cruzado desde la izquierda de unos 8 kt y otra de viento en cara de unos 21 kt.

El documento «Pilot Safety and Warning Supplements» (1-6-1998) publicado por Cessna proporciona algunas indicaciones para afrontar el encuentro con viento de cizalladura *(wind shear),* y en particular se indica que si se encuentra en aproximación final no debe dudarse en hacer motor y al aire, sobre todo si la cizalladura es negativa, es decir, reduce súbitamente la velocidad indicada (y por tanto la sustentación) del avión de modo que empieza a descender de inmediato. También se dice que una cizalladura positiva (aumento instantáneo de velocidad aerodinámica) puede ir seguida de inmediato por cizalladura negativa.

Se da la circunstancia de que modelos antiguos de Cessna 172 habían tenido algunas roturas de horquillas de pata de morro, lo que provocó que la FAA emitiera la Directiva de Aeronavegabilidad 71-22-02 que requería inspecciones por líquidos penetrantes en la zona curva de las horquillas con unos determinados números de parte y con determinadas frecuencias (Service Letter de Cessna SE 71-34).

Se comprobó que la horquilla que equipaba a la aeronave EC-IEH, que se había fabricado con posterioridad a la emisión de la Directiva, no estaba afectada por la misma.

El diámetro exterior del vástago de la horquilla medía aproximadamente 3 pulgadas (en las antiguas horquillas afectadas este valor era de 2,62 pulgadas, según la referida Service Letter de Cessna). No obstante, se recibió información de que la horquilla se había inspeccionado de acuerdo a la directiva en mayo de 2002. La horas totales de la aeronave en el momento del incidente eran 5.669 h.

1.4. Información meteorológica

En el Aeropuerto de Granada, a las 15:35Z se le proporcionó a la tripulación del avión EC-IEH el METAR y TAF corto de LEVS (Base de Cuatro Vientos) y LEZL (Sevilla), así como mapas SWSP (Significativo de España a baja cota) y Vientos Península a 4 niveles.

Los datos del Aeropuerto de Cuatro Vientos en cuanto a viento, registrados por la oficina meteorológica, fueron:

Hora UTC	Viento (dirección/intensidad en kt)
17:20	250/14
17:45	250/14
17:50	250/15
17:55	250/15
18:00	260/14

En el momento de autorizarle a aterrizar en Cuatro Vientos, la torre le proporcionó al piloto la siguiente información: «Viento dos seis cero, uno ocho, rachas dos tres, autorizado a aterrizar, cizalladura», sobre las 17:57 h UTC.

Se obtuvo una tabla con valores medios e instantáneos de viento en la cabecera 28 del Aeropuerto de Cuatro Vientos, con los siguientes valores:

Velocidades medias y máximas el día 31-8-2003 (en kt)

Hora UTC	Velocidad media en los 2 min anteriores cabecera 28	Dirección media en los 2 min anteriores cabecera 28	Velocidad máxima en los 10 min anteriores cabecera 28	Velocidad media en los 2 min anteriores cabecera 10	Dirección media en los 2 min anteriores cabecera 10	Velocidad máxima en los 10 min anteriores cabecera 10	Velocidad media en los 2 min anteriores punto medio pista	Dirección media en los 2 min anteriores punto medio pista	Velocidad máxima en los 10 min anteriores punto medio pista
17:50:00	14	240	22	12	250	18	13	250	20
18:00:00	17	260	23	11	260	20	15	260	21
18:10:00	16	260	21	12	260	18	14	260	20

Por lo tanto, el viento máximo en cualquier punto de la pista 28-10 fue de 23 kt en los 10 min anteriores y posteriores all accidente. Ese dato coincidió con la información proporcionada por la torre al piloto autorizar el aterrizaje.

Hacia la mitad de la pista, el viento máximo fue de 21 kt entre las 17:50 h y las 18:00 h.

1.5. Información sobre el aeródromo

Aquella tarde se produjeron un total de 9 llegadas y 12 salidas de aeronaves del Aeropuerto de Cuatro Vientos entre las 15:00 h UTC y las 18:02 h UTC (hora registrada del incidente de la EC-IEH). El aterrizaje inmediatamente anterior a esta aeronave se produjo a las 17:46 h UTC (Cessna T207). A las 17:45 h había despegado una Cessna 550. Después del incidente, a las 18:32 despegó una Mooney M20J.

1.6. Inspección de la cara de rotura de la horquilla

Se inspeccionó la parte superior de la horquilla rota sin que se apreciasen indicios de defectos previos al incidente. La rotura parecía corresponder a una sobrecarga.

2. ANÁLISIS

La información recopilada favorece la hipótesis de que la aeronave no presentaba defectos o disfunciones previas que hubieran podido influir en el desenlace del suceso.

Lo más probable es que las condiciones meteorológicas reinantes en el momento del aterrizaje se combinaran de la manera más desfavorable posible para hacer que la aeronave rebotase tras la primera toma de tierra. El viento cruzado no era muy elevado, y las evidencias apuntan a que fue una ráfaga de viento en cara de valor apreciable la que incrementó instantáneamente la sustentación del avión y lo llevó al aire en los momentos en los que se estaba posando en tierra.

Una opción del piloto en esas condiciones hubiera sido aplicar toda la potencia y realizar motor y al aire.

La otra era intentar una segunda recogida para lo cual era necesario mantener el morro neutral y no empezar a tirar de la palanca de mando hasta el momento adecuado, que fue lo que el piloto intentó. Sin embargo, la velocidad ya era muy baja, lo que provocó un segundo rebote tras el cual hubo un desplome muy brusco de la aeronave que hizo que la pata de morro golpease la pista y se superase la carga de rotura de la horquilla.

La informaciones proporcionadas por instructores de vuelo en este tipo de aviones indican que la rapidez de los acontecimientos durante la rotación final para el aterrizaje y la cercanía al suelo hacen que a menudo los pilotos se decanten por intentar posar de nuevo el avión en la pista cuando se produce un rebote, en lugar de realizar motor y al aire. Otra posibilidad, que también se recalca en el entrenamiento, es aplicar un «golpe de motor» para acolchar el descenso sobre todo después de un segundo rebote, cuando ya la velocidad aerodinámica es muy reducida.

El piloto recabó convenientemente la información meteorológica en el aeropuerto de salida, e incluso llamó a la empresa operadora en Cuatro Vientos para obtener datos de primera mano sobre el estado de viento previsto para el aterrizaje.

Sin embargo, aunque esta información indicaba un elevado valor de viento, no era suficiente como para modificar el plan de vuelo previsto, sobre todo teniendo en cuenta que esos valores podían cambiar mucho durante el tiempo empleado en el crucero y, sobre todo, que el valor local de las ráfagas es muy difícil de predecir. Por lo tanto, debe concluirse que el vuelo de regreso a Cuatro Vientos se planificó de modo adecuado y prudente.

Al ser autorizado a aterrizar es cuando el piloto se vio enfrentado a la decisión final de aterrizar, teniendo en cuenta las ráfagas de 23 kt y la cizalladura reportada.

3. CONCLUSIÓN

El incidente se produjo probablemente por la acción de una fuerte ráfaga de viento en cara cuyo efecto no pudo ser contrarrestado por el piloto para evitar que el avión botase por la pista.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	**Viernes, 5 de septiembre de 2003; 10:00 horas**
Lugar	**Renedo de Esgueva (Valladolid)**

AERONAVE

Matrícula	**N3574M**
Tipo y modelo	**Aerostar (Raven) RX-7, s/n RX7-3203**

Motores

Tipo y modelo	**N/A**
Número	**N/A**

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	**32 años**
Licencia	**Piloto de aerostato**
Total horas de vuelo	**83 horas**
Horas de vuelo en el tipo	**67 horas**

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación		**1**	
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	**Importantes**
Otros daños	**Menores en una caseta particular y un árbol anejo**

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	**Aviación general – Festival aéreo – Competición**
Fase del vuelo	**Crucero**

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

La aeronave participaba en el XXV Campeonato de España de Aeroestación fuera de competición, siguiendo el Reglamento Oficial de Aerostación de la Real Federación Aeronáutica Española. El día 5 de septiembre de 2003 se celebraba una etapa del campeonato del tipo «fuera-dentro» que consistía en que los pilotos despegaban de zonas elegidas por ellos y debían intentar después llegar a unas coordenadas proporcionadas por la organización.

En la etapa del día anterior, habían aterrizado en un campo cercano a Valladolid unos 10 o 15 globos, en unas condiciones de viento fuerte tales que hicieron que el globo N3574M recibiese un golpe fuerte en su quemador al tumbarse la barquilla, como es normal en las tomas con viento.

La piloto de dicho globo llegó el día 5 a la misma zona del aterrizaje del día anterior, de la que en esos momentos estaban despegando otros 10 o 15 globos. Según su declaración, preparó el globo, realizó las inspecciones de rutina, y despegó con ella como única ocupante de la aeronave.

El globo comenzó a ascender con un funcionamiento normal del quemador. Cuando llevaba unos 10 min de vuelo, la tripulante observó que la llama piloto del quemador parecía fallar, de modo que salía más grande de lo normal. Después, comenzó a salir fuego por fuera y alrededor del quemador, ya que se había soltado una de las mangueras de gas. La piloto cerró los grifos de combustible y justo después de finalizar la operación se desprendió una de las mangueras de combustible. Cogió la manguera desprendida y la sacó fuera de la cesta y utilizó el extintor de a bordo para combatir el incendio. El fuego le produjo quemaduras en cara, cuello, antebrazo derecho y manos.

El globo comenzó a descender de forma forzosa sin que pudiera dirigirlo a una zona libre de obstáculos, y terminó impactando con un árbol y una caseta de una finca particular que estaba situada aproximadamente a 3 km del campo que el globo había usado para el despegue.

Los servicios de emergencia fueron avisados y la piloto fue trasladada a un hospital, donde estuvo hospitalizada durante más de 48 h debido a las quemaduras de segundo grado que había sufrido.

1.2. Información sobre la piloto

La piloto tenía el título de Piloto de Aerostato, con n.º 325, expedido por la DGAC de España el 20-12-2001, y la licencia era válida desde el 19-6-2003 hasta el 23-6-2005. En su cuaderno aparecían anotadas 83 h totales de vuelo, de las cuales 67 las había realizado en el globo N3574M.

1.3. Información sobre la aeronave

1.3.1. *Descripción general*

El globo de aire caliente Aerostar RX-7, s/n RX7-3203, tenía un peso máximo de 1480 lb, y llevaba tres botellas de aluminio de propano de 10 galones de capacidad cada una. Estaba incluido en la Hojas de Datos de la FAA A15CE (Revision 40). Hasta 1986 el titular del certificado de tipo era Raven Industries.

El globo estaba equipado con un quemador de gas propano «Raven 51464-B RP2R-442», según la placa de identificación del propio quemador. El Manual de Vuelo de la aeronave indicaba que podría instalarse un quemador «51464 Rally Dual Inlet».

El quemador *(dual inlet)* tenía dos entradas de propano líquido. Estas entradas estaban alimentadas por tuberías que llegaban de las bombonas de gas propano que iban a bordo y que constituían el combustible del globo. Las tuberías se acoplaban a las entradas del quemador mediante racores que se enroscaban y se apretaban al montar el globo antes de cada vuelo mediante una llave fija que debía ir a bordo.

La llama piloto es alimentada por propano líquido de la línea principal de combustible. El propano pasa a estado gaseoso en un regulador que está justo debajo de la llama piloto (ver Figura 1). La segunda línea lleva propano líquido que se una como una fuente redundante de combustible en caso de que la línea primaria funcione mal y se apague. In este caso, el quemador se opera mediante una válvula reguladora *(metering valve)*.

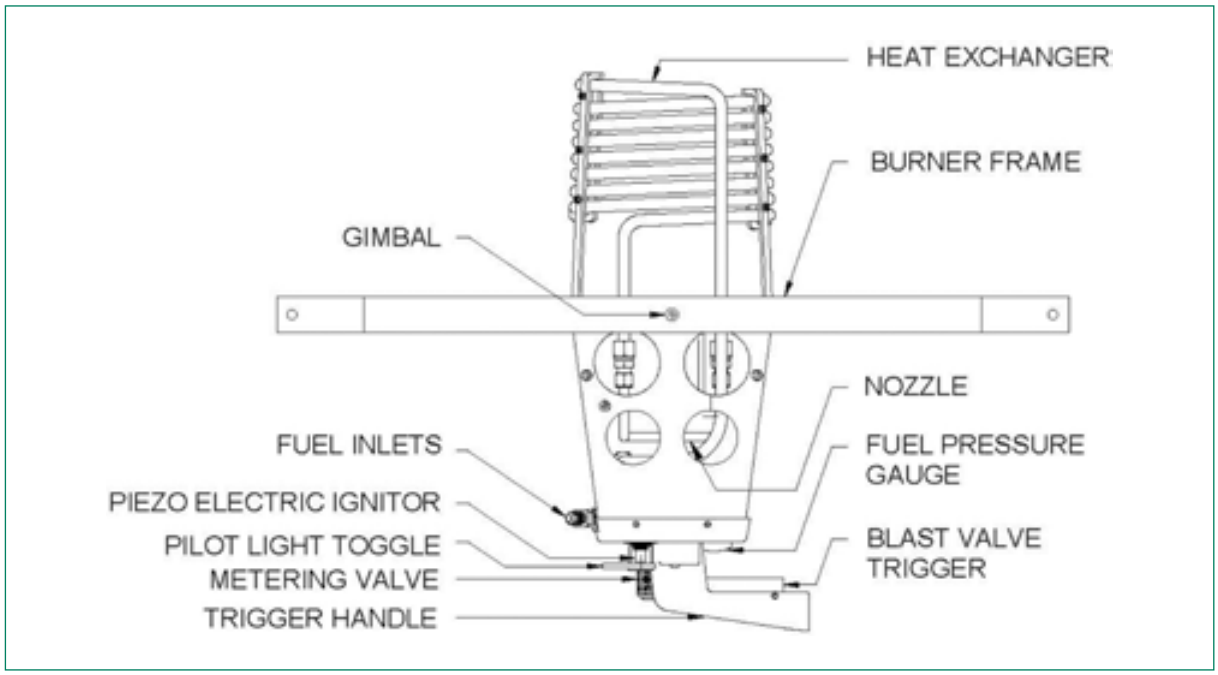


Figura 1. Esquema de un quemador muy parecido al que iba a bordo. Las tuberías de combustible *(fuel inlets)* llegan a la parte inferior izquierda del quemador y se enroscan mediante racores que hay que apretar con una llave fija

1.3.2. *Instrucciones del Manual de Vuelo*

El Manual de Vuelo de la aeronave «Aerostar (Raven) Model RX-7 Hot Air Balloon», revisión P (09-07-2002), mencionaba en su página (4.1e) que se habían demostrado despegues con vientos de 7 MPH (11 km/h) y aterrizajes con 15 MPH (24 km/h), aunque estos valores no constituían una limitación, y también detallaba las siguientes tareas de la inspección prevuelo (2.22):

«Assembly:

— Attach the envelope load fittings and burner frame. (...)
— Remove dust plugs/caps from fuel lines and burner fuel inlet fittings. (...)
— Attach liquid and vapor fuel lines to fuel inlets on burner(s) and wrench tighten. (...)»

Después, en el punto 2.25 de la inspección prevuelo se decía:

«— Attach the envelope load fittings and burner frame. (...)
— Tanks and fittings: no visible leaks, damage, corrosion.
— Tanks straps: secure.
— Fuel lines: no holes, cracks, abrasions, loose fittings.
— (...)»

Los procedimientos de emergencia del manual incluían dos relacionados con el accidente:

«3.26 Fuel line/Fitting Leaking Propane

If propane is determined to be leaking from lines or fittings and no fire has resulted:

1. Shut off al open flame sources (pilot light(s), metering/blast valves).
2. Shut off fuel to respective line/valve
3. Tighten leaking fittings as necessary

When propane is no longer detectable:

4. Relight burner to maintain flight
(...)

3.27 Onboard fire

Any type of fire must be considered as a life threatening situation while airborne and plans should be made immediately to land while the fire is being fought:

1. Secure all fuel at tanks if possible
   NOTE
   Small fires which may occur at loose fittings may in some cases be snuffed out by placing leather flight glove over flame momentarily.

2. Use hand held fire extinguisher to fight fire

If fire is uncontrollable:

3. Effect rate-of-descent for immediate landing by venting or opening deflation panel.

(...)»

Por último, el Manual de Vuelo (1.5, Protection Equipment) indicaba que se requería casco para todos los ocupantes y que se debía llevar puesto al menos durante las emergencias. El llevar guantes de piel y ropas ignífugas era opcional, pero el fabricante lo recomendaba (como se indicaba en 3.27.1, pequeños fuegos por fugas en las uniones de las tuberías de combustible se podían controlar en algunos casos colocando un guante de vuelo de piel sobre la llama momentáneamente).

1.3.3. *Instrucciones de mantenimiento*

Las «Instrucciones para la aeronavegabilidad continuada» de Aerostar, Revisión D de 15-9-2003, que fueron proporcionadas por el fabricante después del accidente, indicaban en el apartado 2.0 «Preventive Maintenance» que antes de cada vuelo el piloto debía revisar cuidadosamente el quemador en cuanto a operación e integridad, fijándose especialmente en posibles tuercas y tornillos sueltas o desaparecidas.

Además, se requería cambiar las tuberías de combustible a intervalos que no excedieran los 120 meses.

1.3.4. *Aeronavegabilidad de la aeronave N-3574M*

El globo continuaba matriculado en Estados Unidos en la fecha del accidente, aunque había sido vendido con anterioridad a un propietario de Andorra.

El globo debía pasar inspecciones anuales o cada 100 h de vuelo, lo que antes ocurriera, en las cuales se debían realizar varias labores en el quemador, desmontándolo e inspeccionándolo en un centro adecuado, y se debían seguir las citadas instrucciones para la aeronavegabilidad continuada de Aerostar.

La última revisión anotada en el cuaderno de la aeronave («Logbook», con formato de la FAA) fue el 3-2-2000 en un centro de mantenimiento de EE.UU. antes de que el globo se vendiese a su actual propietario en Andorra. Se obtuvieron los siguientes datos:

1. Célula

1.1.	Marca:	AEROSTAR
1.2.	Modelo:	RALLY RX-7
1.3.	Núm. de fabricación:	RX7-3203
1.4.	Año de fabricación:	1989 (abril)
1.5.	Matrícula:	N-3574M

2. Certificado de Aeronavegabilidad de la FAA

2.1.	Tipo:	Standart Airworthiness Certificate
2.2.	Fecha de emisión:	4-28-89
2.3.	Fecha de caducidad:	Indefinido. Válido en función del mantenimiento efectuado

3. Registro de mantenimiento (anotado en el cuaderno de aeronave)

3.1.	Horas totales de vuelo:	318.50
3.2.	Fecha última revisión 100 h:	2-3-2000 a las 244.80 horas de vuelo
3.3.	Horas desde últ. rev. 100 h:	73.70. Tiempo desde la última revisión anotada: 3 años y medio aproximadamente

La piloto indicó que el quemador era inspeccionado con la frecuencia requerida, aunque no se realizaron anotaciones oficiales en el cuaderno de la aeronave.

La CIAIAC informó a las Autoridades de Aviación Civil de España y de Andorra del estado de mantenimiento del globo que aparecía en su documentación.

Como se ha mencionado antes, el globo llevaba 3 botellas de propano de aluminio de 10 galones de capacidad. El fabricante había emitido el Boletín de Servicio 137 el 1 de Julio de 2003 que requería que de inmediato se retirasen del servicio todas las botellas de aluminio de 10 galones, ya que existía el peligro de que se rompieran al estar expuestos a mucho calor en el caso de que ocurriese un fuego a bordo. Tal ruptura podría dar lugar a una explosión o fuego intenso.

El fabricante decía en el boletín que las botellas de acero inoxidable que también se usaban en los globos no mostraban la misma propensión a romperse y provocar explosiones en el caso de fuego intenso.

1.4. Información meteorológica

Situación general

En superficie, el día 5 de septiembre de 2003 a las 0600UTC, había bajas presiones relativas sobre la Península Ibérica. Anticiclón de 1.030 hPa sobre Azores, casi estacionario.

METAR del aeropuerto de Villanubla del día 5 de septiembre de 2003

0730 UTC: Viento de 120°, 4 nudos; visibilidad de 500 metros, niebla, visibilidad vertical de 100 pies; temperatura de 13°

0800 UTC: Viento de 100°, 3 nudos; visibilidad de 400 metros, niebla, visibilidad vertical de 100 pies; temperatura 13°

0900 UTC: Viento de 100°, 1 nudos; visibilidad de 5.000 metros, brumas, muy nuboso a 300 pies; temperatura 15°

Datos en altura sobre Madrid

Nivel de vuelo	Viento (nudos)	Temperatura (°C)
020	256°/5 kt	24
050	257°/5 kt	15
100	235°/10 kt	3
150	254°/18 kt	–4

Tiempo en lugar del accidente

Aunque en el lugar del accidente no se encontraron datos en tiempo real, por no haber observatorio meteorológico, lo mas probable es que el viento fuese flojo y la temperatura alrededor de 13 °C.

Por la mañana se registraron nieblas en numerosos puntos de Valladolid que levantaron a primeras horas. En la misma capital, a 10 km aproximadamente del lugar del accidente, había neblinas a primeras horas, que desaparecieron a las 09:00 UTC. Por este motivo y por los datos del aeródromo de Villanubla, lo más probable es que en lugar y hora del accidente hubiese también niebla con visibilidad mala.

La temperatura ambiente y velocidad del viento eran adecuados para la realización del vuelo. Se considera que la meteorología no fue un factor que influyó en las causas o

consecuencias del accidente salvo por el hecho de que las condiciones meteorológicas pudieran hacer incómodo el llevar guantes de protección puestos.

El aterrizaje del día anterior (en el cual se golpeó el quemador) se había realizado con un viento estimado de unos 23 km/h.

1.5. Inspección de los restos del globo

Los restos del globo fueron inspeccionados en las instalaciones de una organización con capacidad para ello.

El globo completo, vela, cesta y quemador, se había enviado a dicho centro en un remolque precintado por la Guardia Civil de Valladolid. Se abrieron los precintos y se extrajo de su interior la cesta, que presentaba claros indicios de haberse quemado de fuera hacia adentro. Se inició en la pancarta y pasó al material de mimbre hasta que fue sofocado con polvo de extintor.

En su interior se encontraba el quemador en cuya placa identificativa se leía «RAVEN 51464-B, RP2R-442», junto con tres bombonas de gas propano, marca WORTHINGTON, modelo DOT 4E240 y números de serie 4435J, 47295J y 47300J.

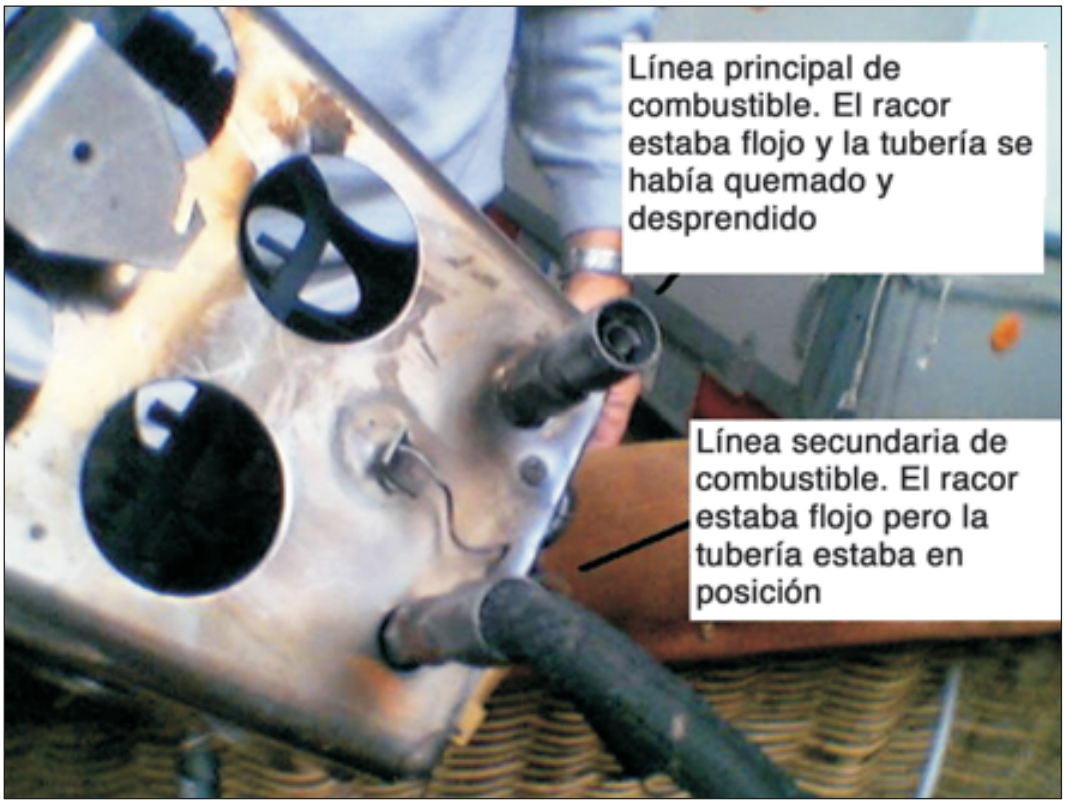


Figura 2. Estado del quemador tras el accidente

Se extrajo el quemador y los soportes del mismo con la intención de montar el conjunto en la cesta, tal y como queda en condiciones de vuelo. La tubería de la derecha o principal estaba quemada y sacada de su racor de anclaje, permaneciendo el racor enroscado en el cuerpo del quemador. La otra tubería (secundaría) permanecía unida a su racor y éste enroscado al cuerpo del quemador (ver Figura 2).

Se intentó desenroscar ambos racores, y se observó que el de la línea principal, cuya manguera se había desprendido, se aflojaba a mano sin hacer ningún esfuerzo, y se encontraba casi al principio de la rosca. También el otro racor estaba flojo. La llave de apriete no se encontraba entre los restos. La piloto declaró posteriormente que tenía la llave en el bolsillo en el momento del accidente.

Se procedió a montar en el quemador dos nuevas tuberías y a instalarlo en un banco de pruebas de quemadores, comprobando el perfecto funcionamiento de todos los componentes y mandos del mismo.

Se concluyó que el incendio se había iniciado en la manguera principal cuyo racor estaba más flojo. La piloto cogió la manguera incendiada y la sacó fuera de la cesta, lo que explicaría que ésta apareciese quemada de fuera hacia dentro.

2. ANÁLISIS

La información recopilada apunta a dos circunstancias que rodearon el accidente:

— Las tuercas de las tuberías de propano pudieron no ser apretadas con llave durante el montaje del quemador e inspección prevuelo.
— La piloto no llevaba guantes que pudieran proteger sus manos en el caso de fuego. Según su declaración, le resultaba incómodo llevarlos en el vuelo.

En este modelo de globo, a diferencia de otros de construcción europea, las mangueras hay que instalarlas y desinstalarlas en cada vuelo, uniéndolas al quemador con tuercas que hay que apretar y aflojar cada vez usando una llave fija, para que tengan un par de apriete que asegure su perfecta unión. Según su declaración, la llave de apriete la llevaba la piloto en el bolsillo.

Tras el accidente, se comprobó que el racor de la línea principal se podía aflojar con la mano y sin esfuerzo, y el otro también estaba flojo. Esto no habría sido posible de haber estado las tuercas apretadas con la llave fija.

Es probable que las labores de inspecciones prevuelo se realizaran con cierta prisa, bajo la presión de la competición. En ese contexto, es posible que se omitiese el apriete con la llave fija, de modo que al cabo de un tiempo de vuelo, se inició el fuego en la zona de la unión de la tubería de propano gaseoso por fuga de gas entre los hilos de la ros-

ca. Esto provocaría que la manguera pudiera escapar de su racor, debido al calor y a la propia presión del combustible.

Una vez iniciado el fuego, la piloto aplicó el procedimiento de emergencia lo mejor que pudo dadas las circunstancias negativas que afrontó cuando, al coger la manguera desprendida, se quemó las manos. Pese a ello, pudo usar el extintor y el subsiguiente descenso e impacto contra el suelo no fue demasiado violento.

La necesidad de montaje del quemador y apriete de las uniones de la tuberías con llave cada vez que se monta el globo aparece como un punto especialmente delicado de la inspección prevuelo del globo, ya que no constituye una mera comprobación, sino que requiere una acción adecuada por parte del piloto cuya omisión o defectuosa realización puede tener graves consecuencias, como ocurrió en este caso. El Manual de Vuelo no indica el par de apriete necesario para estas uniones (sólo indica *wrench tighten*) y de hecho, en este caso, el quemador estuvo funcionando de modo aparentemente correcto (es decir, permitió el despegue y ascenso sin producir fuego) durante cierto tiempo.

El diseño del sistema no proporciona ninguna salvaguarda ante este tipo omisiones durante el montaje del quemador, y sólo una meticulosa adherencia a los procedimientos de inspecciones prevuelo puede evitar la repetición de sucesos similares.

El hecho de que la persona a bordo no llevase ropas de protección contra el fuego (especialmente guantes) fue otro factor que produjo los daños personales reseñados. De las informaciones recopiladas se deduce que se llevan guantes a bordo, y se suelen usar durante el montaje, pero no así durante el vuelo, especialmente con altas temperaturas.

Por último, la presencia de botellas de aluminio a bordo representó un peligro adicional que pudiera haber provocado daños todavía mayores durante el suceso. El boletín de servicio 137 de Aerostar requería que dichas botellas se retirasen del servicio de modo inmediato, debido a su propensión a explotar en el caso de incendio a bordo. No se ha encontrado una Directiva de Aeronavegabilidad de la FAA que obligase a cumplimentar este boletín en las aeronaves afectadas.

3. CONCLUSIÓN

El accidente se produjo probablemente porque la unión de la tubería principal de propano al quemador no estaba apretada de modo adecuado, lo que provocó un incendio a bordo debido a la fuga de combustible.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

Ninguna.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	**Miércoles, 8 de octubre de 2003; 19:00 horas**
Lugar	**Aeropuerto de A Coruña**

AERONAVE

Matrícula	**EC-BZX**
Tipo y modelo	**REIMS AVIATION F-177-RG**

Motores

Tipo y modelo	**LYCOMING IO-360-A1B6**
Número	**1**

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	**25 años**
Licencia	**Piloto comercial de avión; instructor**
Total horas de vuelo	**582 horas**
Horas de vuelo en el tipo	**538 horas**

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			**2**
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	**Menores**
Otros daños	**Marcas de la hélice en la pista del aeropuerto**

DATOS DEL VUELO

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

La aeronave despegó del aeródromo de Chaves (LPCH) con destino al aeropuerto de A Coruña. Era un vuelo de instrucción y a bordo se encontraban el alumno piloto y el instructor. Al realizar el aterrizaje en el aeropuerto de destino la pata de morro del tren se plegó. La aeronave continuó su movimiento apoyada sobre el tren principal y la parte inferior delantera del fuselaje hasta su total detención sin abandonar la pista.

Foto 1. Daños en la hélice

Foto 2. Marcas de la hélice en la pista

1.2. Lesiones a personas

Los dos ocupantes resultaron ilesos.

1.3. Información sobre la tripulación

El instructor al mando (que también era el piloto a los mandos en el momento del incidente) estaba en posesión de una licencia valida, emitida por primera vez el día 11 de abril de 2002 y válida hasta el día 2 de abril de 2008. La habilitación como instructor era válida hasta l día 13 de septiembre de 2005. Su experiencia de vuelo era de unas 582 horas en total, de las cuales, aproximadamente 538 eran en el tipo.

1.4. Información sobre la aeronave

La aeronave contaba con un Certificado de Aeronavegabilidad en vigor. Había sido renovado por última vez el día 22 de junio de 2003 y era válido hasta el día 21 de junio de

2004. De la documentación consultada se deriva que había sido mantenida de acuerdo al programa de mantenimiento autorizado.

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

La aeronave se quedó dentro de la pista, apoyada sobre el tren principal y el morro. El aspecto de la hélice era el esperable cuando el impacto de las palas contra el terreno se produce con el motor desarrollando poca potencia.

1.6. Incendio

No se produjo incendio. Los bomberos que acudieron inmediatamente al lugar del incidente no tuvieron necesidad de intervenir.

1.7. Supervivencia

Los ocupantes abandonaron la aeronave por sus propios medios sin ningún problema adicional.

1.8. Ensayos e investigaciones

1.8.1. *Declaración del piloto instructor*

El vuelo desde Chaves hasta A Coruña se realizó sin problemas. Realizaron los procedimientos de aproximación y fueron autorizados a aterrizar. En la toma, se dieron cuenta de que el morro bajaba demasiado, por lo que intentaron mantener la posición del mismo y reducir la velocidad, para que si el tren de morro no estaba abajo (como parecía que ocurría) los daños fuesen mínimos. Una vez detenida la aeronave, aseguraron el motor, cortaron combustible y una vez que aseguraron todo y avisaron a los bomberos, apagaron los equipos y salieron de la aeronave.

1.8.2. *Inspección de la aeronave*

Una vez que la aeronave fue retirada de la pista, se procedió a verificar el funcionamiento del tren, comprobándose que funcionaba correctamente en todos sus elementos. La pata de morro se desplegaba después que las principales, pero la diferencia de tiempo era la habitual y causada por el diseño y forma de funcionar del mecanismo de extendido del tren.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

El tren de la aeronave no había dado muestras de malfuncionamiento en ninguno de los vuelos anteriores al del incidente y tras él, tampoco se encontraron evidencias o indicios de problemas con el tren. Lo anterior, junto con el hecho de que el extendido de la pata de morro ocurre después del de las principales y con una diferencia de tiempo mensurable, induce a considerar que la causa más probable del incidente, fue que el tren se encontraba en transición, por haber sido desplegado más tarde de lo necesario para permitir su total extensión antes de la toma de contacto con el terreno.

ADDENDA

Reference	Date	Registration	Aircraft	Place of the event	
A-055/2003	05-09-2003	N3574M	Aerostar (Raven) RX-7	Renedo de Esgueva (Valladolid)	67

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
AAENA	«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	Megahertzs
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, 5 September 2003; 10:0o h local**
Site	**Renedo de Esgueva (Valladolid)**

AIRCRAFT

Registration	**N3574M**
Type and model	**Aerostar (Raven) RX-7, s/n RX7-3203**

Engines

Type and model	**N/A**
Number	**N/A**

CREW

Pilot in command

Age	**32 years**
Licence	**Balloon Pilot**
Total flight hours	**83 hours**
Flight hours on the type	**67 hours**

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor
Crew		**1**	
Passengers			
Third persons			

DAMAGES

Aircraft	**Important**
Third parties	**Minor in a cottage and a tree**

FLIGHT DATA

Operation	**General aviation – Airshow – Race**
Phase of flight	**Cruise**

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. Event description

The aircraft was competing in the Spanish XXV National Championship of Aerostation out of competition, under the requirements of the Official Regulation of Aerostation of the «Spanish Royal Flying Association» («Real Federación Aeronáutica Española»). On September 5, 2003, they were participating in a stage in which the pilots had to take off from a freely elected area and then they tried to reach to certain coordinates provided by the race management.

In the previous day's stage, between 10 and 15 hot air balloons had landed in a field close to Valladolid, under winds so strong the made the basket of balloon registered N3574M to drag along the ground, as it was normal in landings under those conditions. The burner of the balloon reportedly received a heavy hit because of that.

The pilot of that balloon arrived on 5 September to the same landing area they had used the previous day. At those moments, other 10 or 15 balloons were taking off for the stage. According to her statement, the pilot assembled the balloon, carried out the routine preflight checks, and took off, with her being the only occupant of the aircraft.

The balloon climbed with a normal behaviour of the burner. After some 10 min of flight, the pilot noticed that the pilot light seemed to be malfunctioning, because it was bigger than normal. Then a flame appeared outside and around the burner, because one of the propane hoses was loose. The pilot shut off both fuel lines and just after this action one of the hoses detached from its joint to the burner. She grabbed the loose hose, put it outside the basked and used the on board fire extinguisher to fight the fire. The flames burned areas of her face, neck, right forearm and hands.

The balloon started to descend and she could not drive it to a free obstacle zone, and finally crashed into a tree and a cottage in a particular property approximately 3 km away from the field used for take off.

The emergency services were warned and they moved the pilot to hospital, where she remained longer than 48 h because of the second-degree burns she had sustained.

1.2. Pilot information

The pilot had the title of Hot Air Balloon Pilot n.º 325, issued by the DGAC of Spain (Civil Aviation Authority of Spain) on 20-12-2001, and her licence was valid from 19-6-2003 to 23-6-2005. On her logbook there were recorded a total of 83 h of flight, of which 67 were flown on the air balloon N3574M.

1.3. Information on the aircraft

1.3.1. *General description*

The hot air balloon Aerostar RX-7, s/n RX7-3203, had a maximum gross weight limit of 1480 lb, and carried on board three bottles of propane made of aluminum, each with 10 gallons of capacity. It was included on the FAA Type Certificate Data Sheet A15CE (Revision 40). Until1986 the holder of the type certificate was Raven Industries.

The air balloon was equipped with a burner of propane gas model and serial number «Raven 51464-B RP2R-442», according to the identification placard attached to it. The aircraft flight manual (AFM) showed that a burner «51464 Rally Dual Inlet» could be installed.

The «dual inlet» burner had two inlets of liquid propane. Those inlets were fed by hoses from the propane bottles on board that were used as fuel of the balloon. The hoses were fitted to the burner inlets through nuts that were threaded and then wrench tightened with a tool carried on board during the balloon assembly before every flight.

The «pilot light» is fed by liquid propane from the main fuel line. The propane is then converted to a gaseous state in a brass regulator just below the pilot light head (see Figure 1). The second fuel line carries liquid propane as a redundant fuel source or back up, in the event that the main fuel system malfunctions and needs to be shut down. In this event, the burner can be operated through the use of the metering valve.

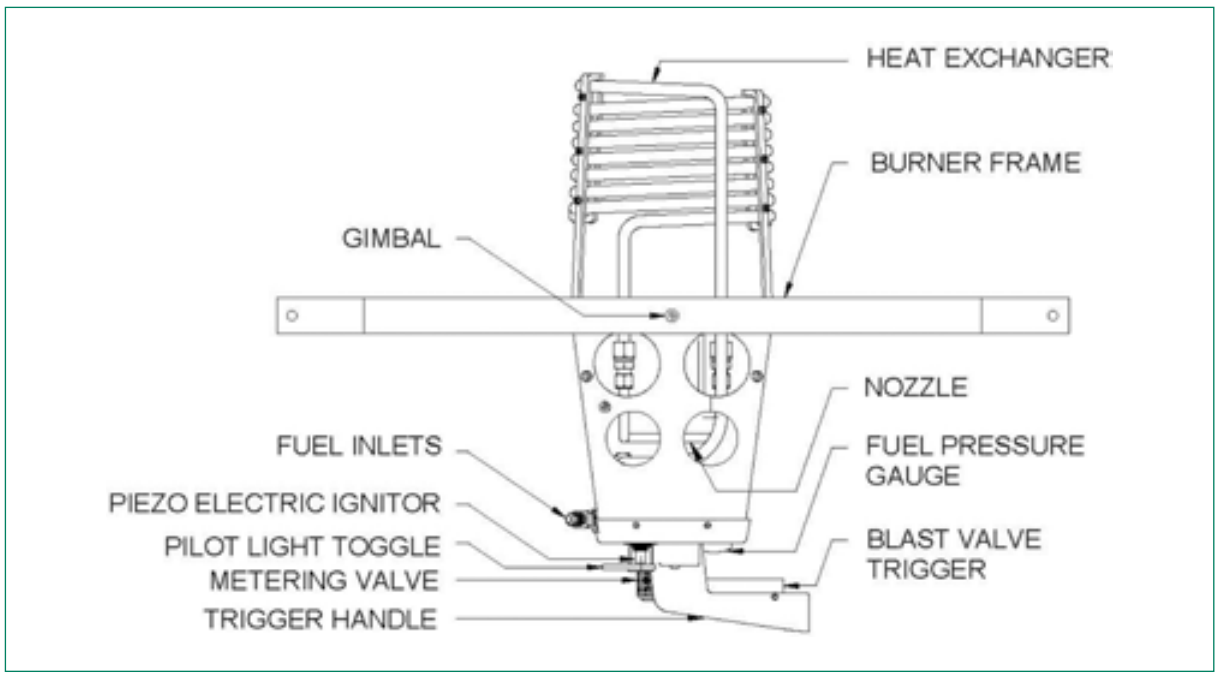


Figure 1. Drawing of a burner similar to the one on board the accident ballon. The fuel hoses *fittings are wrench tightened to the bottom of the burner*

1.3.2. *Instructions of the Flight Manual*

The Flight Manual of the aircraft «Aerostar (Raven) Model RX-7 Hot Air Balloon», revision P (9-July-2002), mentioned on page (4.1e) that launchs and landings with surface winds of 7 MPH and 15 MPH, respectively, had been demonstrated, although those values were not a limitation, and also detailed the following preflight tasks and inspections (2.22):

«Assembly:

— Attach the envelope load fittings and burner frame. (...)
— Remove dust plugs/caps from fuel lines and burner fuel inlet fittings. (...)
— Attach liquid and vapor fuel lines to fuel inlets on burner(s) and wrench tighten. (...)»

On paragraph 2.25 of the preflight inspection it was stated:

«— Attach the envelope load fittings and burner frame. (...)
— Tanks and fittings: no visible leaks, damage, corrosion.
— Tanks straps: secure.
— Fuel lines: no holes, cracks, abrasions, loose fittings.
— (...)»

The emergency procedures of the manual contained two procedures related to the circumstances of the accident:

«3.26 Fuel line/Fitting Leaking Propane

If propane is determined to be leaking from lines or fittings and no fire has resulted:

1. Shut off al open flame sources (pilot light(s), metering/blast valves).
2. Shut off fuel to respective line/valve
3. Tighten leaking fittings as necessary

When propane is no longer detectable:

4. Relight burner to maintain flight
(...)

3.27 Onboard fire

Any type of fire must be considered as a life threatening situation while airborne and plans should be made immediately to land while the fire is being fought:

1. Secure all fuel at tanks if possible
   NOTE
   Small fires which may occur at loose fittings may in some cases be snuffed out by placing leather flight glove over flame momentarily.

2. Use hand held fire extinguisher to fight fire

If fire is uncontrollable:

3. Effect rate-of-descent for immediate landing by venting or opening deflation panel.

(...)»

Finally, the Flight Manual (1.5, Protection Equipment) mentioned that «*Helmets are required for all occupants on board and must be worn during emergency procedures...*». Additionally, they said that «*Leather gloves and fire retardant clothing are optional but recommended*». As stated on paragraph 3.27.1 of the manual, «*Small fires which may occur at loose fittings may in some cases be snuffed out by placing leather flight glove over flame momentarily*».

1.3.3. *Maintenance instructions*

The «Continued Airworthiness Instructions» of Aerostar, Revision D of 15-Septembre-2003, that were provided by the manufacturer after the accident, stated on paragraph 2.0 «Preventive Maintenance» that before every flight the pilot had to carefully inspect the burner for general integrity and operation, noting particularly loose or missing nuts and bolts.

Additionally, it was required to change the fuel lines at an interval not exceeding 120 months.

1.3.4. *Airworthiness of ballon N-3574M*

The balloon was still registered in USA at the date of the accident, although it had already been sold to an owner in Andorra.

The balloon had to pass inspections every 12 calendar months or every 100 flight hours, whichever expires first, and in those inspections several tasks were to be carried out on the burner in a suitable center, always following the mentioned «Continued Airworthiness Instructions» of Aerostar.

The last revision reported on the balloon FAA logbook was carried out on 3 February 2000 in a maintenance center in USA, before the aircraft was sold to the current owner in Andorra. The following data were obtained:

1. Balloon

1.1.	Manufacturer:	AEROSTAR
1.2.	Model:	RALLY RX-7
1.3.	Serial number:	RX7-3203
1.4.	Year of manufacture:	1989 (April)
1.5.	Registration:	N-3574M

2. FAA Airworthiness Certificate

2.1.	Type:	Standart Airworthiness Certificate
2.2.	Date issued:	4-28-89
2.3.	Date of expiry:	Not defined. Valid depending on the maintenance carried out

3. Maintenance records (as logged in the balloon logbook)

3.1.	Total flight time:	318.50 h
3.2.	Date of last 100 h inspection:	2 March 2000, with 244.80 flight hours
3.3.	Flight hours since the last 100 h inspection:	73.70 h. Time since the last logged inspection: 3 years and a half, approximately

The pilot stated that the burner was being inspected with the required frequency, but no official records were being noted in the logbook.

The CIAIAC informed both the Spanish Airworthiness Authorities and the Airworthiness Authorities of Andorra about the reported maintenance status of the balloon.

As mentioned above, the balloon had 3 bottles of propane made of aluminum with 10 gallons of capacity each. The manufacturer of the balloon had issued Service Bulletin 137 on 1 July 2003 that requested the all the aluminum bottles of 10 gallon were immediately removed from service, because they had a potential to rupture when exposed to high heat in the event an onboard fire occurred.

According to the information provided by the manufacturer in the service bulletin, «*no stainless steel fuel cylinders, to Aerostar's knowledge, have exhibited this characteristic since their introduction into ballooning in the early 1960's*».

1.4. Meorological information

General

On 5 September, 2003, at 0600 UTC, there were relative low pressures, with an almost stationary anticyclone or high pressure area of 1030 hPa over Azores Islands.

METAR of Aerodrome of Villanubla on 5 September 2003-12-05

0730 UTC: wind 120°, 4 kt; visibility 500 m, fog, vertical visibility 100 ft; temperature 13 °C

0800 UTC: wind 100°, 3 kt; visibility 400 m, fog, vertical visibility 100 ft; temperature 13 °C

0900 UTC: wind 100°, 1 kt; visibility 5000 m, haze, very cloudy at 300 ft; temperature 15 °C

Data at height over Madrid

Flight level	Wind (kt)	Temperature (°C)
020	256°/5 kt	24
050	257°/5 kt	15
100	235°/10 kt	3
150	254°/18 kt	–4

Weather in the place of the accident

Although actual weather date were not available, because there was no meteorological station close to the place of the accident, it is most likely that the wind was very light and the temperature around 13 °C.

Early in the morning there was fog in several areas of the province of Valladolid that disappeared later on. In the city of Valladolid, approximately 10 km away from the place of the accident, there was haze first thing in the morning, and disappeared at around 9:00 UTC. Because of that, and taking into account the data of the aerodrome of Villanubla, it is probable that in the place and at the time of the accident there was also fog with bad visibility.

The ambient temperature and wind speed were suitable for the flight. It is considered that the weather was not a factor that influenced the causes or the consequences of

this accident, except for the fact that the meteorological conditions could have made uncomfortable the wearing of gloves during the flight.

The landing of the previous day (during which the burner suffered a hit) was carried out with an estimated wind of 12 kt (23 km/h).

1.5. Inspection of the ballon wreckage

The wreckage was inspected in the facilities of an organization with capability for that task.

The entire balloon, with envelope, basket and burner, was sent to that organization in a trailer sealed by the police. The day of the inspection, the seals were opened and the basket was visually inspected. It showed clear signs of have burned with the flame pointing from outside to inside. The fire affected the wicker material until it was extinguished with powder.

Inside the basked there was the burner, with a placard reading «RAVEN 51464-B, RP2R-442», together with three bottles of propane gas, manufactured by WORTHINGTON, model DOT 4E240 and serial numbers 4435J, 47295J and 47300J.

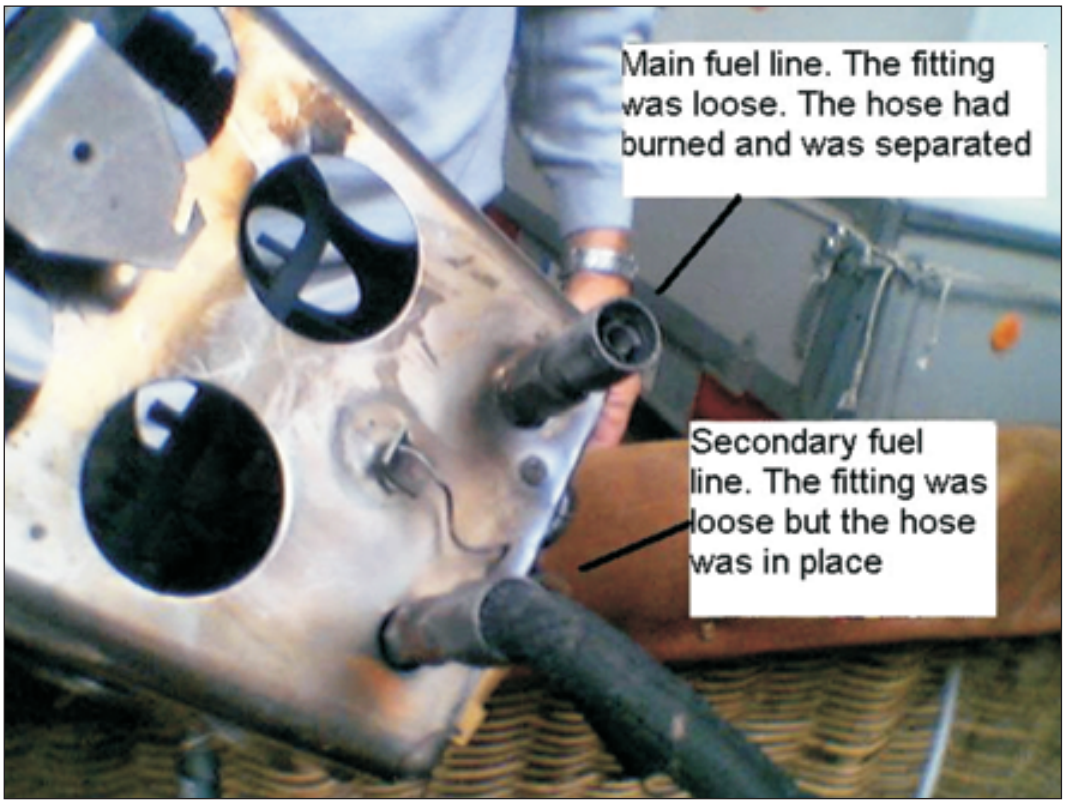


Figure 2. View of the burner after the accident

The burner and its frame were taken with the intention of assembling it again in the basket, simulating a preflight task. The right hand hose (the main line, that feeds propane to be converted to a gaseous state) was burnt and detached from its fitting, while the fitting itself was still threaded to the burner inlet. The other hose was attached to its fitting and it was threaded to the inlet (see Figure 2).

It was tried to loosen the fittings and it was noticed that the first one (the main line) could easily be loosened by hand. The other fitting (corresponding to the secondary line) was also loose. The wrench was not found among the balloon wreckage. The pilot stated later on that she had the wrench on her pocked at the time of the accident.

Two new hoses were installed in the burner, which was then fitted to a burner test bench, and it was observed that all the components and controls of the burner were functioning correctly.

It was concluded that the fire was initiated in the hose whose fitting was loose the most (the main fuel line). The pilot grabbed the burning hose and took it outside the basket, which would explain why it appeared burnt from outside.

2. ANALYSIS

The information gathered shows that there were two circumstances surrounding the accident:

— The fittings of the propane hoses could not have been wrench tightened during the assembly of the burner and preflight inspection.
— The pilot was not wearing gloves that could protect her hands in the event of a fire. According to her statement, she felt uncomfortable with the gloves in flight that day.

In this model of balloon, as a difference with respect to other European models, the hoses must be assembled and disassembled on every flight, attaching them to the burner with fittings that must be tightened using a wrench carried out on board to assure an adequate torque. According to her statement, the wrench was in the pocked of the pilot at the moment of the accident.

After the accident, it was noticed that both fittings were loose, specially the one of the main fuel line, and they could be removed by hand. This would not have been possible it the fittings would have been wrench tightened.

It is probable that the preflight tasks were carried out in a hurry, under the pressure of the competition. It that environment, it is possible that the task of applying torque with the wrench was omitted, and after some flight time a fire was initiated in the main inlet

due to a leak of fuel through the thread of the fitting. The hose could then have detached from the fitting, due to the high heat and to the own pressure of the fuel.

Once the fire started, the pilot applied the emergency procedure in the best way she could, due the negative circumstances she faced when, after grabbing the hose with the bare hands, she suffered burnings. Despite of that, she could use the fire extinguisher and the subsequent descent and impact into the ground was not too violent.

The need to assemble the burner and to tight the fittings every time the balloon is prepared for a flight seems to be a very delicate item of the preflight inspection, because it is not a simple check but requires a positive and adequate action from the pilot. The omission or incompleteness of this action could have serious consequences as it happened in this accident. The Flight Manual does not show the torque needed in the fittings (it only says " "wrench tighten") and, in this case, the burner was actually functioning in an apparently normal way (i.e. it allowed the launch and initial climb of the balloon) for certain time.

The design of the system does not have any protection against this kind of omissions during the assembly of the burner, and only a careful adherence to the preflight inspections may avoid the reoccurrence of similar events.

The fact that the person on board was not wearing fire protection clothing (especially gloves) was another factor that produced the personal injuries mentioned. From the information gathered, it is concluded that gloves are normally carried out on board, and they are often used during preflight assembly, but not during actual flight, especially when ambient temperature is high.

Finally, according to the manufacturer, the presence of aluminum bottles on board represented an additional hazard that could have caused damages even more serious during the accident. The Service Bulletin 137 of Aerostar requested such bottles to be immediately removed from service, due to the potential of explosion in the event of fire on board. No related Airworthiness Directive to make that bulletin legally mandatory has been found.

3. CONCLUSION

The accident was probably caused because the fitting of the main propane line was not adequately tightened, which produced an on board fire due to the leak of fuel.

4. SAFETY RECOMMENDATIONS

None.