

CIAIAC

Comisión de Investigación
de Accidentes e Incidentes
de Aviación Civil

BOLETÍN INFORMATIVO 3/2004



MINISTERIO
DE FOMENTO

BOLETÍN INFORMATIVO

3/2004



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

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

Diseño cubierta: Carmen G. Ayala

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

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

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

C/ Fruela, 6
28011 Madrid (España)

Advertencia

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

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

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

Índice

ABREVIATURAS vi

RELACIÓN DE ACCIDENTES/INCIDENTES

Referencia	Fecha	Matrícula	Aeronave	Lugar del suceso	
IN-031/2001	04-07-2001	EC-GXH	Piper PA-36-300	Aeródromo de Robledillo de Mohernando (Guadalajara)	1
IN-042/2001	27-07-2001	EC-DHN	Piper PA28-161 Warrior II	Aeropuerto de Tenerife Norte ..	5
IN-043/2001	30-07-2001	EC-FFJ	Mooney M20J	Aeropuerto de Sabadell	7
A-054/2001	06-10-2001	EC-CUR	Piper PA-28R-200	Aeropuerto de Sevilla	9
A-006/2003	06-02-2003	EC-CTO	Rockwell Commander 680-F	Aeropuerto de Cuatro Vientos.. (Madrid)	11
IN-007/2003	17-02-2003	EC-FHH	Piper PA-28R-180	Aeropuerto de Valencia	41
A-028/2003	22-06-2003	EC-BCG	Lycoming O-540-B2B5	Término municipal de Villar de Rena (Badajoz)	49
A-074/2003	13-12-2003	EC-GRB	CASA 1131-E (Bucker)	Aeródromo de Casarrubios	57
				del Monte (Toledo)	

Esta publicación se encuentra en Internet en la siguiente dirección:

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

Abreviaturas

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

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Lunes, 4 de junio de 2001; 12:30 horas
Lugar	Aeród. Robledillo de Mohernando (Guadalajara)

AERONAVE

Matrícula	EC-GXH
Tipo y modelo	PIPER PA-36-300

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING IO-540-K1G5
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	34 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	3.700 horas
Horas de vuelo en el tipo	900 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Pata izquierda del tren principal y hélice
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Diversos – Ensayos
Fase del vuelo	Recorrido de despegue

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El piloto accedió a la aeronave con intención de realizar varias pruebas funcionales.

Arrancó el motor y, una vez que verificó que los instrumentos indicaban que todos los parámetros se encontraban correctos, comenzó a rodar por la plataforma del aeródromo de Robledillo de Mohernando (Guadalajara).

A continuación se dirigió a la pista de vuelo para llevar a cabo en ella varias carreras, consistentes en acelerar la aeronave y luego frenarla, sin irse al aire, durante las cuales tenía previsto comprobar el funcionamiento del motor y los mandos de vuelo.

Durante la segunda carrera, la aeronave se desvió hacia la derecha y acabó saliéndose de la pista por ese lado, continuando su rodaje por la franja, durante el que se produjo la rotura de la pata izquierda del tren principal de aterrizaje, deteniéndose la aeronave unos pocos metros después.



Foto 1. Vista general de la aeronave

1.2. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave sufrió daños en la pata izquierda del tren principal de aterrizaje y en la hélice.

1.3. Otros daños

No hubo más daños.

1.4. Información sobre la tripulación

El piloto contaba con una licencia de piloto comercial de avión y habilitación de vuelo en condiciones instrumentales. Su experiencia de vuelo alcanzaba las 3.700 horas, de las cuales alrededor de 900 son en este tipo de aeronave.

1.5. Declaración del piloto

En su declaración el piloto manifestó que el motivo por el que quería realizar las carreras era comprobar los parámetros de motor y el funcionamiento de los mandos de vuelo.

Durante la primera carrera por la pista observó que la aeronave tendía a desviarse hacia la izquierda y además tuvo la impresión de que podría haber una pérdida de líquido por el pedal izquierdo del freno, ya que tenía que dar varias emboladas para que frenase la rueda de ese lado, llegando en algunas ocasiones a no frenar.

Continuó indicando que en la segunda carrera, se reprodujeron los mismos hechos, por lo que decidió cortar los gases y reducir la velocidad, para lo cual actuó sobre ambos pedales del freno. En ese momento la aeronave se desvió hacia la derecha y se salió de la pista. Inmediatamente después cortó el motor, magnetos y abanderó la hélice. Poco después percibió un golpe en la zona de la pata izquierda del tren de aterrizaje, deteniéndose la aeronave poco después.



Foto 2. Detalle del estado corrosión de la aeronave

1.6. Inspección de la aeronave

Se desmontaron diversos elementos de la aeronave con objeto de dejar al descubierto la zona de la unión de la pata izquierda a la estructura del ala, ya que fue en esta zona donde se produjo la rotura, observando que tanto la propia pata como toda la estructura que quedaba a la vista, presentaban un fuerte estado de corrosión.

Asimismo, se llevó a cabo una inspección de la cabina de la aeronave en la que se detectó que la palanca de mando con la que se actúa sobre el timón de profundidad y los alerones tenía puesto el dispositivo de bloqueo, el cual, había sido roto en parte.

Dicho dispositivo consiste en una chapa de forma de triangular, que está unida por uno de sus lados a la estructura de la aeronave en la parte baja del panel de instrumentos. El vértice opuesto a ese lado tiene un alojamiento en el que si se introduce un tetón que a tal efecto tiene la palanca deja a ésta bloqueada. La finalidad de este dispositivo es impedir que el viento pueda mover el timón de profundidad y los alerones mientras la aeronave esta estacionada.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

2.1. Análisis

La franja de la pista del aeródromo de Robledillo de Mohernando se encontraba libre de obstáculos, presentando un estado aceptable en cuanto a su nivelación, aunque con algunas pequeñas irregularidades.

El hecho de que el mecanismo de bloqueo de la palanca de control del timón de profundidad y alerones no hubiese sido retirado, evidencia que el piloto no chequeó la libertad de este mando antes de comenzar a rodar, ni durante la primera carrera que realizó.

Por otra parte, la rotura que presentaba este mecanismo, probablemente fue hecha por el piloto al intentar desbloquearlo durante la última carrera.

La rotura de la pata fue causada por dos factores. De un lado las cargas producidas por las irregularidades presentes en la franja de pista durante el rodaje de la aeronave por esta zona; y de otro lado la reducción de la resistencia de este elemento como consecuencia de la corrosión que presentaba.

2.2. Conclusiones

A la vista de lo anterior, se estima que el piloto perdió el control de la aeronave al no poder hacer uso de la palanca de mando de timón de profundidad y alerones, debido a que no había retirado el mecanismo de bloqueo.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Viernes, 27 de julio de 2001; 15:40 horas
Lugar	Aerop. de Tenerife Norte (Santa Cruz de Tenerife)

AERONAVE

Matrícula	EC-DHN
Tipo y modelo	PIPER PA28-161 Warrior II

Motores

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

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	19 años
Licencia	Alumno piloto
Total horas de vuelo	34 horas
Horas de vuelo en el tipo	34 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	No

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Instrucción – Solo
Fase del vuelo	Aterrizaje – Toma de contacto

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

La aeronave Piper PA28, matrícula EC-DHN, despegó del Aeropuerto de Tenerife Norte para realizar un vuelo local bajo las reglas de vuelo visual. El único tripulante de la aeronave era un alumno que realizaba el primer vuelo sin instructor.

El vuelo transcurrió sin incidentes, sin embargo en la maniobra de aterrizaje la actitud de morro bajo de la aeronave propició que la toma de contacto con la pista se realizara de forma brusca y que diera un bote para descender inmediatamente en una segunda toma sin consecuencias.

La aeronave se detuvo en la parte central de la pista 30 por la que había aterrizado y a 300 m del umbral. Los servicios del aeropuerto procedieron a su retirada a la zona de aparcamiento habitual.

El alumno resultó ileso.

La fuerza con que se produjo la primera toma de contacto causó que la pata de morro perdiera el carenado y daños en la horquilla, rueda, parte inferior del carenado motor y bancada.

La hélice presentaba sus extremos doblados por el contacto con la pista.

2. CONCLUSIONES

Considerando los desperfectos ocasionados en la hélice y pata de morro, la aproximación final se debió realizar con un ángulo de descenso un poco más alto de lo normal, que originó una recogida más complicada de ejecutar para un piloto de limitada experiencia.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Lunes, 30 de julio de 2001; 11:59 horas
Lugar	Aeropuerto de Sabadell (Barcelona)

AERONAVE

Matrícula	EC-FFJ
Tipo y modelo	MOONEY M20J

Motores

Tipo y modelo	TEXTON LYCOMING O-360-A3B6D
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	19 años
Licencia	Alumno piloto
Total horas de vuelo	164 horas
Horas de vuelo en el tipo	31 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	No

DATOS DEL VUELO

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

1. INFORMACION SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El día 30 de julio de 2001 a las 11:59 hora local, la aeronave Mooney M20J, matrícula EC-FFJ, aterrizó en la pista 13 del Aeropuerto de Sabadell sin advertir su piloto que el tren de aterrizaje no había sido extendido.

La aeronave realizaba un vuelo local de instrucción llevando como único tripulante al alumno piloto. Durante la fase de aterrizaje el alumno olvidó extender el tren lo que produjo que la aeronave aterrizara sobre la parte inferior del fuselaje, desplazándose aproximadamente 150 m por la pista quedando detenida a 500 m de su cabecera.

Los servicios del aeropuerto tuvieron que intervenir en la retirada de la aeronave tras cerrarse al tráfico aéreo.

No se produjeron daños a personas. Los daños a la aeronave fueron importantes y afectaron a toda la zona inferior del fuselaje, hélice y motor.

1.2. Información sobre la aeronave

El manual de vuelo de la aeronave describe, en el apartado del tren de aterrizaje, el sistema de aviso que lleva instalado.

En primer lugar, tiene un sistema de luces con colores, verde para la condición «Tren abajo» y rojo para la condición «Tren inseguro».

El otro sistema es un avisador acústico colocado en la cabina y que actúa cuando el sistema detecta que la palanca de potencia está seleccionada entre 13 y 15 pulgadas de presión de admisión y el tren no está bajado y bloqueado.

Asimismo, dispone de un indicador visual de la posición del tren de aterrizaje, localizado en la parte de atrás de la llave selectora de combustible, que muestra como unas marcas están alineadas cuando el tren está bajado.

2. CONCLUSIONES

Se entiende que estas situaciones son debidas a errores en la aplicación del procedimiento establecido para la maniobra de aterrizaje, generalmente por no llegar a comprobar que el tren se encuentra completamente bajado y asegurado para la toma.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 6 de octubre de 2001; 10:42 horas
Lugar	Aeropuerto de Sevilla (Sevilla)

AERONAVE

Matrícula	EC-CUR
Tipo y modelo	PIPER PA-28R-200

Motores

Tipo y modelo	TEXTON LYCOMING O-360-C1C
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	22 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	500 horas
Horas de vuelo en el tipo	50 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	No

DATOS DEL VUELO

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

1. INFORMACION SOBRE LOS HECHOS

El día 6 de octubre de 2001 la aeronave Piper PA-28-200, matrícula EC-CUR, despegó del Aeródromo de La Juliana con destino al Aeropuerto de Sevilla situado a 24 km del primero. El vuelo era realizado por un instructor de una escuela de enseñanza que debía trasladar la aeronave en vacío hasta la base de la citada escuela.

El plan de vuelo presentado por el piloto indicaba un tiempo de vuelo estimado de 30 minutos y que se realizaría bajo las reglas de vuelo visual.

A la llegada al aeropuerto de destino la aeronave fue autorizada a realizar una aproximación por la izquierda a la pista 27. Cuando se produjo la toma de contacto, el piloto advirtió que la hélice tocó en el suelo y a continuación el fuselaje. Después del incidente manifestó haber realizado el procedimiento normal de aterrizaje. La aeronave terminó deteniéndose a 1.120 m del umbral. Tras declarar emergencia a torre de control, el piloto procedió a abandonar la aeronave.

El servicio de extinción de incendios asistió a la aeronave y procedió a su retirada fuera de la pista.

El tripulante resultó ileso.

Durante el desplazamiento por la pista la aeronave estuvo apoyada sobre la compuerta del tren de morro, los extremos de los flaps y el estribo de acceso a la cabina. Además, las puntas de las palas resultaron dobladas hacia el intradós.

2. CONCLUSIONES

Según las circunstancias señaladas, la causa más probable del incidente fue que no se completara correctamente la lista de comprobación que el procedimiento de aterrizaje lleva aparejada, pasando involuntariamente por alto el apartado referido a la verificación del tren de aterrizaje.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Jueves, 6 de febrero de 2003; 16:33 horas¹
Lugar	Aeropuerto de Cuatro Vientos (Madrid)

AERONAVE

Matrícula	EC-CTO
Tipo y modelo	ROCKWELL COMMANDER 680-F

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING IGSO-540B1A
Número	2

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	34 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	2.672 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			1
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Hélice y ala derecha, parte inferior del fuselaje
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Instrucción – Verificación
Fase del vuelo	Recorrido de aterrizaje

¹ La referencias horarias utilizadas en el informe son UTC, salvo que se especifique expresaamente lo contrario. En el periodo estacional en el que ocurrió el accidente, la hora se calcula sumando 1 hora a la hora UTC.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1 Reseña del vuelo

El jueves día 6 de febrero de 2003, la aeronave EC-CTO despegó del aeropuerto de Cuatro Vientos a las 16:16 horas para realizar un vuelo de 1:40 horas de duración, bajo reglas de vuelo visual, con destino el mismo aeropuerto de Cuatro Vientos.

El objeto del vuelo era realizar una verificación de competencia para la revalidación de habilitaciones del alumno a bordo de la aeronave, y a tal efecto iba acompañado de un piloto y de otra persona en calidad de observador.

Después del despegue, el piloto intentó retraer el tren observando que la indicación en cabina era de tren derecho abajo y bloqueado (luz verde de tren derecho encendida y luz roja apagada). Ante esta situación extendió y retrajo el tren en dos ocasiones sin conseguir el bloqueo de la pata derecha. En el tercer intento, la presión del sistema hidráulico había descendido hasta 700 psi y, a pesar de estar la palanca en posición de tren arriba, éste empezó a descender.

Ante esta situación, decidieron regresar al aeródromo informando de problemas con el sistema hidráulico y requiriendo prioridad para aterrizar.

El piloto, tras una confirmación visual por parte de la torre de control de que el tren estaba abajo, realizó una maniobra de encabritado y picado, después de la cual, el piloto declara que consiguió bloquear el tren.

En este momento, la presión de hidráulico había descendido a 350 psi, valor insuficiente para realizar la frenada, por lo que declararon emergencia e iniciaron la aproximación hacia la pista.



Foto 1. Estado de la aeronave después del aterrizaje

A las 16:33 tomó tierra y después de haber recorrido entre 100 y 200 metros, el tren derecho se retrajo produciendo, además de daños importantes en la aeronave, fugas de combustible en el plano derecho. Finalmente, la aeronave, después de girar hacia la derecha, quedó detenida al borde de la pista y las tres personas a bordo abandonaron la misma por sus propios medios.

Los servicios de bomberos, avisados del estado de emergencia, se encontraban posicionados cerca de la pista y actuaron rápidamente descargando espuma para impedir la aparición de incendios en la aeronave.

Como consecuencia del estado en que quedó la aeronave, tuvo que ser retirada por una grúa y conducida hasta el hangar de la compañía, por lo que el aeropuerto permaneció cerrado hasta las 17:37 horas.

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

Durante la carrera de aterrizaje, y como consecuencia de la retracción del tren principal derecho, la aeronave dejó las siguientes huellas en la pista (figura 1):

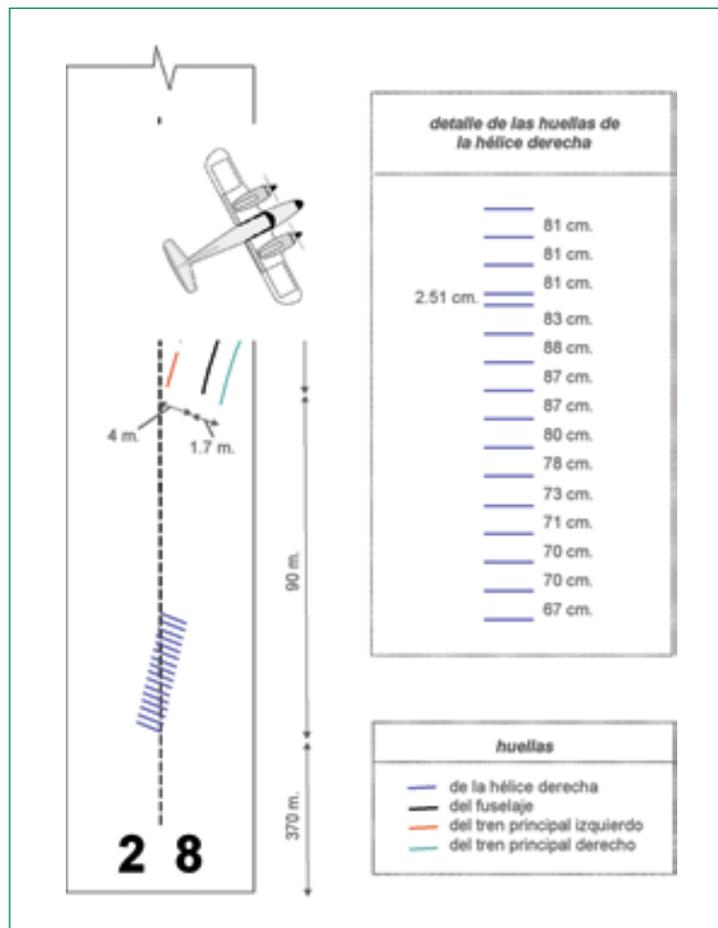


Figura 1. Huellas

- 16 huellas de la hélice derecha prácticamente equidistantes.
- Marca continua del tren principal derecho.
- Marca continua del fuselaje.
- Marca discontinua del tren principal izquierdo.

La distinta distancia de separación entre las marcas dejadas por el fuselaje y cada una de las patas del tren principal, indican que la aeronave se desplazaba «derrapando» sobre el tren derecho.

Los daños que presentaba la aeronave después del accidente eran:

- Fuselaje: deformaciones y roturas en la parte inferior derecha del fuselaje como consecuencia de la retracción del tren.
- Ala derecha: pocas rozaduras y restos de hierba en el borde marginal.
- Hélice derecha: deformación de las puntas de las tres palas hacia atrás con desaparición de la pintura. La magnitud de la deformación de las puntas era prácticamente similar en las tres.

1.3. Información sobre la tripulación

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

Información sobre el piloto		
Edad	34 años	
Nacionalidad	Española	
Licencia	Piloto comercial de avión	
Habilitación (validez)	Multimotor pistón (19-15-03)	
	Monomotor pistón (19-05-03)	
	Vuelo instrumental (19-05-03)	
	Instructor de vuelo (19-05-04)	
	Instructor de vuelo instrumental (19-05-04)	
	Instructor habilitaciones clase (monomotor de avión) (20-01-06)	
Experiencia	Total	2.672 horas
	Últimos 90 días	22:42 horas
	Últimas 60 horas	6:00 horas
	Últimas 30 horas	3:06 horas

1.4 Información sobre la aeronave

En las tablas siguientes se presenta información relativa a las características de la aeronave. Así mismo se referencia la última inspección a la que la aeronave, de acuerdo con el Programa de Mantenimiento aprobado, fue sometida en septiembre de 2002 y que corresponde a una inspección de 100 horas. Desde este momento hasta el accidente, la aeronave había operado 24 horas.

Información general		
Matrícula	EC-CTO	
Constructor	Aero Commander Inc	
Modelo	Rockwell Comander 680F	
Año de fabricación	1962	
Motores (2)	Fabricante	Lycoming
	Modelo	IGSO-540B1A
Hélices (2)	Marca	Hartzell
	Modelo	HC-B3Z-2B/9349.6
Certificado aeronavegabilidad	Clase	Normal
	Categoría	Trabajos aéreos (adecuada para cualquier condición ambiental)
	Prestación	Normal
	Modalidad	Escuela
	Número	1.740
	Emisión	29-06-99
	Validez	01-10-03
Última renovación	01-10-02	

Características técnicas		
Dimensiones	Envergadura	15,09 metros
	Altura	4,42 metros
	Longitud	10,07 metros
Limitaciones	Peso máximo despegue	3.629 kg
	Peso máximo aterrizaje	2.618 kg
	Tripulación mínima	1 piloto

Características técnicas		
<i>Aeronave</i>	Horas	1.988 horas
<i>Motores</i>	Horas	Derecho: 1.513 horas
	Aeronave	Izquierdo: 1.9889 horas
		Inspección: 100 horas
		Horas: 1.964
		Fecha: 09-08-02
<i>Últimas inspecciones</i>	Motor derecho	Tipo de inspección: 100 horas
		Horas: 1.489
		Fecha: 09-08-02
	Motor izquierdo	Tipo de inspección: 100 horas
		Horas 1.965
		Fecha: 09-08-02

1.5 Información meteorológica

La información meteorológica, facilitada por el Instituto Nacional de Meteorología, para el periodo en que ocurrió el accidente era la siguiente:

16:30 UTC

- Viento: 210° y 5 nudos.
- Visibilidad: superior a 10 km.
- Nubes dispersas a 4.000 pies.
- Temperatura: 11 °C.
- Punto de rocío: 0 °C.
- QNH: 1019.

Vertical de Madrid a las 18:00 UTC a FL 020

- Viento: 44° y 3 nudos.
- Temperatura: 13 °C.

Vertical de Madrid a las 18:00 UTC a FL 050

- Viento: 29° y 5 nudos.
- Temperatura: 5 °C.

Las previsiones no recogían fenómenos significativos para el área de Madrid entre las 15:00 UTC y las 21:00 UTC.

1.6 Comunicaciones

La información obtenida de las comunicaciones aeroterrestres (T-A) mantenidas entre la aeronave y la torre de control de Cuatro Vientos muestra la siguiente secuencia:

Hora ²	Comunicación T-A
16:16	Despegue de la aeronave por la pista 28. Viento 180° y 5 nudos
16:21	Anuncian que regresan al campo
16:22	Requiere prioridad por pérdida en el sistema hidráulico Notifica a la torre que no tiene indicación de tren abajo y bloqueado
16:26	Recibe autorización para realizar pasada para comprobación por la torre del estado del tren La aeronave pide confirmación de que el tren de morro está bajado
16:29	Confirmación de la torre del tren abajo La aeronave notifica que parece que han conseguido bloquear el y declaran emergencia. Notifican la cantidad de combustible personas a bordo
16:33	Aterrizaje por la pista 28 y salida de la pista con derramamiento de combustible. Notificación a todas las aeronaves del cierre del aeropuerto.

1.7 Investigación

De acuerdo con los problemas descritos por la tripulación durante el vuelo y según los protocolos establecidos en el manual de mantenimiento de la aeronave, se realizaron un conjunto de inspecciones cuyos resultados se muestran a continuación.

1.7.1. Indicaciones de los sistemas después del accidente

Antes de realizar cualquier tipo de prueba a la aeronave, se recogieron las indicaciones de los sistemas hidráulico y neumático de la aeronave, con objeto de conocer el estado en que quedaron después del accidente:

- Presión hidráulico: 0 psi (fuera de tolerancias).
- Presión neumático: aproximadamente 300 psi (dentro de tolerancias).

1.7.2. Estado del sistema hidráulico

Las pruebas realizadas para comprobar el correcto estado de todas las tuberías del sistema hidráulico, mostraron, tras conectar el sistema a una bomba exterior (denominada mula hidráulica), que:

² La referencia utilizada es hora UTC de la dependencia de control de torre del aeropuerto de Cuatro Vientos.

- Con una presión del sistema de 150 psi, se empezaron a producir pérdidas de fluido hidráulico por la zona superior derecha del fuselaje, en la unión de éste con el ala derecha.

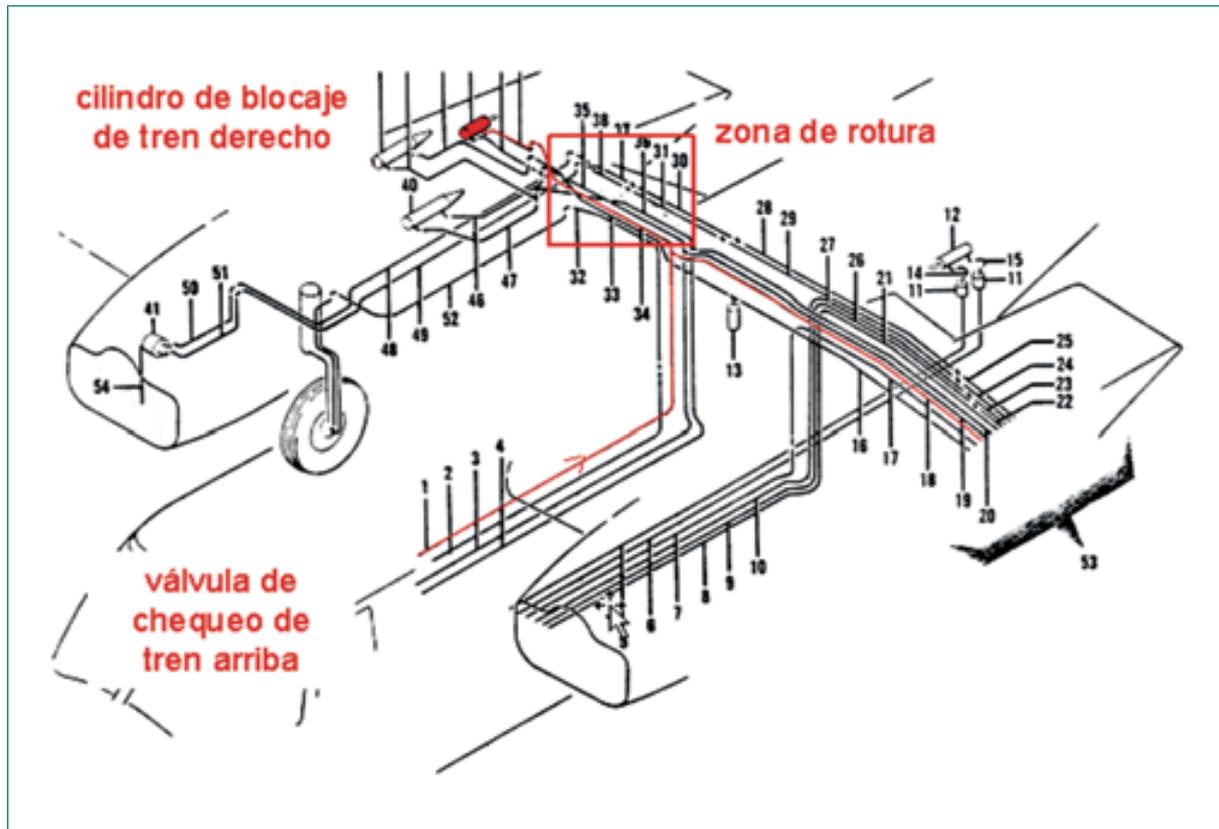


Figura 2. Zona de pérdida del sistema hidráulico

- El examen de la tubería que daba origen a las pérdidas del sistema, mostró numerosas señales a lo largo de la misma y todas situadas en el mismo plano. A nivel macroscópico se podía apreciar una perforación en una de las señales.
- La tubería de hidráulico defectuosa corresponde a la línea de bloqueo de tren arriba que une la válvula de chequeo de tren arriba con los cilindros de bloqueo de cada tren principal (P/N: 6790246-145).
- Una vez reemplazada dicha tubería, se realizaron las pruebas que se indican a continuación y que permitieron confirmar que el origen de la pérdida de presión del sistema hidráulico estaba en dicha tubería.

1.7.3 Funcionamiento del tren de aterrizaje y del sistema de indicación en cabina

Con el sistema hidráulico y neumático funcionando en condiciones normales, se hicieron pruebas de retracción y extensión del tren de aterrizaje, dando los siguientes resultados:

- Tanto el tren principal como el de morro alcanzaron las posiciones de tren arriba y bloqueado y tren abajo y bloqueado.
- Las indicaciones en cabina del tren principal izquierdo y tren de morro eran correctas y coherentes con la posición física del tren.

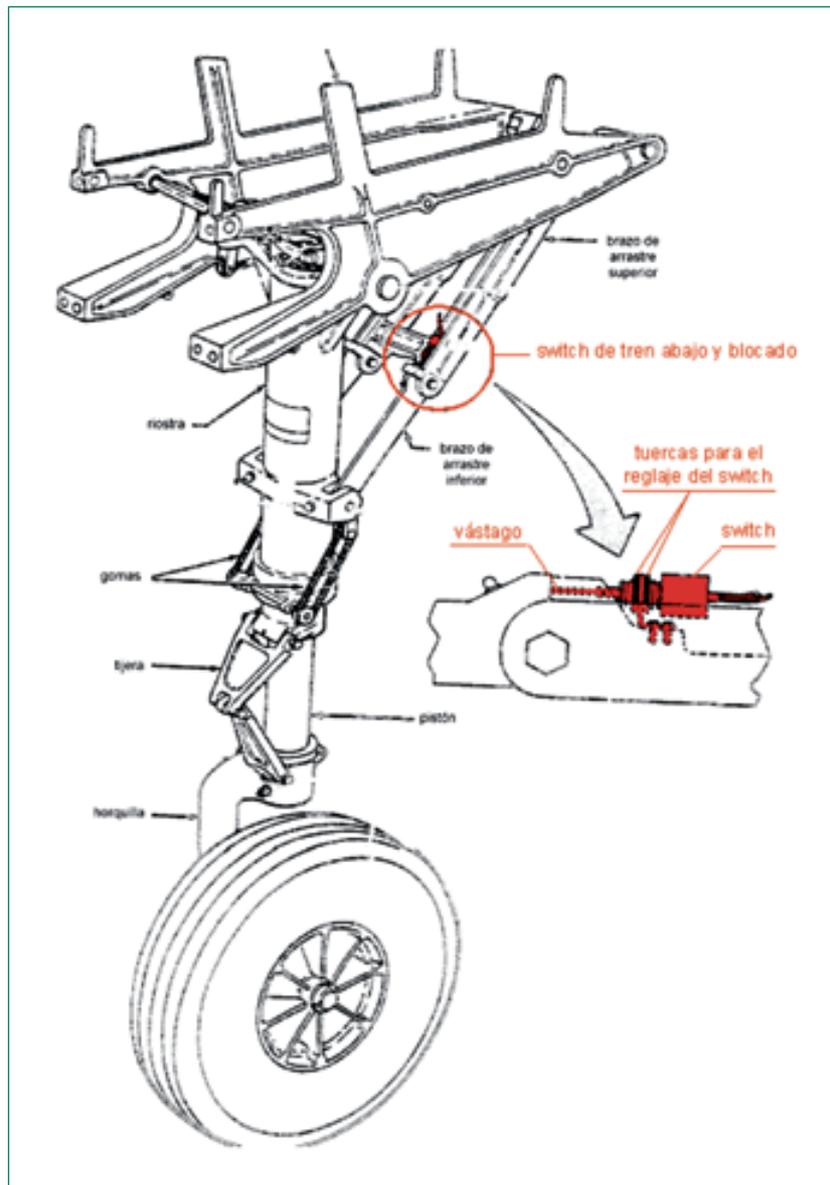


Figura 3. Conmutador del tren de abajo y bloqueado del tren principal

- La indicación en cabina del tren principal derecho daba indicaciones erróneas: independientemente de la posición del tren (abajo y bloqueado o arriba y bloqueado) daba indicación de tren abajo y bloqueado, es decir, la luz verde permanecía encendida.
- El conmutador de tren abajo y bloqueado del tren principal derecho funcionaba incorrectamente debido a que el desplazamiento del vástago no se producía por suciedad y falta de engrase.

1.7.4 *Funcionamiento del sistema neumático*

A pesar de que la lectura de presión del sistema neumático estaba dentro de tolerancias, se comprobó el correcto funcionamiento del mismo en el caso más crítico, es decir, con inoperatividad total del sistema hidráulico (principal y auxiliar)³. Para ello, se drenó por completo el sistema hidráulico hasta que la presión alcanzó 0 psi y, con una indicación de presión de neumático en 275 psi (valor mínimo de operación) se comprobó que:

- Cuando en el proceso de drenaje del sistema hidráulico la presión descendió a unos 300 psi, el tren de morro se extendió por sí sólo.
- A pesar de que la presión de hidráulico era 0 psi, el sistema neumático fue capaz de extender el tren principal.
- La presión de neumático después de la extensión del tren no había variado respecto a la inicial.

1.8 Información adicional

1.8.1. *Descripción del sistema hidráulico*

Un sistema hidráulico es aquel en el que un líquido bajo presión es utilizado como medio para transportar energía entre dos puntos. Los sistemas hidráulicos permiten accionar elementos de una aeronave que requieren grandes fuerzas para ello. La configuración básica de un sistema hidráulico es la siguiente:

En el caso del Aerocommander 680F, el sistema hidráulico actúa los siguientes elementos (figura 6):

- Los flaps.
- Los frenos.
- El tren de aterrizaje.
- El mecanismo de dirección del tren de morro.

El diseño del sistema permite dos modos de funcionamiento (figura 5):

- Funcionamiento en condiciones normales en las que opera el sistema hidráulico en su conjunto. En estas condiciones el sistema es capaz de operar los flaps, los frenos, el tren y la dirección del tren de morro. La presión de funcionamiento normal del sistema es de 1.000 psi.
- Funcionamiento en condiciones de emergencia en las que opera el sistema hidráulico auxiliar y que permite la operación de los flaps y los frenos. El sistema auxiliar

³ Como se indica en el apartado 1.8, el sistema de aterrizaje está diseñado de tal forma que el sistema neumático, además de ayudar a la extensión del tren principal en condiciones normales de operación, permite, en caso de un fallo del éste, la extensión del tren principal sólo con presión neumática.

entrará en funcionamiento cuando la presión del sistema descienda a 500 ± 30 psi y se desconectará cuando la presión sea 570 ± 30 psi.

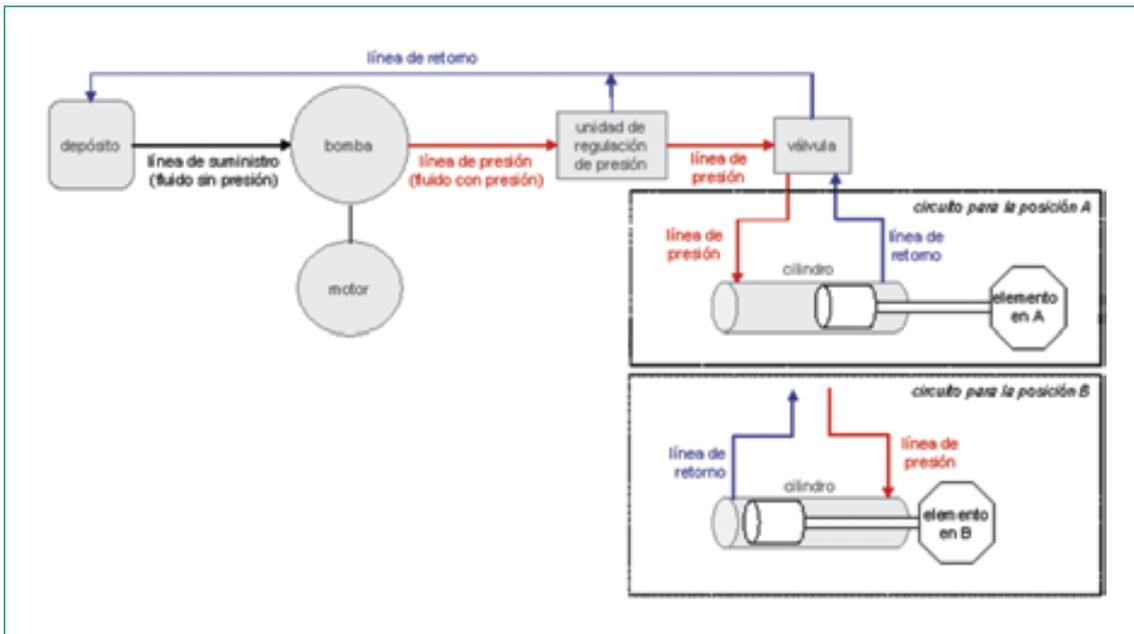


Figura 4. Configuración básica de un sistema hidráulico

Circuito del sistema hidráulico principal (figura 5 y 6):

- El fluido hidráulico es almacenado en un tanque o depósito situado en el plano izquierdo de la aeronave.
- El hidráulico es extraído del depósito, a través de dos válvulas de cierre y de dos líneas de suministro, por dos bombas, cada una movida por un motor, situadas una en cada plano de la aeronave.
- Desde las bombas, el hidráulico, ya con presión, llega a la unidad de regulación de presión que se encarga de mantener la presión del sistema a 1000 psi. En caso de que ésta exceda de 1300 psi, existe una válvula de alivio que permite liberar presión al sistema dirigiendo fluido de retorno al depósito.
- De la unidad de regulación de presión sale la línea de presión del sistema que llega a:
 - Las dos válvulas de frenos (una para cada tren principal).
 - La válvula de tren.
 - La válvula de flaps.
- Para cerrar el circuito, existen líneas de retorno de fluido desde las válvulas y la unidad de regulación de presión hasta el depósito.
- Las líneas que conectan las válvulas con los elementos asociados a cada una, no se denominan líneas de presión y de retorno como en la parte anterior del sistema, sino que estas líneas, según la posición que se quiera provocar en el elemento, actúan de retorno o de línea de presión, según el caso. Por este motivo, reciben el nombre

del movimiento que provocan cuando se dirige fluido a presión por ellas, como por ejemplo, línea de tren arriba o línea de frenos.

Circuito del sistema hidráulico auxiliar (figuras 6 y 7):

- Cuando la presión del sistema alcanza los 500 ± 30 psi, un conmutador de presión pone en funcionamiento una bomba auxiliar situada en el plano izquierdo.
- Esta bomba extrae fluido de una «reserva» situada en la parte inferior del depósito de hidráulico, a través de una línea de suministro.
- Desde la bomba auxiliar, sale la línea de presión de emergencia que llega a:
 - Las dos válvulas de frenos.
 - La válvula de flaps.
- El circuito se cierra con las líneas de retorno que conectan las válvulas con el depósito. Estas líneas de retorno son las mismas que las utilizadas en condiciones normales.
- Desde las válvulas hasta los elementos asociados a ellas, las líneas corresponden a las utilizadas cuando el sistema funciona en condiciones normales.
- Además de activarse el circuito de hidráulico auxiliar en caso de que la presión de hidráulico descienda de 1.000 a 500 psi, la bomba auxiliar funciona antes de encender motores para permitir la operación de los frenos y flaps.

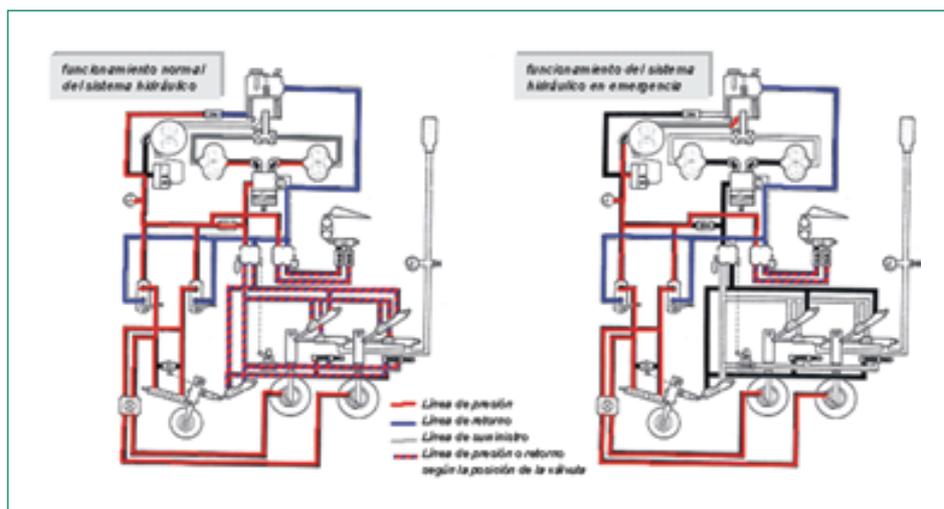


Figura 5. Modos de funcionamiento del sistema hidráulico

1.8.2. Descripción del sistema neumático

El sistema hidráulico de esta aeronave se complementa con un circuito neumático, que funciona en unos rangos de presión entre 275 y 350 psi, y que ayuda en el proceso de extensión del tren principal tanto en condiciones normales como en caso de fallo del sistema hidráulico (ver apartado 1.8.3).

El circuito del sistema neumático es el siguiente (figura 7):

- El aire a presión es almacenado en un depósito.
- Desde el depósito salen dos líneas que se dirigen a cada uno de los denominados cilindros de emergencia del tren principal.
- El sistema se completa con un indicador de presión de neumático situado en la línea de unión entre el depósito y el cilindro.

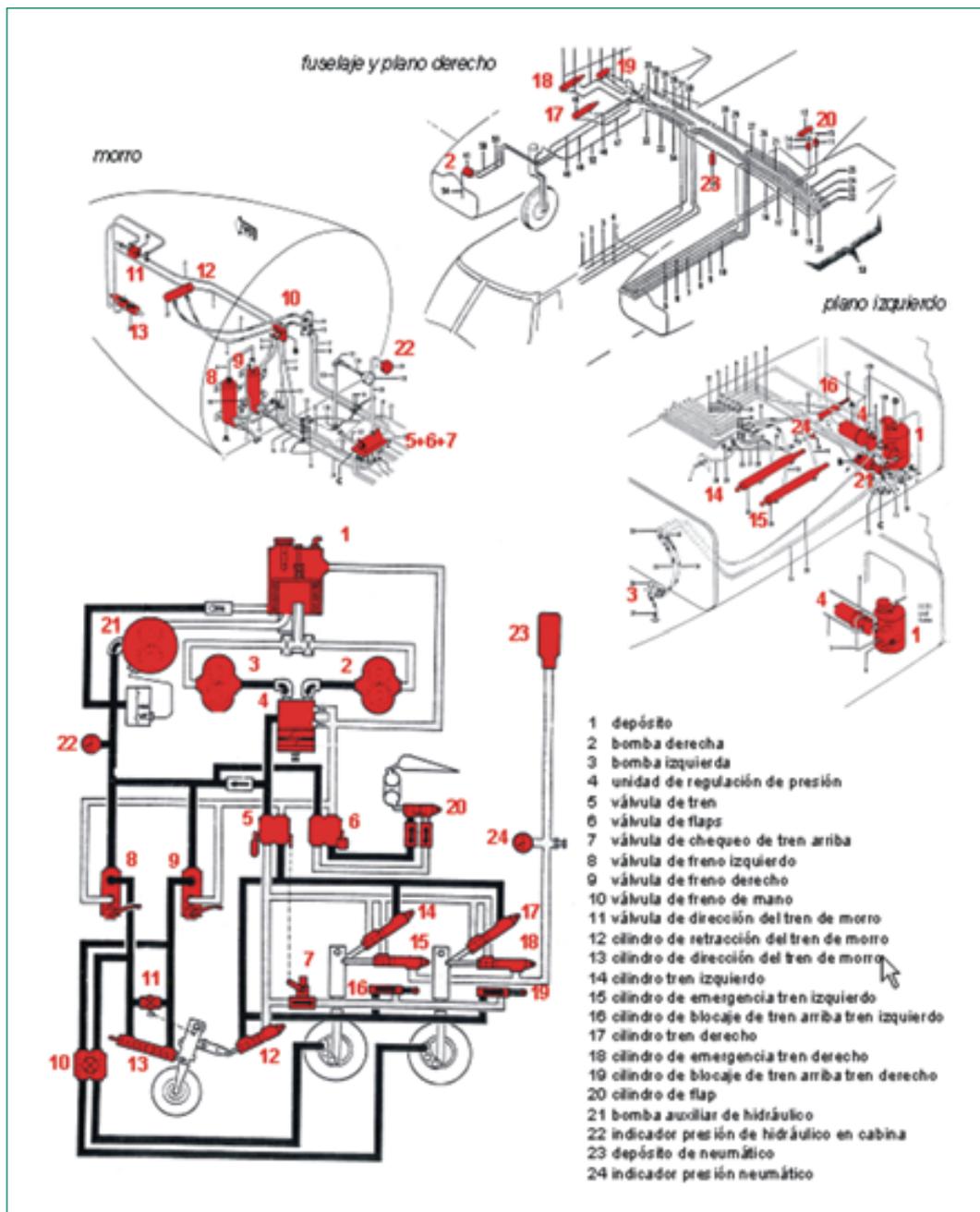


Figura 6. Esquema y ubicación de los elementos del sistema hidráulico y neumático del AC680F

1.8.3. Descripción del tren de aterrizaje y sistema de indicación en cabina

La aeronave está equipada con un tren triciclo retráctil formado por un tren principal de dos patas y una rueda de morro dirigitible.

1.8.3.1. Funcionamiento del tren de morro (figura 8)

- La retracción y extensión se realizan por presión del sistema hidráulico principal.
- Ambos movimientos se inician a partir de la colocación, en cabina, de la palanca de tren en la posición de GEAR UP o GEAR DOWN según corresponda. Esto provoca que la válvula de tren (número 5 en la figura 6) dirija presión de hidráulico hacia el puerto correspondiente del cilindro de retracción del tren de morro (número 12 en la figura 6).
- Una vez ha subido el tren, no existe ningún mecanismo de bloqueo adicional más allá de la presión del sistema. En el caso de producirse algún fallo de funcionamiento del sistema hidráulico la falta de presión en el sistema provocará el descenso del tren de morro.
- El bloqueo en la posición de tren extendido se realiza por configuración geométrica de los elementos mecánicos de la pata.

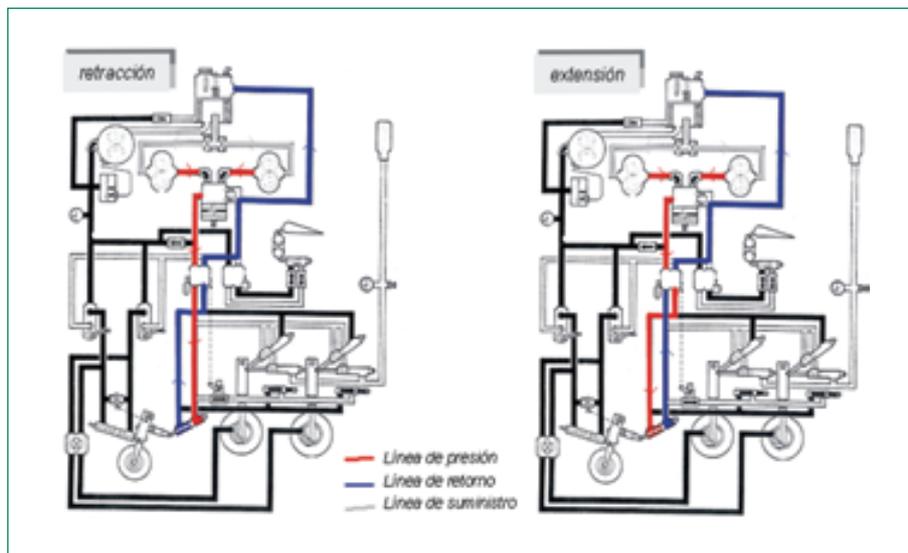


Figura 7. Funcionamiento del tren de morro

1.8.3.2. Funcionamiento del tren principal (figuras 9 y 10)

- 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 (número 5 en la figura 6) dirige fluido con presión al puerto correspondiente de los cilindros «normal» y de «emergencia» de cada pata (números 14, 15, 17 y 18 en la figura 6).
- 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.

— El bloqueo en la posición de retracción del tren, a diferencia del tren de morro, se realiza mediante un mecanismo específico formado por:

- Una válvula de chequeo de tren arriba (número 7 en la figura 7).
- Cilindro hidráulico de bloqueo de tren arriba (número 16 y 19 en la figura 7).
- Un muelle.
- Un conmutador de tren arriba y bloqueo.

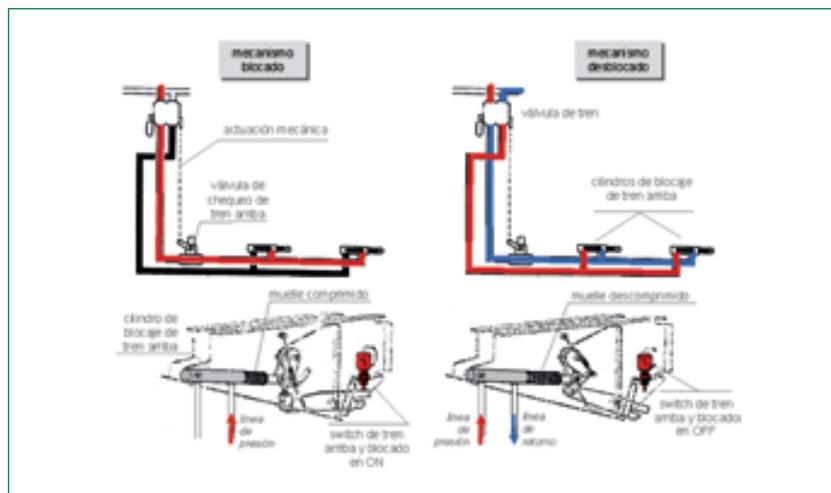


Figura 8. Mecanismo de bloqueo del tren principal en la posición de UP

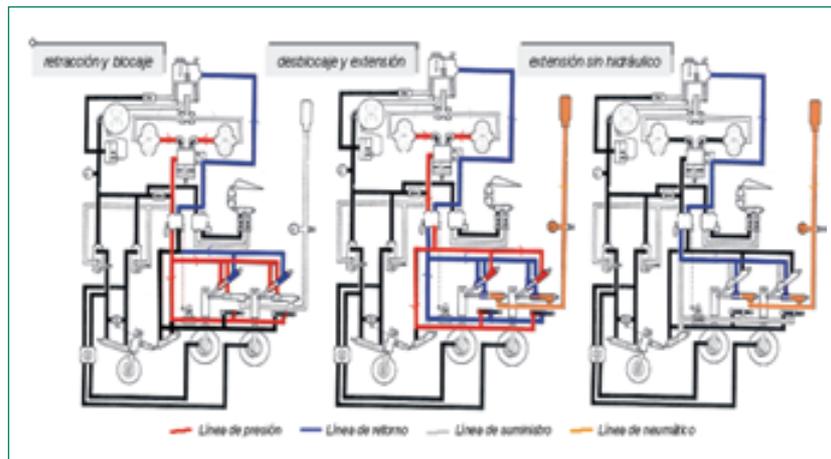


Figura 9. Funcionamiento del conmutador del tren principal

— En la posición de GEAR UP, la válvula de chequeo de tren arriba, que está unida mecánicamente a la válvula de tren, se cierra «atrapando» la presión entre la válvula y los cilindros de bloqueo previniendo el desbloqueo y caída del tren incluso en caso de pérdidas de presión en el sistema. Cuando la palanca de tren en cabina se

posiciona en GEAR DOWN, la válvula de chequeo se abre y la presión de hidráulico, junto con la presión del muelle, permiten el desbloqueo del tren.

- El bloqueo en la posición de tren extendido se realiza por configuración geométrica de los elementos mecánicos de la pata, es decir, por el ajuste del sobrecentro (brazos de arrastre superior e inferior y las gomas) (ver figura 3).

En la tabla siguiente se resumen los mecanismos que permiten la recogida, extensión y bloqueo del tren de aterrizaje en esta aeronave:

Operado por ⁴ :				
Elemento y estado		En condiciones normales	En emergencia fallo SHP	En emergencia fallo SHA
Tren de morro	Recorrido	SHP	—	—
	Extendido	SHP	Libremente	Libremente
Tren principal	Recorrido	SHP+mecanismo bloqueo	—	—
	Extendido	SHP + SN	SN	SN
	Freno	SHP	SHA	—

1.8.3.3. 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.
- 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.

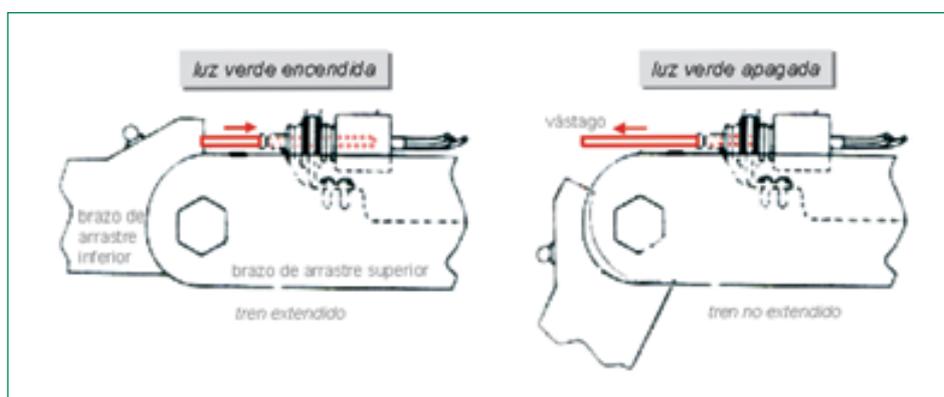


Figura 10. Funcionamiento del conmutador del tren abajado y bloqueado

⁴ SHP: Sistema Hidráulico Principal.
SHA: Sistema Hidráulico Auxiliar.
SN: Sistema Neumático.

- Cada luz verde tiene asociado un conmutador de abajo y bloqueado (ver figura 4) situado en la zona de unión entre el brazo de arrastre superior e inferior del tren.
 - Cada conmutador tiene un vástago que se desplaza 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 conmutador del brazo de arrastre inferior del tren y asegurar el contacto.
- Luz roja:
- Da información del conjunto de las tres patas.
 - Cuando la luz roja se ilumina indica que las tres patas se encuentran en la posición de arriba y bloqueado.
 - La luz roja tiene asociados tres conmutadores de arriba y bloqueado (ver figura 8) que forman un circuito. Cuando alguna de las patas no está en la posición de arriba y bloqueada, el es no cierra el circuito y la luz roja permanecerá apagada, aunque las otras dos patas estén bloqueadas.

1.8.4. Descripción de tareas de mantenimiento

A continuación se describen las condiciones de operación y actividades de chequeo (establecidas en el Manual de Vuelo y en el Manual de Mantenimiento) que afectan a los sistemas que mostraron problemas de funcionamiento durante el vuelo y en las inspecciones posteriores.

1.8.4.1. Manual de vuelo

- Limitaciones:
- Máxima velocidad para extender el tren: 156 nudos de velocidad calibrada.
- Revisión prevuelo:
- Comprobar que los muelles de los cilindros de bloqueo de tren arriba (los de la figura 9) no están rotos.
- Comprobar que la presión de aire está entre 275-350 psi.
- Antes de encender motores:
- Presión de hidráulico: 500 psi mínimo.

Nota: con los dos motores inoperativos, la bomba auxiliar de hidráulico proporciona, automáticamente, presión para la operación de los frenos y los flaps cuando el MASTER switch está colocado en las posiciones de BATTERY o EXT. POWER. Comprobar la operación de esta bomba aplicando frenos varias veces y observando las indicaciones de presión de hidráulico. La bomba auxiliar debe reemplazar la presión a 500 psi cuando los frenos son liberados. Es normal para esta bomba funcione una

vez cada dos segundos. Con el freno de mano, la bomba debe dejar de funcionar. Si no lo hace, es que existen fugas menores en los sistemas de frenos y flaps.

— Encendido de motores:

- Comprobar la operación de la bomba de hidráulico (cada motor por separado).

Nota: para comprobar una bomba de hidráulico, aplicar numerosas veces los frenos con un solo motor funcionando. La bomba de hidráulico debe mantener la presión normal en unos 1000 psi.

1.8.4.2. Manual de mantenimiento

— Tren principal:

- Las 2 gomas (*bungees*) que hay en cada tren principal ayudan a pasar el sobrecarga a los brazos de arrastre y bloquear el tren cuando éste está extendido. Estas gomas deben mantenerse en buenas condiciones y reemplazarse cada 6 meses. Cuando se hizo la inspección a la aeronave, la compañía había sustituido y tirado estas gomas por precaución, según la compañía, y por lo tanto, no se pudo comprobar el estado en que se encontraban éstas en el accidente.

— Tren principal: chequeo operacional (después de la instalación del tren se deben realizar las siguientes comprobaciones):

- Poner la aeronave en gatos
- Desconectar la presión de entrada y salida de la bomba derecha y conectarlos a una bomba auxiliar capaz de producir 1000 psi.
- Con la bomba a 1000 psi, poner la palanca en GEAR UP. El tren debe subir y actuar el bloqueo.
- Inspeccionar el tren en la posición de arriba.
- La luz roja debe iluminarse. Si no se ha iluminado, comprobar los conmutadores para determinar cuál de ellos es el que no está cerrando el circuito.
- Desconectar la bomba auxiliar y drenar hidráulico hasta que la presión sea 0 psi:

a) El tren debe permanecer en la posición de arriba debido a la válvula de chequeo de tren arriba instalada en la línea de hidráulico que va hacia el cilindro de arriba y bloqueado.

b) En el caso de que el tren no permanezca arriba, la válvula de chequeo está mal o hay mal sellaje en el cilindro de bloqueo de tren arriba que permite que la presión de hidráulico se escape por el circuito de retorno.

- Con el tren arriba, colocar la palanca en la posición de DOWN. El bloqueo debe «liberarse» y el aire a presión del cilindro de emergencia debe hacer que el tren baje y bloquee.

- Las tres luces verdes deben iluminarse. Si alguna de las luces no se ilumina, ajustar los conmutadores.
 - Conectar la bomba de hidráulico auxiliar y hacer trabajar el tren tres veces para cerciorarse de su correcto funcionamiento. Comprobar que el tren está abajo y bloqueado, colocar el MASTER switch en la posición de OFF, y la palanca de tren en OFF con la lengüeta de seguridad.
 - Quitar los gatos de la aeronave.
- Sistema de indicación del tren: ajuste de los conmutadores
- Poner la aeronave en gatos.
 - Asegurarse de que el tren principal está en la posición de abajo y bloqueado.
 - Colocar el MASTER switch en la posición de BATTERY y comprobar que las luces verdes están encendidas.
 - Ajustar los conmutadores de tren abajo (luz verde) de la siguiente forma (para conseguir que el conmutador se mueva en la dirección deseada se suelta una tuerca y se aprieta otra):
 - a) Mover hacia arriba el conmutador girando la tuerca inferior hasta que la luz verde se haya apagado.
 - b) Mover el conmutador hacia abajo girando la tuerca inferior hasta que la luz verde se ilumine.
 - c) Girar la tuerca superior una vuelta completa más y ajustar la tuerca inferior. Con esto se asegura la actuación del conmutador cuando el brazo de arrastre pase el sobrecentro .
 - d) Retraer el tren. La luz roja debe iluminarse.
 - e) Si la red roja no se ilumina, comprobar el funcionamiento de los tres conmutadores de tren arriba y bloqueado para determinar cual no está cerrando el circuito y ajustarlo de igual forma que lo explicado antes.

1.8.4.3. Última revisión de mantenimiento

Las inspecciones y chequeos antes de iniciar cualquier vuelo, establecidas en el Manual de Vuelo, fueron realizadas, según la tripulación, antes del accidente sin detectar ningún tipo de anomalía.

En el mes de agosto de 2002 la aeronave fue sometida a una inspección de 100 horas. Desde esta última inspección hasta la fecha del accidente la aeronave sólo había volado 24 horas. En esta revisión se comprobó, entre otras cosas:

- Condición del tren de aterrizaje (partes del tren, cilindros de retracción, conmutador, etc.) y lubricación de los elementos necesarios
- Condición del sistema hidráulico y neumático en su conjunto (líneas, depósito, juntas, bombas, etc.).
- Test de retracción del tren de aterrizaje.

Ninguna de las pruebas realizadas dio resultados fuera de tolerancias.

2. ANÁLISIS

Con objeto de facilitar el análisis, y de acuerdo con la información proporcionada por la tripulación en su declaración, se identifican los siguientes 5 problemas que se produjeron durante el vuelo para afrontar su estudio de forma individual:

Identificación de problemas		
Nº	Descripción	Indicación en cabina
1	El tren no da indicación de arriba y bloqueado en cabina después del despegue.	Luz roja: OFF Luz verde tren derecho: ON Luz verde tren izquierdo: OFF Luz verde tren morro: OFF
2	El tren principal empieza a descender.	Palanca de tren: UP P hidráulico: 700 psi.
3	La presión del sistema hidráulico disminuye durante el vuelo.	P1: 1000 psi P2: 700 psi P3: 350 psi
4	El tren derecho no bloca en la posición de extendido durante la aproximación al aeródromo.	Luz verde tren derecho: OFF Luz verde tren izquierdo: ON Luz verde tren morro: ON
5	El tren derecho se retrae durante la carrera de aterrizaje a pesar de tener indicación en cabina de tren abajo y bloqueado.	Luz verde tren derecho: ON Luz verde tren izquierdo: ON Luz verde tren morro: ON

2.1. Problema 1: No hay indicación de tren arriba y bloqueado

Después del despegue apareció el primer problema del vuelo: tras llevar la palanca de control del tren a la posición de GEAR UP, en cabina no se tenía indicación luminosa de que el tren estuviera arriba y bloqueado (la luz verde del tren derecho permaneció encendida y la luz roja apagada). El piloto realizó tres intentos de subir y bajar el tren para intentar el bloqueo del mismo.

Este problema puede tener su origen en los dos aspectos siguientes:

- Problema 1.1: Por un lado, la fiabilidad de las señales luminosas en cabina.
- Problema 1.2: Por otro lado, el estado físico del tren independientemente de que la información proporcionada en cabina sea la correcta.

2.1.1. Problema 1.1: Indicaciones en cabina incorrectas

El sistema de indicación de tren en cabina de esta aeronave tiene dos circuitos independientes: el de indicaciones de tren abajo y bloqueado (tres luces verdes) y el de indicaciones de tren arriba y bloqueado (una luz roja), sin existir ningún condicionante de operación entre ellos.

Como se comprobó en la inspección, el conmutador del tren principal derecho de abajo y bloqueado funcionaba incorrectamente dando información, fuera cual fuere la posición del tren derecho, de que éste estaba abajo y bloqueado. Esto justifica que en cabina permaneciera la luz verde del tren derecho encendida después del despegue.

Sin embargo, el circuito formado por los tres conmutador de tren arriba y bloqueado funcionaba correctamente según se comprobó en la inspección, y la luz roja, si el tren hubiera estado bloqueado, se habría encendido en cabina, independientemente del estado de las luces verdes.

Por lo tanto, el tren no debió bloquear después del despegue.

2.1.2. *Problema 1.2: No bloqueo del tren*

De acuerdo con la conclusión anterior, el problema del bloqueo del tren queda centrado en determinar por qué la posición real del tren era la de no bloqueo.

El tren de morro es bloqueado arriba por la presión de hidráulico única y exclusivamente, y en caso de pérdidas de presión, éste desciende libremente. Este límite, según se comprobó en las inspecciones está en 300 psi. Con esta información se puede afirmar que, aunque el sistema registrara, después de los tres intentos, una pérdida de presión de 1000 a 700 psi, estos valores no serían suficientes como para que el tren de morro descendiera y, por lo tanto, debía ser el tren principal el que estaba en situación de no bloqueo.

El tren principal, una vez ha sido retraído por la presión del sistema hidráulico, es bloqueado por un mecanismo específico formado por una válvula, unos cilindros hidráulicos, unos muelles y un conmutador de tren arriba y bloqueado (figura 9). De estos cuatro elementos, los tres primeros se encargan de la acción física de bloqueo del tren y el último, el conmutador, es el responsable de la indicación en cabina del estado de bloqueo del tren. De acuerdo con esto, las posibilidades por las que el tren principal puede no bloquear son:

- Problema 1.2.1: Que el tren no suba lo suficiente.
- Problema 1.2.2: Que una vez el tren ha subido, el mecanismo de bloqueo no actúe adecuadamente.

2.1.2.1. **Problema 1.2.1: Retracción insuficiente del tren**

Las posibles causas que pueden dar origen a este problema son:

- Mal funcionamiento de los cilindros de actuación.
- Mal funcionamiento de la válvula de tren.
- Presión de hidráulico insuficiente para que los cilindros suban el tren.

Se descarta que el origen pueda estar en un mal funcionamiento de los cilindros de actuación o de la válvula de tren ya que en las inspecciones realizadas a la aeronave no mostraron ninguna anomalía.

La única opción, por lo tanto, es que la presión del sistema hidráulico no fuera suficiente para levantar el tren y lo dejara en una posición intermedia. Descartando problemas de funcionamiento de los elementos del sistema, y conocida la rotura en la línea de bloqueo de tren arriba, se valora a continuación la posibilidad de que ésta provocara una disminución de la presión suficiente como para no permitir actuar a los cilindros de tren.

En la zona en la que se produjo la rotura, el sistema cuenta con líneas de hidráulico de «tren arriba» y «bloqueo de tren arriba» independientes y separadas. En el momento en que el piloto, después de despegar, seleccionó GEAR UP en cabina, las válvulas de tren y de chequeo de tren arriba debieron actuar inyectando fluido a presión por las líneas de «tren arriba» y «bloqueo de tren arriba» (figura 10). A partir de este momento, se debieron producir, en mayor medida, las pérdidas de fluido por la línea perforada y la disminución de la presión del sistema, aunque ésta con un cierto retardo (ver problema 3).

Se conoce por la tripulación que, después de los tres intentos de retraer el tren, la presión había descendido a 700 psi. Aunque la presión de trabajo normal del circuito es de 1.000 psi, los cilindros de tren deben tener un margen de actuación que permitirá la retracción del tren incluso con valores menores de la presión nominal de trabajo. Como este margen de actuación se desconoce, no se puede determinar con certeza si en estos rangos de presión (entre 1.000 y 700 psi), los cilindros fueron capaces de subir el tren, aunque es razonable pensar que en los primeros intentos, en que la presión debía ser cercana a la nominal, el sistema pudo retraer el tren por completo.

2..1.2.2. Problema 1.2.2: No actuación del mecanismo de bloqueo

El mecanismo de bloqueo de esta aeronave evita que, con la palanca de tren en la posición de GEAR UP, el tren se desbloquee y descienda hasta que se seleccione la posición de GEAR DOWN en cabina.

Esto se consigue mediante una válvula de chequeo de tren arriba que, en la posición de GEAR UP se cierra y «bloquea» el circuito que se encuentra entre ella y los cilindros de bloqueo de tren arriba (figura 9). Por eso, incluso si fuera del circuito se producen pérdidas de presión, el tren no se desbloquea hasta que la palanca de tren cambia a GEAR DOWN y la válvula se abre.

De acuerdo con esto, el fallo de este mecanismo se podría producir por:

- Mal funcionamiento de la válvula de chequeo de tren arriba.
- Mal funcionamiento del muelle asociado al cilindro de bloqueo.

- Fugas en los anillos que sellan el cilindro de bloqueo de tren arriba provocando pérdidas de hidráulico.
- Rotura en la línea de hidráulico.

Las tres primeras posibilidades se descartan porque en las pruebas a la aeronave, el mecanismo de bloqueo funcionaba correctamente y, en el caso del muelle, además, fue revisado en la inspección prevuelo.

La rotura que existía en la línea de hidráulico de bloqueo de tren arriba es la que, con toda probabilidad, debió causar el fallo en el mecanismo de bloqueo, impidiendo que llegara al cilindro de bloqueo suficiente líquido a presión como para que el mecanismo funcionara correctamente (incluso suponiendo que el tren llegara a alcanzar la posición de retracción total que, como se ha explicado anteriormente, no se puede confirmar).

2.2 Problema 2: Descenso del tren principal

Después de aparecer los problemas para bloquear el tren después del aterrizaje, y tras realizar tres intentos de subir y bloquear el tren, la tripulación vio como el tren principal visible desde la cabina, empezó a descender estando la palanca de tren en posición de «tren arriba».

El descenso del tren principal, sólo se puede producir cuando no está actuando el mecanismo de bloqueo. Esta situación se ha analizado en el problema 1.2 y las conclusiones son igualmente aplicables.

3.3 Problema 3: Disminución de la presión de hidráulico

Después del despegue y tras comprobar que el tren principal, además de no bloquear, había descendido incluso con la palanca de tren en la posición de GEAR UP, la tripulación detectó que las indicaciones de presión de hidráulico en cabina habían pasado de 1.000 psi a 700 psi. Decidieron regresar al aeródromo y comprobaron que la presión seguía disminuyendo.

La pérdida de presión paulatina en un sistema hidráulico puede estar originada por:

- Mal funcionamiento de la unidad de regulación de presión o de las bombas que sean incapaces de mantener la presión del sistema.
- Pérdida de fluido hidráulico en el sistema.

Las inspecciones realizadas a la aeronave mostraron que la tubería de hidráulico de la línea de bloqueo de tren arriba (figuras 2 y 11), que une la válvula de chequeo de tren arriba y los cilindros de bloqueo, presentaba una perforación visible a simple vista por la que el sistema perdió hidráulico durante el vuelo del accidente.

La pérdida de fluido en el circuito es perceptible, de forma inmediata, en el depósito ya que el retorno de fluido es menos cuantioso de lo que debería y, por lo tanto, el nivel de fluido va disminuyendo. Sin embargo, aunque el nivel en el depósito sea bajo, mientras llegue fluido a las bombas y éstas puedan realizar su trabajo, la presión seguirá siendo la nominal, es decir, 1.000 psi, hasta que el suministro de fluido sea tan escaso que las bombas no puedan operar y entonces la pérdida de hidráulico quedará reflejada en una disminución de la presión (tanto más rápida en función del tipo de rotura).

De acuerdo con esto, en el vuelo del suceso se debió perder hidráulico desde el inicio de la operación de la aeronave, aunque debió ser en la fase en la que el piloto retrajo el tren en tres ocasiones, cuando se debió producir la pérdida principal de fluido.

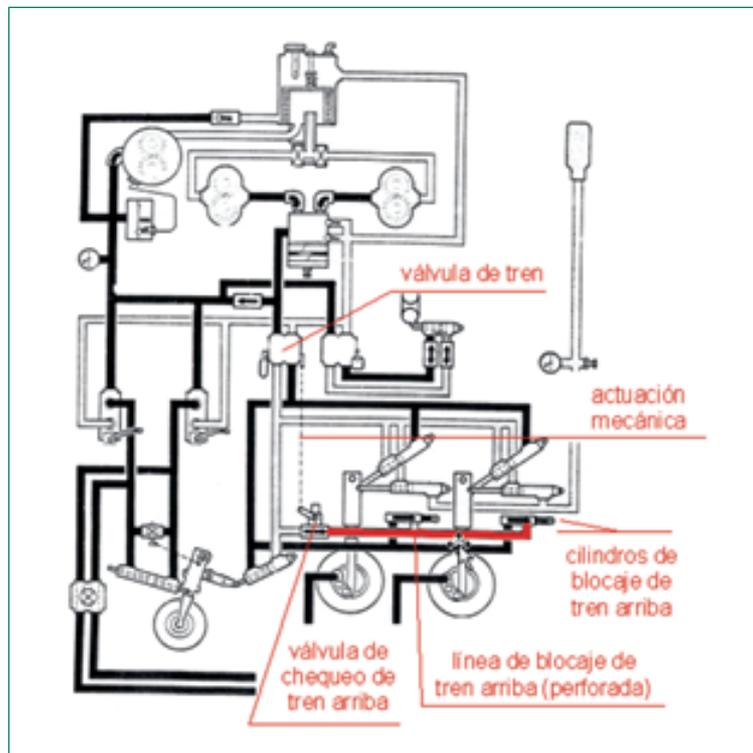


Figura 11. Línea de bloqueo perforada

La importante perforación que mostraba la tubería fue la causa de que, a pesar de no notar ninguna disminución de presión al principio, pocos minutos después del despegue se iniciara el descenso de la presión y éste se produjera de una forma muy rápida.

Como comentario adicional a la hipótesis de que la pérdida de hidráulico se debió producir totalmente antes de que el piloto notara el descenso de la presión, cabe indicar el papel del sistema hidráulico auxiliar. Cuando la presión descendiera a 500 psi, el sistema hidráulico auxiliar se debió poner en marcha. Este sistema, como se ha explicado en el apartado 1.8.1, no suministra fluido a la válvula de tren, es decir, deja «inactiva» esta parte del sistema (incluida la tubería perforada) ya que hay otros mecanismos que aseguran la extensión del tren. Por lo tanto, en este caso, el sistema auxiliar habría man-

tenido la presión en su rango de actuación y no se hubieran seguido produciendo pérdidas. La única explicación a que la presión siguiera disminuyendo es que la pérdida de fluido se había producido con anterioridad.

2.4 Problema 4: No bloqueo del tren en la posición de extendido

Durante la aproximación al aeródromo y con la palanca de tren seleccionada en la posición de GEAR DOWN, la indicación en cabina correspondiente al tren derecho volvió a dar problemas indicando que el tren no se encontraba en la posición de abajo y bloqueado. Como visualmente comprobaron que el tren se desplazaba, realizaron una serie de maniobras para conseguir bloquear el tren y, finalmente consiguieron que la indicación en cabina fuera de tren derecho abajo y bloqueado, según la tripulación.

La extensión y bloqueo del tren, al igual que en el problema 1, se analiza desde dos aspectos:

- Problema 4.1: La indicación en cabina.
- Problema 4.2: La posición del tren independientemente de la información en cabina.

2.4.1. Problema 4.1: Indicaciones en cabina

La información del estado del tren de aterrizaje en la posición de extensión del mismo, se realiza por medio de un conmutador de abajo y bloqueado que enciende su correspondiente indicador verde en cabina cuando el vástago es presionado por el brazo de arrastre inferior del tren. Esta situación sólo se da cuando el tren está extendido y los brazos de arrastre están alineados. En cualquier otra situación, el vástago no presiona los contactos y la luz verde permanece apagada (figuras 3 y 10).

En el caso de esta aeronave se comprobó que, en el conmutador de abajo y bloqueado del tren derecho, por motivos de falta de engrase y suciedad acumulada, el vástago no tenía movimiento y daba siempre indicación de tren abajo y bloqueado (como ocurrió en el problema 1).

En este caso y según la declaración de la tripulación, por algún motivo que se desconoce, durante el vuelo el vástago debió dejar de hacer contacto y la luz verde del tren derecho se apagó, presentando de nuevo problemas para indicar una nueva situación.

Finalmente, consiguieron indicación en cabina de tren derecho abajo y bloqueado y aterrizaron, aunque parece poco fiable la información proporcionada por el conmutador en esas condiciones y, por lo tanto, es poco probable que el tren estuviera bloqueado realmente.

2.4.2. Problema 4.2: Bloqueo del tren

Aquí, el problema se divide ya que la extensión y el bloqueo del tren se realizan mediante mecanismos distintos y, por lo tanto, puede producirse:

- Problema 4.2.1: Que el tren no se extienda lo suficiente.
- Problema 4.2.2: Que aunque se haya extendido, no se bloquee.

2.4.2.1. Problema 4.2.1: Extensión insuficiente del tren

La extensión del tren principal en esta aeronave se realiza en condiciones normales mediante la actuación de dos cilindros que son movidos por el sistema hidráulico y por el sistema neumático. En el caso de un fallo total del sistema hidráulico, el cilindro de «emergencia» que tiene cada pata de tren principal, es capaz sólo con presión de neumático de extender el tren (figura 9).

Las lecturas realizadas después del accidente mostraban que la presión de aire estaba dentro de tolerancias y las pruebas de extensión del tren sin presión de hidráulico indicaron que los cilindros funcionaban correctamente.

Por lo tanto, incluso en las condiciones más desfavorables en que la presión de hidráulico hubiera sido 0 psi, el sistema neumático debió ser capaz de extender el tren principal y, la única opción es que los elementos físicos del tren ofrecieran demasiada resistencia a la extensión y ésta no se produjera por completo.

2.4.2.2. Problema 4.2.2: No bloqueo del tren

Una vez que el tren ha sido extendido, bien por hidráulico y neumático o bien sólo mediante neumático, el bloqueo en esta posición se realiza por configuración geométrica de los elementos físicos que componen el tren. Los brazos de arrastre inferior y superior sobrepasan una determinada posición que impide, junto con la ayuda de las gomas, la retracción del tren, es decir, actúa el sobrecentro.

Por lo tanto, suponiendo que el tren pudo extenderse completamente, parece probable que la causa del no bloqueo del tren principal derecho se encuentre en:

- Rotura o defectos en los brazos de arrastre.
- Mal estado de las gomas.
- Excesivo rozamiento.

En las pruebas que se realizaron con posterioridad, los brazos de arrastre estaban en perfectas condiciones y no mostraron ningún funcionamiento inadecuado.

Las gomas habían sido cambiadas y desechadas después del accidente, según la compañía como medida preventiva, por lo que no se pudo comprobar el estado de las mismas.

Por último, la falta de engrase que pudiera haber provocado el excesivo rozamiento entre los elementos del tren, pudo haberse dado en este caso. El hecho de que el conmutador de tren abajo y bloqueado, que se encuentra en la unión de los dos brazos de arrastre, presentara problemas de funcionamiento por acumulación de suciedad y falta de engrase, puede apoyar esta opción.

Problema	Análisis	Conclusiones
<p>(1) No hay indicación de tren arriba bloqueado</p>	<p>(1.1) Por indicación incorrecta en cabina</p> <p>(1.2) Por no bloqueo del tren arriba</p> <p>(1.2.1) Porque ten no suba lo suficiente</p> <p>(1.2.2) Porque no actúe mecanismo de bloqueo</p> <p>Cilindros no OK Válvula no OK Presión insuficiente</p> <p>Válvula chequeo no OK Muelle no OK Fugas cilindro bloqueo Rotura línea hidráulico</p>	<p>El tren principal no blocó en la posición tren arriba.</p> <p>No se puede confirmar si el sistema fue capaz de retraer el tren.</p> <p>Aunque el tren llegara a subir, el mecanismo de bloqueo no pudo actuar.</p>
<p>(2) Descenso del tren principal</p>	<p>Idem 1.2</p>	<p>Idem 1.2</p>
<p>(3) Disminución de la presión hidráulico</p>	<p>Por mal funcionamiento de la unidad de regulación de presión</p> <p>Por mal funcionamiento de las bombas</p> <p>Pérdida del fluido hidráulico</p>	<p>La rotura en la línea de bloqueo fue la causante de la disminución de presión.</p> <p>Cuando la presión empezó a descender, la cantidad de fluido debía ser prácticamente «nula».</p> <p>Durante los 3 intentos de subir y bajar el tren se debió perder el hidráulico.</p>
<p>(4) No bloqueo del tren en la posición</p>	<p>(4.1) Por indicación en cabina incorrecta</p> <p>(4.2) Por no bloqueo de tren</p> <p>(4.2.1) Por no extensión total del tren</p> <p>(4.2.2) Por no actuación del bloqueo</p> <p>Fallo neumático El sistema neumático</p> <p>Brazos arrastre no OK Gomas no OK Excesivo rozamiento</p>	<p>Indicación en cabina de tren derecho abajo y bloqueo no OK por suciedad en el conmutador.</p> <p>No se puede confirmar el estado de bloqueo del tren derecho.</p> <p>Excesivo rozamiento tenía presión para extender el tren.</p> <p>No se puede descartar que el bloqueo haya sido por las gomas.</p> <p>Por coincidencia de problemas no se puede descartar que el no bloqueo haya sido por falta de engrase del tren.</p>
<p>(5) Retracción del tren derecho</p>	<p>Idem 4.2.2</p>	<p>Idem 4.2.2</p>

2.5. Problema 5: Retracción del tren derecho durante la carrera de aterrizaje

El último problema que ocasionó los daños a la aeronave fue la retracción del tren derecho durante la carrera de aterrizaje a pesar de tener indicación en cabina de tren abajo y bloqueado.

Como se ha comentado en el estudio del problema 4.1, las indicaciones del conmutador del tren derecho de abajo y bloqueado no parecen muy fiables y aunque en cabina la tripulación viera la luz verde encendida, no era garantía de que el tren estuviera bloqueado.

A partir de ahí, y con las mismas consideraciones que las realizadas en el apartado 4.2.2, es probable que el tren nunca llegara a bloquearse bien por defecto en las gomas o bien por exceso de rozamiento entre las partes que impidiera la correcta actuación del sobrecentro.

3. CONCLUSIONES

3.1. En relación al conmutador

- La aeronave tenía problemas de indicación del estado de extensión y bloqueo del tren principal derecho debido a la falta de libertad de movimiento del vástago del conmutador.
- El vástago, tras ser limpiado y engrasado, volvió a funcionar correctamente.
- El conmutador está colocado entre el brazo de arrastre superior e inferior del tren de aterrizaje, elemento que, por su propia naturaleza, es sometido a engrase de forma continua como parte de su mantenimiento preventivo.
- La última revisión que incluía una comprobación del estado del conmutador se realizó 6 meses antes (inspección de 100 horas) y desde entonces la aeronave sólo había volado 24 horas, por lo que es posible que durante este tiempo se produjera la acumulación de «suciedad» en el vástago que impidió su correcto funcionamiento.
- El mal funcionamiento de este conmutador explica las indicaciones que tenía la tripulación en cabina después del despegue y antes del aterrizaje que no garantizaron la correspondencia con el estado real del tren.

3.2. En relación a la tubería de hidráulico

- El sistema hidráulico de la aeronave presentaba una perforación en la tubería que une la válvula de chequeo de tren arriba y los dos cilindros de bloqueo.
- Esta tubería fue la causante de que el sistema perdiera hidráulico así como de la disminución de la presión.

- La fuga se debió producir, sobre todo, en la primera parte del vuelo en la que la tripulación extendió y retrajo el tren en tres ocasiones, vaciando prácticamente por completo el sistema. La gran perforación que presentaba la tubería hizo que este proceso fuera muy rápido y que poco después de iniciarse la fuga, esta se notara en la disminución de presión.
- Todo el sistema hidráulico fue comprobado en la última revisión de 100 horas realizada 6 meses antes del accidente.
- La falta de líquido y de presión debió ser la causa, con toda probabilidad, de la falta de bloqueo del tren después del despegue.

3.3. En relación a la retracción del tren principal derecho

- La falta de bloqueo del tren principal derecho, que provocó su retracción durante la carrera de aterrizaje, no tiene su origen en el fallo del sistema hidráulico.
- De acuerdo con las inspecciones y las condiciones prevuelo declaradas por la tripulación, el sistema neumático debió funcionar perfectamente y asegurar, por lo tanto, la extensión del tren principal.
- Los problemas de bloqueo pudieron venir o bien de un mal funcionamiento de las gomas que ayudan a la actuación del sobrecentro o bien debido a un excesivo rozamiento entre los elementos físicos del tren por falta de engrase. Aunque no se ha podido verificar ninguna de las dos opciones, la coincidencia en el origen de problemas sufridos por el conmutador de esa misma pata con esta segunda opción, parece dar más posibilidades al excesivo rozamiento que impidió bloquear el tren.
- La escasa operación de la aeronave durante los últimos 6 meses pudo haber provocado que el tren no estuviera en óptimas condiciones de operación.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Lunes, 17 de febrero de 2003; 18:30 horas
Lugar	Aeropuerto de Valencia (Valencia)

AERONAVE

Matrícula	EC-FHH
Tipo y modelo	PIPER PA-28R-180

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-360-B1E
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	28 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	1.400 horas
Horas de vuelo en el tipo	500 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Pata derecha del tren de aterrizaje
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El instructor y un alumno piloto despegaron del aeropuerto de Valencia alrededor de las 16:00 hora local y se dirigieron al aeródromo de Castellón, donde estuvieron haciendo tomas y despegues. Una vez finalizaron estas maniobras, pusieron rumbo al aeropuerto de origen.

Iniciaron la aproximación a la pista 12 del aeropuerto de Valencia y desplegaron el tren de aterrizaje, aunque no se encendieron las tres luces verdes de tren abajo y bloqueado. Por ello, procedieron a retraer el tren y posteriormente lo extendieron de nuevo, encendiéndose en esta ocasión las tres luces verdes, tras lo cual aterrizaron con normalidad.

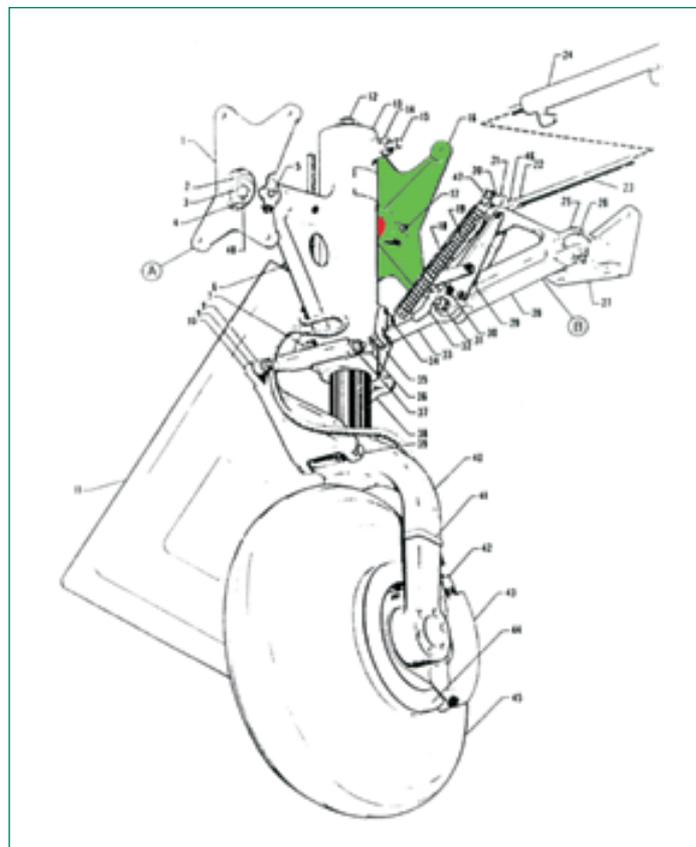


Figura 1. Esquema de la pata (en color rojo el tetón roto)

Una vez reducida la velocidad de la aeronave, el piloto viró a la izquierda a fin de abandonar la pista por la calle de rodaje H-2. Instantes después, encontrándose la aeronave ya en la calle de rodaje, se encendió el aviso luminoso de tren inseguro de la pata derecha, a la vez que la aeronave comenzaba a hundirse de ese mismo lado.

A la vista de ello, el piloto decidió detener la aeronave en ese mismo punto, y seguidamente junto con el alumno piloto la abandonaron.

El Servicio de extinción de incendios acudió al lugar en el que se había detenido la aeronave, aunque no fue necesario el lanzamiento de espuma, ya que no se produjo incendio ni derrame de combustible.

Poco tiempo después llegó personal del mantenedor que, tras efectuar una inspección visual de la pata derecha del tren principal, comprobó que se habían producido roturas en dicho elemento, que impedían el movimiento de la aeronave por sus propios medios.

Dicho personal, con ayuda del Servicio de extinción de incendios del aeropuerto y de la tripulación de la aeronave, procedieron a retirar la aeronave hasta un hangar.

1.2. Lesiones a personas

Ambos ocupantes de la aeronave resultaron ilesos.

1.3. Daños sufridos por la aeronave

Después del incidente se procedió a inspeccionar la pata derecha del tren de aterrizaje, encontrando que se había seccionado uno de los dos tetones sobre los que pivota la pata y el tornillo de unión de dicho tetón a su alojamiento.

1.4. Otros daños

No se produjo ningún otro daño.

1.5. Información sobre la tripulación

El piloto contaba con una licencia válida, títulos de piloto privado y comercial de avión con habilitaciones de monomotores y multimotores terrestres, vuelo instrumental e instructor. Su experiencia de vuelo alcanzaba las 1400 horas, de las cuales alrededor de 500 son en este tipo de aeronave.

1.6. Información de la aeronave

1.6.1. Aeronavegabilidad y mantenimiento de la aeronave

La aeronave disponía de un Certificado de Aeronavegabilidad válido hasta el día 26 de febrero de 2003.

El Manual de mantenimiento de la aeronave indica que cada 100, 500 y 1.000 horas es preciso hacer inspecciones del tren de aterrizaje principal para verificar que se

encuentra en condiciones de seguridad, no requiriéndose el empleo de métodos tales como líquidos penetrantes, ultrasonidos, etc., ni el desmontaje de los elementos que sufrieron la rotura.

En este sentido, conviene indicar que esta aeronave había sido adquirida por el operador en el año 1996, existiendo constancia de que dicha pata no fue desmontada posteriormente.

Las últimas revisiones de mantenimiento a las que había sido sometida la aeronave son las siguientes:

Fecha	Tipo de revisión	Horas aeronave
24-01-2003	(A) 50 horas	9.588:17
18-12-2002	(B) 100 horas	9.538:42
20-11-2002	(A) 50 horas	9.450:20
25-10-2002	(B) 100 horas	9.440:00

1.7. Ensayos e investigaciones

Se enviaron al Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA) para su análisis los siguientes elementos de la pata derecha: el cilindro exterior de la pata, el tetón delantero sobre el que pivota la pata (seccionado y separado), el tornillo de unión de dicho tetón a su alojamiento y el propio alojamiento del tetón delantero con su rótula.



Foto 1. Detalle de la rotura del tetón

1.7.1. Observación visual

En el cilindro exterior de la pata se observó, como carácter más significativo, la rotura del tetón delantero de pivotamiento. Esta rotura aparecía justo a la altura del cambio de sección que se produce en su unión con la pata del tren, a la que va unida mediante un tornillo que cose el tetón con la pata y con su alojamiento. Este tornillo se encuentra en el eje de simetría del tetón y su cabeza va por el exterior del alojamiento y su tuerca de apriete está ubicada en el interior de la propia pata. Tanto el tetón delantero como el tornillo de dicho tetón aparecían rotos.

En el tetón posterior no se observaron marcas o huellas dignas de consideración, pareciendo estar en un correcto estado.

En el conjunto de alojamiento del tetón delantero, que está formado por una pieza en forma de estrella de cuatro puntas, en cuyo interior existe una rótula, se observó, una vez retirada la rótula, una serie de marcas y huellas de apoyo fuerte: una huella circunferencial centrada, así como una serie de huellas de aplastamiento en la parte superior trasera. No se observaron deformaciones plásticas en el alojamiento del tetón, ni en los taladros de paso de los tornillos de fijación de esta pieza al fuselaje.

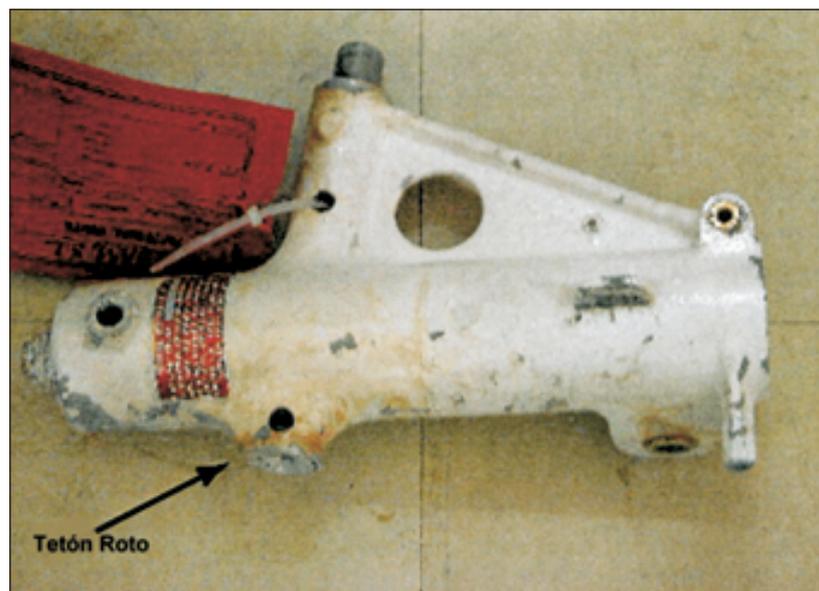


Foto 2. Vista de la pata con el tetón roto

1.7.2. Informe

Los elementos enviados fueron estudiados a nivel macrofractográfico y microfractográfico, además de ser sometidos a ensayos de dureza, llegando a las siguientes conclusiones:

- El pivote delantero de la pata había sufrido una rotura que afectaba al propio tetón delantero de la pata, así como al tornillo de unión de dicho tetón con la rótula de fijación al fuselaje. La rotura del tetón en sí misma, se producía justo a la salida del tetón de la propia pata, mientras que la sección de rotura del tornillo, se encontraba a la altura del primer hilo de rosca ya en el interior de la pata.
- Los caracteres macromorfológicos de la rotura del tetón (ausencia de deformación plástica asociada al proceso de rotura, plano sensiblemente perpendicular al eje del tetón, dos zonas de textura diferenciada: una de tipo suave en la vertical inferior y otra fibrosa-rugosa en el resto), así como los caracteres micromorfológicos (presencia de plataformas y abanicos de planos con estriaciones dúctiles), confirman que la rotura es de tipo progresivo, y se produjo por el mecanismo de fatiga con efecto puramente mecánico, ya que no se ha encontrado en el origen de la misma ningún factor que haya producido el inicio de la grieta por otro mecanismo.
- En el caso del tornillo, los caracteres macromorfológicos y micromorfológicos, confirman igualmente que se trata de otra rotura progresiva producida por el mecanismo de fatiga de alto número de ciclos, siendo la sección de rotura (primer hilo de rosca), la que está sometida a los mayores esfuerzos de tracción.
- No se han detectado anomalías ni en la condición, ni en naturaleza, ni en el estado de los materiales con que han sido fabricados, tanto la pata del tren de aterrizaje, como el tornillo de unión.

2. ANÁLISIS

En cuanto a las hipótesis de rotura, vamos a analizar en primer lugar el supuesto de que la primera rotura hubiera tenido lugar en el tetón. En este caso, parte de las cargas que habitualmente soporta éste, habrían pasado a ser asumidas por el tornillo, en cuyo caso, tendría que soportar sollicitaciones mayores a las previstas. En estas condiciones, de romperse el tornillo, lo más probable es que no lo haga por un mecanismo de rotura progresivo, sino por sobrecarga estática. Como quiera que la rotura del tornillo fue debida a un proceso de rotura progresivo producido por el mecanismo de fatiga, queda como muy poco probable la posibilidad de que la primera rotura tuviera lugar en el tetón.

En lo que respecta al proceso de fatiga del tornillo, en principio, puede tener dos orígenes: un par de apriete inadecuado, o que tanto el tetón como el tornillo se agrietasen simultáneamente bajo este mecanismo, bajo cargas normales de operación.

Ahora bien, si el tornillo hubiera estado apretado correctamente, no habría sufrido cargas cíclicas, y por tanto, un proceso de fatiga, ya que este tipo de cargas son las que originan el fenómeno. En el supuesto de que el par de apriete hubiera sido el adecuado, el tornillo solamente podría haberse visto expuesto a cargas cíclicas (que no se tienen en cuenta al diseñar el tornillo) una vez roto el tetón, que es el supuesto analizado en el primer lugar, y que ha sido desestimado. En consecuencia, la única explicación lógica que cabe para el origen del fenómeno de fatiga en el tornillo, es la existencia un par de apriete inadecuado en el mismo.

A la vista de lo anterior, la hipótesis que aparece como más probable es que ambos elementos, tetón y tornillo, se viesen afectados simultáneamente por un proceso progresivo de fatiga, que fue propiciado por la aplicación de un par de apriete inadecuado en el tornillo.

Por otra parte, hay que tener en cuenta que la ubicación del tornillo, en el interior de un taladro practicado en el eje del tetón, no permite verificar su estado mediante una inspección visual, sin sacarlo de su alojamiento.

3. CONCLUSIONES

A la vista de lo anterior se considera que el par de apriete aplicado al tornillo fue inadecuado, lo que provocó el inicio de fenómenos de fatiga, que afectaron tanto a éste como al tetón, y que finalmente produjeron la rotura de ambos elementos.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Domingo, 22 de junio de 2003; 12:00 horas
Lugar	Término Municipal de Villar de Rena (Badajoz)

AERONAVE

Matrícula	EC-BCG
Tipo y modelo	PIPER PA-25-235

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-540-B2B5
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	31 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	700 horas
Horas de vuelo en el tipo	500 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación		1	
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	No

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos – Agrícola
Fase del vuelo	Maniobrando – Vuelo a baja cota

1 INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

La aeronave despegó, pocos minutos antes del accidente, de una pista eventual situada en el término municipal de Villar de Rena, para realizar un vuelo de abonado sobre un arrozal. Era el primer vuelo sobre esta parcela y desde el comienzo de la jornada había realizado otros 6 vuelos sobre otras parcelas. Había transcurrido media hora desde el vuelo anterior a causa del cambio de parcela. La aeronave llevaba 350 kilogramos de producto en forma de gránulos y aproximadamente 15 galones de combustible. Al llegar a las inmediaciones de la parcela que debía tratar, la aeronave cayó en picado sobre una parcela adyacente.

1.2. Lesiones a personas

El piloto resultó con heridas graves, consistentes fundamentalmente en fracturas de las dos piernas y lesiones en los pulmones, que requirieron un tiempo de hospitalización de aproximadamente un mes y varios meses más de recuperación.

1.3. Daños sufridos por la aeronave.

Algunos de los daños sufridos por la aeronave se enumeran a continuación (fotos 1, 2, y 3):

- Destrucción total de los tanques de producto y de combustible.
- Plegado hacia atrás de los elementos del tren de aterrizaje principal.



Foto 1. Tanques destruidos y plano girado

- Las riostras superiores del ala se desprendieron de su posición y junto con el conjunto del plano se giraron de modo que el extradós del plano tendió a ir contra la parte frontal de la cabina.



Foto 2. Daños en el tren principal

- El motor sufrió daños importantes y se desprendió. Una de las palas de la hélice se dobló.



Foto 3. Daños en el motor y hélice

1.4. Otros daños

Un espacio de aproximadamente 8 metros de largo por 4 de ancho, situado delante de la aeronave, quedó sin plantas de arroz debido al efecto del abono que portaba la aeronave y que se esparció en esa superficie. También se derramó en ese espacio la gasolina y el aceite que llevaba la aeronave (foto 4 y figura 1).

1.5. Información sobre la tripulación

El piloto contaba con una licencia válida hasta el día 14 de diciembre de 2006 y con la habilitación agroforestal válida hasta el día 08 de abril de 2004. Había pasado los reconocimientos médicos correspondientes.

Su experiencia de vuelo era de aproximadamente 700 horas en total, de ellas unas 500 en el tipo.

1.6. Información sobre la aeronave

La aeronave contaba con el certificado de aeronavegabilidad número 682 en vigor, renovado por última vez el día 12 de marzo de 2003 y válido hasta el día 12 de marzo de 2004.



Foto 4. Espacio sin plantas

1.7. Información meteorológica

La situación meteorológica en niveles bajos sobre Extremadura a las 12:00 UTC del día 22 de junio de 2003 era de circulación ciclónica con vientos flojos del sur, bajas pre-

siones relativas con escaso gradiente horizontal y penetración de aire calido del norte de África.

Del METAR de Badajoz de las 10:00 UTC se obtiene que la temperatura era de 28° centígrados, el viento de 4 nudos y dirección 330° y el cielo se encontraba despejado.

De la estación meteorológica de Las Cumbres (situada a unos 15 kilómetros del lugar del accidente) se obtiene que a las 10:00 UTC la temperatura era de 28° centígrados y el viento de 3 nudos y dirección 320°.

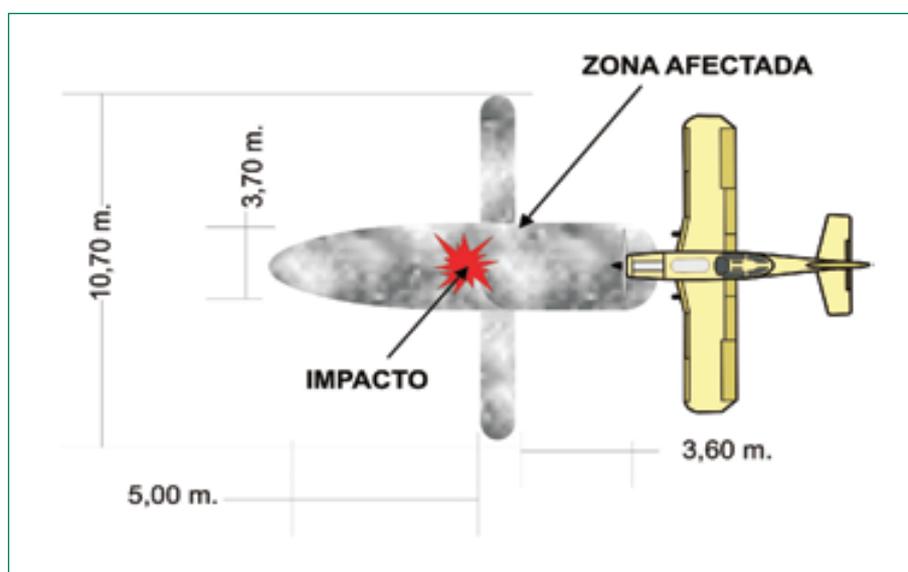


Figura 1

Las temperaturas máximas que se alcanzaron ese día, en estaciones situadas en puntos distantes entre 10 y 20 kilómetros del lugar del accidente, fueron entre 34° y 37° centígrados.

1.8. Información sobre el aeródromo

La pista eventual desde la que despegó la aeronave es de tierra y tiene una longitud de aproximadamente 700 metros por 10 metros de anchura. Está situada a 280 metros de altura, con una orientación de noreste suroeste. El punto donde se produjo el accidente (y también la parcela que iba a tratar) está a unos 4 kilómetros de la pista en dirección noroeste.

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

Las huellas del impacto consistían en la desaparición de las plantas de arroz en un área cuyas formas y dimensiones se pueden ver en la figura 1.

La orientación del eje longitudinal de la aeronave era de oeste noroeste.

Los restos de la aeronave mantuvieron su integridad estructural, excepto el motor que quedó un metro por delante (y un poco a la izquierda) de los restos principales. También estaba separada (aunque prácticamente en su lugar) la tolva de distribución de producto, que luego fue apartada por el personal que acudió en ayuda del piloto, y algunas piezas menores.

1.10. Incendio

No se produjo incendio.

1.11. Supervivencia

El piloto tuvo que ser evacuado de la cabina por los equipos de rescate, los cuales no tuvieron ninguna dificultad especial en poder sacarlo. Se mantuvo consciente en todo momento y fue quien desconectó las magnetos después del impacto. Los cinturones resistieron y no hubo problemas para soltarlos. La palanca del carrete de los cinturones estaba en posición de bloqueo del mismo y los cinturones estaban fijos.

1.12. Ensayos e investigaciones

1.12.1. Inspección de los restos de la aeronave

Estaba actuada la descarga de emergencia, pero con carga sólida no se puede hablar de verdadera suelta de emergencia ya que el producto no sale en un tiempo mucho más reducido. Se comprobó que el mando del timón de profundidad funcionaba correctamente y se vio que el compensador estaba casi en su posición máxima para morro arriba. No se pudo comprobar el funcionamiento de los mandos de alabeo y timón de dirección por las deformaciones presentes en el ala y pedales, pero hasta donde se pudo evaluar estos presentaban continuidad y estaban en buen estado.

El aspecto de la hélice es el esperable en el caso de que el motor estuviese suministrando potencia en el momento del impacto.

1.12.2. Declaraciones de testigos

Los últimos instantes del vuelo fueron presenciados por los señaleros que trabajaban en la parcela a tratar, los cuales indicaron que la aeronave se acercó a la parcela de forma aparentemente normal (con una altura de entre 30 y 50 pies AGL) hasta que en un

momento dado hizo un extraño y se precipitó en picado contra el terreno. En todo momento oyeron el ruido del motor.

1.12.3. Declaración del piloto

No ha sido posible obtener información del piloto, pues se recibió información de que había manifestado en varias ocasiones que no recordaba lo sucedido en el accidente.

2 ANÁLISIS

Con los datos meteorológicos que se han expuesto y con el análisis de diversas cartas meteorológicas, el tiempo más probable en el lugar y hora del accidente era de cielo despejado, vientos flojos del noroeste y temperatura entre 28 y 29 °C.

El análisis de los restos y el lugar del impacto (así como algunas opiniones de testigos) conduce a pensar que la aeronave cayó con una trayectoria cuyo ángulo con la horizontal era de unos 60°. Tras el impacto contra el terreno, la aeronave volvió hacia atrás quedando en la posición que se aprecia en las fotografías (figura 2).

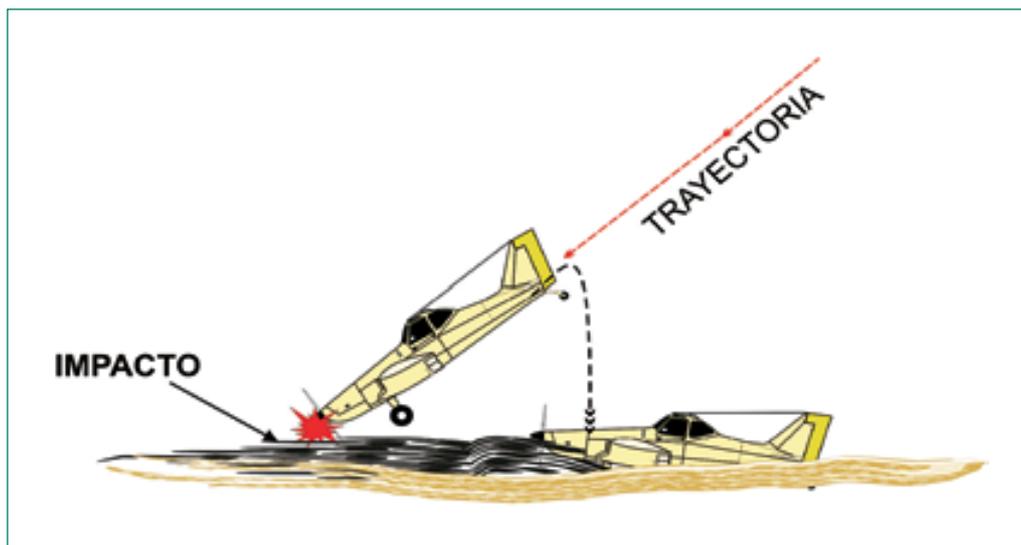


Figura 2

Con una temperatura de entre 28 y 29 °C, una altitud de de unos 1.000 pies sobre el nivel del mar y con la carga de producto y de combustible que llevaba la aeronave (350 kilogramos de producto y 15 galones de gasolina), se estima que estaba en el límite de peso con el que podía operar.

El hecho de encontrar el compensador del timón de profundidad casi en su posición extrema para morro arriba corrobora lo anterior. La forma de actuar del mando del compensador hace difícil que este fuera movido por el personal que rescató al piloto.

La forma de caer de la aeronave sugiere una entrada en pérdida. Dado que era la primera operación en esa parcela, parece posible que el piloto localizara en el último momento a los señaleros que indican la línea por la que efectuar la pasada, y forzara la maniobra de alineación con la parcela. Se estima que la aeronave operaba tan cerca de su límite (a causa del peso) que cualquier problema (en este caso forzar, aunque fuese ligeramente, el viraje de la maniobra de alineación) podía ocasionar la entrada en pérdida de la aeronave. Dada la altura a la que se encontraba en el momento de la entrada en pérdida (entre 30 y 50 pies AGL) no la pudo recuperar.

3 CONCLUSIONES

Se considera que la causa más probable del accidente fue una entrada en pérdida de la aeronave cuando efectuó la maniobra de alineamiento con la parcela a tratar.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 13 de diciembre de 2003; 17:30 horas
Lugar	Aeródromo de Casarrubios del Monte (Toledo)

AERONAVE

Matrícula	EC-GRB
Tipo y modelo	CASA 1131-E (Bucker)

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-360-A4M, transformado a inyección
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	N/A
Licencia	Piloto de transporte de línea aérea
Total horas de vuelo	23.000 horas
Horas de vuelo en el tipo	1.000 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			1
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Hélice, motor, semialas izda., tren y fuselaje
Otros daños	No

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos – Agrícola
Fase del vuelo	Despegue – Ascenso inicial

1. INFORMACION DE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El piloto llegó aquella tarde al Aeródromo de Casarrubios y se dispuso a realizar un vuelo local de placer en el que también iba a subir a bordo otra persona que no tenía conocimientos aeronáuticos. El fin de semana anterior (días 5 y 6 de Diciembre) el piloto había efectuado 3 vuelos con la aeronave en el mismo aeródromo, y después habían repostado el avión y realizado otro vuelo local, tras lo cual el avión ya no volvió a volar ni fue repostado hasta el día del accidente.

Según recordaba el piloto, realizó los chequeos prevuelo de rigor, que incluían el drenaje de combustible utilizando la llave situada en la parte izquierda inferior de la cabina de vuelo trasera. El combustible apareció con un aspecto normal y sin agua. El avión tenía aceite suficiente.

Después ocupó el asiento trasero del avión mientras que la otra persona se sentaba en el asiento delantero, cuya cabina no dispone de mando de mezcla. Arrancó el motor y se dirigieron a la pista 08 para efectuar el despegue. Las comprobaciones de revoluciones de motor y magnetos resultaron satisfactorias.

Realizaron un despegue de manera normal y después de iniciar un giro a la izquierda durante el ascenso inicial, el motor se paró. El piloto cambió la llave selectora de combustible a la posición «L-2» y comprobó que la bomba eléctrica auxiliar de combustible estaba conectada, pero no consiguió rearrancar el motor.

La aeronave comenzó a descender y, pese a que no había zonas adecuadas para el aterrizaje en la prolongación de la pista 08, el piloto dirigió la aeronave hacia una suave vaguada que discurría a la izquierda y casi perpendicular al eje de la pista.

El piloto observó que en la dirección que llevaba se elevaba un pequeño promontorio, por lo que decidió tomar tierra antes de alcanzarlo para minimizar en lo posible los daños. El aterrizaje de emergencia se realizó a unos 50 kt, según recordaba el piloto, con la hélice girando en molinete con unas 400 rpm. El avión golpeó el suelo y el piloto lo hizo resbalar con guiñada para intentar frenarlo en el menor espacio posible.

Finalmente la aeronave quedó detenida en el borde de un pequeño arroyo seco de unos 1.20 m de profundidad, con daños importantes en diversas partes. No hubo incendio y el piloto sufrió un corte y contusiones en la cara producidas al golpearse con la parte derecha del protector acolchado del borde del panel de instrumentos. La persona sentada delante resultó ilesa.

Los ocupantes, que llevaban puestos los arneses de seguridad de cinco puntos, abandonaron el avión por sus propios medios. El piloto se trasladó al hospital donde le aplicaron puntos de sutura y le dieron de alta horas después.

Un testigo que se encontraba en el aeródromo, cerca de la torre, declaró que vio como el avión ascendía de modo normal tras el despegue y después de iniciado el giro comenzó a descender hasta que lo perdió de vista, por lo que dio aviso y varias personas se dirigieron hacia el lugar. No apreció ninguna maniobra extraña o brusca antes de que la aeronave empezara a descender.

1.2. Información sobre el piloto al mando

El piloto al mando tenía título y licencia de Piloto de Transporte de Línea Aérea, y contaba con unas 23.000 horas totales y unas 1.000 horas de vuelo en el tipo de aeronave que sufrió el accidente. En los últimos 30 días había volado unas 50 h, y en los últimos 7 días 25 h.

1.3. Información sobre la aeronave

La aeronave EC-GRB contaba con un Certificado de Aeronavegabilidad Especial Restringido, de categoría «Privado (3)» (sólo vuelo visual) y prestación técnica «Semiacrobatíca», que había sido renovado el 16-10-2003 y era válido durante un año.

Se trataba de un Casa1131E Bucker en buen estado de conservación de célula que había sufrido las siguientes modificaciones importantes:

- Instalación de motor Lycoming O-360-A4M (en lugar del motor «Tigre» original) el 12-6-1997.
- Transformación de dicho motor a alimentación de inyección, mediante la instalación de servo-inyector Bendix en lugar del carburador original, cambio de bomba mecánica de combustible de baja presión a otra de alta presión, instalación de distribuidor «Manifold Assembly» y soporte, instalación de inyectores en la admisión de los cilindros, y líneas de combustible e indicadores de «fuel flow» y «manifold» en la cabina. Se aprobó el 12-4-2000, con 41:40 h de vuelo de la aeronave.
- Preinstalación de sistema de lubricación apto para vuelo acrobático: dicho sistema aún no estaba operativo y no influyó en el presente accidente.

Según las informaciones recopiladas, la modificación de instalación del motor Lycoming dio lugar a una nueva toma de aire que se adquirió, junto con el capot inferior, de un fabricante de kits para Bucker de EE.UU. y que fue instalada en el avión. Esta toma, consistente en una carcasa de fibra de vidrio, una malla de seguridad y una rejilla exterior, incluía un filtro de aire de esponja impregnada fabricado por Brackett, con P/N BA 6108. En el paquete de este elemento filtrante, había instrucciones en el sentido de que el filtro debe cambiarse cada 12 meses, independientemente del tiempo de vuelo de la aeronave. Según informó el fabricante del kit, también había instrucciones para inspeccionar el sistema de inducción y cambiar las partes dañadas si se producían explosiones a la admisión. Al menos 12 Bucker con el mismo tipo de capot y toma estaban volando en EE.UU. en la fecha del accidente.

Se concluyó que el avión había volado un total de 56:21 h desde la instalación de dicho motor con la citada toma de aire.

Desde la transformación a inyección, la aeronave había volado un total de 9:30 h hasta que el 7-10-2003 se le realizó una inspección de 100 h a la aeronave (que tenía 51:10 h totales) y de 50 h al motor (que tenía 2.000:30 h). En dichas revisiones no se substituyó el filtro de aire, sino que se limpió con aire y se impregnó de aceite. No se encontró información sobre la última vez que se había cambiado el filtro de aire.

Tras la revisión, y hasta el momento del accidente, el avión voló un total de 4:50 h, incluyendo vuelo de prueba en Cuatro Vientos, vuelo de traslado a Casarrubios, y otros 6 vuelos locales en Casarrubios contando el vuelo que acabó en el accidente.

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

La aeronave realizó un aterrizaje de emergencia en una zona relativamente llana y estrecha, situada entre un camino que discurre rodeando el perímetro del aeródromo y un arroyo. El terreno era blando debido a las recientes lluvias, y estaba cubierto de matorrales leñosos. Cuando se inspeccionaron los restos de la aeronave y la zona de impacto y se observó lo siguiente:

La brújula marcaba 245°, el anemómetro marcaba menos de 50 kt, con la esfera rota debido a un golpe. El tacómetro del motor marcaba cero rpm. Los interruptores eléctricos principal y de alternador estaban cortados.

El interruptor de la bomba eléctrica estaba conectado.

Los interruptores cortacircuitos de «START», «RADIO» e «INST» estaban metidos, mientras que el de «PUMP» (que corta el circuito de la bomba auxiliar eléctrica) estaba saltado.

Se conectó este breaker de nuevo, se accionó el interruptor eléctrico principal o «MASTER» y se podía oír como funcionaba dicha bomba.

El indicador de combustible indicaba unos 20 l. El depósito aparecía cerrado con el tapón en posición, mostrando depósitos de barro en su hendidura. La llave selectora de combustible estaba situada en la posición L-1, y el mando de mezcla estaba aproximadamente 2 cm antes de la posición de mezcla rica. El mando de gases estaba poco antes de la posición de ralentí. Se comprobó que el mando de mezcla tenía continuidad hasta el motor.

Se drenó aproximadamente medio litro de combustible y apareció sin agua y sin depósitos apreciables.

La rueda de cola estaba en posición de «fija». Las hebillas de los arneses habían sido soltadas y las sujeciones de las correas al fuselaje se encontraban en aparente buen estado.

El buje tenía un fuerte aplastamiento en su lado derecho. La hélice aparecía con la pala que estaba más arriba desgarrada aproximadamente a un tercio de su envergadura, con indicios de haberse desgarrado en la dirección de giro (la hélice gira a derechas vista desde la cabina de vuelo). La otra pala estaba en contacto con el terreno y tenía la punta seccionada en un 15% de su envergadura, y luego aparecía quebrada y presentaba grietas y roturas longitudinales. El cilindro anterior derecho tenía depósitos de barro y hierba entre sus aletas, mientras que las aletas del cilindro delantero izquierdo aparecían sin depósitos.

El capot lateral izquierdo se había desprendido y estaba en el suelo, junto al avión.

La pata derecha del avión apareció a unos 11 m delante del buje de la hélice, en línea recta siguiendo el eje longitudinal del avión. La pata izquierda quedó plegada bajo la semiala izquierda. Parte de la sujeción del tren quedó a unos 17 m de la posición final del avión. En ese punto se encontró también un trozo de recubrimiento del cable de freno de aproximadamente 1 m de longitud.

La rueda de cola estaba fija y girada unos 45° a la derecha. No tenía depósitos de barro, aunque sí presentaba marcas de rozaduras con el terreno.

Las semialas izquierdas quedaron fuertemente dañadas, y se rompieron la mayoría de sus riostras y cables de sujeción. Las semialas derechas quedaron relativamente indemnes, con algún cable deformado por las cargas sufridas.

El fuselaje quedó deformado en su parte inferior izquierda, en la zona de unión con la raíz de la semiala inferior izquierda, y sufrió perforaciones y punciones debidas a los matorrales.

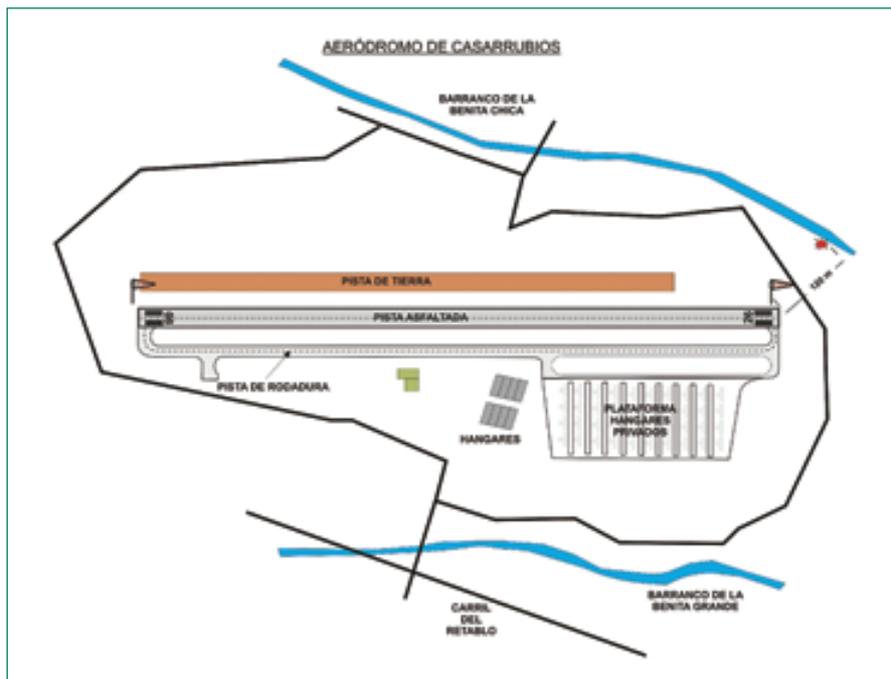
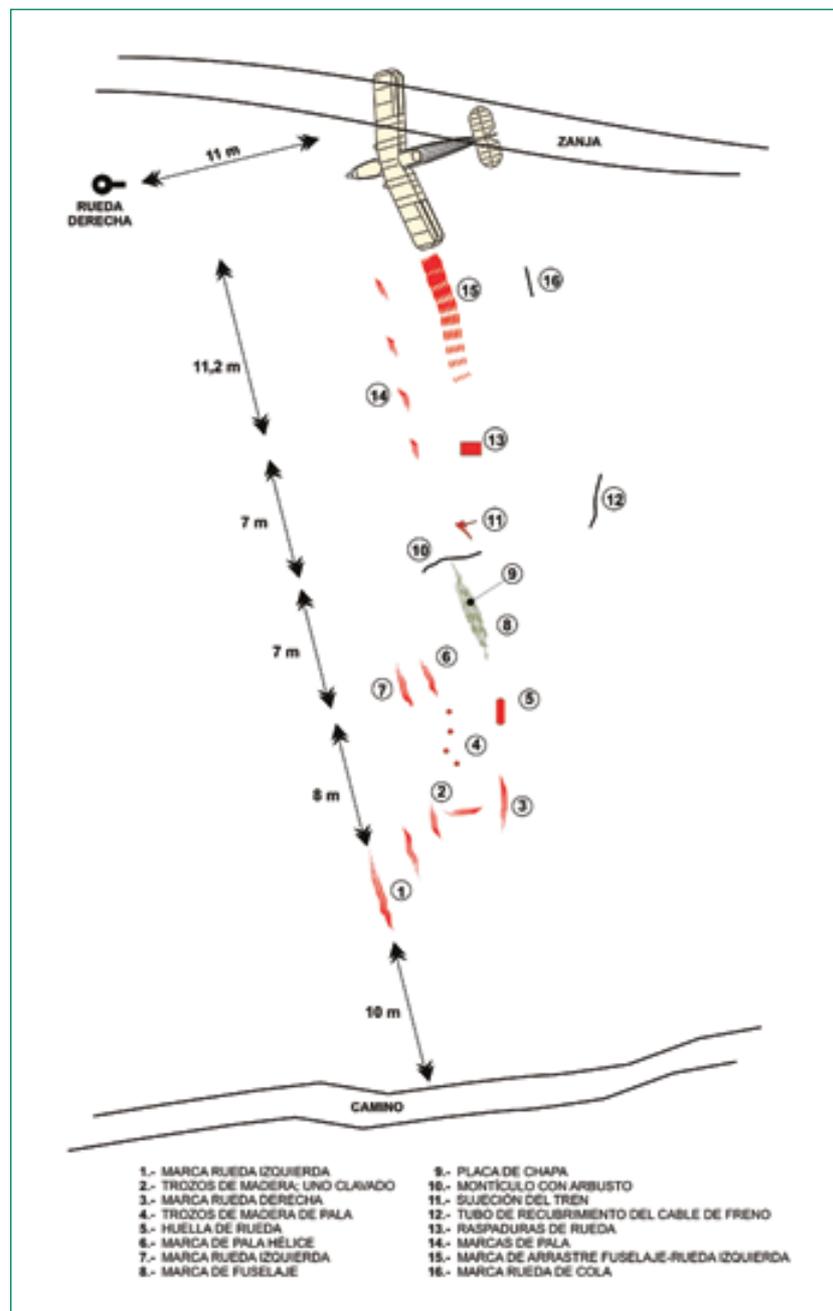


Figura 1. Lugar aproximado en el que quedó detenida la aeronave

Se inspeccionó el terreno a ambos lados de la trayectoria que siguió el avión en el suelo, en busca de trozos de madera de la hélice u otras partes del avión que pudieran haber salido despedidas, sin que se encontrara ninguna. La parte de la hélice más alejada se encontró a unos 4 m del eje aproximado de la trayectoria descrita por el avión en el suelo. Este hecho era indicativo de que la hélice no giraba con potencia en el momento del impacto contra el suelo.



Las evidencias observadas sugerían la siguiente secuencia de impacto de la aeronave contra el suelo:

1. La pata izquierda golpeó primero en suelo, dejando una marca de 1.2 m. Luego, el avión picó y una pala tocó el suelo girando sin potencia, de modo que se rompió su punta con un desgarramiento hacia atrás (flexión debida a la velocidad de traslación del avión) y ligeramente hacia la izquierda vista desde la cabina (flexión debida al giro a derechas de la hélice). Este hecho debió detener el giro de la hélice de modo que la otra pala sufrió daños menores que la primera que tocó el suelo.
2. La pata derecha tocó el suelo. Luego, el avión golpeó una ligera elevación del terreno con el morro, sufriendo nuevas roturas de en la hélice y aplastamiento del buje, y con la parte inferior, de modo que la pata izquierda del tren se plegó y la derecha se desprendió, Las riostras de sujeción del tren derecho quedaron en esa posición y la propia pata salió despedida hasta quedar en el punto en el que finalmente se encontró (a 11 m del buje del avión una vez detenido). Un trozo de tubo de recubrimiento del cable de freno también quedó en esta zona. Es en ese punto en el que el avión sufrió el impacto más importante.
3. El avión continuó avanzando y dejó marcas de la pala «inferior» (la que quedó finalmente menos dañada) de la hélice en la tierra. La guiñada aplicada hizo que la pata de cola tocara tierra un poco más adelante y que las semialas izquierdas se inclinasen hacia el suelo, sufriendo roturas y deformaciones en esa zona.

1.5. Información meteorológica

Algunos testigos informaron de que la temperatura en el momento del accidente debía ser de alrededor de 12 °C, y el viento estaba en calma.

1.6. Inspección del motor

La aeronave fue trasladada a un hangar y se procedió a realizar una inspección del motor.

El capot inferior del motor estaba separado del avión, y el compartimiento de la toma de aire situado en dicho capot, dentro del cual normalmente va instalado el filtro de aire, aparecía deformado y con la fibra de vidrio quebrada en algunas zonas, pero atornillado a ambas caras del capot y con una malla metálica en su interior. El filtro de aire no estaba dentro de dicho compartimiento. La abrazadera de sujeción del tubo flexible que va hacia el inyector estaba en su lugar, aunque el tubo se había separado de ese extremo y aparecía todavía unido a la entrada al inyector.

Se observó que la puesta en marcha estaba engranada con la corona de arranque. El cuello de unión del inyector al cárter estaba partido, y el filtro de aire (de tipo esponja impregnada) aparecía encajado en el conducto de entrada de aire hacia el inyector, antes de la compuerta de aire alterno.

A la vista del estado de la toma de aire, se concluyó que el filtro sólo podía haber abandonado su alojamiento normal a través del tubo de alimentación de aire hacia el inyector.

Se conectó la bomba eléctrica auxiliar del avión y se comprobó que llegaba combustible a presión a la bomba mecánica tanto con el selector de combustible situado en L1 como en L2. Posteriormente se comprobó que también llegaba combustible a las salidas de los inyectores en los cilindros.

Por lo tanto, se concluyó que no había ninguna obstrucción en el circuito de combustible, y que la bomba eléctrica funcionaba correctamente.

Se vaciaron un total de 13 l de combustible del depósito L1 y 12 l del depósito L2. Por lo tanto, el avión llevaba combustible suficiente para haber volado durante bastante tiempo con cualquiera de los depósitos.



Foto 1. Filtro de aire en su camino hacia la entrada al inyector, tras ser absorbido

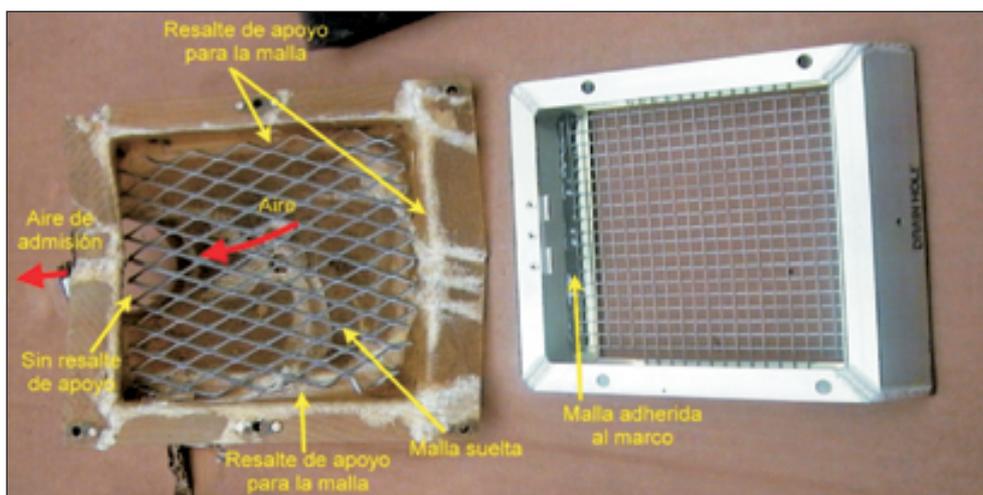


Foto 2. Marco de un filtro del tipo «external frame» P/N BA-6110 (a la derecha). La malla se encuentra rígidamente fijada al marco del filtro, en la parte que va hacia el motor. Luego se instala un filtro de espuma impregnada P/N BA-6108. En la toma del EC-GRB (a la izquierda; la malla fue enderezada tras el accidente para esta foto) la malla va suelta, y no hay resalte de apoyo en el lado del tubo de salida de aire.

Haciendo girar al hélice a mano, se comprobó que había chispa en los arneses de todas las bujías. Las propias bujías aparecieron en buen estado, excepto una de ellas que presentaba ligeros depósitos de carbón.

En un análisis más detallado del tubo flexible de admisión de aire, que se encontraba aplastado, se encontró un trozo de filtro de aire en su interior. Se llegó a la conclusión de que el filtro de aire se había salido de su alojamiento en la toma y había sido absorbido dentro del tubo, de modo que había impedido el paso de aire hacia el inyector y había provocado en último término la parada de motor poco después del despegue.

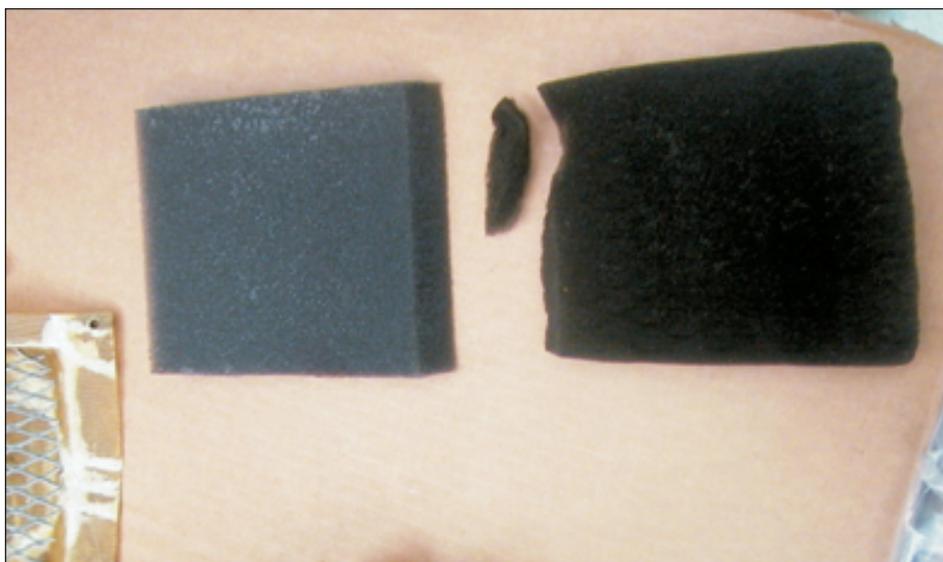


Foto 3. Filtro nuevo Brackett de espuma impregnada P/N BA-6108 (izquierda) y filtro que llevaba el EC-GRB, con un trozo roto que quedó en el interior del tubo flexible de admisión

1.7. Sucesos similares

Existen bastantes antecedentes de paradas de motor o pérdidas irre recuperables de potencia debido a obstrucciones en el flujo de aire por desprendimiento y absorción de filtros de aire o partes de los mismos. Este hecho ha provocado varias acciones de aeronavegabilidad, incluyendo la directiva de aeronavegabilidad de la FAA, que obligaban a fijar permanentemente la malla de seguridad en algunos filtros de aire.

El fabricante del kit del sistema de inducción que equipaba a la aeronave EC-GRB informó que hay al menos 12 Bu-131 equipadas con ese tipo de toma volando en EE.UU. La instalación más antigua data de 1984 y dicha aeronave, una Bucker de fabricación checa, había acumulado 658 h de vuelo (según su registro oficial). Otra aeronave a la que se le había instalado el kit en 1987 había volado 1.314 h. Ninguna de las veinte aeronaves ha reportado nunca ningún problema con el sistema de inducción, que no ha cambiado desde su diseño inicial.

El fabricante del kit avisó que había oído hablar de dos casos de ingestión de filtros en otras aeronaves de categoría normal que habían ocurrido después de producirse explosiones a la admisión.

En una Bucker (de carburador) que él conocía se habían producido explosiones a la admisión y el propietario realizó una inspección y comprobó que ni la malla ni el elemento filtrante habían sufrido daños.

2. ANÁLISIS

Las informaciones recogidas indican que en algún momento indeterminado tras la revisión de 100 h a la que había sido sometido el avión el 7 de Octubre de 2003, el filtro de aire de esponja había sido absorbido hacia la entrada del inyector. La obstrucción provocada por el filtro retorcido en el interior del tubo, habría provocado en último término la parada del motor, que fue percibida como «completa» y «repentina» por el piloto, aunque la hélice continuó girando debido a la velocidad que llevaba el avión al descender tras su ascenso inicial tras el despegue.

Se intentó determinar el motivo por el que el filtro había sido absorbido por el motor. Se barajaron dos posibilidades:

- a) Instalación incorrecta del filtro durante la revisión de 100 h (según los testimonios recopilados, no hay constancia de que el filtro se desmontase en las 4:50 h de vuelo que realizó con posterioridad a esa revisión hasta que ocurrió el accidente).
- b) Instalación correcta del filtro durante la revisión de 100 h, pero aún así fue absorbido debido al propio diseño de la toma de aire del avión.

2.1. Posibilidad de instalación incorrecta del filtro

El filtro de esponja no fue reemplazado durante la revisión de 100 h, sino que se procedió a su limpieza con aire y a impregnarlo con aceite de motor. Las instrucciones de filtros similares del fabricante Brackett indican que deben sustituirse cada 100 h o 12 meses, o cuando se encuentren cubiertos por materia externa en un 50%. Las instrucciones indican: «Do not wash and reuse».

Se consideró la posibilidad de que, tras la limpieza, el filtro hubiese sido colocado al revés dentro de la toma, es decir, filtro arriba del alojamiento, luego malla, y finalmente tapa exterior atornillada (ver fotos 4 y 5). De hecho, no había información de mantenimiento sobre dicho montaje y por tanto no estaba disponible para las personas que realizaban la operación.

Las informaciones recopiladas de personal experto en mantenimiento indican que esta posibilidad de montaje incorrecto sería muy remota, debido a que es de conocimiento

elemental de mantenimiento la función de la malla que es precisamente evitar que el filtro sea absorbido y por lo tanto debe colocarse en primer lugar.

Además, es probable que si el montaje hubiese sido incorrecto, el filtro hubiese sido absorbido en las primeras pruebas de motor tras la revisión, mientras que el avión había estado volando durante 4:50 h, con 9 despegues y aterrizajes sin que se hubiesen detectado problemas hasta el momento del accidente.

En cualquier caso, el filtro recuperado tras el accidente mostraba una cara más oscura con impregnación de aceite y con marcas en forma de rombo producidas por la malla al haber estado en contacto durante bastante tiempo, pero sin cortes ni desgastes anormales. La otra cara del filtro era más clara, estaba seca, con partículas depositadas, sin marcas de la malla y mostraba erosiones, rajaduras y pérdidas de material.

Si un nuevo filtro hubiera sido instalado en la revisión de 100 h, la presencia de las marcas de la malla en la cara menos dañada sería una indicación de que la instalación había sido correcta (malla en contacto con la cara interior del filtro). Sin embargo, al ser un filtro reusado, era posible que las marcas romboidales hubiesen sido producidas por una correcta instalación durante meses antes de la revisión, sin que dichas huellas en forma de rombo permitiesen asegurar cómo quedó instalado tras la misma.

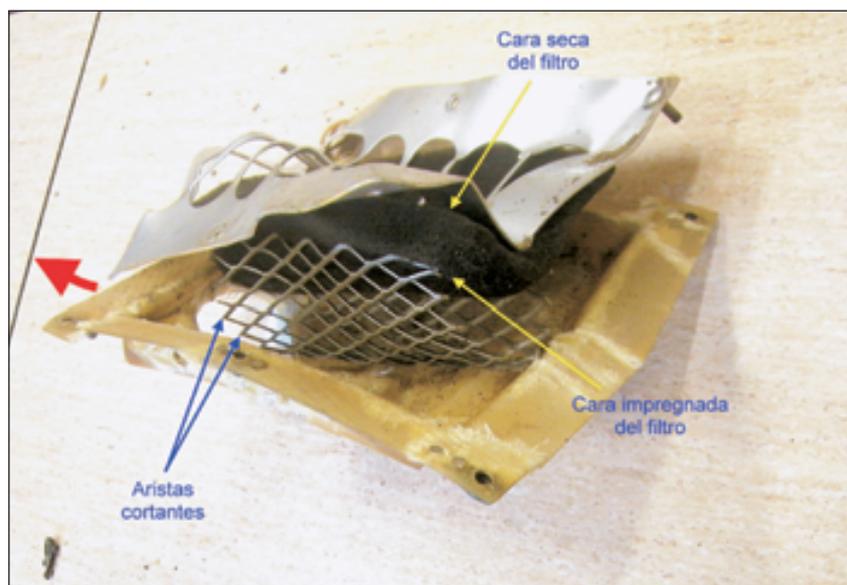


Foto 4. Representación esquemática del filtro correctamente instalado (las piezas están ahora deformadas y curvadas como resultado del impacto). Al salir el filtro por el tubo, su cara «interior» (hacia abajo en la foto) resultaría rajada por las aristas de la malla. Sin embargo, esa cara interior (impregnada de aceite) aparecía lisa y sin cortes tras el accidente

Sin embargo, si se asume que la cara impregnada de aceite y con marcas en forma de rombo se había montado hacia el interior en la revisión de 100 h, la ausencia de raja-

duras producidas por el extremo de la malla apoyarían la hipótesis de que el filtro había sido montado (incorrectamente) antes que la malla (ver Fotos 4 y 5). En caso contrario, en su camino hacia el tubo flexible, la cara interior habría sido dañada por la malla metálica que presentaba aristas cortantes en todos sus bordes.

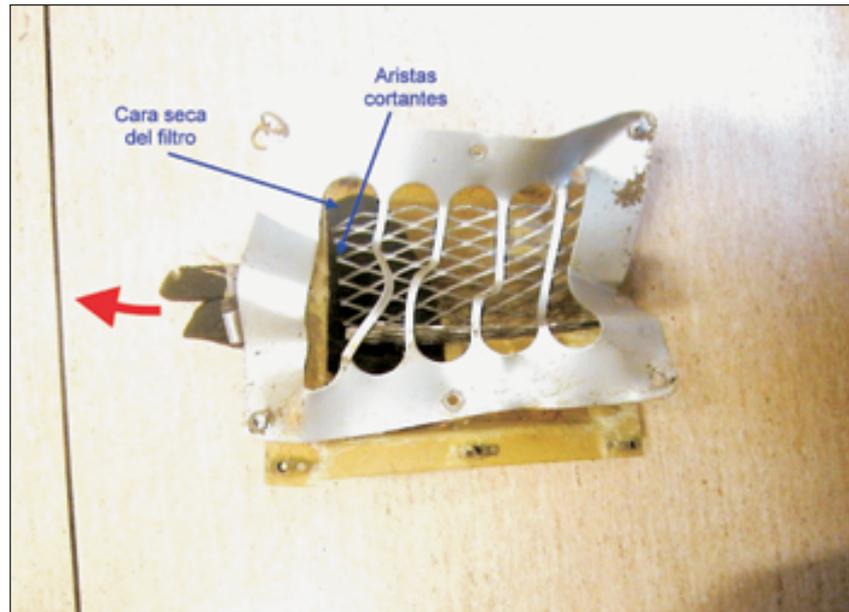


Foto 5. Representación esquemática del filtro incorrectamente instalado (es decir, filtro dentro del todo, luego la malla y luego la rejilla exterior). Al salir el filtro por el tubo, su cara «exterior» (hacia arriba en la foto) resultaría rajada por las aristas de la malla. Efectivamente, la cara seca aparecía con rajas y desgastes tras el accidente

2.2. Posibilidad de absorción del filtro aún en el caso de instalación correcta

La observación del diseño de la toma permite determinar que el alojamiento de fibra de vidrio no dispone de resalte de apoyo para el filtro y la malla de seguridad en el lado trasero que conduce al tubo flexible de admisión de aire (ver Foto 2). Este hecho hacía pensar que, en determinadas circunstancias, era posible que la fuerza de succión del motor pudiese provocar una deformación de la malla de modo que el extremo del filtro se colase hacia el tubo. En esas condiciones, el proceso podría continuar hasta que una mayor deformación de la malla permitiese que toda la esponja fuese absorbida. Este hecho podría verse facilitado por la presencia de un filtro con el grosor disminuido de forma permanente por el uso continuado y que había sido recientemente desmontado y vuelto a montar.

Si se descarta la posibilidad mencionada en 2.1, sobre todo por el razonamiento de que en ese caso de montaje incorrecto la absorción sería casi inmediata, sólo quedaría esta segunda posibilidad para explicar porqué el filtro abandonó su alojamiento en el pre-

sente accidente. Pese a que el avión había volado unas 52 h con esa toma de aire desde junio de 1997 hasta la revisión de 100 h de octubre de 2003 sin que se reportasen problemas en el motor, es posible que el desmontaje, limpieza y montaje (correcto en cuanto a disposición de la malla) del filtro en esa revisión propiciara una situación en la cual la sujeción quedara debilitada, y en las subsiguientes 4:50 h de vuelo el filtro acabara por ser succionado.

Para impedir que se pueda repetir un suceso similar, debe incidirse en dos aspectos: modificar el diseño de la toma para que en ningún caso el filtro pueda ser absorbido hacia el interior del motor en el caso de que la malla de seguridad esté bien instalada, y a la vez impedir, bien por diseño o mediante instrucciones de mantenimiento, que dicha malla pueda ser instalada de modo incorrecto.

3. CONCLUSIONES

Se considera que la causa de este accidente fue la absorción del filtro de aire por la succión del motor, que provocó una obstrucción en el flujo de aire y en último término la pérdida de toda la potencia del motor. No pudo determinarse de modo indudable la causa de que el filtro de aire abandonase su alojamiento, aunque es posible que se debiese a alguna acción inadvertida de mantenimiento en conjunción con el diseño del soporte de la malla de sujeción.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD

REC 07/04. Se recomienda a los Centros de Mantenimiento de Bucker que se compruebe que los filtros de aire son reemplazados de acuerdo a las instrucciones de los fabricantes.

REC 08/04. Se recomienda a los operadores de aeronaves Bucker dotadas este tipo de tomas de aire que realicen una modificación de los alojamientos del filtro de aire de modo que se garantice que la malla de seguridad queda fijada en todo su contorno para evitar tanto un posible montaje incorrecto del filtro como una deformación de la malla que permita el paso del filtro hacia la admisión del motor.