

CIAIAC

Comisión de Investigación
de Accidentes e Incidentes
de Aviación Civil

**BOLETÍN
INFORMATIVO
10/2004**



MINISTERIO
DE FOMENTO

BOLETÍN INFORMATIVO

10/2004



MINISTERIO
DE FOMENTO

SECRETARÍA GENERAL DE
TRANSPORTES

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

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

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

Diseño cubierta: Carmen G. Ayala

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

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

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

C/ Fruela, 6
28011 Madrid (España)

Advertencia

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

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

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

Índice

ABREVIATURAS vi

RELACIÓN DE ACCIDENTES/INCIDENTES

Referencia	Fecha	Matrícula	Aeronave	Lugar del suceso	
A-017/2004	10-04-2004	EC-CBU	Piper PA-28-10	Aeródromo de El Berriel (Las Palmas) ...	1
(*) IN-025/2004	12-05-2004	EC-CTO	Rockwell Commander 680-F	Aeropuerto de Cuatro Vientos (Madrid)	5
IN-027/2004	25-05-2004	EC-FSU	Cessna T210N	Aeropuerto de Alicante (Alicante)	21
IN-029/2004	06-06-2004	EC-YKV	Stolp SA-300 Starduster TOO	Aeródromo de Casarrubios del Monte (Toledo)	29
A-032/2004	16-06-2004	EC-GVR	Robinson R-22 Beta	Cerro de Valdemartín, sierra de Guadarrama (Madrid)	35
A-033/2004	15-06-2004	EC-IOE	Air Tractor AT-802	El Maíllo (Salamanca)	43
IN-035/2004	21-06-2004	EC-IVM	Air Tractor AT-802A- Amphibian	Aeropuerto de Valencia (Valencia)	49
A-043/2004	13-07-2004	EC-CQU	Piper PA-36-375	Pista Zabala, término municipal de Isla Mayor (Sevilla)	59
A-050/2004	30-07-2004	EC-EKP	Grob Flugzeugbau G-102 Astir CS	Término municipal de Abades (Segovia)	63
A-051/2004	03-08-2004	EC-HBD	Alexander Schleicher ASW-19B	Aeródromo de Fuentemilanos (Segovia)	67
A-058/2004	05-09-2004	EC-DRC	Morane Saulnier MS-893-E	Costa de Ibiza (Baleares)	71
IN-060/2004	04-09-2004	EC-HHX	Cessna 172 RG	Aeródromo de Morante (Badajoz)	75
A-067/2004	10-11-2004	EC-GAU	Robinson R-22	Aerop. de Cuatro Vientos (Madrid)	77

ADENDA 85

(*) 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
APP	Oficina de Control de Aproximación
ft	Pies
h	Horas
h min seg	Horas, minutos y segundos
hPa	Hectopascal
in Hg	Pulgadas de mercurio
JAR-FCL	Requisitos conjuntos de aviación para las licencias de la tripulación de vuelo
kg	Kilogramo
kt	Nudo
lb	Libras
m	Metros
MAP	Máxima presión de admisión
MEP	Habilitación de clase de avión multimotor de pistón
MN	Milla náutica
mph	Millas por hora
MV	Manual de vuelo
NOSIG	Sin ningún cambio importante
QNH	Reglaje de la subescala del altímetro para obtener elevación estando en tierra
rpm	Revoluciones por minuto
SEP	Habilitación de clase de avión monomotor de pistón
SET	Habilitación de clase de avión monomotor turbopropulsado
SHP	Caballos de potencia al eje
UTC	Tiempo Universal Coordinado

RESUMEN DE DATOS**LOCALIZACIÓN**

Fecha y hora	Sábado, 10 de abril de 2004; 18:10 horas
Lugar	Aeródromo de El Berriel (Las Palmas)

AERONAVE

Matrícula	EC-CBU
Tipo y modelo	PIPER PA-28-10
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	TEXTRON LYCOMING O-360-A4A
Número	1

TRIPULACIÓN**Piloto al mando**

Edad	54 años
Licencia	Piloto privado de avión
Total horas de vuelo	103:25 horas
Horas de vuelo en el tipo	30:10 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 – Privado
Fase del vuelo	Aterrizaje

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El piloto y su acompañante realizaban un vuelo entre el Aeropuerto de Tenerife-Sur y el Aeródromo de El Berriel. Próximos al destino, el piloto solicitó información del tráfico y de las condiciones del campo, a lo que Control respondió que la pista en servicio era la 25 y que el viento existente era de dirección 240°, con 2 kt de intensidad.

Durante la ejecución del aterrizaje el piloto realizó una toma larga haciendo contacto en el último tercio de pista. Después de rodar un corto espacio consideró, según sus manifestaciones, hacer motor y al aire, aunque la aeronave terminó saliéndose por la cabecera 07, sobrepasó el margen de seguridad y se metió en el mar hasta detenerse sobre su superficie a unos 200 m de distancia de la pista.

1.2. Lesiones a personas

Los dos ocupantes abandonaron ilesos la aeronave.

1.3. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave sufrió daños considerables, sobre todo en las alas por el choque con la superficie del mar.

1.4. Comunicaciones

El Aeródromo de El Berriel dispone de una oficina de información que proporciona datos meteorológicos y desde donde se mantiene comunicación radio con las aeronaves en el circuito de tránsito del aeródromo.

En el suceso, desde esa oficina se facilitó información de la pista en uso y las condiciones de viento reinante en ese momento.

1.5. Información sobre el aeródromo.

El Aeródromo de El Berriel se encuentra aproximadamente a 11 MN al sur del Aeropuerto de Gran Canaria. Dispone de una pista (07-25) de 800 m de longitud. Ambas cabeceras se encuentran próximas al mar y dispone de una alambrada que aísla el campo de la zona de baño.

El aeródromo está dentro del área de aproximación final de la pista 03 de Gran Canaria y por ello necesita contacto radio con el control de aproximación (APP).

1.6. Ensayos e investigaciones

1.6.1. Declaración del piloto

El piloto describió en un escrito lo ocurrido, y proporcionó la siguiente información relevante: «en el paso del tramo base calé un segundo punto de flap y reduje la velocidad a 85 mph. En el tramo de aproximación final bajo las revoluciones casi al ralenti y subiendo el morro hasta 80 mph, velocidad de aproximación según manual con 25° de flap. Al llegar a 4 o 5 m de la cabecera nivelé e hice una pequeña recogida».

El piloto pensaba que la ausencia de viento hizo que la aeronave flotara durante el primer tercio de la pista, y al posar las ruedas en la pista, bajó el morro y retrajo el flap. Piloto y acompañante frenaron a fondo. Ante la ineficacia de la frenada, resolvió hacer motor y al aire, intentando evitar rebasar la valla e ir a parar a la playa.

El piloto no recordaba qué velocidad llevaba la aeronave cuando decidió irse al aire ni podía precisar a qué altura sobrevoló la cabecera 07.

1.6.2. Información de la investigación de campo

Posteriormente al accidente se hizo una revisión de la pista y de la aeronave, obteniendo los siguientes datos:

- El mando de flap cuando se recuperó del agua era de un punto, equivalente a 10°.
- No apareció ninguna señal fuerte de frenada en la pista.
- La valla perimetral del campo apareció rota únicamente en la primera línea de alambre de espino que colma la valla.
- Los neumáticos no habían reventado.
- La distancia entre el umbral de la pista y la valla es de unos 50 m.

2. ANÁLISIS

El circuito realizado para el aterrizaje fue normal. El momento de la toma de contacto se demoró, posiblemente por la ausencia de viento en cara, que normalmente acompaña a esta pista, alargando la toma de contacto.

El relato del suceso proporcionado por el piloto lleva a concluir que la demora en la toma de contacto consumió la longitud de pista disponible al tiempo que disminuía

la velocidad, de forma que cuando quiso reaccionar no había posibilidad de hacer ninguna maniobra que evitara que la aeronave se saliera de la pista.

3. CONCLUSIONES

Según las circunstancias referidas, la causa más probable del accidente fue la realización de un aterrizaje demasiado largo, con toma de contacto en el último tercio de la pista, lo que impidió detener la aeronave en el tramo de pista restante disponible.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Miércoles, 12 de mayo de 2004; 19:30 horas
Lugar	Aeropuerto de Cuatro Vientos (Madrid)

AERONAVE

Matrícula	EC-CTO
Tipo y modelo	ROCKWELL COMMANDER 680-F
Explotador	ARE Aviación

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING IGSO-540B1A
Número	2

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	38 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	7.000 horas
Horas de vuelo en el tipo	500 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 – Privado
Fase del vuelo	Recorrido de aterrizaje

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El 12 de mayo de 2004, la aeronave despegó del Aeropuerto de Cuatro Vientos a las 19:17 hora local. Realizó un vuelo de 12 minutos e inició la aproximación a la pista 28. Extendió el tren de aterrizaje y el piloto comprobó que la indicación en cabina era de tren extendido y bloqueado. También comprobó visualmente que el tren estaba extendido.

Cuando la aeronave realizó la toma de contacto, el piloto tocó ligeramente los frenos y el tren derecho comenzó a retraerse. El piloto cortó energía y mezcla de combustible e intentó mantener la aeronave en la pista. La aeronave se fue desviando ligeramente hacia el lado derecho y la parte inferior del fuselaje contactó con la pista. A continuación se salió de la pista y se paró a aproximadamente 990 m del umbral y a 26 m del borde de pista.

Ni el piloto ni el pasajero sufrieron ningún daño.

La aeronave presentaba daños en la parte inferior del fuselaje, extremo del plano derecho y hélice derecha.

Fue levantada del terreno con una grúa. Al levantarla el tren principal derecho se extendió y se blocó. A continuación se trasladó rodando hasta la plataforma de estacionamiento.

1.2. Información sobre la tripulación

La información sobre el piloto de la aeronave se resume a continuación:

Información sobre el piloto	
Edad	51 años
Nacionalidad	Española
Licencia	Piloto comercial de avión (desde 27-02-1992)
Habilitación (validez)	Monomotor terrestre (hasta 02-02-2004)
	Multimotor terrestre (hasta 29-08-2004)
	Vuelo instrumental (hasta 22-09-2003)
	Instructor de vuelo (hasta 02-02-2005)
	Instructor de vuelo instrumental (hasta 02-02-2005)

Información sobre el piloto (continuación)		
<i>Experiencia</i>	Total	7.000 h
	En el tipo	500 h
	Últimos 90 días	200 h
	Últimos 30 días	75 h
	Últimas 24 horas	4 h
<i>Actividad</i>	Hora de comienzo actividad aérea	19:00 h
	Descanso previo	20 h
<i>Certificado médico</i>	Tipo	Examen médico
	Fecha	16-04-2004

1.3. Información sobre la aeronave

La información específica de esta aeronave se expone a continuación:

Información general		
Matrícula	EC-CTO	
Fabricante	Aerocommander	
Modelo	Aerocommander 680F	
Número de serie	1195-100	
Año de fabricación	1962	
<i>Motor 1</i>	Fabricante	Lycoming
	Modelo	IGSO-540B1A
	Número de serie	L-2495-50
<i>Motor 2</i>	Fabricante	Lycoming
	Modelo	IGSO-540B1A
	Número de serie	L-311-50
<i>Hélice 1</i>	Marca	Hartzell
	Modelo	HC-B3Z-2B/9349-6
<i>Hélice 2</i>	Marca	Hartzell
	Modelo	HC-B3Z-2B/9349-6

Información general (continuación)

<i>Certificado de aeronavegabilidad</i>	Clase	Normal
	<i>Empleo</i>	Categoría: Trabajos aéreos
		Prestación: normal. Aeronave idónea para cualquier condición ambiental.
		Modalidad: Escuela
	Número	1740
	Emisión	27-06-1999
	Validez	01-10-2004
Última renovación	01-10-2003	

Características técnicas

<i>Dimensiones</i>	Envergadura	15,09 m
	Altura	4,42 m
	Longitud	10,07 m
<i>Limitaciones</i>	Peso máximo despegue	3.629 kg
	Tripulación mínima	1 piloto

Información de mantenimiento

<i>Aeronave</i>	Horas	2.017 h
<i>Motor 1</i>	Horas	1.542 h
<i>Motor 2</i>	Horas	2.019 h
<i>Últimas inspecciones</i>	Aeronave	— Día: 19-08-2003 — Horas aeronave: 1.989 h — Tipo: inspección básica (100 h)
	Motor 1	— Día: 19-08-2003 — Horas motor 1: 1.515 h — Tipo: inspección básica (100 h)
	Motor 2	— Día: 19-08-2003 — Horas motor 2: 1.990 h — Tipo: inspección básica (100 h)

1.3.1. Historia de la aeronave

La aeronave fue fabricada en 1962. Se importó en 1976. En 1987 se vendió a una segunda empresa y finalmente, en 1996, fue adquirida por la empresa que es actual-

mente propietaria de la aeronave. Para obtener el certificado de aeronavegabilidad se realizó una revisión general el 12 de julio de 1999.

Desde el 12 de julio de 1999 se han realizado las siguientes labores de mantenimiento sobre la aeronave:

Fecha	Horas de aeronave	Tipo de revisión (intervalo horario)
12-07-1999	1.702 h	Revisión general (1.000 h)
04-08-2000	1.745 h	Revisión línea (50 h)
08-06-2001	1.796 h	Revisión básica (100 h)
10-08-2001	1.845 h	Revisión línea (50 h)
16-11-2001	1.895 h	Revisión básica (100 h)
28-02-2002	1.945 h	Revisión línea (50 h)
Reparación por incidente el 22-04-2002 con 1.964 h de aeronave		
09-08-2002	1.964 h	Revisión básica (100 h)
Reparación por accidente el 06-02-2003 con 1.989 h de vuelo		
19-08-2003	1.989 h	Revisión básica (100 h)
Incidente el 12 de mayo de 2004 con 2.017 h de vuelo		

Desde 2001 ha sufrido tres accidentes o incidentes:

- El primer incidente fue en abril de 2002. En esta ocasión se rompió una pieza que une uno de los actuadores con la parte fija de la aeronave. Tras la rotura, el tren principal se retrajo. Esto no habría ocurrido si el tren hubiera estado bloqueado (véase informe IN-019/2002).
- El segundo accidente ocurrió en febrero de 2003, la aeronave había volado 24 h y había realizado 21 ciclos desde el incidente anterior. En esta ocasión se produjo la rotura de una tubería de fluido hidráulico, lo que dejó a la aeronave sin presión hidráulica. También hubo una indicación errónea en cabina y el tren principal derecho; a pesar de indicar que estaba bloqueado en cabina (luz verde) sufrió una retracción (véase informe A-006/2003).
- El incidente objeto del presente informe ocurrió en mayo de 2004, cuando la aeronave había volado 28 h y había realizado 26 ciclos desde el accidente anterior.

En las tres ocasiones se produjo una retracción no comandada del tren principal derecho.

1.3.2. Programa de mantenimiento

En el programa de mantenimiento de la aeronave aprobado en junio de 1999 se recogen dos tipos de revisiones:

1. Revisión de línea, cada 50 h.
2. Revisión básica, cada 100 h o 12 meses.

En el formulario de revisión de 100 h aparecen las siguientes tareas relativas al tren de aterrizaje:

- Revisar las ruedas.
- Revisar las condiciones de los siguientes elementos:
 - i. Amortiguador.
 - ii. Tijeras.
 - iii. Brazos de arrastre.
 - iv. Switches.
 - v. Cilindro de retracción.
 - vi. Horquilla.
 - vii. Viga del tren principal.
 - viii. Presión neumática de 300 psi.
- Lubricar los puntos de engrase.
- Realizar el test de retracción del tren.

Según información facilitada por el personal de mantenimiento, cuando se hace la revisión del switch de indicación de tren abajo y bloqueo se comprueba que el vástago acciona correctamente el switch y que se desliza correctamente dentro de su alojamiento. Si se observa que hubiese resistencia al deslizamiento del vástago, éste se extrae y se revisa junto con el orificio en el que se aloja.

1.4. Información del aeródromo

El Aeropuerto de Cuatro Vientos dispone de una pista con orientación 10/28 y superficie de asfalto. La aeronave hizo la aproximación por la pista 28. Dicha pista tiene una longitud de 1.500 m y una anchura de 30 m.

1.5. Información sobre los restos de la aeronave

La aeronave contactó con la pista y a los pocos segundos se inició la retracción del tren principal derecho. Las primeras marcas del fuselaje aparecen a 650 m del umbral. Las marcas que indican la salida de la pista aparecen a aproximadamente 900 m del umbral y la aeronave se para finalmente a 994 m del umbral y a 26,50 m del borde de pista. La trayectoria que siguió la aeronave se puede ver en la Figura 1. La posición final se muestra en la Figura 2.

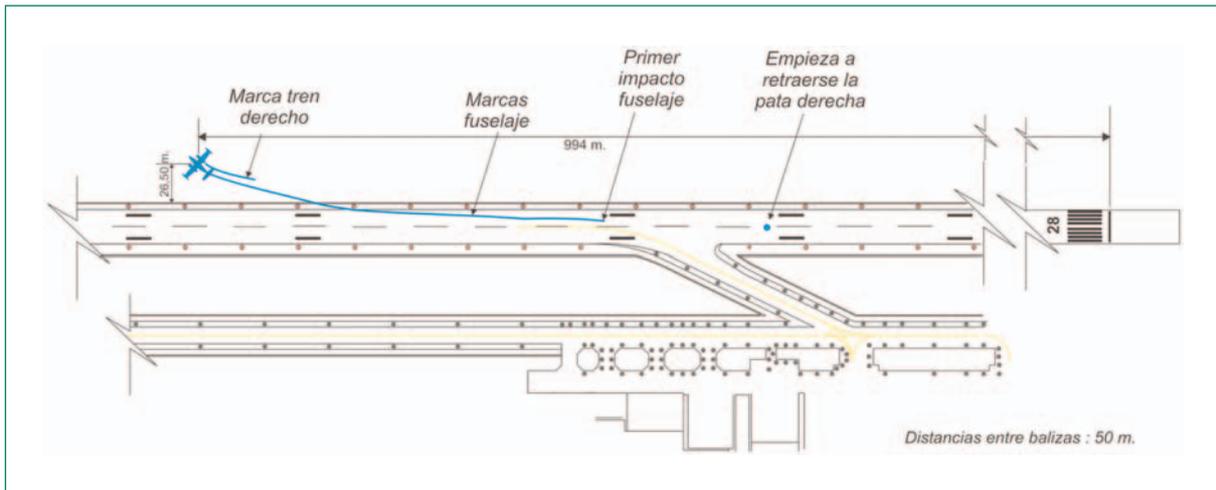


Figura 1. Trayectoria seguida por la aeronave



Figura 2. Posición final de la aeronave

La aeronave sufrió daños en la parte inferior del fuselaje, hélice derecha y punta del plano derecho.

La aeronave presentaba daños en la hélice derecha. Se observa que las puntas de las tres palas están dobladas y han sufrido desgaste debido al rozamiento con la pista y la zona de hierba (véase Figura 3). Cuando el tren principal derecho se retrajo, la parte inferior derecha del fuselaje contactó con la pista y posteriormente con la zona de tierra y hierba, deteriorándose toda esa zona debido al rozamiento (véase Figura 4). El borde marginal derecho presentaba una pequeña fisura debido probablemente al contacto final de este plano con el terreno al pararse la aeronave.



Figura 3. Detalles de daños de la pala



Figura 4. Detalles de daños del fuselaje

1.6. Supervivencia

Según la información facilitada por los testigos del incidente, las personas que iban a bordo no sufrieron daño alguno y salieron por su propio pie de la aeronave.

Los bomberos llegaron inmediatamente y, al observar que la aeronave vertía combustible por los orificios de ventilación de los planos, los taparon. No utilizaron ningún agente extintor.

1.7. Ensayos e investigaciones

1.7.1. Pruebas funcionales del tren de aterrizaje

En esta revisión no se observó ningún mal funcionamiento del tren, salvo que no había indicación de tren principal derecho extendido y bloqueado. Se comprobó que el vástago que hace presión para actuar sobre el switch cuando los brazos de arrastre están extendidos no estaba y por eso no había indicación.

1.7.2. Desmontaje del tren principal derecho

En el desmontaje del tren principal derecho se desarmó el conjunto de los brazos de arrastre para comprobar la longitud de los mismos. Una vez que se desmontaron se observaron marcas en el brazo de arrastre inferior producidas por la cabeza del vástago P/N ED12439. Estas marcas indicaban que estaba montado incorrectamente (véase Figura 5).

Se comprobó que el vástago P/N ED12439 también estaba incorrectamente montado en el tren principal izquierdo.



Figura 5. Marcas producidas en el brazo de arrastre inferior por la cabeza del vástago P/N ED12439

1.8. Información adicional

1.8.1. *Funcionamiento del tren de aterrizaje e indicación en cabina*

Funcionamiento del tren principal

- El tren principal se retrae por presión del sistema hidráulico. Cuando la palanca de tren se coloca en la posición de «GEAR UP», la válvula de tren dirige fluido con presión al puerto correspondiente de los cilindros «normal» y de «emergencia» de cada pata.
- En el caso de la extensión, el funcionamiento no es sólo hidráulico como en la retracción, sino que es neumático e hidráulico. Cuando se selecciona la posición de «GEAR DOWN» en cabina, la válvula de tren dirige fluido hidráulico a presión a los puertos correspondientes de los cilindros «normales» de cada pata, mientras que en los cilindros de «emergencia» se inyecta aire a presión por el puerto correspondiente.
- Cuando el tren principal está completamente extendido el punto central de la bisagra del conjunto de los brazos de arrastre alcanza el sobrecentro gracias a los actuadores para formar un bloqueo positivo del tren. Sin presión hidráulica en el sistema, los brazos de arrastre alcanzan el sobrecentro por la acción del aire comprimido ayudado por las gomas. Los cilindros actuadores del tren se ajustan en fábrica para que tengan un ligero sobrerrecorrido y precarguen los brazos de arrastre; el ajuste en la

precarga se necesitará sólo después que alguna parte del tren se sustituya, reinstale o remplace. Sin embargo, para una mayor seguridad, el recorrido de los brazos de arrastre se debe inspeccionar periódicamente.

De este modo, se asegura un adecuado sobrerrecorrido del pistón del actuador, precarga de los brazos de arrastre y un bloqueo positivo del tren cuando está en la posición de abajo y bloqueado. Precargar los brazos de arrastre también asegura suficiente espacio libre entre el final del actuador y el pistón cuando está completamente extendido.

Sistema de indicación de tren en cabina

— En cabina existen cuatro indicadores luminosos que dan información del estado del tren de aterrizaje: tres luces verdes y una roja (véase Figura 7).

— Luces verdes:

- Dan información del estado de cada una de las tres patas del tren por separado.
- Cuando una luz verde se ilumina indica que la pata correspondiente se encuentran en la posición de abajo y bloqueado.
- Cada luz verde tiene asociado un switch de abajo y bloqueado (véase Figura 6) situado en la zona de unión entre el brazo de arrastre superior e inferior del tren.
- Cada switch tiene un vástago que presiona el switch cerrando o abriendo, respectivamente, unos contactos que originarán que la luz de cabina se encienda o apague. Además del vástago y los contactos existen unas tuercas de reglaje que permiten acercar o alejar el conjunto del switch del brazo de arrastre inferior del tren y asegurar el contacto.
- La colocación correcta del vástago es con la cabeza hacia arriba haciendo presión sobre el switch.
- Para poder cambiar la posición del vástago de correcta, con la cabeza hacia arriba, a incorrecta, con la cabeza hacia abajo, es necesario desmontar el switch indicador de tren abajo y bloqueado (véanse figuras 8 y 9).
- Según información facilitado por un centro de mantenimiento Aerocommander autorizado no existe mantenimiento específico sobre el vástago P/N ED12439. En el manual de mantenimiento de la aeronave no se especifica cual es la posición correcta del vástago. Sólo aparece una figura donde se muestra en detalle el conjunto switch-vástago como el que se aprecia en la Figura 6.

1.8.2. *Declaraciones*

Declaración del piloto y acompañante

El piloto en su declaración informó que la indicación en cabina era de tren abajo y bloqueado.

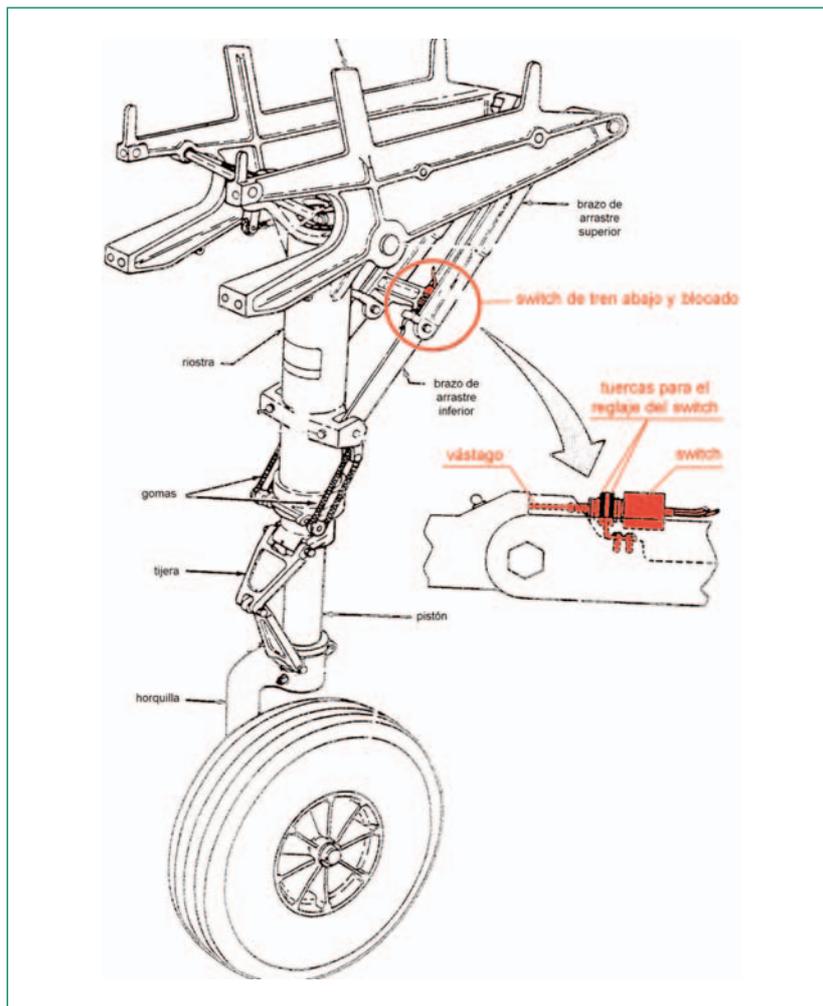


Figura 6. Mando de tren e indicadores luminosos en cabina



Figura 7. Mando de tren e indicadores luminosos en cabina

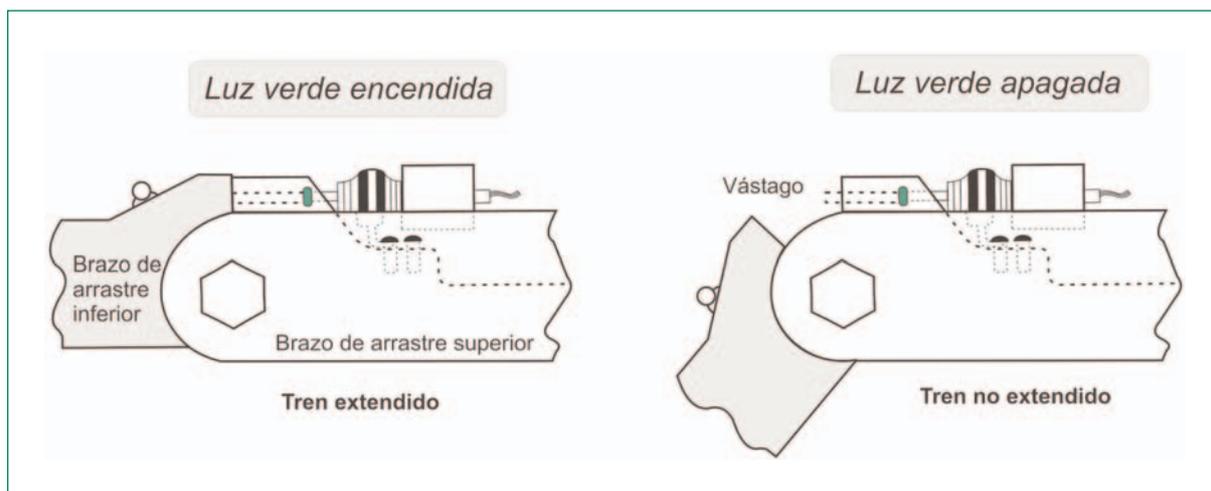


Figura 8. Montaje correcto del vástago P/N ED12439

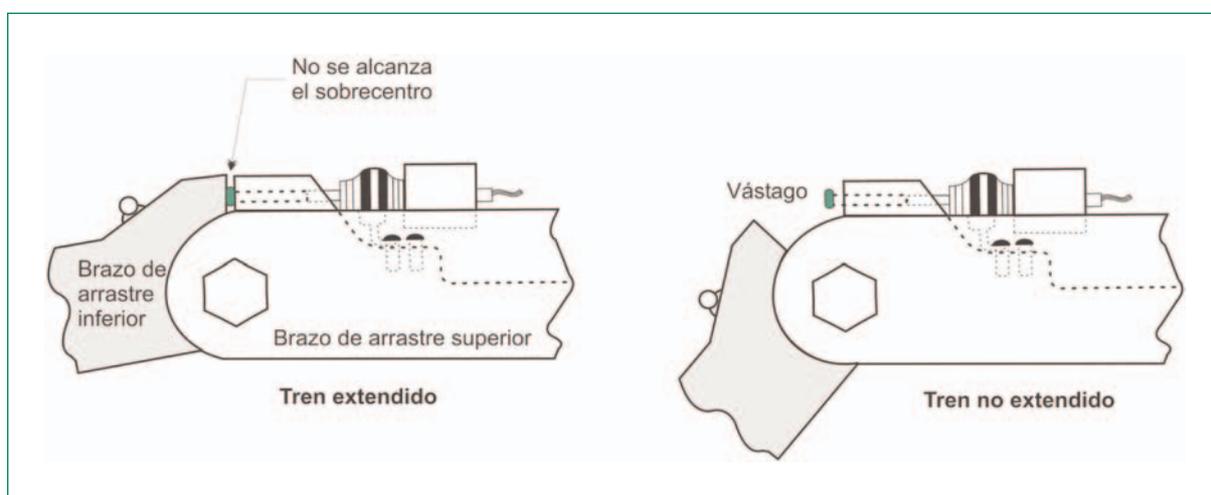


Figura 9. Montaje incorrecto del vástago P/N ED12439

La otra persona que iba a bordo también indicó que en cabina la indicación era de tren abajo y bloqueado. Además, comprobó visualmente que el tren principal derecho estaba extendido.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

Según se recoge en el informe, en tres ocasiones se ha producido una retracción del tren principal derecho no comandada con una indicación de tren abajo y bloqueado en cabina.

Retracción de tren no comandada

La retracción del tren no comandada se puede producir si el tren no está bloqueado.

La investigación que se ha realizado ha demostrado que el vástago con P/N ED12439 estaba incorrectamente montado y evitaba que el tren principal derecho alcanzara el sobrecentro y que, por lo tanto, se blocara. Eso explicaría las tres retracciones del tren no comandadas que se produjeron a lo largo de los tres últimos años.

El vástago también estaba incorrectamente montado en el tren principal izquierdo y, sin embargo, no sufrió ninguna retracción no comandada. Es posible que la configuración geométrica de este tren variara con respecto al tren principal derecho, pero este punto no se ha comprobado.

Indicación errónea en cabina

Tanto el piloto, en su declaración, como el acompañante afirman que en cabina la indicación era de tren abajo y bloqueado. Este hecho se explica porque el ajuste del switch se realizó con posterioridad al montaje incorrecto del vástago. Por tanto, se ajustó para dar indicación de tren bloqueado a pesar de que no lo estuviera.

Montaje incorrecto de los vástagos P/N ED12439

En las comprobaciones realizadas se observó que el elemento con P/N ED12439 estaba incorrectamente montado, tanto en el tren principal derecho como en el izquierdo. Este hecho hace pensar que no fuera algo fortuito, sino que para el personal de mantenimiento la posición correcta era en la que se encontraron.

La falta de información en el manual de mantenimiento relativa a la colocación del vástago contribuiría a este error y a evitar que en posteriores revisiones el personal de mantenimiento advirtiera que el vástago no estaba correctamente montado.

Si se estudia la historia de la aeronave, las actuaciones de mantenimiento que pudieran afectar a ambos trenes principales se pueden haber llevado a cabo o bien en el montaje inicial de la aeronave, tras una revisión general, o en una revisión de 100 h. En cualquiera de las tres ocasiones es posible que se realicen actuaciones sobre los switches de indicación de tren abajo y bloqueado y que se modifique la posición del vástago.

Montaje inicial de la aeronave

La aeronave fue importada en 1976 y desde entonces hasta 2002 no se produjo ningún incidente relacionado con el tren principal, por lo que parece poco probable que se hubiera producido un incorrecto montaje en fábrica.

Revisión general o de 100 h

Es posible que al efectuar la revisión general en 1999 se colocaran incorrectamente los vástagos en ambos trenes, pero no se descarta que se produjera en una revisión de 100 h al detectar un mal funcionamiento de los switches indicadores de tren abajo y bloqueado.

Conclusiones

Finalmente, se concluye que la causa probable de que el tren principal derecho se retrajera en la carrera de aterrizaje fue que no se encontraba bloqueado debido a un incorrecto montaje del vástago que presiona al switch indicador de tren abajo y bloqueado, P/N ED12439, que impedía que se alcanzara el sobrecentro.

No se ha podido determinar en qué momento se produjo la incorrecta instalación de este elemento.

Un factor contribuyente a este incidente es la falta de información en el manual de mantenimiento de la aeronave relativa al detalle de montaje del vástago P/N ED12439.

3. RECOMENDACIÓN SOBRE SEGURIDAD

El 14 de junio de 2004, y debido a los sucesivos accidentes e incidentes que había sufrido la aeronave, se emitió la recomendación preliminar REC 20/04, que indicaba lo siguiente:

Se recomienda a la Dirección General de Aviación Civil que antes de que la aeronave Aerocommander 680F, matrícula EC-CTO, SIN 1195-100, se vuelva a declarar apta para el vuelo,

- 1. Requiera del operador que defina y lleve a cabo, en colaboración con el fabricante de la aeronave, una prueba funcional específica y completa para el sistema de tren de aterrizaje, incluyendo los ensayos en vuelo pertinentes, y*
- 2. Establezca un plan de inspecciones de mantenimiento para el sistema de tren de aterrizaje más exigente que el actualmente incluido en el programa de mantenimiento. Esa exigencia debería reflejarse tanto en la frecuencia de repetición de las inspecciones como en la concreción de las tareas a realizar en las mismas, de modo que se garantice de modo efectivo la aeronavegabilidad continuada de la aeronave.*

Una vez completada la investigación y detectado el motivo que produjo la retracción no comandada del tren principal derecho, se considera que no resulta necesario establecer

una prueba funcional específica ni un plan de inspecciones específico y más exigente del que se realiza actualmente, por lo que cabe anular la recomendación emitida.

Sin embargo, a tenor del resultado que ha revelado la investigación, resultaría preciso asegurar que el vástago P/N ED12439 se monta de modo correcto, por lo que se considera conveniente emitir una recomendación de seguridad al respecto.

REC 48/04. Se recomienda al fabricante de la aeronave que modifique el diseño del vástago P/N ED12439 o la documentación de mantenimiento relativa al mismo, para eliminar la posibilidad de que se monte incorrectamente.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Martes, 25 de mayo de 2004; 19:30 horas UTC
Lugar	Aeropuerto de Alicante (Alicante)

AERONAVE

Matrícula	EC-FSU
Tipo y modelo	CESSNA T210N
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	CONTINENTAL TSIO 520R
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	35 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	4.288 horas
Horas de vuelo en el tipo	4.173 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Leves
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado
Fase del vuelo	Aterrizaje

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

La aeronave, monomotor de ala alta y tren retráctil, despegó del Aeropuerto de Alicante con el fin de llevar a cabo un vuelo local privado cuyo objeto era el de realizar prácticas previas a la renovación de la licencia del piloto a los mandos que iba sentado a la izquierda. Figuraba como comandante un piloto con habilitación de instructor, sentado en el asiento de la derecha.

Durante el vuelo se efectuaron todas las maniobras requeridas para la renovación de la habilitación en aviones monomotores de pistón (SEP) según JAR-FCL.

De regreso al Aeropuerto de Alicante, el avión se incorporó al tramo de viento en cola para la pista 10, donde fue configurado para la toma y se sacó el tren de aterrizaje. Una vez establecido en final, efectuó una toma larga para evitar la turbulencia generada por el tráfico pesado precedente.

La toma resultó algo brusca y, según apreciación del instructor, se realizó sobre el tren principal. A continuación, el tren principal se plegó, aunque la pata de morro se mantuvo abajo y bloqueada. El avión se apoyó en la cola y se arrastró varios metros, saliéndose por la derecha de la pista 10.

Cuando el avión finalmente se detuvo, la tripulación aseguró el avión, cortando el combustible y los sistemas eléctricos, y a continuación la abandonó.

1.2. Lesiones a personas

Lesiones	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			
Otros			

1.3. Daños sufridos por la aeronave

El avión sufrió daños en el empenaje horizontal derecho por roce y deformación, así como en la parte inferior trasera del fuselaje, sobre la que se apoyó al plegarse el tren.

Los neumáticos sufrieron unas marcas superficiales en su capa de rodadura, perpendiculares a su plano de rotación, cuando las ruedas se deslizaron sobre la pista con el tren casi totalmente retraído.



Daños en el estabilizador horizontal derecho

El tren, una vez desplegado mediante la bomba hidráulica con el avión sobre gatos, bajó y se bloqueó correctamente. Posteriormente, una vez en el taller, se efectuaron repetidos ciclos utilizando el sistema normal, sin que se observase fallo alguno.

1.4. Otros daños

No los hubo.

1.5. Información sobre la tripulación

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

Información sobre el instructor		
Edad	35 años	
Nacionalidad	Española	
Licencia	CPL n.º E00002369	
<i>Habilitación (validez)</i>	SEP (A)	27-09-2005
	MEP (A)	22-02-2005
	IR (A)	22-02-2005
	FI (A)	12-07-2004

Información sobre el instructor (<i>continuación</i>)		
<i>Experiencia</i>	Total	4.288:11 h
	En el tipo	4.173:01 h (90:00 en el mismo modelo)
	Últimos 90 días	137:05 h
	Últimos 30 días	40:30 h
<i>Actividad</i>	Hora de comienzo actividad aérea	15:00 h UTC
	Descanso previo	24 h
<i>Certificado médico</i>	Tipo	Clase 1. Extensivo
	Fecha	03-09-2003

1.6. Información sobre la aeronave

La aeronave es un monomotor de ala alta con tren de aterrizaje retráctil, cuyos datos técnicos y de mantenimiento se recogen en las tablas siguientes.

Información general		
Matrícula	EC-FSU	
Fabricante	Cessna	
Modelo	T210N	
Número de serie	21063741	
Año de fabricación	1979	
<i>Motor</i>	Fabricante	Teledyne Continental
	Modelo	TSIO-520-R9B
	Número de serie	294171-R
<i>Hélice</i>	Marca	Mc Cauley
	Modelo	D3A34C402
<i>Certificado de aeronavegabilidad</i>	Clase	
	<i>Empleo</i>	Categoría: Privado
		Prestación: Normal
	Número	3596
	Emisión	03-12-2002
	Validez	24-11-2004
Última renovación	25-11-2003	

Características técnicas		
<i>Dimensiones</i>	Envergadura	11,2 m
	Altura	2,86 m
	Longitud	8,58 m
<i>Limitaciones</i>	Peso máximo despegue	1.814,4 kg
	Tripulación mínima	1 piloto

Registro de mantenimiento		
<i>Aeronave</i>	Horas	4.231:40 h
<i>Motor</i>	Horas	332:05 h
<i>Últimas inspecciones</i>	Aeronave y motor	Rev. anual 200 h con 4.216:40 el 11-12-2003

Con fecha 30 de octubre de 2002, como parte de los puntos especiales de inspección de cinco años de su programa de mantenimiento, se efectuó una revisión del tren de aterrizaje y se sustituyeron la bomba eléctrica, tuberías y juntas tóricas de los actuadores. Desde esa fecha el avión voló 89:40 h y efectuó 72 tomas sin problemas.

El día 11 de diciembre de 2003, a las 4.202:50 h de vuelo, el avión fue sometido a una revisión de 200 h durante la que se efectuaron cinco ciclos completos de tren con el avión suspendido en gatos, siendo el funcionamiento correcto y sin apreciarse fugas en el sistema hidráulico. El incidente ocurrió 29 h de vuelo más tarde.

1.7. Información meteorológica

La información facilitada por el Instituto Nacional de Meteorología fue la siguiente:

- Viento de dirección variable, con una velocidad de 3 kt.
- Visibilidad mayor de 10 kilómetros.
- Nubes escasas a 2.000 ft.
- Cubierto a 20.000 ft.
- Temperatura: 19 °C.
- Punto de rocío: 13 °C.
- QNH: 1.018 mB.
- Datos adicionales: nada significativo.

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

No hubo dispersión de restos.

La toma fue al parecer un poco dura. Debió sufrir un desplome a baja altura, contando que, además, llevaba todo el flap sacado. El piloto no recordaba haber dado un bote importante después del primer contacto que, según suponía, se hizo sobre el tren principal. Posteriormente el avión «se hundió» y comenzó a arrastrar la cola por la pista de aterrizaje 10 hasta que se salió por la derecha y quedó inclinado sobre el lado derecho. Al estar casi lleno el depósito, el combustible comenzó a fluir ligeramente por los respiraderos del depósito.

La tripulación, según sus declaraciones, aseguró el avión al quedar detenido desconectando todos los «breakers». No recordaban si alguno de ellos estaba desconectado previamente.

No hubo incendio.

1.9. Ensayos e investigaciones

El avión fue trasladado en vuelo a su taller después de haber sido sustituido el empenaje horizontal que había resultado dañado. Una vez el avión en el taller, se procedió a levantarlo sobre gatos y se efectuaron un total de quince ciclos completos del tren. El mecanismo es electrohidráulico, contando con una sola bomba eléctrica y un bombín manual para caso de emergencia. Durante la prueba se alimentó mediante un grupo externo de baterías conectado a la toma correspondiente del avión.

Se accionó la palanca de control del sistema del modo normal en seis ocasiones y el funcionamiento fue correcto, encendiéndose y apagándose las luces de aviso de posición de acuerdo con lo previsto en el manual de vuelo. El tiempo de tránsito a la bajada del tren fue de siete segundos en todos los casos.

A continuación se realizaron nueve ciclos interrumpidos, colocando la palanca en posiciones intermedias y conectando y desconectando el «breaker» de la bomba. Sólo cuando la palanca se encontraba en su posición correcta se consiguieron completar los ciclos. Las luces funcionaron en todos los casos de modo acorde con la situación real del tren y lo previsto en el manual de vuelo.

Se revisó el sistema mecánico y no se encontró fallo alguno ni deformación que pudiera indicar que el sistema hubiera podido fallar por una toma dura. Los pestillos de bloqueo funcionaron en la secuencia correcta en todas las ocasiones y, una vez bloqueados, impedían el desbloqueo del tren a pesar de haber descargado voluntariamente la presión hidráulica del sistema.

No se apreciaron fugas en el sistema hidráulico.

El circuito de luces de aviso del tren permaneció activo aun después de quitar la alimentación a la bomba hidráulica, de acuerdo con lo previsto en el manual de mantenimiento.

Las luces sólo indicaban tren arriba o abajo cuando éste había alcanzado la posición correspondiente.

Al quitar la presión del sistema con el tren arriba, la pata de morro bajó por gravedad y quedó bloqueada, a pesar de no contar con la ayuda del flujo de aire que recibe en vuelo. No ocurrió así con las del tren principal

Cuando se inició la maniobra de bajar el tren por el procedimiento normal, la pata de morro descendió de inmediato y se bloqueó en un tiempo de tres segundos.

Se tomaron fotografías y se pudo constatar que las huellas en el fuselaje y ruedas eran compatibles con la secuencia del incidente descrita por la tripulación.

1.10. Información adicional

El tren de aterrizaje tiene un mecanismo simple de actuación. Una bomba hidráulica, accionada eléctricamente, provee la presión necesaria para activar tres actuadores independientes: uno en la pata de morro y uno en cada una de las patas del tren principal.

Cuando el tren está arriba se mantiene en dicha posición por la presión hidráulica del circuito, no existiendo acumulador de presión, por lo que cuando ésta cae por debajo de un umbral, debido a pequeñas fugas (normalmente en los actuadores) se conecta automáticamente la bomba para reestablecerla.

Cuando el tren está abajo, unos pestillos garantizan que el tren esté en su posición adecuada («overcenter»). Es necesaria una presión hidráulica positiva para levantarlos de su posición, de modo que el tren no se libera si no es rompiendo los mecanismos y/o sus soportes, nada de lo cual se observó en esta aeronave tras el incidente.

La luz verde de «tren abajo» está actuada por un conjunto de tres interruptores fin de carrera conectados en serie, de modo que la falta de actuación de uno de ellos impide que la luz se encienda. Lo mismo ocurre con la luz amarilla que indica “tren arriba”. Durante el tránsito no se enciende ninguna luz. Como se ha indicado más arriba, el funcionamiento de dichos circuitos era correcto, así como el calado de los interruptores fin de carrera.

Es de notar que el instructor no manifestó en su declaración haber visto personalmente la luz verde del tren encendida, sino que el alumno a los mandos «cantó tren abajo».

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

Se consideran y discuten a continuación cinco hipótesis sobre las circunstancias del incidente:

- a) La tripulación no sacó el tren de aterrizaje.
Esta hipótesis no es viable porque el avión tomó tierra con la pata de morro abajo y bloqueada y las ruedas del tren principal mostraban signos de haber arrastrado en sentido perpendicular a su dibujo. Además, el piloto al mando recordaba que el impacto sobre la pista se realizó «sobre el tren principal».
- b) La tripulación sacó el tren de aterrizaje, que permaneció abajo y bloqueado correctamente en el momento del aterrizaje.
Tampoco esta hipótesis es aceptable, dado que no había parte alguna del mecanismo del tren rota o deformada. Además, para que se plegara el tren principal en su pozo, una vez rotos los pestillos, el avión tenía que haber dado un salto apreciable para permitir que las patas bajasen lo suficiente para iniciar su movimiento hacia atrás.
- c) La tripulación sacó el tren de aterrizaje, pero la bomba falló (saltó el «circuit breaker») o bien la batería estaba baja y no dio la potencia suficiente, quedándose la pata de morro bloqueada por gravedad y viento relativo, mientras que el tren principal quedaba colgando sin bloquear.
Esta hipótesis explicaría perfectamente lo ocurrido y sería compatible con el buen funcionamiento posterior del sistema en tierra, aunque en ese caso el alumno no podría haber visto la luz verde, lo que iría en contra de los testimonios recopilados.
- d) Uno de los actuadores del tren principal tenía fugas internas y el sistema tuvo la suficiente presión para bajar la rueda de morro, pero no para bajar y bloquear las del tren principal.
Esto sería coherente con la declaración del instructor de que «oía funcionar la bomba casi continuamente», pero tampoco, en este caso, hubieran podido ver la luz verde. Además, cuando se activó el sistema hidráulico manualmente después del incidente, el tren bajó y se bloqueó sin problema. Posteriormente, en el taller, el funcionamiento del tren también fue correcto.
- e) La tripulación, de acuerdo con su declaración, bajó el tren cuando se encontraban en viento en cola y, efectivamente, vieron la luz verde, pero en el último momento, antes de aterrizar, se manipuló, conscientemente o no, la palanca del tren subiéndola y bajándola.
Esto también explicaría perfectamente lo ocurrido si se hizo con la suficiente proximidad a la toma de tierra como para que tren no completara el ciclo de reapertura.

Por todo lo expuesto, no se pudo llegar a establecer con certeza la causa del incidente.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Domingo, 6 de junio de 2004; 19:00 horas¹
Lugar	Aeródromo de Casarrubios del Monte (Toledo)

AERONAVE

Matrícula y núm. serie	EC-YKV
Tipo y modelo	STOLP SA-300 STARDUSTER TOO
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-540-J1A5D
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	56 años
Licencia	Piloto privado de avión
Total horas de vuelo	700 horas
Horas de vuelo en el tipo	20 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 – Privado
Fase del vuelo	Aterrizaje – Carrera de aterrizaje

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

La aeronave, un avión monomotor biplano con patín de cola construido por aficionado, realizaba un vuelo local en el Aeródromo de Casarrubios del Monte (Toledo) con el piloto a los mandos como único ocupante.

Después de tomar tierra en la pista 08, y una vez recorridos 500 m en el suelo, la aeronave sufrió una fuerte guiñada a la derecha y deslizó lateralmente. El tren de aterrizaje colapsó y golpearon el suelo la semiala inferior izquierda y la hélice.

El piloto resultó ileso y salió de la aeronave por sus propios medios.

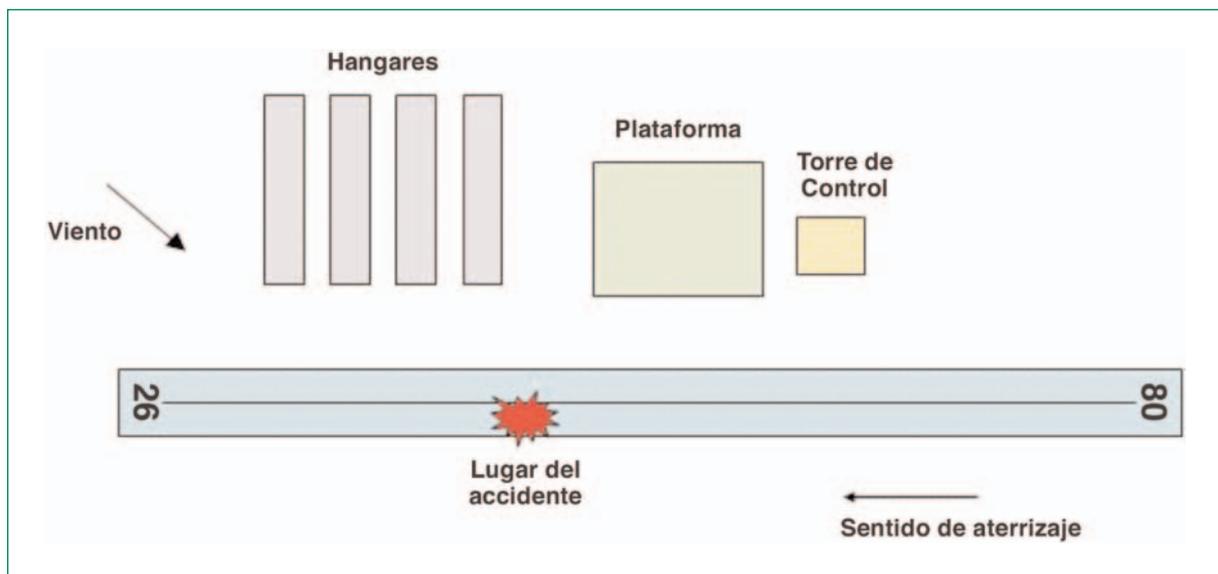


Figura 1. Trayectoria de la aeronave

1.2. Información sobre el personal

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

Información sobre el piloto	
Edad	56 años
Nacionalidad	Española
Licencia	Piloto privado de avión

Información sobre el piloto (continuación)		
Experiencia	Total	700 h
	En el tipo	20 h
	Últimos 90 días	5 h
	Últimos 30 días	2 h
	Últimas 24 horas	0 h

1.3. Información sobre la aeronave

La aeronave es de construcción por aficionados. Se trata de una versión biplaza de la original, la SA-100 Starduster, con capacidad para motores de 125 a 260 caballos de potencia.

Es un avión deportivo, biplano con alas superior e inferior de diferente envergadura. La estructura de las alas es de madera recubierta de tela. Los alerones de ambos planos también son de madera recubiertos de tela. No dispone de flaps de borde de salida.

El fuselaje del avión, así como la cola, está conformado por tubos de acero soldados y recubiertos de tela.

El tren de la aeronave es fijo con patín de cola. Las ruedas del tren principal están carenadas y los frenos son hidráulicos.

Dispone de dos asientos en tándem con la cabina abierta.

A continuación se detallan las características específicas de la aeronave:

Información general		
Matrícula	EC-YKV	
Fabricante	Stolp Starduster Corporation (construcción por aficionado)	
Modelo	Stolp SA-300 Starduster TOO	
Año de fabricación	1992	
Número de serie	36/92	
Motor	Fabricante	Lycoming
	Modelo	O-540-J1A5D

Características técnicas		
<i>Dimensiones</i>	Envergadura	7,32 m
	Altura	2,21 m
	Longitud	6,63 m
<i>Limitaciones</i>	Peso máximo despegue	870 kg
	Tripulación mínima	1 piloto

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

La aeronave había aterrizado en la pista 08 del Aeródromo de Casarrubios del Monte, que dispone de una pista asfaltada. Cuando había recorrido 500 m sobre la pista la aeronave viró a la derecha y derrapó. El derrape produjo la rotura del tren principal izquierdo y la rotura del bloqueo de la rueda del patín de cola. Como consecuencia, la hélice de la aeronave y la semiala izquierda impactaron con el asfalto.



Figura 2. Daños sufridos por la aeronave

1.5. Ensayos e investigaciones

Según la información facilitada por el piloto, había viento que provenía del lado derecho de la pista.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

Como se muestra en el croquis de la Figura 1, la aeronave aterrizó por la pista 08. Si se considera la dirección del viento, se puede observar en dicho croquis que los hangares apantallaban el viento, y fue en el momento en que la aeronave volvió a estar expuesta a la corriente tras sobrepasar en su recorrido sobre la pista la zona de hangares cuando inició el giro a la derecha y derrapó.

Por tanto, la causa más probable del accidente fue la pérdida de control de la aeronave debido a:

1. La poca experiencia del piloto en este tipo de aeronaves dotadas con tren de aterrizaje de patín de cola, y
2. A la influencia del viento, variable en intensidad a lo largo de la carrera de aterrizaje como consecuencia del efecto de apantallamiento de los hangares situados en un tramo del lateral de la pista.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Miércoles, 16 de junio de 2004; 10:05 horas
Lugar	Cerro de Valdemartín, S. de Guadarrama (Madrid)

AERONAVE

Matrícula	EC-GVR
Tipo y modelo	ROBINSON R-22 Beta
Explotador	Aérea Aviación

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-360-B2C
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	31 años
Licencia	Piloto comercial de helicópteros
Total horas de vuelo	1.400 horas
Horas de vuelo en el tipo	1.250 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 – Vuelo en montaña
Fase del vuelo	Despegue – Ascenso inicial

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El helicóptero, con el instructor y el alumno a bordo, despegó desde el Aeropuerto de Cuatro Vientos con un plan de vuelo local y con el objeto de realizar maniobras de vuelo en montaña, con aproximaciones y despegues a áreas confinadas y pináculos en la zona de la Bola del Mundo de la Sierra de Guadarrama (véase Figura 1).

Una vez en la zona eligieron el cerro de Valdemartín y dieron dos vueltas de observación hasta seleccionar una loma al norte del mismo cerro, con una altitud máxima de 2.127 m (6.978 ft). A su vez, observaron que el viento en la zona era del noreste, con una intensidad estimada de 15 kt, y la temperatura del aire de 10 °C. Igualmente determinaron la línea de aterrizaje y despegue con un rumbo de 050° y las áreas autorrotativas por si fuera necesario ante la presencia de una emergencia.

Con el piloto instructor a los mandos del helicóptero efectuaron un aterrizaje, un despegue y un nuevo aterrizaje en la misma zona. Durante la ejecución de las diversas maniobras le iba indicando al alumno las técnicas y referencia a emplear en cada fase.

Desde el mismo punto el alumno realizó un estacionario para comprobar la potencia disponible y aterrizó de nuevo. El segundo despegue lo inició el alumno a los mandos del helicóptero y, cuando estaba en el aire, la aeronave entró en un viraje incontrolado hacia la derecha, produciéndose un descenso de las rpm del rotor con aviso de la alarma sonora de bajas vueltas. Inmediatamente tomó los mandos el piloto instructor, aplicando pedal izquierdo a fondo. El helicóptero continuó con su viraje hasta golpear con el patín izquierdo en el suelo.



Figura 1. Plano de situación y orografía

El recorrido del helicóptero desde su posición en tierra hasta el impacto fue de 10 m y tras el impacto con el patín volcó y quedó detenido apoyado sobre su lado izquierdo.

1.2. Testimonio del piloto instructor

El piloto instructor indicó que al realizar el despegue, una ráfaga de viento de la izquierda les hizo perder efectividad en el rotor de cola y el helicóptero inició un viraje a la derecha. Inmediatamente el piloto instructor tomó los mandos e intentó enderezar el rumbo, aplicando el pedal izquierdo hasta el tope. El helicóptero se hundía ligeramente y las rpm del rotor principal descendieron por debajo del 97%, sonando la alarma acústica. El helicóptero continuó girando ligeramente hacia la derecha. Finalmente, el esquí izquierdo contactó con el suelo y el helicóptero volcó.

Anterior al despegue la tripulación había realizado un briefing en el cual el piloto instructor relató al alumno las maniobras a realizar durante el vuelo en montaña y analizaron las actuaciones y limitaciones del helicóptero. No se pudo confirmar que se analizase la posibilidad de un descenso de las rpm del rotor principal y la influencia de rachas de viento en el helicóptero,

Durante el vuelo en dirección a la zona, y una vez alcanzados los 7.000 ft de altitud, realizaron una comprobación de actuaciones de motor a la velocidad de mejor relación de ascenso o de mínima potencia, 53 kt, comprobando que la presión de admisión estaba por debajo de los 22 pulgadas de mercurio (in Hg), su limitación indicada en la placa de límite de presión de admisión. Esta operación fue realizada dos veces, como práctica de enseñanza.

1.3. Información sobre la tripulación

El piloto instructor tenía licencia emitida por el Reino Unido con calificación de instructor y validez hasta el 26 de enero de 2007. Tenía habilitación de Robinson R-22 válida hasta el 12 de enero de 2005 y certificado médico en vigor.

La escuela de pilotos indicó que el alumno se encontraba en la fase de vuelo comprendida entre las 80 y las 90 h, aunque luego se comprobó que concretamente tenía 79 h de vuelo, fase en la que están programadas las maniobras de vuelo en montaña. No tenía experiencia anterior de vuelo en montaña.

1.4. Información meteorológica

La tripulación disponía de la información meteorológica de Cuatro Vientos a través del METAR, que indicaba vientos variables ligeros de 3 kt, sin nubes, visibilidad ilimitada,

QNH de 1.022 hPa y temperatura suave de 20 °C. Con esta información estimaron que las condiciones generales eran de atmósfera estable y temperaturas en la sierra del orden de 8 a 10 °C.

La estimación de la tripulación en el momento y el lugar del evento era que no existían fenómenos meteorológicos significativos, el viento dominante era del noreste con rachas de intensidad máxima de 15 kt y la temperatura del aire de 10 °C.

Los datos facilitados por el Instituto Nacional de Meteorología, recogidos del observatorio de Navacerrada situado a 1.890 m de altitud, de las 10:00 h eran: viento de 350°, 07 kt de intensidad, rachas de la misma dirección y de 14 kt de intensidad, temperatura ambiente de 11,1 °C, punto de rocío 5,6 °C y presión a nivel de la estación de 816,9 hPa, con cielo despejado hasta esa hora y a partir de la cual se empezaron a formar cúmulos sin desarrollo que no cubrieron más de un octavo del cielo.

1.5. Información sobre el lugar del despegue

El lugar del despegue era una loma orientada Norte-Sur con altitudes comprendidas entre 2.127 y 2.107 m, es decir, una altitud media de 6.950 ft. La temperatura del aire era de 10 °C, coincidiendo la leída por la tripulación con la recogida en el observatorio y corregida por la altitud.

1.6. Información sobre la aeronave

De acuerdo con el briefing prevuelo efectuado por la tripulación, la estimación del peso de la aeronave al despegue de Cuatro Vientos fue realizado de la siguiente forma:

— Peso en vacío de la aeronave:	850 lb
— Alumno:	165 lb
— Instructor:	190 lb
— Combustible para 2 h 15 min:	115 lb
Total	1.320 lb
— Peso máximo al despegue del helicóptero:	1.370 lb

Estimaron el tiempo de vuelo hasta la sierra en 30 minutos, la duración del vuelo de vuelta en 20 minutos y una reserva de 20 minutos, por lo que les quedaba un remanente de 1 h para maniobras. Suponiendo que llevaban 15 minutos gastados ya en el vuelo en montaña, su peso en el momento del evento, ya corregido por el consumo de combustible, era de 1.280 lb.

1.6.1. Cálculo de actuaciones

De acuerdo con los datos presión atmosférica de las 10:00 h en el observatorio de Navacerrada, situado a 1.890 m (6.200 ft) de altitud, la altitud de presión de este punto era de 5.840 ft. Extrapolando los datos al lugar del evento, situado a 6.950 ft de altitud, se tendría una altitud de presión en ese punto de 6.580 ft.

El manual de vuelo (MV) de la aeronave Robinson R-22 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. Introduciendo la masa del helicóptero en las gráficas correspondientes a un vuelo estacionario con y sin efecto suelo, se obtiene que el techo máximo al que se puede realizar dicha maniobra con una temperatura exterior de 10 °C es de 8.300 ft y 6.500 ft de altitud de presión, respectivamente.

Los límites de velocidad del rotor con potencia son un máximo de 104% y un mínimo de 97%. Por debajo del 97% aparece una alarma acústica y una luz ámbar en la visera del panel de instrumentos.

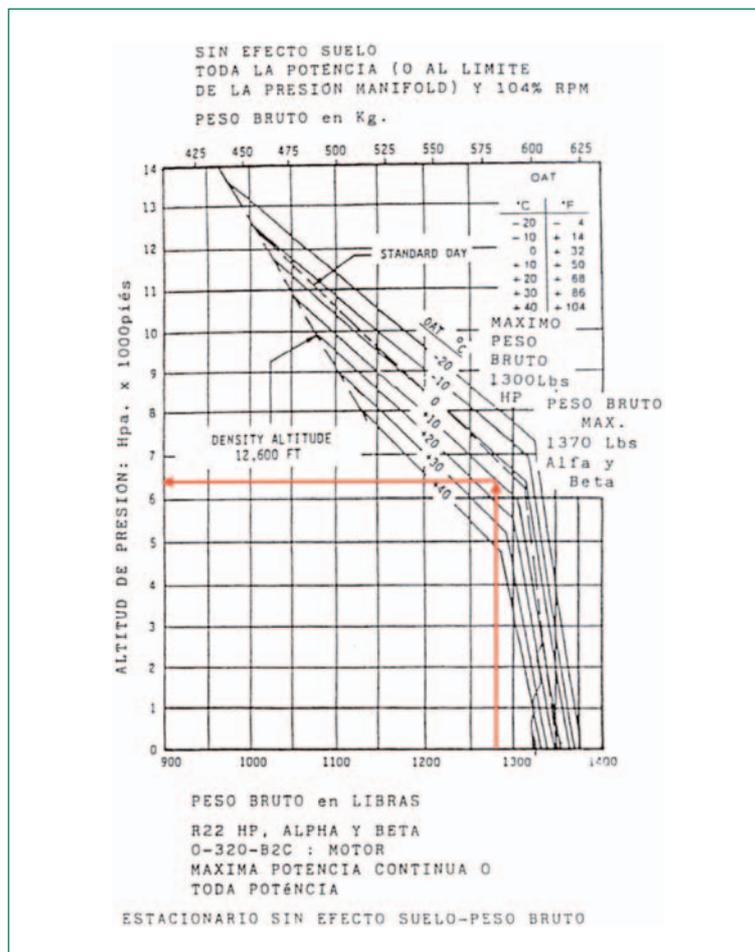


Figura 2. Tabla de actuaciones

Entre los procedimientos de despegue, «Sección 4 – Normal Procedures», se indica:

1. Chequear la carta de límite de presión de admisión para determinar la máxima presión de admisión (MAP) disponible.
2. Incrementar las rpm por encima del 80% y permitir al governor que establezca las rpm entre 102 y 104%. Subir colectivo suavemente hasta que el helicóptero esté ligero de esquís. Estabilizar la aeronave con el cíclico, entonces elevar la aeronave suavemente hasta estacionario.
3. Comprobar que las agujas estén en arco verde, bajar el morro y acelerar a la velocidad de ascenso siguiendo el perfil del diagrama H-V de la Sección 5. SI LAS RPM CAEN POR DEBAJO DE 102% BAJAR EL COLECTIVO.

1.7. Información de la escuela

Según se describe en el manual de maniobras de vuelo básico presentado por la escuela, el vuelo en montaña es tratado en un tema aparte de las maniobras de vuelo básico, por su dificultad y la diferencia de procedimiento con ellas. En él se desarrollan someramente las técnicas y procedimientos a emplear para el vuelo en montaña.

Los objetivos que se pretenden en la preparación y desarrollo de estas maniobras son la apreciación por parte del alumno de la influencia de los vientos en altura, del control de la velocidad del helicóptero y los cambios de las referencias visuales en las aproximaciones y despegues y el control de la potencia del helicóptero afectada por la altitud.

La realización práctica de las maniobras de vuelo en montaña, con la ejecución de aterrizajes y despegues en zonas montañosas, es programada en la escuela a altitudes geográficas superiores a los 2.000 m.

2. ANÁLISIS

El helicóptero Robinson R-22 es una aeronave ligera que se certificó de acuerdo con las normas estándar aplicables y ha demostrado a lo largo del tiempo su operatividad dentro de esa envolvente. No obstante, las características de su rotor principal, básicamente su escasa inercia, le hacen muy sensible a las disminuciones de rpm del rotor.

Por esta razón la caída de las vueltas del rotor principal es analizada extensamente en el MV para prevenir su ocurrencia. Entre las causas enumeradas como posibles factores desencadenantes se halla el operar a elevadas altitudes de densidad, mala coordinación de mandos, etc.

Una reducción de las rpm del 10% en el motor (104% = 2.652 rpm) significa una reducción del 10% en el rotor principal (104% = 530 rpm) y también una reducción del

10% en el rotor de cola (104% = 3.400 rpm), reduciendo el empuje de ambos rotores, aunque la mayor reducción de vueltas (340 vueltas frente a 53) y, por tanto, de empuje se produce en el de cola. En vuelo estacionario el rotor de cola está exigido en el máximo de sus actuaciones. Por ello una ligera pérdida de rpm (están asociadas las vueltas de ambos rotores ya que se alimentan de la potencia del mismo motor a través de la caja de transmisión principal) se notará antes en un giro del helicóptero a la derecha que en un descenso; es decir, se hace patente en las «performances» del rotor de cola antes que en las del rotor principal.

La actuación del piloto sobre los mandos del helicóptero R-22 requiere de un control sensible sobre los mismos, ya que tiene una respuesta muy alta en cabeceo y alabeo para pequeños cambios en los controles de vuelo. La reacción de la aeronave en general es muy rápida y la acción del mando de control es alta por pulgada de movimiento, haciendo que las oscilaciones y sobrecontroles en las tendencias inducidas por el piloto sean mucho más importantes que en otros helicópteros.

El ángulo de ataque de las palas del rotor principal a elevadas altitudes se encuentra próximo a los ángulos de entrada en pérdida, por lo que requiere unas correcciones de mayor precisión en los mandos del helicóptero. El alumno piloto, con idénticas actuaciones en los mandos a las que estaba acostumbrado en su base de entrenamiento, pudo inducir un movimiento de control más largo que el requerido, incrementando rápidamente el ángulo, de aceptable a excesivo, requiriendo a su vez una mayor potencia del motor. Ese incremento de potencia no estaba disponible en esa altitud de presión, ya que superaba los límites en la carta de actuaciones del MV para estacionario fuera de efecto suelo.



Figura 3. Vista general del helicóptero

El viento indicado por la tripulación de 15 kt y dirección noreste, así como el viento recogido en Navacerrada de 7 a 14 kt y dirección 350° están dentro de las limitaciones establecidas en el MV del R-22.

En el despegue del helicóptero, que se estaba realizando a 6.580 ft de altitud de presión, pudo darse la siguiente combinación de escenarios para que se produjese un descenso de las rpm del rotor principal, primero por debajo del 102% continuando hasta rebasar el 97% y como consecuencia de ello se inició el giro incontrolado a la derecha:

- Operación realizada en torno al techo del helicóptero para vuelo estacionario sin efecto suelo, y
- Actuación a los mandos del alumno piloto, sin experiencia en operaciones de montaña a elevada altitud.

En la documentación de la escuela relativa a las maniobras de vuelo básico se recuerda a los alumnos que en la cima de las montañas, el mando del control de gases estará casi todo el tiempo girado al máximo, por lo que las caídas de las rpm sólo podrán ser corregidas bajando el colectivo. Sin embargo, no se hace hincapié en que la primera reacción del piloto debe ser bajar el colectivo ante la caída de rpm sin importar cuál sea el origen de ésta.

El R-22, con dos personas a bordo y el depósito de combustible lleno, siempre realiza sus operaciones de vuelo rutinarias próximas a los límites del máximo peso al despegue de la operación del helicóptero. Por ello, el buscar el mayor equilibrio entre su masa al despegue y las altitudes facilitará disponer de mayor potencia requerida en los momentos necesarios.

Para el ejercicio de maniobras en montaña a altitudes geográficas menores de 2.000 m se dispondría de mayor margen de potencia del helicóptero en el caso de ser requerida y podría cubrir igualmente los objetivos de la formación de los pilotos: la influencia en el helicóptero de los vientos en altura, el control de la velocidad en los tramos de despegue y final del helicóptero, y las nuevas referencias sobre el horizonte en las aproximaciones a los pináculos y las laderas.

3. CONCLUSIONES

Se estima que el descontrol lateral del helicóptero y el posterior impacto de los patines con el terreno fue debido a un descenso de las rpm de los rotores no corregido inmediatamente por la tripulación bajando el colectivo.

Factores que han podido contribuir a este descenso de rpm han sido la poca experiencia de la tripulación en el manejo del helicóptero y, en mayor grado, la operación a elevada altitud sobre los límites de vuelo estacionario sin efecto suelo.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Martes, 15 de junio de 2004; 19:30 horas
Lugar	El Maíllo (Salamanca)

AERONAVE

Matrícula	EC-IOE
Tipo y modelo	AIR TRACTOR INC AT-802
Explotador	Faasa Aviación

Motores

Tipo y modelo	PRATT AND WHITNEY PT6A-67AG
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	27 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	1.700 horas
Horas de vuelo en el tipo	190 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	No aplicable

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos – Comercial – Lucha contra incend.
Fase del vuelo	Despegue – Recorrido de despegue

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

La aeronave estaba basada en la pista eventual de «El Maíllo» para dedicarse a tareas de lucha contra incendios. Al efectuar la carrera de despegue, la aeronave no alcanzó la velocidad suficiente para irse al aire y, tras efectuar un salto al final de la pista, cayó a unos 300 m del final de la misma, aproximadamente en la prolongación del eje.

1.2. Lesiones a personas

El piloto resultó ileso.

1.3. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave sufrió daños importantes en hélice y daños menores en tren de aterrizaje, plano derecho, parte inferior del fuselaje y empenaje horizontal.

1.4. Otros daños

No se produjeron daños a terceros dignos de mención.

1.5. Información sobre la tripulación

El piloto contaba con la licencia, habilitaciones necesarias y certificado médico en vigor para la realización del vuelo previsto.

1.6. Información sobre la aeronave

La aeronave contaba con un certificado de aeronavegabilidad renovado el 9 de junio de 2004 y válido hasta el 9 de junio de 2005. De la documentación consultada se desprende que era mantenida de acuerdo a su programa de mantenimiento autorizado.

1.7. Información meteorológica

La temperatura en superficie era de unos 25 °C y no había ráfagas de viento.

1.8. Información sobre el aeródromo

La pista tiene unos 800 m (2.600 ft) de longitud, con pendiente y es de tierra. La altitud a la que está situada es aproximadamente 1.000 m. La superficie estaba bacheada y presentaba vegetación natural de escasa entidad en su totalidad, aunque en mayor proporción en los bordes y extremos de la pista.

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

La aeronave quedó detenida a unos 300 m del final de la pista y en la prolongación del eje de la misma. Conservó su integridad estructural a excepción de la rueda de cola, que se desprendió y quedó a unos dos metros del lado derecho de la aeronave, y la pata principal derecha, que se plegó debajo del plano.

1.10. Supervivencia

El piloto pudo abandonar la aeronave sin ninguna incidencia adicional.

1.11. Ensayos e investigaciones

1.11.1. *Inspección de los restos de la aeronave*

La hélice presentaba un aspecto correspondiente a haber llegado al suelo con potencia aplicada. En la inspección efectuada al motor tras ser desmontado de la aeronave no se apreció nada anormal.

1.11.2. *Declaración del piloto*

Era la primera operación desde esta base en la presente campaña. En campañas anteriores había volado desde esta misma pista con la misma aeronave.

Estando de guardia el día 15 de junio de 2004 en la base de incendios de «El Maíllo», recibió un aviso a las 19:15 para acudir a un incendio en la localidad de Villarino (Salamanca).

Procedió a arrancar a las 19:20 h con la aeronave cargada con aproximadamente 600 galones de agua en el depósito contra incendio, tres cuartos de combustible en ambos depósitos (lo cual equivale en esta aeronave a algo más de 1.000 litros de combustible) y con el tanque de espumante vacío. Tras el arranque comprobó que todos los parámetros estaban dentro de sus límites normales.

Efectuó la maniobra en tierra desde el punto de carga para aprovechar más pista de la normalmente utilizada. Se alineó en pista con un viento de diez nudos de cara y una temperatura exterior de 25 °C. Para tener el viento de cara tuvo que escoger despegar en el sentido en el cual la pista es cuesta arriba. Según sus declaraciones, inició el despegue con valores correctos de par motor, paso de hélice adelante, un punto de flap, compensadores en posición de despegue, palanca de patín bloqueado y compuerta armada.

Mantuvo la palanca atrás hasta que la aeronave alcanzó una velocidad de unas 80 millas terrestres por hora. En ese momento movió la palanca hacia delante para levantar la cola y seguir acelerando la aeronave. Al realizar este movimiento, comprobó que la aeronave dejó de ganar velocidad y que la cola se caía pese a todos sus intentos de mover la palanca hacia delante. Consideró que el problema era debido a los baches de la pista y continuó la maniobra de despegue. Siguió recorriendo pista sin que la aeronave ganase velocidad. Valoró soltar la carga o abortar el despegue, pero no tenía velocidad suficiente para lo primero ni pista remanente para lo segundo, y además había una valla y un barranco a continuación de la pista.

Decidió continuar el despegue y consiguió librar la valla, y tras ello bajó el morro con la intención de ganar velocidad y aliviar la carga de agua. La aeronave continuó sin pasar de las 80 millas terrestres por hora y sin responder. Por lo anterior, decidió tomar en el terreno situado en la prolongación del eje de la pista y dispuso la aeronave para hacer una toma de patín y evitar que la aeronave capotara.

Cuando advirtió las primeras anomalías en el despegue, verificó los parámetros del motor y comprobó que presentaban valores correctos.

1.11.3. *Estimaciones de actuaciones*

Con las estimaciones de carga de la aeronave suministradas por el piloto se obtiene que el peso de la aeronave sería de unas 14.500 lb. Este peso es inferior al máximo autorizado para despegue para las condiciones de altura y temperatura de la pista (16.000 lb). El centro de gravedad estaría aproximadamente a 28 pulgadas detrás del datum, prácticamente en la mitad del rango de valores admisibles para el peso que se indicó anteriormente (ligeramente retrasado respecto a esa posición media).

De las tablas de actuaciones disponibles en el manual de vuelo de la aeronave se obtiene que la distancia de despegue hasta 50 ft es de unos 4.450 ft para unas condiciones de 12.500 lb de peso, 1.424 SHP de potencia, sin flaps, pista pavimentada y sin pendiente y sin viento. En este caso había un peso mayor, una potencia disponible menor (1.350 SHP según manual) y una pista de tierra con pendiente cuesta arriba, baches y vegetación, siendo todos ellos factores que reducen la aceleración de la aeronave, incrementan el tiempo que la misma necesita para alcanzar la velocidad necesaria para irse

al aire y, en consecuencia, aumentan la distancia de despegue en mayor o menor grado. El viento de cara es un factor que reduce la distancia y el uso de flaps, y aunque aumenta la distancia hasta 50 ft, reduce el recorrido en tierra.

Utilizando factores de corrección habitualmente aceptados para estas variaciones, se puede obtener una estimación de la longitud de pista necesaria. El resultado obtenido es que la longitud de pista disponible estaba muy ajustada para la operación que se pretendía realizar.

2. ANÁLISIS

De los datos disponibles, puede descartarse con casi total seguridad el fallo del motor o de algún otro elemento de la aeronave.

En las operaciones desde pistas poco preparadas, las tablas de actuaciones no son aplicables directamente y los factores de corrección aceptados han de considerarse como orientativos. Por ello, el peso de la aeronave queda a criterio del piloto, que decide en función de su experiencia en este tipo de operaciones. Además, por razones de la propia tarea a realizar, se trata de emplear casi siempre el máximo peso posible para cada situación.

Se puede comprobar cómo la práctica totalidad de los accidentes e incidentes del tipo que se trata en este informe se producen en el primer vuelo del día, de la campaña o cuando ha pasado un tiempo considerable desde la salida anterior y se ha producido algún cambio importante en alguno de los parámetros que influye en la operación (temperatura, viento, condiciones de la pista, etc.). En estos casos convendría ser más conservativo en el peso de la aeronave de lo que se estima en una primera apreciación.

En este caso se considera que la suma de factores que reducían la aceleración de la aeronave y, por tanto, incrementaban la longitud de pista necesaria, tuvo una influencia mayor que la estimada por el piloto pese a su experiencia en esta pista y en el tipo de aeronave.

3. CONCLUSIONES

Se considera que la causa más probable del incidente fue que la aeronave no alcanzó la velocidad necesaria para irse al aire en la distancia disponible para las condiciones de peso y medioambientales en las que operaba.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Lunes, 21 de junio de 2004; 09:30 horas
Lugar	Aeropuerto de Valencia (Valencia)

AERONAVE

Matrícula	EC-IVM
Tipo y modelo	AIR TRACTOR AT-802A-AMPHIBIAN
Explotador	Avialsa T-35, S. L.

Motores

Tipo y modelo	PRATT & WHITNEY CANADA INC., PT6-AG67
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	52 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	7.200 horas
Horas de vuelo en el tipo	1.400 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos – Comercial – Lucha contra incend.
Fase del vuelo	Aterrizaje – Recorrido de aterrizaje

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

La aeronave, un avión anfibia dedicado a la lucha contra incendios forestales, despegó del Aeródromo de Enguera (Valencia) en vuelo visual de traslado al Aeropuerto de Valencia. De acuerdo con la declaración del piloto, tomó tierra suavemente sobre las cuatro ruedas y, cuando rodaba a baja velocidad sobre la pista, notó fuertes vibraciones, llegando a detenerse el avión finalmente alineado con el eje de la pista.

Según manifestaciones de los testigos, el tren de aterrizaje se encontró semiplegado, con las cuatro ruedas apoyadas en el suelo. Se procedió a continuación a retirar el avión de la pista y posteriormente se levantó sobre gatos y se procedió a probar el funcionamiento del tren mediante la activación de la palanca correspondiente. El mecanismo funcionó correctamente y el tren quedó abajo y bloqueado, permitiendo el remolque del mismo sobre sus propias ruedas hasta el hangar de la compañía propietaria.

El piloto abandonó la aeronave por su propio pie.

1.2. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave sufrió escasos daños durante la toma, limitados al desgaste por rozamiento de las quillas reforzadas de los flotadores. Probablemente, durante el remolque, una vez fuera de la pista, se produjeron otros daños de mayor importancia relativa, como la rotura de un montante del conjunto de flotadores y la deformación otro montante y de varias chapas de recubrimiento.



Figura 1. Aeronave accidentada



Figura 2. Detalle de daños en los flotadores



Figuras 3 y 4. Montantes y detalle de la rotura del montante

1.3. Información sobre la tripulación

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

Información sobre el piloto		
Edad	52 años	
Nacionalidad	Española	
Licencia	Piloto comercial de avión (desde 25-02-1970)	
<i>Habilitación (validez)</i>	Monomotor terrestre pistón (hasta 24-04-2005)	
	Monomotor terrestre pistón anfibia (hasta 23-03-2006)	
	Air Tractor SET (hasta 10-01-2005)	
	Air Tractor SET anfibia (hasta 16-04-2006)	
	VRF-HJ	
<i>Experiencia</i>	Total	7.200 h
	En el tipo	1.400 h (19 h en modelo anfibia)
	Últimos 90 días	29:00 h
	Últimos 30 días	11:30 h
<i>Actividad</i>	Hora de comienzo actividad aérea	06:30 h UTC
	Descanso previo	12 h
<i>Certificado médico</i>	Tipo	Reconocimiento extensivo
	Fecha	08-01-2003

Se trataba de un piloto muy experto y con un historial profesional exento de incidentes o accidentes relevantes. Siempre había destacado por el pilotaje fino y seguro de los aviones, en especial en la lucha contra incendios forestales.

1.4. Información sobre la aeronave

El Air Tractor 802A-AMPHIBIAN es un modelo dotado de flotadores, lo que le permite amerizar y cargar agua en pantanos y lagos. Esta característica le hace muy eficaz en la lucha contra incendios. Para aterrizajes en tierra dispone de un tren retráctil con cuatro patas: dos delanteras, que se extienden desde la zona delantera de los flotadores, y dos principales, que se extienden desde el interior de los flotadores.

A continuación se detallan las características específicas de la aeronave:

Información general		
Matrícula	EC-IVM	
Fabricante	Air Tractor Inc.	
Modelo	Air Tractor AT 802A	
Número de serie	802A-0168	
Año de fabricación	2004	
Motor	Fabricante	Pratt & Whitney Canada
	Modelo	PT6A-67AG
	Número de serie	PCE-RD0082
Hélice	Marca	Hartzell
	Modelo	HC-B5MA-3D/M11276NS
Certificado de aeronavegabilidad	Clase	Restringido
	<i>Empleo</i>	Categoría: Trabajos aéreos
		Prestación: Normal. Aeronave idónea sólo para vuelo visual
		Modalidad: (A) tratamientos aéreos
	Número	5538
	Emisión	22-04-2004
	Validez	25-03-2005
Última renovación	26-03-2004	

Características técnicas		
<i>Dimensiones</i>	Envergadura	18,06 m
	Altura	4,94 m
	Longitud	10,97 m
<i>Limitaciones</i>	Peso máximo despegue	7.257 kg
	Tripulación mínima	1 piloto

Información de mantenimiento		
<i>Aeronave</i>	Horas	91:25 h
<i>Motor</i>	Horas	91:25 h
<i>Últimas inspecciones</i>	Aeronave y motor	Tipo inspección: A1 + A2 (25 h + 50 h)
		Horas avión: 76:10

1.5. Información meteorológica

La información facilitada por el Instituto Nacional de Meteorología correspondiente a las 07:30 UTC del día 21-06-2004 es la siguiente:

- Viento de dirección variable, velocidad 01 kt.
- Visibilidad 9 kilómetros.
- Cielo cubierto a 3.000 ft.
- Temperatura: 22 °C.
- Punto de rocío: 16 °C.
- QNH: 1.015 Mb.
- NOSIG (sin cambios significativos).

1.6. Información sobre los restos de la aeronave

El avión tomó con suavidad prácticamente en el eje de la pista 30 observándose dos huellas lineales, paralelas entre sí, que comenzaban a ser apreciables a unos 580 m del umbral de la pista 30. La separación entre ambas huellas era constante y de unos 4 m. Cada una de las huellas se encontraba a un lado de las señales de eje de pista.

Las huellas tenían una longitud de unos 372 m y correspondían a la carrera de aterrizaje.

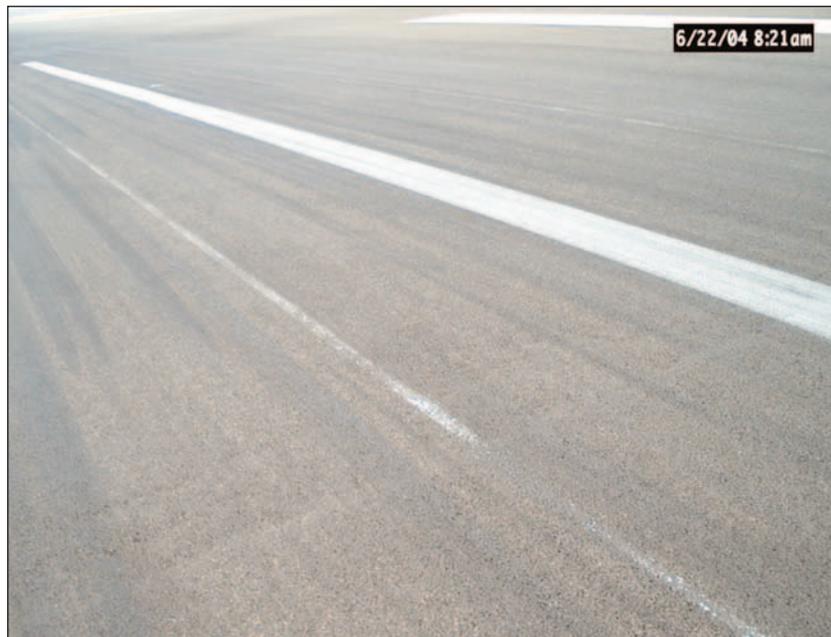


Figura 5. Huellas de la aeronave sobre la pista. Parte final



Figura 6. Huellas de la aeronave sobre la pista. Parte inicial

Las huellas en la pista se advierten como una película metálica producida por el roce de la chapa, sin que sobre la pista se observen otros daños. Las huellas son más tenues al principio y más marcadas al final, resaltando más la huella izquierda que la derecha y apreciándose antes la primera que la segunda (unos 2 a 5 m antes). Siguiendo con la huella izquierda de referencia por ser la más visible, muestra una anchura media de unos 3 cm y máxima de unos 10 cm al final de su recorrido, cuando el avión va casi parado.

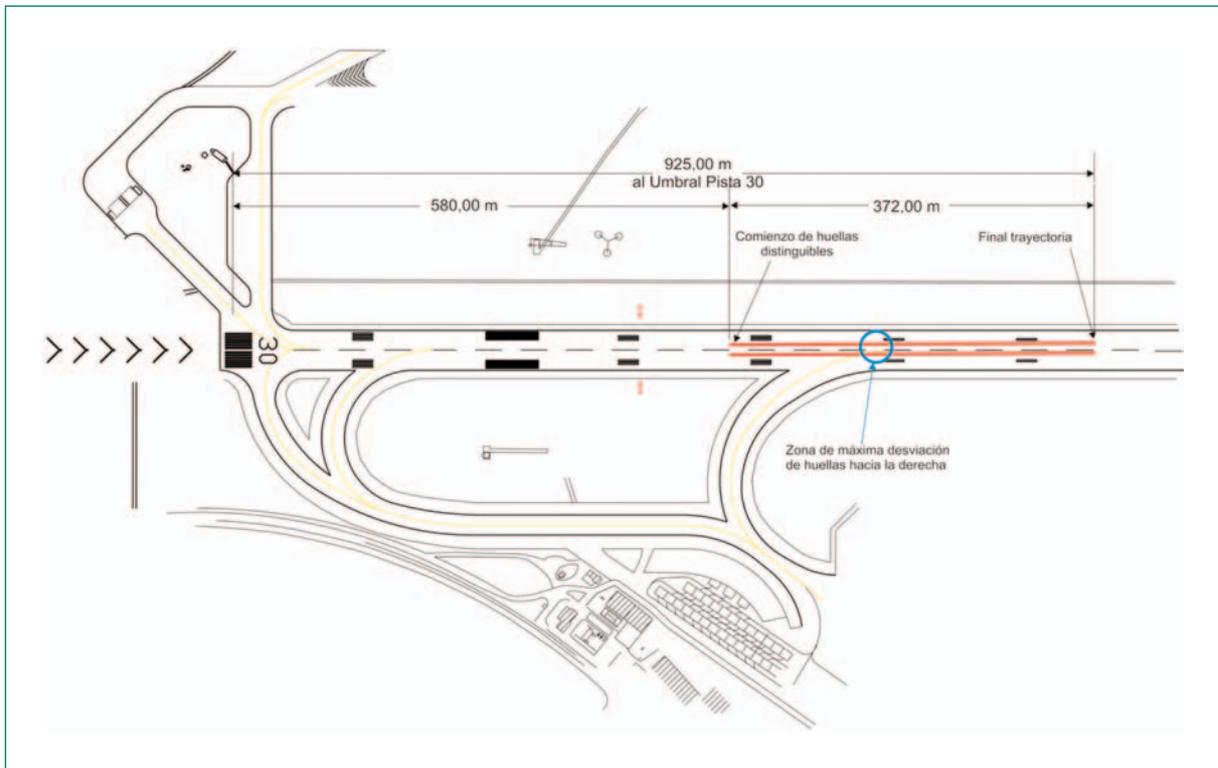


Figura 7. Trayectoria de la aeronave

Las huellas muestran una ligera desviación inicial hacia la derecha, que al final gira hacia la izquierda, de modo que, tomando como referencia la huella a la izquierda del eje de pista y siempre en el sentido de la pista 30, se observan las siguientes distancias de la huella izquierda al eje de pista (la huella derecha mantiene su paralelismo a la izquierda):

- Al comienzo de la huella, 130 cm; distancia mínima al eje.
- Hacia la mitad, la longitud de la huella, 60 cm (desvío a la derecha).
- Al final del recorrido, 190 cm (desvío a la izquierda).

1.7. Ensayos e investigaciones

Una vez el avión en el hangar de la compañía propietaria de la aeronave, se procedió a levantarlo sobre gatos y se efectuaron un total de siete ciclos completos del tren. El mecanismo es electrohidráulico, contando con dos bombas independientes que trabajan simultáneamente. Durante la prueba se alimentaron mediante un grupo externo de baterías conectado a la toma correspondiente del avión.

Se manipuló la palanca de control del sistema del modo normal en tres ocasiones y el funcionamiento fue correcto, encendiéndose y apagándose las luces de aviso de posición de acuerdo con lo previsto en el manual de vuelo.

A continuación se realizaron cuatro ciclos interrumpidos colocando la palanca en posiciones intermedias. Sólo cuando la palanca se encontraba en su posición correcta se consiguieron completar los ciclos. Las luces funcionaron en todos los casos acordes con la situación real del tren y lo previsto en el manual de vuelo.

Según el manual de vuelo, el tiempo de tránsito del tren es de 35 segundos. Durante las pruebas, con el grupo externo de baterías conectado, se registraron de 36 a 41 segundos.

También se observó que había que realizar un esfuerzo considerable para mover la palanca de accionamiento del tren, por lo que no cabe suponer que se pueda actuar inadvertidamente.

Se desmontaron los registros correspondientes y se encontró que el mecanismo del tren estaba íntegro y los sensores de posición de las cuatro ruedas en su posición correcta.

No se encontró evidencia alguna de fallo del sistema.

Por otra parte, el mecanismo de actuación de cada una de las cuatro patas es hidráulico e independiente, al igual que su mecanismo de bloqueo. El fallo de una pata no lleva consigo el fallo de las demás.

1.8. Información adicional

El tren de aterrizaje tiene un mecanismo de actuación mediante el cual dos bombas hidráulicas, accionadas eléctricamente, proveen la presión necesaria para activar cuatro actuadores independientes en cada una de las cuatro patas. Ocho sensores de proximidad, dos por cada actuador de la pata correspondiente, señalizan la posición arriba o abajo del tren mediante cuatro luces azules o cuatro verdes, respectivamente. Cada una de las luces tiene un circuito eléctrico independiente.

El orden de plegado y desplegado de las patas es aleatorio. La capacidad de líquido de los actuadores es alta, por lo que necesita 35 segundos en condiciones normales para hacer un tránsito completo del tren.

Existe un sistema adicional y complementario de aviso sobre la posición del tren de aterrizaje denominado «Amphibian Landing Gear Position Advisory System» dotado de un «Air Data Computer» que, por debajo de una velocidad de umbral, emite mensajes acústicos, normalmente a través de la caja de audio de los auriculares del piloto. Los mensajes son los siguientes:

- GEAR IS UP FOR WATER LANDING (repetido cada 3,5 seg).
- GEAR IS DOWN FOR RUNWAY LANDING (repetido cada 3,5 seg).
- CHECK GEAR... CHECK GEAR... (continuo con tren en tránsito).



Figura 8. Indicación de tren en cabina

Este sistema provee al piloto de una advertencia adicional a las luces descritas para confirmar que ha adoptado la decisión correcta.

El citado sistema no se encontraba en funcionamiento en el momento del incidente.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

Habitualmente, los aviones utilizados en las campañas contra incendios son de tren fijo. El primer avión recientemente incorporado a la flota de la compañía con tren retráctil es el que sufrió el incidente.

Siendo un avión anfibia, el piloto debe seleccionar tren arriba si toma sobre agua o tren abajo si lo hace sobre tierra. Cuenta con un aviso, aparte de la posición de la palanca, de las cuatro luces verdes (tren abajo) para tierra o las cuatro luces azules (tren arriba) para agua, reservando las luces rojas para el funcionamiento de las bombas (tránsito).

En condiciones de alta luminosidad puede resultar complejo distinguir si una luz en cabina está o no iluminada. Si, además, se está esperando ver la luz encendida, los sentidos pueden llevar a creer que lo está aunque realmente no sea así.

Además, no se encontraba en funcionamiento el sistema de aviso sonoro «Amphibian Landing Gear Position Advisory System», por lo que no pudo contar con su ayuda.

Como se ha comprobado durante las pruebas que se realizaron con posterioridad al incidente, el tiempo de extensión del tren es prolongado comparado con otras aeronaves; por tanto, la operación de esta aeronave exige una especial concentración y anticipación del piloto durante las maniobras de aproximación y aterrizaje.

Según la información obtenida, el piloto tenía una extensa experiencia. En su largo historial profesional, en campañas contra incendios, no se registraron accidentes o incidentes relevantes. Su habilidad en el manejo de los distintos tipos de aviones en toda clase de tratamientos agroforestales estaba demostrada.

El aterrizaje fue suave y alineado con el eje de la pista, lo que se deduce tanto de la declaración del piloto como de las huellas observadas y el estado del avión.

Las huellas de la pista y la propia secuencia del incidente confirman que en el momento de la toma no había ninguna de las cuatro patas en posición abajo y bloqueada.

Dado el mecanismo hidráulico independiente de cada una de las patas, resulta muy improbable que se desbloquearan y plegaran simultáneamente durante la toma, incluso si se hubiera actuado sobre la palanca de control del tren hacia su posición arriba.

No se han encontrado indicios de que un fallo del tren hubiera podido provocar la retracción de las cuatro patas durante la toma de tierra y es improbable que se produjera una actuación inadvertida sobre la palanca de tren.

Por todo lo anterior, la causa probable del incidente se considera que fue que el tren de aterrizaje se encontraba en tránsito de completar su despliegue en el momento de la toma, por lo que se realizó la misma sobre los flotadores.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Martes, 13 de julio de 2004; 08:30 horas
Lugar	Pista Zabala, término mun. de Isla Mayor (Sevilla)

AERONAVE

Matrícula	EC-CQU
Tipo y modelo	PIPER PA-36-375
Explotador	Agricolair, S. L.

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING IO-720-D1C
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	34 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	2.000 horas
Horas de vuelo en el tipo	400 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	No aplicable

DATOS DEL VUELO

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

La aeronave había llegado esa misma mañana desde otra pista para proceder a realizar tareas de dispersión de insecticida. En la carrera de despegue, la aeronave no pudo irse al aire y se salió por el final de la misma, impactando contra un canal de riego que había en la prolongación del eje de la pista.

1.2. Lesiones a personas

El piloto resultó ileso.

1.3. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave sufrió daños importantes en prácticamente todos sus componentes.

1.4. Otros daños

No se produjeron daños a terceros dignos de mención.

1.5. Información sobre la tripulación

El piloto contaba con la licencia y habilitación necesarias para la realización del vuelo previsto. El reconocimiento médico estaba en vigor en el momento del accidente.

1.6. Información sobre la aeronave

La aeronave contaba con un certificado de aeronavegabilidad renovado el día 25 de marzo de 2004 y válido hasta el día 25 de marzo de 2005.

1.7. Información meteorológica

La temperatura ambiente era de unos 23 °C.

1.8. Información sobre el aeródromo

La pista eventual desde la que operaba es de tierra, está situada entre arrozales y tiene aproximadamente 650 m de longitud.

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

La aeronave quedó en una posición situada en la prolongación del eje de la pista, con las patas del tren principal en un canal de riego de aproximadamente un metro de profundidad. Los restos de la aeronave conservaban la integridad estructural, a excepción del motor, el cual, junto con la bancada, se desprendió y quedó debajo de los restos principales.

1.10. Supervivencia

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

1.11. Ensayos e investigaciones

1.11.1. Declaración del piloto

Era la primera operación del día y había llegado desde otra pista esa misma mañana, aunque llevaba todo el mes operando desde este campo eventual.

Habitualmente le sobraban de 50 a 100 m de pista y el día del accidente incluso habían retrasado la zona de carga unos 30 m para disponer de más carrera de despegue.

La aeronave estaba cargada con aproximadamente 700 litros de carga líquida (insecticida) y unos 25 galones de combustible en cada tanque.

La prueba de motor resultó correcta y no apreció ningún problema en el comportamiento del mismo durante todo el desarrollo del despegue. Asimismo, tampoco observó ningún comportamiento anómalo de la aeronave.

Tras una carrera de despegue normal, se fue al aire y un momento después la aeronave bajó y volvió a posarse en tierra. No notó que la velocidad indicada bajase durante los breves instantes que estuvo en el aire. Soltó la carga en emergencia en cuanto notó que no subía, pero la aeronave continuó descendiendo hasta el terreno. Se posó al final de la pista y, como a continuación había una zona con hierba y arbustos, no pudo aumentar la velocidad para volver al aire. Tras recorrer unos metros en tierra fuera de la pista, cayó a un canal de riego que había a continuación.

Considera que fue una ráfaga de viento en cola la que le impidió alcanzar la velocidad necesaria para irse al aire.

1.11.3. *Estimación de actuaciones*

Con las estimaciones de carga disponibles, la aeronave operaba con un peso de unas 4.600 lb (inferior al máximo autorizado de 4.800 lb), mientras que el centro de gravedad estaba situado aproximadamente a 141 pulgadas (prácticamente en la mitad del rango de variación admisible para un peso de 4.600 lb).

De las gráficas de actuaciones de la aeronave se obtiene que hubiera necesitado aproximadamente 1.500 ft de recorrido en tierra (la longitud disponible era de unos 2.100 ft). De las mismas gráficas se obtiene que una ráfaga de viento de unos 12 kt pudiera ocasionar los efectos descritos en la aeronave.

2. ANÁLISIS

Con las estimaciones de carga de la aeronave efectuadas en el párrafo anterior, la hipótesis de una racha de viento no parece suficiente, pues la situación meteorológica general no era propicia para la aparición de ráfagas de la intensidad indicada anteriormente, y aunque en una pista rodeada de arrozales pueden presentarse fenómenos convectivos locales capaces de generar rachas de viento, no parece probable que se generen de esa intensidad.

Si la aeronave hubiera operado con un peso superior en 100 lb al estimado, bastaría una ráfaga de unos 4 kt para que se produjeran los efectos descritos en la aeronave. Finalmente, con un peso superior en 200 lb al estimado (o sea con el máximo autorizado de 4.800 lb) la pista disponible no hubiera sido suficiente en ninguna circunstancia.

Conviene reseñar que el accidente se produjo a las 06:30 UTC del 13 de julio (un mes muy caluroso), aproximadamente la hora a la que se produce la temperatura mínima del día. Sin embargo, el aire en contacto con el arrozal habría mantenido la temperatura del arrozal, la cual sería muy probablemente superior a la del aire situado unos metros por encima del mismo. Esta situación provocaría ascensiones pequeñas y muy localizadas pero de gran intensidad con la consiguiente aparición de ráfagas de viento en los alrededores.

3. CONCLUSIÓN

Se considera que la causa más probable del accidente fue que la aeronave operaba con un peso muy cercano al máximo permisible para las circunstancias de la operación, por lo que una pequeña variación puntual en las condiciones ambientales pudo penalizar las prestaciones de la aeronave impidiendo que se alcanzara realmente la velocidad necesaria para irse al aire.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Viernes, 30 de julio de 2004; 15:30 horas
Lugar	Término municipal de Abades (Segovia)

AERONAVE

Matrícula	EC-EKP
Tipo y modelo	GROB FLUGZEUGBAU G-102 ASTIR CS
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	No aplicable
Número	No lleva

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	54 años
Licencia	Piloto de planeador
Total horas de vuelo	300 horas
Horas de vuelo en el tipo	100 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Destruida
Otros daños	No aplicable

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado
Fase del vuelo	En ruta – Ascenso

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

La aeronave despegó del aeródromo de Fuentemilanos a las 15:12¹ hora local para realizar un vuelo de distancia por la zona. Cuando se encontraba a unos 1.800 m de altura sobre el aeródromo, la aeronave sufrió el impacto de un buitre que afectó a la capacidad de vuelo de la aeronave. El piloto saltó en paracaídas y la aeronave impactó contra el terreno. El choque con el suelo destruyó por completo el avión. El piloto resultó ileso.

1.2. Información sobre la tripulación

El piloto se encontraba en posesión de una licencia de piloto de planeador en vigor y había pasado el reconocimiento médico de clase 2 el día 15 de junio de 2004, siendo válido hasta el día 25 de junio de 2005.

1.3. Información sobre la aeronave

La aeronave contaba con un certificado de aeronavegabilidad renovado por última vez el día 11 de noviembre de 2003 y válido hasta el día 11 de noviembre de 2004.

1.4. Información meteorológica

Visibilidad mayor de 10.000 m, 2/8 de cúmulos a 10.000 ft, viento de menos de 10 m/s y sin ráfagas con una temperatura en superficie de 33 °C.

1.5. Supervivencia

El piloto saltó en paracaídas a unos 1.400 m de altura sobre el terreno. El desprendimiento de la cúpula y el despliegue del paracaídas se desarrollaron sin problemas.

1.6. Ensayos e investigaciones

1.6.1. Declaración del piloto

La aeronave despegó remolcada y se efectuó el desenganche a 500 m sobre el aeródromo. Comenzó el ascenso en térmica y cuando estaba a unos 1.000 m de altura, un

¹ Para obtener la hora UTC hay que restar dos horas a la hora local.

grupo de buitres se incorporó a la térmica, siendo esto un fenómeno muy habitual en esta zona. Cuando se encontraba a unos 1.850 m sobre el terreno, uno de los buitres impactó contra el estabilizador horizontal de la aeronave. A consecuencia de ello, el piloto se encontró con problemas para poder controlar el avión, por lo que transcurridos unos 35 segundos desde el impacto, decidió abandonar la aeronave. La apertura de la cabina y el salto lo realizó a unos 1.400 m sobre el terreno y llegó al suelo sin más incidencias.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

La aeronave ascendió unos 850 m en compañía del grupo de buitres. Se puede estimar que el tiempo empleado en esta maniobra fue del orden de unos 10 minutos. Se considera que el hecho de volar durante tanto tiempo manteniéndose próximo al grupo de buitres representó un riesgo cierto de colisión y la imposibilidad de mantener el vuelo tras el choque por los daños producidos en la aeronave como consecuencia del elevado peso que alcanzan estos animales.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Martes, 3 de agosto de 2004; 17:52 horas
Lugar	Aeródromo de Fuentemilanos (Segovia)

AERONAVE

Matrícula	EC-HBD
Tipo y modelo	ALEXANDER SCHLEICHER ASW-19B
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	No aplicable
Número	No lleva

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	67 años
Licencia	Piloto de planeador
Total horas de vuelo	3.000 horas
Horas de vuelo en el tipo	500 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

La aeronave despegó del Aeródromo de Fuentemilanos para efectuar un vuelo local. Durante la realización de la maniobra de aterrizaje la aeronave efectuó una toma dura con el tren de aterrizaje plegado.

1.2. Lesiones a personas

El piloto sufrió cortes en la mano izquierda y lesiones en la espalda. A causa de ello estuvo ingresado en el Hospital General de Segovia para observación. Fue dado de alta en aproximadamente 24 h.

1.3. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave sufrió daños menores en la parte inferior del fuselaje y en la rueda de cola, así como raspaduras en el plano izquierdo.

1.4. Información sobre la aeronave

El piloto estaba en posesión de una licencia de piloto comercial de planeadores expedida en Estados Unidos de Norteamérica y que había sido validada por la Dirección General de Aviación Civil. Esta validación le autorizaba para actuar como piloto privado de planeadores con matrícula española hasta el día 15 de abril de 2005. Había pasado el reconocimiento médico de clase 2 el día 14 de abril de 2004, por lo que estaba en vigor en el momento del incidente.

1.5. Información sobre la aeronave

La aeronave contaba con un certificado de aeronavegabilidad renovado el día 5 de mayo de 2004 y válido por un año.

1.6. Información meteorológica

En el momento del incidente el viento era de 8 kt del noroeste sin ráfagas. La visibilidad era mayor de 10.000 m, había nubes a 8.000 ft y la temperatura en el aeródromo era de 28 °C.

1.7. Comunicaciones

La aeronave mantuvo comunicación con la radio de pista momentos antes del incidente.

1.8. Ensayos e investigaciones

1.8.1. *Declaraciones de piloto y testigos*

Según las manifestaciones del piloto, la aeronave efectuó la aproximación al Aeródromo de Fuentemilanos disponiendo de información de pista en servicio (era la 34 en ese momento) y de viento (era de 8 kt del noroeste).

En el tramo final de la aproximación el piloto dijo actuar sobre la palanca de tren creyendo que era la de los aerofrenos. Ya sobre la pista y efectuando la recogida, se observó desde el exterior que la aeronave tenía una velocidad excesiva y estaba con los aerofrenos guardados. En comunicación radio desde la pista se informó al piloto inmediatamente de la situación en la que estaba. Tras recibir esta información, el piloto procedió a extender los aerofrenos. Después intentó actuar sobre las palancas de tren y aerofrenos a la vez y con la misma mano. Después de la comunicación radio que se ha comentado antes, la aeronave describió una trayectoria caracterizada por oscilaciones en la actitud, terminando con un aterrizaje duro sin tren.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

Del análisis de los datos anteriores se desprende que la causa más probable del incidente fue el manejo erróneo de los mandos de tren y aerofrenos durante la fase final de la aproximación y aterrizaje. La actuación que el piloto hizo en los últimos momentos sobre las dos palancas fue probablemente la causa de que descuidara el control de la aeronave y ésta efectuara un aproximación final poco estable, con oscilaciones a lo largo de la trayectoria y que se realizara el aterrizaje sin llegar a completar el despliegue del tren.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Domingo, 5 de septiembre de 2004
Lugar	Costa de Ibiza (Baleares)

AERONAVE

Matrícula	EC-DRC
Tipo y modelo	MORANE SAULNIER MS-893-E
Explotador	Iberfly, S. L.

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-360-A3A
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	25 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	1.450 horas
Horas de vuelo en el tipo	800 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 – Comercial – Trabajos aéreos
Fase del vuelo	Maniobrando – Vuelo a baja altitud

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El piloto llegó al Aeropuerto de Ibiza con la intención de realizar un vuelo de publicidad aérea en la costa Oeste de la isla.

Antes de iniciar el vuelo, repostó combustible y llevó a cabo las comprobaciones pertinentes, en las que verificó que todo se encontraba en condiciones normales.

Despegó y a continuación se dirigió hacia la localidad de San Rafael, que está situada en la zona central de la isla, donde recogió el cartel publicitario. Seguidamente puso rumbo a la costa oeste y, una vez que alcanzó el mar, continuó volando hacia el sur, siguiendo la línea de costa.

A la altura de Cala Bassa se produjo la parada del motor. El piloto llevó a cabo el procedimiento de arranque en vuelo del motor, sin conseguir que éste volviera a ponerse en marcha. Como la zona de costa en la que se encontraba no ofrecía lugares en los que llevar a cabo un aterrizaje de emergencia, optó por amerizar, lo que llevó a cabo satisfactoriamente.

Después de ello, el piloto salió de la cabina y fue rescatado por una embarcación que se encontraba en las proximidades, produciéndose el hundimiento de la aeronave pocos minutos después.

1.2. Lesiones a personas

El único ocupante de la aeronave resultó ileso y pudo abandonarla por sus propios medios.

1.3. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave se hundió en el mar quedando sumergida a una profundidad de 40 m. El propietario de la misma descartó su reflotación a la vista de los elevados costes de esta operación, frente al valor de la aeronave.

1.4. Información sobre la tripulación

El piloto disponía de una licencia de piloto comercial de avión y habilitaciones para monomotores y multimotores terrestres, vuelo instrumental e instructor de vuelo. Su experiencia alcanzaba un total de unas 1.450 h, de las cuales alrededor de 800 h las había hecho en el tipo de aeronave que sufrió el accidente.

1.5. Información sobre la aeronave

1.5.1. Datos técnicos

Modelo:	Morane Saulnier MS-893-E
Número de serie:	13128
Año de fabricación:	1981
Horas totales de la aeronave:	2.165:30
Motor:	Lycoming O-360-A3A
Número de serie:	RL-27899-36A
Hélice:	Hartzell HC-C2YK-1BF/F7666A-2

1.5.2. Información sobre el mantenimiento

La última revisión general de la aeronave se había realizado el 22 de mayo de 2004, contando entonces ésta con 2.075:20 h.

Posteriormente, la aeronave fue sometida a una revisión de 50 h en agosto de 2004, a las 2.125:15 h.

En el momento en que ocurrió el accidente, la aeronave tenía 2.165:30 h, quedando por tanto 9:30 h para la próxima revisión.

1.7. Declaración del piloto

En su declaración el piloto manifestó que antes de iniciar el vuelo repostó la aeronave con 140 litros de combustible. Luego despegó y voló hasta San Rafael para recoger el cartel y luego hacia San Antonio, desarrollándose el vuelo hasta ese momento con normalidad.

Continuó indicando que cuando llevaba cerca de 30 minutos de vuelo cambió el depósito del que se abastecía el motor, pasando del izquierdo al derecho, y que algo menos de 1 minuto después se produjo una pérdida de potencia del motor, y seguidamente su parada.

Con respecto al cambio de depósito, el piloto manifestó que el manual de vuelo de esta aeronave indica que ha de hacerse cada 30 minutos de vuelo, con el fin de evitar desequilibrios, para lo cual debe seguirse el siguiente procedimiento:

- Conectar la bomba eléctrica de combustible.
- Cambiar la posición de la válvula selectora de combustible.

- Verificar la presión de combustible.
- Transcurrido 1 minuto, quitar la bomba eléctrica de combustible.

El piloto dijo que siguió este procedimiento y que no observó en ningún momento anomalía alguna.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

Los motores del tipo del que llevaba instalado la aeronave están en uso en aviación desde hace bastantes años, habiendo demostrado durante todo ese tiempo tener un alto grado de fiabilidad. Asimismo, la investigación de los eventos en los que se ha producido la parada del motor en vuelo, ha puesto de manifiesto que la mayor parte de éstas no han sido causadas por fallos del motor, sino por manejos inadecuados.

En el presente accidente, la parada del motor tuvo lugar poco tiempo después de que el piloto cambiase el tanque del que se abastecía el motor. Ello lleva a pensar que dicha parada, posiblemente, estuvo originada por la interrupción del flujo de combustible.

No obstante, al no haberse recuperado la aeronave, no ha sido posible determinar cuál fue la causa real de la parada del motor.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 4 de septiembre de 2004; 18:05 horas
Lugar	Aeródromo de Morante (Badajoz)

AERONAVE

Matrícula	EC-HHX
Tipo y modelo	CESSNA 172 RG
Explotador	American Flyers

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-260-F1A6
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	24 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	570 horas
Horas de vuelo en el tipo	101:2 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	Aterrizaje

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El día 4 de septiembre, a las 19:50 hora local, la aeronave de matrícula EC-HHX inició el despegue del Aeropuerto de Talavera la Real con el fin de realizar un vuelo de instrucción por la zona de Badajoz. A bordo iban un alumno y el piloto instructor como piloto al mando.

Cuando habían transcurrido alrededor de quince minutos del vuelo, el instructor observó indicaciones anómalas que reflejaban baja presión de aceite y alta temperatura de motor, acompañadas de una discontinuidad del sonido normal de éste. Dado que se encontraban en las proximidades del Aeródromo de Morante, señalado como alternativo en el plan de vuelo, decidió tomar el control del avión y aterrizar para evitar cualquier posibilidad de incidente posterior.

Realizaron las listas «Before Descent» y «Approach» y, según el piloto instructor, solicitó al alumno la realización de la lista de «Final». Con el instructor a los mandos se realizó la recogida, advirtiendo que el tren no estaba abajo y bloqueado al impactar el fuselaje contra el suelo. Ya en esta situación lo que hizo fue intentar que los planos y el morro no tocaran la pista. Pudo conseguirlo deflectando los mandos de vuelo hasta que finalmente el avión perdió velocidad, y morro y hélice entraron en contacto con el terreno. En ese momento la aeronave realizó un pequeño giro a la derecha y se paró. Procedieron entonces, según dijo el piloto al final de su declaración, a asegurar la cabina y a abandonar posteriormente el avión.

La aeronave sufrió daños importantes que se localizaron en la parte inferior del fuselaje, hélice y motor.

1.2. Información sobre la tripulación

El piloto instructor disponía de una licencia de piloto comercial de avión, y su experiencia alcanzaba las 570 h, de las cuales 101:20 las había realizado en el tipo de aeronave que sufrió el accidente. El cómputo de horas voladas con anterioridad al incidente era de: 81:20 h en los 90 días anteriores, 18:70 h en los 30 días anteriores y 5:90 h en las últimas 24 h. El descanso previo al vuelo fue de 13:20 h.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

Dada la secuencia de los acontecimientos, todo parece indicar que la toma sin tren de aterrizaje se produjo por no haber sido accionado éste por la tripulación durante la ejecución de los procedimientos previos al aterrizaje (lista de comprobación «Final»).

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Miércoles, 10 de noviembre de 2004; 15:40 horas
Lugar	Aeropuerto de Cuatro Vientos (Madrid)

AERONAVE

Matrícula	EC-GAU
Tipo y modelo	ROBINSON R-22
Explotador	Aérea

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-320-B2C
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	35 años
Licencia	Piloto comercial de helicóptero
Total horas de vuelo	2.950 horas
Horas de vuelo en el tipo	1.200 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 – Circuito de tránsito

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

La aeronave estaba finalizando un vuelo de instrucción y solicitó autorización a la torre de control del Aeropuerto de Cuatro Vientos para aterrizar en la pista 28. En el tramo de viento en cola la tripulación sintió cómo cambió el sonido del motor al tiempo que se producía una ligera guiñada hacia el lado derecho. El instructor tomó los mandos del helicóptero y bajó el colectivo al tiempo que comprobaba el panel de instrumentos. Momentáneamente, el motor, al ganar vueltas el rotor principal, pareció volver a funcionar, pero se detuvo definitivamente. En esta situación, el instructor realizó una autorrotación virando hacia la derecha de la trayectoria que llevaba para buscar un lugar óptimo para el aterrizaje. Finalmente, durante la toma, que se efectuó con una recogida («flare») pronunciada y casi sin velocidad de avance, el helicóptero resultó dañado en los patines y en el cono de cola, que resultó seccionado por las palas del rotor principal.

Una vez detenido el rotor, la tripulación evacuó la aeronave.

1.2. Lesiones a personas

Los dos ocupantes que formaban la tripulación resultaron ilesos.

1.3. Daños sufridos por la aeronave

El helicóptero resultó bastante dañado debido a la fuerza vertical de la caída, absorbida por los esquís, que se deformaron, y la cola fue seccionada por las palas. La cabina conservó su integridad estructural.

1.4. Información sobre la tripulación

El alumno llevaba realizadas 120 h de vuelo. El instructor tenía 2.950 h totales de vuelo.

1.5. Información sobre la aeronave

El último mantenimiento se realizó en agosto de 2004 en una revisión de 100 h e, igualmente, una semana antes de la entrega del helicóptero al explotador se hizo un chequeo de los principales sistemas de la aeronave.



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

La aeronave aterrizó muy próxima a una valla de un cierre perimetral. Los daños principales se localizaron en los patines de aterrizaje, el cono de cola y el rotor principal.

Los patines sufrieron el impacto del aterrizaje, que hizo que se abrieran, principalmente el derecho.

El cono de cola fue seccionado por las palas del rotor principal. En la superficie del cono se notaban hasta tres impactos de las palas, en el intradós de las cuales a su vez se apreciaba el contacto con la pintura roja de los colores del helicóptero. Además, una de las palas destacaba por tener varios pliegues a lo largo de su envergadura, uno de ellos por flexión, debido a su longitud, y otros por contacto con el cono de cola.

El habitáculo de los tripulantes no se vio afectado por el aterrizaje y evitó que se produjeran heridas.

1.7. Supervivencia

Como se ha indicado anteriormente la aeronave sufrió un fuerte impacto prácticamente vertical. La tripulación no se vio afectada por el citado impacto ni por la flexión de las palas del rotor principal.

Las puertas, al no quedar bloqueadas, facilitaron la evacuación de la aeronave. La tripulación tuvo la precaución de esperar la parada del rotor y, tras desconectar el sistema eléctrico, evacuó el helicóptero.

1.8. Ensayos e investigaciones

1.8.1. *Trayectoria de la aeronave*

La aeronave se encontraba en el tramo de viento en cola del circuito. Cuando sucedió la parada del motor, desvió su trayectoria hacia la derecha, a un terreno más propicio, donde aterrizó tras hacer una maniobra de autorrotación y ejecutar un «flare» sin rodar bastante fuerte ya que la pared de un cercado estaba muy próxima a ella.

El piloto explicó que la altura sobre el suelo era baja en el momento del suceso, en torno a 500 ft, y a pesar de colocarse con viento en cola, era el terreno más propicio para la autorrotación, ya que al lado izquierdo de la trayectoria se encontraban varios tendidos eléctricos.

La recogida fue fuerte ante la proximidad de una valla y ocasionó que las palas alcanzasen la cola del helicóptero, que se desprendió totalmente.

1.8.2. *Inspección de los restos de la aeronave*

Recuperada la aeronave, se procedió en un primer lugar al examen del sistema de combustible. Este sistema tiene esencialmente dos formas de alerta de su nivel: el primero es una luz de color rojo situada en el tablero que indica que el nivel está bajo («fuel low»). Este testigo se acciona cuando se alcanza un nivel tan bajo que un sensor situado en el fondo del depósito de combustible cierra el circuito eléctrico haciendo que se encienda la misma luz de test que se ilumina cuando se realiza el chequeo prevuelo.

El segundo indicador es independiente del sistema anterior y está formado por un aforador que da indicación en el tablero de mando del nivel de combustible. En este caso indicaba vacío.

Se procedió a abrir el depósito de combustible y únicamente se encontró parte del combustible no utilizable.

Cuando se abrió la cubierta superior del helicóptero, junto al rotor principal, se advirtió que el cable que transmite la señal hasta el testigo luminoso de «fuel low» estaba desconectado en un punto del circuito, con lo que la señal luminosa de «fuel low» no podía aparecer en el cuadro de mando.

1.8.3. Declaración del instructor

El instructor manifestó que después de hacer un vuelo de más de una hora de duración, quedaba todavía un espacio de tiempo hasta el ocaso y cierre del aeródromo, por lo que prolongaron el tiempo de vuelo en el entorno cercano. Cuando el helicóptero comenzó a fallar, sintió una guiñada hacia el lado derecho, compensó la aeronave e inició el procedimiento de emergencia. Bajó el colectivo y chequeó el combustible, advirtiendo que todo era correcto.

Posado sobre el terreno, cortó combustible, batería y comunicó a su compañía el suceso.

1.8.4. Consideraciones sobre los vuelos realizados y los repostajes

El día 10 de noviembre, la aeronave realizó tres vuelos con el mismo instructor. En la mañana dos, con una duración de 1:55 h y 1:50 h. Por la tarde otro que despegó a las 15:28 h, y aterrizó a las 17:10 h. Después, y para aprovechar la luz antes del ocaso, se completó otro vuelo más de 13 minutos que finalizó a las 17:50 h cuando ocurrió el accidente. El tiempo total fue de 1:55 h. Los diferentes vuelos se resumen en el siguiente cuadro en el que también se incluyen los repostajes realizados:

Hora repostaje	Cantidad de combustible	Hora de despegue	Hora de aterrizaje	Tiempo de vuelo
9:31	47	9:55	11:50	1:55
11:56	60	12:25	14:15	1:50
14:32	55	15:28	17:10	1:42
		17:37	17:50	0:13

1.8.5. Plan de vuelo

En el plan de vuelo que se presentó en el aeropuerto estaba anotado que la autonomía del vuelo era de tres horas. Sin embargo, como los manuales de la aeronave señalan, el volumen del tanque de combustible es de 19,2 galones, que permiten un tiempo de vuelo de poco más de dos horas.

1.9. Información adicional

La sección 3 del manual de vuelo de la aeronave hace referencia a los procedimientos de emergencia. En su apartado de «Caution Light» señala: «La indicación de “fuel low”

indica una cantidad aproximada de un galón de combustible remanente usable. El motor se quedará sin combustible después de cinco minutos a potencia de crucero». Finaliza este apartado con el aviso siguiente: «No utilizar la luz de "fuel low" como indicación de cantidad de combustible».

2. ANÁLISIS

2.1. Exposición

La aeronave EC-GAU, en vuelo de instrucción con un instructor y un alumno a bordo, se encontraba en el tramo de viento en cola del circuito para helicópteros del Aeropuerto de Cuatro Vientos. De repente, el motor hizo un amago de detenerse, a lo que el piloto reaccionó bajando el colectivo. El aumento de vueltas que se produjo pareció ayudar a que el motor intentara mantenerse en funcionamiento, pero después se detuvo definitivamente.

Se iniciaron los procedimientos de emergencia y, al no encontrarse aparentemente nada extraño, se decidió realizar una autorrotación hacia la derecha de la trayectoria por ser el terreno que menos dificultades planteaba.

La energía del helicóptero en el momento del «flare» fue lo suficientemente importante para que los patines se abrieran de su posición por el impacto y, al ser tan acentuada la recogida, las palas del rotor principal cortaron el cono de cola, con lo que se desprendió el antipar.

2.2. Investigación realizada

En la investigación efectuada se encontró que el tanque de combustible estaba sin combustible utilizable. No obstante, al chequear los sistemas de aviso de «fuel low» se advirtió que el indicador luminoso de bajo nivel de combustible no funcionaba.

Al hacer el seguimiento del sistema eléctrico se encontró que una de las uniones del cableado que completaba el circuito eléctrico del indicador luminoso estaba interrumpido, cortando la señal. Se desconoce cuándo y cómo se produjo esta situación.

Por otra parte, el estudio de los repostajes realizados y el tiempo de vuelo indican que el helicóptero inició el último vuelo de 13 minutos con escasa cantidad de combustible. En este sentido, el testigo del «fuel low», normalmente alerta de la cantidad de combustible cuando ya es muy escasa la autonomía de vuelo, y como indica el manual de vuelo, no debe usarse como indicador de la cantidad de combustible. Se justifica además esta reserva en el caso de actividades de instrucción dada la diversidad de maniobras que se realizan, haciendo más complicado estimar el volumen de

combustible remanente. Por otra parte el indicador del aforador del depósito indicaba «vacío».

3. CONCLUSIÓN

Se considera que la causa del accidente estuvo en el agotamiento del combustible disponible en el tanque, lo que impidió a la tripulación completar el tránsito que efectuaba para aterrizar en el Aeropuerto de Cuatro Vientos.

ADDENDA

<u>Reference</u>	<u>Date</u>	<u>Registration</u>	<u>Aircraft</u>	<u>Place of the event</u>	
IN-025/2004	12-05-2004	EC-CTO	Rockwell Commander 680-F	Cuatro Vientos Airport (Madrid)	89

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

ATC	Air Traffic Control
ft	Feet
h: min: seg	Hours, minutes and seconds
hPa	Hectopascal
kg	Kilograms
kt	Knots
lb	Pounds
m	Meters
mb	Milibars
METAR	Aviation Routine Weather Report
MHz	Megahertz
mm	Milimeter
UTC	Coordinated Universal Time

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Wednesday, 12 May 2004; 19:30 h
Site	Cuatro Vientos Airport (Madrid)

AIRCRAFT

Registration	EC-CTO
Type and model	ROCKWELL COMMANDER 680-F
Operator	ARE Aviación

Engines

Type and model	LYCOMING IGSO-540B1A
Number	2

CREW

Pilot in command

Age	38 years
Licence	Commercial pilot
Total flight hours	7,000 hours
Flight hours on the type	500 hours

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			1
Passengers			1
Third persons			

DAMAGES

Aircraft	Important
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	General aviation – Non commercial – Private
Phase of flight	Landing roll

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

The aircraft took off from Cuatro Vientos airport on 12th May 2004 at 19:17 local time. It carried out a 12-minute flight and then started to approach runway 28. It was down the landing gear and the pilot checked that the indicator in the cockpit showed that it was down and locked. He also visually checked that the landing gear was lowered.

When the aircraft touched down, the pilot lightly touched the brakes and the right-hand gear started to retract. The pilot cut off power and fuel mix and tried to keep the aircraft on the runway. The aircraft gradually shifted to the right and the lower part of the fuselage made contact with the runway. It then came off the runway and stopped approximately 990 meters from the threshold and 26 meters from the edge of the runway.

Neither the pilot nor the passenger suffered any injury.

The aircraft suffered damaged to the lower part of the fuselage, the end of the right wing and the right propeller.

It was lifted up off the ground with a crane. On being raised, the right main landing gear was lowered and blocked. It was then moved to the parking apron.

1.2. Personnel information

Information concerning the aircraft's pilot is summarized below:

Information on the pilot	
Age	38 years
Nationality	Spanish
Licence	Commercial pilot (since 27-02-1992)
<i>Type rating (validity)</i>	Single-engine (up to 02-02-2004)
	Multi-engine (up to 29-08-2004)
	Instrumental flight (up to 22-09-2003)
	Flight instructor (up to 02-02-2005)
	Instrumental flight instructor (up to 02-02-2005)

Information on the pilot		
<i>Experience</i>	Total	7,000 hours
	On the type	500 hours
	Last 90 days	200 hours
	Last 30 days	75 hours
	Last 24 hours	4 hours
<i>Activity</i>	Activity period start time	19:00 hours
	Previous rest	20 hours
<i>Medical certificate</i>	Type	Medical check
	Date	16-04-2004

1.3. Aircraft information

Specific information relating to this aircraft is given below:

General information		
Registration	EC-CTO	
Manufacturer	Aerocommander	
Model	Aerocommander 680F	
Serial number	1195-100	
Year of manufacture	1962	
<i>Engine 1</i>	Manufacturer	Lycoming
	Model	IGSO-540B1A
	Serial number	L-2495-50
<i>Engine 2</i>	Manufacturer	Lycoming
	Model	IGSO-540B1A
	Serial number	L-311-50
<i>Propeller 1</i>	Make	Hartzell
	Model	HC-B3Z-2B/9349-6
<i>Propeller 2</i>	Make	Hartzell
	Model	HC-B3Z-2B/9349-6

General information		
<i>Airworthiness certificate</i>	Class	Normal
	<i>Usage</i>	Category: Aerial work
		Service: Normal. Ideal aircraft for any environmental condition
		Type: School
	Number	1740
	Issued	27-06-1999
	Validity	01-10-2004
	Last renewal	01-10-2003

Technical features		
<i>Dimensions</i>	Span	15.09 m
	Height	4.42 m
	Length	10.07 m
<i>Limitations</i>	Maximum takeoff weight	3,629 kg
	Minimum crew	1 pilot

Maintenance information		
<i>Aircraft</i>	Hours	2,017 hours
<i>Engine 1</i>	Hours	1,542 hours
<i>Engine 2</i>	Hours	2,019 hours
<i>Last inspections</i>	Aircraft	— Date: 19-08-2003 — Aircraft time: 1,989 hours — Type: basic inspection (100 hours)
	Engine 1	— Date: 19-08-2003 — Engine 1 time: 1,515 hours — Type: basic inspection (100 hours)
	Engine 2	— Date: 19-08-2003 — Engine 2 time: 1,990 hours — Type: basic inspection (100 hours)

1.3.1. *Aircraft history*

The aircraft was manufactured in 1962. It was imported in 1976. In 1987 it was sold to a second company and, finally, in 1996 it was purchased by the company which is

its current owner. A general overhaul was carried out on 12th July 1999 in order to obtain the Airworthiness Certificate.

The following maintenance tasks have been carried out on the aircraft since 12th July 1999:

Date	Aircraft hours	Type of inspection (hourly interval)
12-07-1999	1,702 hours	General overhaul (1,000 hours)
04-08-2000	1,745 hours	Line inspection (50 hours)
08-06-2001	1,796 hours	Basic inspection (100 hours)
10-08-2001	1,845 hours	Line inspection (50 hours)
16-11-2001	1,895 hours	Basic inspection (100 hours)
28-02-2002	1,945 hours	Line inspection (50 hours)
Repairs after incident on 22-04-2002 with 1,964 aircraft hours		
09-08-2002	1,964 hours	Basic inspection (100 hours)
Repairs after incident on 06-02-2003 with 1,989 aircraft hours		
19-08-2003	1,989 hours	Basic inspection (100 hours)
Incident on 12th May 2004 with 2,017 flight hours		

Since 2001, the aircraft has suffered three incidents and accidents:

- The first incident occurred in April 2002. On this occasion the retract cylinder clevis that joins one of the actuators to the landing gear truss broke. After this breakage, the main landing gear retracted. This would not have happened if the landing gear had been blocked (see Report IN-019/2002).
- The second accident occurred in February 2003. The aircraft had flown 24 hours and had carried out 21 cycles since the previous incident. On this occasion, a hydraulic fluid hose broke, leaving the aircraft without hydraulic pressure. There was also an erroneous indication in the cockpit: although the indicator in the cockpit showed that the right main landing gear was locked (green light), in fact it had retracted (see Report A-006/2003).
- The incident being reported here occurred in May 2004 when the aircraft had flown 28 hours and carried out 26 cycles since the previous accident.

On the three occasions, retraction of the right main landing gear occurred without being commanded.

1.3.2. *Maintenance program*

Two types of inspection are included in the aircraft's maintenance program, which was approved in June 1999:

1. Line inspection, every 50 hours.
2. Basic inspection, every 100 hours or 12 months.

The 100-hour inspection sheet shows the following tasks relative to the landing gear:

- Check wheels.
- Check condition of following elements:
 - i. Strut.
 - ii. Scissors.
 - iii. Drag links.
 - iv. Cord bungees.
 - v. Switches.
 - vi. Retract cylinder.
 - vii. Yoke.
 - viii. Main landing gear truss.
 - ix. Air cylinder for pressure 300 psi.
- Lubricate all zerk fittings.
- Perform landing gear retraction test.

According to information provided by maintenance staff, when the landing gear position indication switch is inspected, a check is made to ensure that the pin correctly activates the switch and that the pin slides correctly in its housing. If any pin sliding resistance is observed, the pin is removed and the pin plus the orifice in which it is housed are checked.

1.4. Aerodrome information

Cuatro Vientos airport has a runway with 10/28 bearing and an asphalt surface. The aircraft approached runway 28. This runway is 1,500 meters long and 30 meters wide.

1.5. Wreckage and impact information

The aircraft touched down on the runway and a few seconds later the right main landing gear started to retract. The first marks caused by the fuselage appear 650 meters from the threshold. The marks indicating that the aircraft came off the runway appear at approximately 900 meters from the threshold and the aircraft finally stopped 994 meters from the threshold and 26.50 meters from the edge of the runway. The trajectory followed by the aircraft can be seen in Figure 1. The final position is shown in Figure 2.

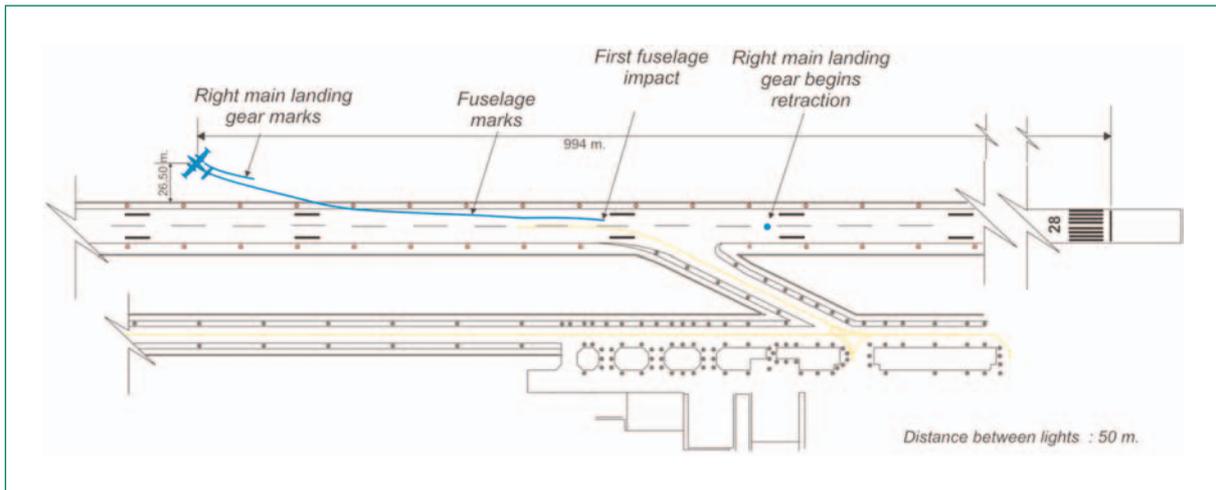


Figure 1. Aircraft path



Figure 2. Final position of the aircraft

The aircraft's right propeller was damaged. It was noted that the tips of the three blades were bent and worn due to friction with the runway and the grass verge (see Figure 3). When the right main landing gear retracted, the lower right-hand part of the fuselage touched the runway and then the earth and grass verge, with that whole area of the fuselage suffering deterioration due to friction (see Figure 4). The right-hand edge showed a slight crack probably due to the final contact of this wing with the ground when the aircraft came to a halt.



Figure 3. Propeller damages



Figure 4. Fuselage damages

1.6. Survival aspects

According to information provided by eye witnesses of the incident, the people on board suffered no injuries and were able to leave the aircraft without assistance.

Firemen arrived immediately and on observing that fuel was coming out of the aircraft's wing ventilation orifices, they covered them over. They did not use any fire extinguishing agents.

1.7. Tests and research

1.7.1. *Landing gear operational tests*

No malfunction of the landing gear was observed in this check, except that there was no indication of the right main landing gear extended and locked. It was found that the pin that creates pressure to actuate the switch when the drag braces are extended was not there and for that reason there was no indication.

1.7.2. *Disassembly of right main landing gear*

During disassembly of the right main landing gear, the drag brace assembly was stripped to check the length of the braces. Once stripped, marks were noted on the lower drag brace produced by pin head P/N ED12439. These marks indicated that it had been mounted incorrectly (see Figure 5).

After checking the mounting of pin P/N ED12439 in the left main landing gear it was also found to be incorrectly mounted.



Figure 5.

1.8. Additional information

1.8.1. *Landing gear operation and position indication*

Landing gear operation

- The main landing gear retracts by hydraulic system pressure. When the landing gear lever is placed in the GEAR UP position, the landing gear valve directs fluid under pressure to the corresponding port of each landing gear's «normal» and «emergency» actuators.
- In the case of extension, the operation is not only hydraulic, as in the case of retraction, but is both pneumatic and hydraulic. When the GEAR DOWN position is selected in the cockpit, the landing gear valve directs hydraulic fluid under pressure to the corresponding ports of each landing gear's «normal» cylinders, whilst pressurized air is injected into the «emergency» actuators through the corresponding port.
- When the main landing gear is fully extended, the center hinge point of the drag brace assembly is forced overcenter by the landing gear actuating cylinders to form a positive gear downlock. When no hydraulic pressure on the system, the drag brace is forced overcenter by action of the air pressure in the landing gear emergency actuating cylinder assisted by the bungees. The landing gear actuating cylinders are factory adjusted to have a slight amount of overtravel in order to preload the drag

brace; preload adjustment will be necessary only after some part of the landing gear has been removed and reinstalled or replaced. For maximum safety however, drag brace overtravel should be inspected periodically.

In this way, it will ensure adequate overtravel of the cylinder piston, drag brace preload, and positive locking of the gear when in the down and locked position. Preloading of the drag brace also ensures sufficient clearance between the end of the actuating cylinder and piston when fully extended.

Landing gear position indication

- There are four indicator lights in the cockpit which give information on the landing gear's status: three green lights and one red light (see Figure 7).
- Green lights:
 - They provide information on the status of each one of the three landing gears separately.
 - When a green light lights up it indicates that the corresponding landing gear is in the down and locked position.
 - Each green light has a down and locked switch associated with it (see Figure 6) situated in the connection area between the gear's upper and lower drag braces.
 - Each switch has a pin which presses the switch, closing or opening some contacts which will give rise to the indicator light in the cockpit being turned on or off, respectively. In addition to the pin and contacts, there are some adjusting jamps that allow the gear's lower drag brace switch assembly to be brought closer or taken further away, thereby guaranteeing contact.
 - The correct position of the pin is with the head upwards exerting pressure on the switch.
 - In order to be able to change the pin's position from the correct one, with the head upwards, to the wrong one, with the head downwards, the gear down and blocked indicator switch has to be disassembled (see Figures 8 and 9).
 - According to information made available by an authorized Aerocommander maintenance centre, there is no specific maintenance for pin P/N ED12439. The aircraft's maintenance manual does not specify the correct position of the pin. Only one figure appears which shows the switch-pin assembly in detail, as can be seen in Figure 6.

1.8.2. *Statements*

Statements of pilot and the passenger

In his statement the pilot indicated that the indicator in the cockpit showed landing gear down and locked.

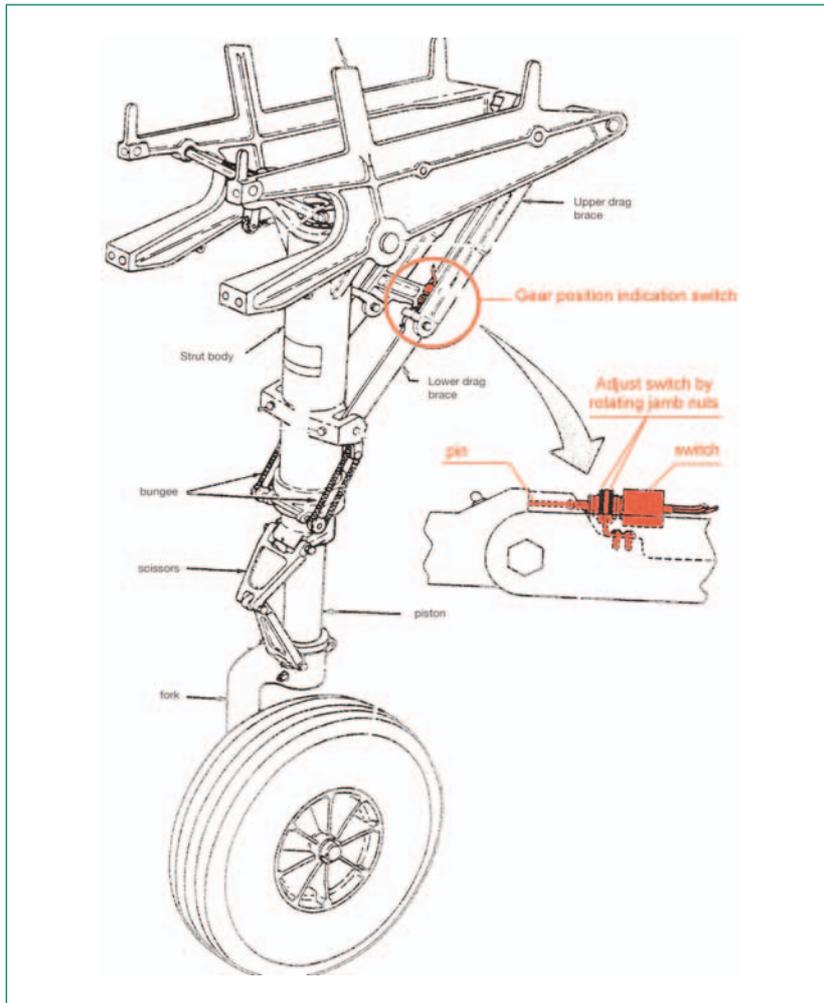


Figure 6. Main landing gear indication switch



Figure 7. Landing gear lever and gear position indication lights

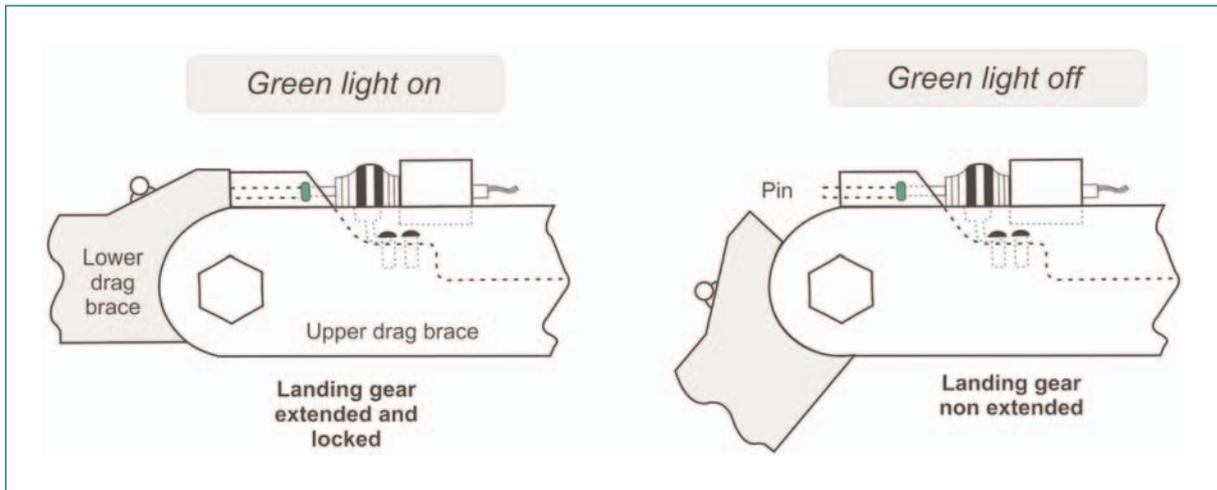


Figure 8. Right rigging of pin P/N ED12439

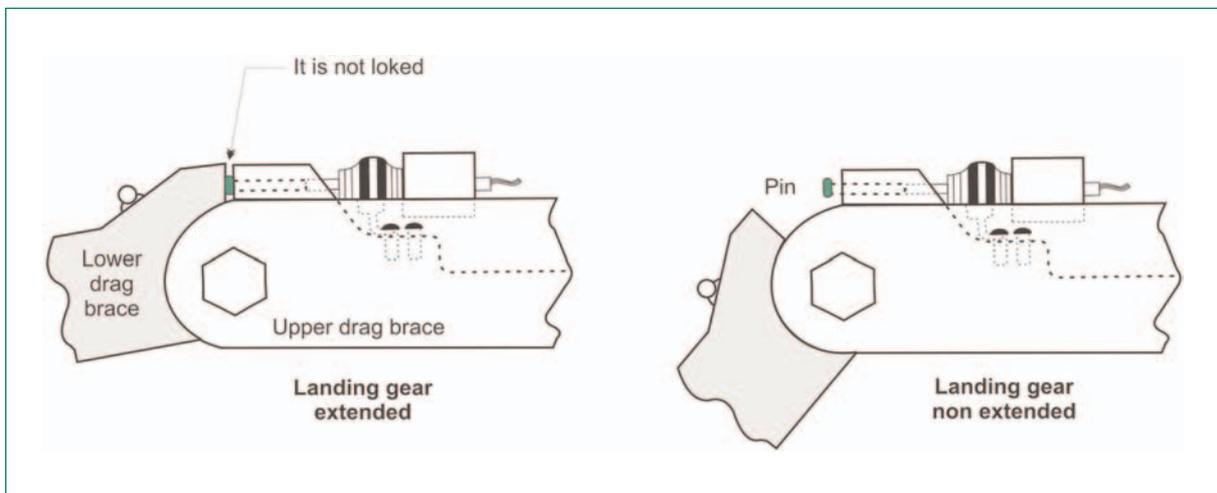


Figure 9. Wrong rigging of pin P/N ED12439

The other person on board also stated that the indication in the cockpit was of landing gear down and locked. He also visually checked that the right main landing gear was extended.

2. ANALYSIS AND CONCLUSIONS

As mentioned in the report, no commanded retraction of the right main landing gear has occurred three times, with an indication in the cockpit of gear down and locked.

No commanded landing gear retraction

No commanded retraction of the landing gear can occur if the landing gear is not locked.

The investigation carried out demonstrated that pin with P/N ED12439 was incorrectly mounted and was preventing the right main landing gear from reaching the overcenter and, therefore, being locked. This would explain the three no commanded landing gear retractions that have occurred in the last three years.

The pin was also incorrectly mounted in the left main landing gear and yet it did not suffer any commanded retraction. It is possible that this landing gear's geometric configuration varies with respect to that of the right main landing gear, although this point has not been verified.

Erroneous indication in the cockpit

Both the pilot and the passenger maintained that the indication in the cockpit was that of gear down and locked. This is explained by the fact that switch adjustment was carried out subsequent to the pin's incorrect mounting. Consequently, it was adjusted to indicate gear locked in spite of not being locked.

Incorrect mounting of pins P/N ED12439

In the checks made it was noted that element with P/N ED12439 was incorrectly mounted in both the right and left landing gears. This gives the impression that this was not accidental but that for the maintenance staff the position they were in was the correct one.

The lack of information in the maintenance manual relative to the pin's position would have contributed to this error and would have prevented maintenance staff in subsequent inspections from noticing that the pin was not correctly mounted.

If the aircraft's history is studied, the maintenance activities that could have affected both main landing gears may have taken place either during the aircraft's initial assembly, after a general overhaul or in one of the 100-hour inspections. It is possible that the gear down and locked indication switches may have been serviced and the pin's position modified on any of these three occasions.

Initial aircraft assembly

The aircraft was imported in 1976 and between then and 2002 there were no incidents with respect to the main landing gear, meaning that it seems highly unlikely that the aircraft was incorrectly mounted in the factory.

General and 100-hours inspections

It is possible that when the general overhaul was carried out in 1999 the pins in both landing gears were incorrectly mounted, although the possibility also exists that this occurred during the 100-hour inspection when malfunctioning of the landing gear down and blocked indicator switches was detected.

Conclusions

The final conclusion is that the probable cause of the right main landing gear's retraction in the landing roll was that it was not locked due to the incorrect mounting of the pin P/N ED12439 that exerts pressure on the gear down and locked indicator switch, which prevented the overcenter from being reached.

It has not been possible to establish when this element's incorrect mounting occurred.

A contributing factor to this incident is the lack of information in the aircraft's maintenance manual relative to the detailed mounting of pin P/N ED12439.

3. SAFETY RECOMMENDATIONS

Due to the successive incidents and accidents suffered by the aircraft, preliminary recommendation REC 20/04 was issued on 14th June 2004, indicating the following:

Before declaring aircraft Aerocommander 680F, registration EC-CTO, S/N 1195-100 suitable for flying, the Dirección General de Aviación Civil [Civil Aviation General Directorate] is recommended to

- 1. Require of the operator that it define and implement, in collaboration with the aircraft's manufacturer, a specific and complete functional test for the landing gear system, including the pertinent in-flight trials; and*
- 2. Establish a stricter maintenance inspection schedule than the one currently included in the maintenance program for the landing gear system. This greater strictness should be reflected not only in the inspection repetition frequency but also in the specification of the tasks to be carried out in such inspections, thereby effectively guaranteeing the aircraft's continued airworthiness.*

After completing the investigation and detecting the reason of the non commanded retraction of the right main landing gear, it is considered that it is not necessary to establish a specific functional test or stricter specific inspection program for this aircraft, and therefore the safety recommendation must be cancelled.

However, because of the result of the investigation, it would be necessary to assure that the pin P/N ED12439 is mounted correctly and it is considered convenient to issue a new safety recommendation in this regard.

REC 48/2004. It is recommended to the aircraft's manufacturer that either the design of pin P/N ED12439 or the associated maintenance documentation is modified in order to preclude the possibility of it being incorrectly mounted.