



MINISTERIO DE FOMENTO
SUBSECRETARÍA

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

BOLETIN INFORMATIVO

1/98



**MINISTERIO
DE FOMENTO**

SUBSECRETARIA

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE
ACCIDENTES E INCIDENTES DE
AVIACIÓN CIVIL

BOLETIN INFORMATIVO

1/98



**MINISTERIO
DE FOMENTO**

SUBSECRETARIA

**COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE
ACCIDENTES E INCIDENTES DE
AVIACIÓN CIVIL**

A FIN DE LOGRAR LA MEJOR Y MÁS RÁPIDA DIFUSIÓN DE ESTE BOLETÍN INFORMATIVO, HEMOS DE MANTENER ACTUALIZADO NUESTRA BASE DE DATOS DE ENVÍOS.

PARA LOGRAR ESTE OBJETIVO, NECESITAMOS SU COLABORACIÓN. AGRADECEREMOS QUE TANTO AQUELLAS PERSONAS Y/O ENTIDADES QUE RECIBEN ESTE BOLETÍN, COMO AQUELLAS QUE DESEEN SUBSCRIBIRSE AL MISMO NOS DEVUELVAN LA NOTA ADJUNTA CUMPLIMENTADA EN TODOS SUS APARTADOS.

CORTAR POR LA LÍNEA DE PUNTOS Y ENVIAR.

REF^a Boletín Informativo

☐

Confirmación de datos

☐

Alta en el fichero de envíos

☐

Modificación de datos

☐

Baja en el fichero de envíos

Nombre

Entidad/Organismo

Dirección 1

Dirección 2

Población

C. P.

Provincia/País

AHORA ES POSIBLE RECIBIR ESTA PUBLICACIÓN VÍA CORREO ELECTRÓNICO. SI OPTAN POR ESTE SISTEMA PODRÁN DISPONER DEL BOLETÍN EN UN PLAZO MÁS CORTO Y DISFRUTARAN DE MAYORES VENTAJAS.

☐

Inscripción en la lista de correo electrónico de la C.I.A.I.A.C.

Dirección para envíos:

Enviar a:

COMISION DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

FRUELA, 6 – 1ª PLANTA – 28011 MADRID – ESPAÑA

FAX +34 91 4635535

E-MAIL ciaiac@mfom.es

SUMARIO

Página

Abreviaturas

1

Relación de eventos ocurridos durante el período
01 ENE 1998 a 31 MAR 1998

2

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

RELACION DE EVENTOS OCURRIDOS DURANTE EL PERIODO 01 ENE 1998 a 31 MAR 1998

REFERENCIA	FECHA	MATRICULA	MARCA/MODELO DE AERONAVE	LUGAR DEL SUCESO	PAG.
IN-001/98	01/01/98	EC-EUN	PIPER PA-34-200 T	AEROP. DE CUATRO VIENTOS	3
IN-002/98	14/01/98	EC-ENY	PIPER PA-36-375	EL MIRADOR DE ECIJA	6
IN-003/98	16/01/98	EC-ENC	CESSNA T-188-C	PISTA EVENT. ROALES-CARMONA	7
IN-004/98	17/01/98	EC-BJX	BEECH D-95-A	AEROPUERTO DE VALENCIA	11
IN-005/98	05/02/98	EC-FTK	SOCATA TB-10 TOBAGO	AEROPUERTO DE SALAMANCA	13
IN-006/98	14/02/98	EC-GJS	BEECH F-33 BONANZA	AEROPUERTO DE VALENCIA	14
A-007/98	18/02/98	EC-GDG	FAIRCHILD SA-226 TC METRO	PROX. AEROP. DE BARCELONA	16
A-007/98-BIS	22/02/98	EC-YBP	MENESTREL II	AEROD. DE LA AXARQUIA	17
IN-008/98	14/03/98	EC-EPR	PIPER PA-34 200 T SENECA II	AEROPUERTO DE GRANADA	18
IN-009/98	15/03/98	EC-ERV	CESSNA 152	PROXIMIDADES DE TAFALLA	21
IN-010/98	19/03/98	EC-GDJ	BELL B-205 (UH-1H)	MELIAS	24
A-011/98	26/03/98	EC-FZK	FOURNIER RF5 AJ1 SERRANIA	AERODROMO DE OCAÑA	28

Nota:

Este Boletín contiene los hechos establecidos en el momento de su edición. Se publica para dar conocimiento de las circunstancias de los accidentes/incidentes de aviación civil. Esta información puede ser modificada o corregida si se dispone posteriormente de evidencias adicionales válidas.

Matrícula: EC-EUN		Año de fabricación: 1979		Categoría/peso: 2.250 Kg. o menos	
Marca y modelo de la aeronave: PIPER PA-34-200 T					
Núm. de motores / marca y modelo: 1 / CONTINENTAL TSIO 360 EB					
Fecha: 01 ENE 1998		Hora local: 13.28		Provincia: MADRID	
Lugar del suceso: AEROPUERTO DE CUATRO VIENTOS					
Lesiones	Muertos	Graves	Leves / Iles	Piloto al mando (Licencia): PILOTO PRIVADO DE AVION	
Tripulación			1	Edad/sexo: 38 / VARON Total horas de vuelo: 220 horas	
Pasajeros			1	Tipo de operación: AVIACIÓN GENERAL – INSTRUCCIÓN - OTROS	
Otros				Fase de operación: ATERRIZAJE – TOMA DE CONTACTO	
Daños a la aeronave MENORES				Tipo de suceso: TREN PLEGADO / MAL FUNCIONAMIENTO	

El piloto, mas un acompañante a bordo, en vuelo local desde el Aeropuerto de Madrid-Cuatro Vientos efectuaba el aterrizaje por la pista 28. En el contacto de la aeronave con la superficie de pista la pata de morro se plegó, deslizándose sobre el carenado inferior del morro, las hélices y las patas del tren principal unos 200 metros hasta su detención dentro de la pista, a la altura de la Torre de Control.

En la inspección posterior del avión y pata de morro se encontró partido el tirante que pone y quita el “overcenter”, sobrecentro, en la posición de bloqueo de pata extendida del sistema de extensión-retracción de la pata de morro, “Downlock spring link”.

Investigación y ensayos.

Este tirante del sistema de bloqueo de la pata de morro se envió al laboratorio de estructuras y metalografía para el estudio de su rotura. También se examinó sobre la aeronave el funcionamiento del mecanismo de retracción, extensión y bloqueo de la pata de morro.

Rotura del tirante de bloqueo.

Esta pieza sufrió una rotura en la parte roscada de la orejeta superior de unión al actuador hidráulico, (la zona de menor sección y por tanto más endeble del tirante) observándose una deformación plástica muy acusada antes de producirse la rotura y que afectaba también a otros elementos y partes del tirante: Deformación y marcas de aplastamiento y roce con un doblado de unos 45º del vástago de acoplamiento de la orejeta superior al martinete. Marcas de aplastamiento y roce en ambas caras de la orejeta superior. Fuerte deformación en el orificio del casquillo y del vástago de la orejeta inferior producida por el pasador de sujeción durante el proceso de rotura.

La pieza metálica roscada que sufrió la rotura es, de acuerdo a la composición química encontrada, un acero de fácil mecanización F-2113, equivalente al AISI 1215, y de acuerdo a su microestructura y dureza con un tratamiento térmico de enfriamiento al aire, rosca fabricada por laminación y una protección externa de cadmiado. La rosca no presentaba ninguna anomalía que pudiera haber afectado al tipo de rotura.

La superficie de rotura se produjo en dos planos con salida en el fondo de un mismo hilo de rosca; sus caracteres microfractográficos corresponden a un proceso de rotura frágil plásticamente inducida.

La deformación de la pieza rota, las grietas presentes en el flanco del hilo de rosca en el que se desarrolló la rotura, así como todas las deformaciones ya descritas de otras partes adyacentes, indican la presencia de esfuerzos de compresión que originaron pandeo en la zona roscada.

Funcionamiento del mecanismo de extensión , retracción y bloqueo.

Las fuerzas de reacción sobre las barras de la bancada, en condiciones normales de uso, es decir rodando la aeronave por una superficie preparada y el contacto con la superficie durante el aterrizaje, son relativamente pequeñas y trabaja a compresión el tornapuntas, "Drag Brace", o barra articulada del sobrecentro.

Bien por un mal ajuste y reglado en la longitud del tirante de bloqueo, bien por una deformación anterior en la estructura soporte del tren que produjese una modificación de la bancada, puede provocarse que la barra articulada del sobrecentro no llegue a su correcta posición de sobrecentro, es decir con una holgura en el tope de su punto medio de giro, lo que supone que no pueda trabajar a compresión, por la pérdida de rigidez al girar sobre su punto medio de giro, y transmite las fuerzas de reacción al tirante de bloqueo, que queda obligado a trabajar a flexión-compresión, que es una actuación muy distinta a aquella para la cual está diseñado y calculado.

Estas fuerzas de compresión sobre la barra articulada del sobrecentro o, cuando esta no se encuentra en su correcta posición, sobre el tirante de bloqueo son mayores cuanto más

positivo es el contacto con la pista en el aterrizaje. Los esfuerzos combinados que se producen sobre el tirante de bloqueo justifican que se inicie una rotura dúctil en este elemento.

Conclusiones.

El material del elemento roto no presentaba defectos que pudieran haber tenido influencia negativa sobre sus características mecánicas de resistencia a la rotura.

La rotura del tirante de bloqueo es una rotura instantánea producida por sobrecarga como consecuencia de esfuerzos de compresión que han motivado un efecto de flexión-compresión, no presentando ninguna característica típica de rotura progresiva.

La causa primera y principal del fallo ha sido el desbloqueo de la barra articulada del sobrecentro o tornapuntas, como consecuencia de ello los esfuerzos producidos en la toma de tierra no han podido ser soportados por ella y se han transmitido al tirante de bloqueo, para los que no está diseñado, produciéndose su rotura.

Las holguras, deformaciones o desajustes en el tirante de bloqueo y barra del sobrecentro, serían de tal magnitud para permitir la indebida apertura del punto de bloqueo, que una elemental inspección visual del tren de aterrizaje-pata de morro las pondría de manifiesto.

Matrícula: EC-ENY		Año de fabricación: 1982		Categoría/peso: 2.250 Kg. o menos	
Marca y modelo de la aeronave: PIPER PA-36-375					
Núm. de motores / marca y modelo: 1 / LYCOMING IO-720-D1C					
Fecha: 14 ENE 1998		Hora local: 08.00		Provincia: SEVILLA	
Lugar del suceso: PISTA EL MIRADOR DE ECIIJA					
Lesiones	Muertos	Graves	Leves / Iles	Piloto al mando (Licencia): PILOTO COMERCIAL DE AVIION	
Tripulación			1	Edad/sexo: 32 / VARON Total horas de vuelo: 2.000 horas	
Pasajeros				Tipo de operación: AV. GRAL. – COMERCIAL – APLICACIONES AÉREAS	
Otros				Fase de operación: ESTACIONAMIENTO – CALENTAMIENTO DE MOTOR/ES	
Daños a la aeronave: MENORES				Tipo de suceso: CHOQUE CON OBJETOS	

Poco antes de las 8.00 horas el piloto subió al avión, estacionado al lado de una nave industrial, en la pista eventual El Mirador de Ecija y arrancó el motor.

Durante el calentamiento del motor en el aparcamiento y con el freno de estacionamiento puesto, según la declaración del piloto, éste se bajó de la aeronave para dar instrucciones al mecánico-conductor. Entonces el avión comenzó a rodar y colisionó la hélice contra el portón de la nave y con el plano derecho contra una furgoneta aparcada.

Se dañó la hélice, que giraba a unas 800 vueltas por minuto, se produjo un corte en la chapa del portón de la nave y una abolladura en el protector del faro de aterrizaje del plano derecho.

El piloto, que había abandonado la aeronave con el motor en marcha, y el mecánico se dirigieron al avión al ver que se desplazaba e inmediatamente pararon el motor y la aeronave, evitando mayores daños.

Matrícula: EC-ENC		Año de fabricación: 1980		Categoría/peso: 2.250 Kg. o menos	
Marca y modelo de la aeronave: CESSNA T-188-C					
Núm. de motores / marca y modelo: 1 / TELEDYNE CONTINENTAL TSIO 520 T					
Fecha: 16 ENE 1998		Hora local: 11.30		Provincia: SEVILLA	
Lugar del suceso: PISTA EVENTUAL ROALES-CARMONA					
Lesiones	Muertos	Graves	Leves / Iles	Piloto al mando (Licencia): PILOTO COMERCIAL DE AVION	
Tripulación			1	Edad/sexo: 30 / VARON Total horas de vuelo: 1.500 horas	
Pasajeros				Tipo de operación: AV. GRAL. – COMERCIAL - APLICACIONES AÉREAS	
Otros				Fase de operación: RODAJE – HACIA/DESDE LA PISTA	
Daños a la aeronave: IMPORTANTES				Tipo de suceso: ROTURA DE TREN	

El piloto había efectuado varios vuelos en la mañana del día desde la misma pista eventual en la finca Roales para aplicaciones aéreas sobre los terrenos de ésta. Las condiciones meteorológicas eran buenas. La pista era de tierra compactada con textura superficial rugosa.

En el vuelo del incidente la aeronave ya se encontraba cargada con 500 Kg. de abono sólido, inició el carreteo para encararse a la cabecera de la pista girando a la izquierda sobre si misma, y se produjo la rotura de la pata izquierda del tren de aterrizaje.

La pata de ésta aeronave es una pieza metálica, ballesta, de sección rectangular decreciente hacia su parte inferior, no dispone por tanto la pata de amortiguador. Tiene en el borde delantero un perfil rectangular para protección contra impactos y la recorre la tubería de hidráulico para el freno, por lo que dispone de varias abrazaderas para ambos elementos.

Presenta una rotura perpendicular al eje longitudinal de la misma, a una distancia de 4 cm. del acodamiento para la fijación a la rueda, y coincidente con el área de la abrazadera inferior que sujeta la tubería hidráulica. Existen numerosas zonas de la pata de diferentes tamaños en las que la pintura original de protección ha desaparecido, presentando el material base una oxidación generalizada, más intensa en las zonas acodadas para la unión a la rueda y al fuselaje y en el orificio de fijación al mismo. Debido al aspecto de la zona de rotura y la aparente degradación del elemento se examinó la pieza rota en el laboratorio.

Investigación.

El material de la pieza corresponde, de acuerdo a la composición química encontrada, a un acero para muelles tipificado como F-1430, según norma UNE 36-015-77, que ha recibido un tratamiento térmico de templado y revenido a una temperatura entre 250° y 300°C. Desde el punto de vista metalográfico la microestructura no presenta ningún defecto. El tipo de material, así como el tratamiento térmico recibido y sus características de resistencia mecánica, son adecuados y normales para su utilización en este tipo de piezas. El contenido del hidrógeno que se ha encontrado en la superficie de la pieza (alrededor de 4 ppm) se considera excesivamente alto para un acero de alta resistencia (185 kg/mm²) como es éste.

El estado del sistema de pintura de protección se considera incorrecto por las siguientes razones:

- 1.- El sistema original se ha desprendido en diversas zonas, las cuales presentan productos de corrosión del material base.
2. Se ha aplicado una segunda capa de pintura sobre la capa inicial, ya deteriorada, en lugar de reponer el sistema completo de protección original y sin realizar una adecuada preparación superficial de las áreas que presentan corrosión. Además, esta segunda capa presenta una adherencia deficiente sobre el sistema original.

Todo ello, ha motivado que existan numerosas áreas afectadas por la corrosión en el material base (acero) en la totalidad de la superficie exterior de la pata, como ha quedado de manifiesto al proceder al decapado de una parte de la pieza.

Los caracteres macro y microfractográficos, observados en la superficie de fractura, permiten establecer que la causa directa de la rotura analizada es una fractura diferida bajo carga estática por enfragilización por hidrógeno. Consecuentemente con este proceso, la rotura se ha iniciado y progresado con carácter intercrystalino hasta alcanzar una longitud crítica de grieta (aproximadamente 1/6 de la superficie total de fractura), momento en el que se ha disparado por un mecanismo de desgarro semifrágil. La rotura se ha iniciado en la cara interior de la pata y en la proximidad de la zona de fijación de la rueda, siendo esta una zona sometida normalmente a esfuerzos de tracción, en el sentido longitudinal de la misma. Estos esfuerzos

de tracción, originados por el efecto de flexión al que la pata está sometida, son los que justifican que el origen de la rotura esté situado justamente en la línea de intersección de la superficie de fractura con su cara interior.

El estado superficial de la pata, con numerosas picaduras de corrosión y zonas oxidadas, permiten justificar la diferencia de contenido de hidrógeno encontrada entre la superficie y el núcleo de la pieza (4 y 2 ppm, respectivamente), estando esta diferencia justificada por la absorción de hidrógeno por el acero durante la reacción parcial catódica (reducción del ion hidrógeno para formar hidrógeno gaseoso) de un proceso de corrosión, que se ha iniciado en el exterior de la pieza como consecuencia de un ataque superficial del material por la humedad ambiental y/o por algún tipo de agente corrosivo, no determinado, de tipo ácido (con un pH bajo).

Los productos coloreados encontrados originalmente sobre las superficies de fractura corresponden a óxido de hierro y compuestos de tipo calizo y arcilloso, presentes en la tierra donde ha ocurrido el incidente. En una de las zonas analizadas, donde se observa una trama de color más blanco, se encontró una mayor proporción de *titanio*, lo cual parece indicar que esta superficie de fractura ha tenido algún roce, durante o después del evento, con otra parte de la aeronave pintada de color blanco.

Conclusiones

Basándose en lo anteriormente expuesto, la causa primera del fallo de la pata es la corrosión sufrida por la misma, siendo la causa directa el proceso de enfragilización por hidrógeno desarrollado en el material como consecuencia de la corrosión citada.

La corrosión superficial sufrida en la pata se ha producido por el mal estado del sistema de pintura de protección, consecuencia de un deficiente mantenimiento del mismo, al aplicarse la segunda capa de pintura sin haber procedido, previamente, a la eliminación del sistema original y saneamiento del material base (acero).

Aunque la grieta de tipo intercristalino producida por enfragilización por hidrógeno presenta una longitud de pequeño desarrollo superficial, aproximadamente 15 mm, si se hubiesen observado las precauciones debidas en el mantenimiento, decapando y sometiendo

la pata a un proceso de limpieza previo a una posterior aplicación de una nueva capa de pintura, esta grieta hubiese sido detectada, si no visualmente, si por cualquiera de los métodos de inspección no destructiva de uso común y habitual.

Metodología para aplicación de protecciones superficiales.

Siempre que se observe cualquier tipo de deterioro superficial del sistema de pintura de protección utilizado (pérdida de pintura, formación de ampollas, etc.), se procederá a realizar un mantenimiento de las mismas con las operaciones que a continuación se indican, teniendo en cuenta además el Manual Técnico de Mantenimiento de la Aeronave:

- Decapado total de la pieza.
- Inspección, tanto visual como con métodos de Ensayos no destructivos (END), con objeto de detectar la presencia de grietas y/o picaduras de corrosión, y evaluación de las mismas.
- Eliminación de los posibles puntos de corrosión (si se encuentran) y posterior limpieza superficial.
- Aplicación de un nuevo sistema de protección de acuerdo al Manual Técnico de Mantenimiento de la Aeronave y normas generales de aplicación de los sistemas de protección por pintura contra la corrosión.

Matrícula: EC-BJX		Año de fabricación: 1967		Categoría/peso: 2.250 Kg. o menos	
Marca y modelo de la aeronave: BEECH D-95-A					
Núm. de motores / marca y modelo: 1 / LYCOMING IO-360-B1B					
Fecha: 17 ENE 1998		Hora local: 19.30		Provincia: VALENCIA	
Lugar del suceso: AEROPUERTO DE VALENCIA					
Lesiones	Muertos	Graves	Leves / lles	Piloto al mando (Licencia): PILOTO COMERCIAL DE AVIÓN	
Tripulación			2	Edad/sexo: 28 / VARON Total horas de vuelo: 1.150 horas	
Pasajeros				Tipo de operación: AVIACIÓN GENERAL – INSTRUCCIÓN – DOBLE MANDO	
Otros				Fase de operación: APROXIMACIÓN – APROXIMACIÓN FINAL	
Daños a la aeronave: NINGUNO				Tipo de suceso: FALLO SISTEMA ELÉCTRICO	

Instructor y alumno estaban efectuando un vuelo nocturno de instrucción IFR local desde el Aeropuerto de Valencia. Sobre Sagunto, a 4.500 pies en descenso y en el último tramo de la figura “B” del programa de instrucción, hicieron simulación de fallo de motor izquierdo.

Cuando más tarde intentaron el arranque del motor no lo consiguieron, ni picando el avión, por lo que procedieron al Aeropuerto manteniendo la máxima altitud posible.

Autorizados a aterrizar por la pista 30 y con pista asegurada, cuando actuaron palanca de tren se quedaron sin alimentación eléctrica a bordo (luces de cabina, instrumentos, comunicaciones, luces de aterrizaje, etc...), por lo que intentaron mantener una altitud y velocidad de seguridad para bajar el tren de aterrizaje por emergencia. Durante el tiempo que necesitaron para éste procedimiento y comprobación de que el tren estaba abajo y bloqueado sobrevolaron toda la pista y tuvieron que efectuar un 180°. Con rumbo opuesto de 120° y de acuerdo con su declaración, no vieron la pista 12, pero sí la rodadura Sur a la derecha de ésta pista, por lo que tomaron en ella sin percances y rodaron hasta el hangar.

Investigación.

En el taller se examinó el motor izquierdo, sistema eléctrico y otros elementos con posible relación con las anomalías sufridas.

Se encontró que el acumulador de presión de aceite para sacar de bandera la hélice estaba a una presión baja, 115 psi, cuando su presión debe mantenerse entre 140 y 130 psi. Con la presión encontrada en el acumulador se probó en tierra y fue suficiente para sacar la hélice de bandera, sin embargo se considera que en vuelo con mayor resistencia no sería suficiente, ya que por ese motivo la nominal está definida entre 140 y 130 psi. Cuando el

acumulador falla se puede sacar la hélice de bandera con el estarter, aunque consume mucha energía eléctrica sobre todo si el motor está frío.

En cuanto al fallo completo de alimentación eléctrica solamente se encontró las baterías descargadas, dos de 12 Voltios en serie. La explicación más aceptable es que repetidos intentos de puesta en marcha del motor con el estarter originaron una fuerte demanda de energía eléctrica (Amp x h), dejando la batería casi exhausta; teniendo en cuenta que era por la noche, con luces puestas y todos los equipos conectados ya que hacían IFR, y con un solo alternador alimentando; la capacidad de las baterías se agotó y se vino abajo el voltaje cuando se conectó el motor eléctrico para bajar el tren de aterrizaje.

Matrícula: EC-FTK		Año de fabricación: 1993		Categoría/peso: 2.250 Kg. o menos	
Marca y modelo de la aeronave: SACATA TB-10 TOBAGO					
Núm. de motores / marca y modelo: 1 / LYCOMING O-360-A1AD					
Fecha: 05 FEB 1998		Hora local: 17.25		Provincia: SALAMANCA	
Lugar del suceso: AEROPUERTO DE SALAMANCA					
Lesiones	Muertos	Graves	Leves / Iles	Piloto al mando (Licencia): ALUMNO PILOTO DE AVION	
Tripulación			1	Edad/sexo: 19 / MUJER Total horas de vuelo: 31.35 horas	
Pasajeros				Tipo de operación: AVIACIÓN GENERAL – INSTRUCCIÓN - SÓLO	
Otros				Fase de operación: ATERRIJAJE – RECORRIDO DE ATERRIJAJE	
Daños a la aeronave: MENORES				Tipo de suceso: REVENTÓN DE RUEDAS	

La alumna–piloto efectuaba un vuelo sola de instrucción, supervisada desde el suelo por el instructor. Durante el aterrizaje las puntas de la hélice impactaron con la superficie de pista y la rueda de la pata izquierda del tren se reventó. La alumna logró controlar la aeronave y quedó detenida en el lateral de la pista, sin que se produjesen otros daños. Examinada la aeronave se encontraron deformaciones en el mamparo cortafuegos.

El reventón de la rueda de la pata izquierda parece que se produjo poco después del contacto con la pista y por tanto rodando la aeronave todavía con velocidad alta; como consecuencia de ello la alumna perdió temporalmente el control del avión y se produjo el contacto de las palas de la hélice con la pista. La alumna recuperó de nuevo el control de la aeronave y logró detenerla en el lateral izquierdo de la pista.

La maniobra de aterrizaje fue observada por un instructor en punto de espera y según su testimonio, éste fue aparentemente normal, y por tanto el reventón de rueda parecía deberse a causas fortuitas.

Matrícula: EC-GJS		Año de fabricación: 1998		Categoría/peso: 2.250 Kg. o menos	
Marca y modelo de la aeronave: BEECH F-33 A BONANZA					
Núm. de motores / marca y modelo: 1 / CONTINENTAL IO-520-BA					
Fecha: 14 FEB 1998		Hora local: 14.24		Provincia: VALENCIA	
Lugar del suceso: AEROPUERTO DE VALENCIA					
Lesiones	Muertos	Graves	Leves / Iles	Piloto al mando (Licencia): PILOTO COMERCIAL DE AVIÓN	
Tripulación			1	Edad/sexo: 25 / VARON Total horas de vuelo: 295 horas	
Pasajeros			1	Tipo de operación: AVIACIÓN GENERAL – INSTRUCCIÓN - OTROS	
Otros				Fase de operación: ATERRIJAJE – TOMA DE CONTACTO	
Daños a la aeronave: MENORES				Tipo de suceso: TREN PLEGADO POR INADVERTENCIA	

Piloto y acompañante salieron del Aeródromo de Casas de los Pinos en Cuenca con destino al Aeropuerto de Valencia. A las 14.11 horas, volando sobre Buñol, entraron en contacto con la Torre de Control.

Sobre las 14.22 horas, con viento calma y una vez autorizados, procedía al aterrizaje por la pista 12. En el contacto con la superficie de pista se produjo rozamiento metálico y desplazándose la aeronave apoyada sobre la panza, quedando detenida a mitad de la pista 12-30.

Se produjo la rotura de las varillas actuadoras de las compuertas de tren principal, rozaduras en la punta de ambas compuertas de tren principal, rozaduras y rasponazos en la parte inferior de la aeronave y deformación de las palas de la hélice.

Investigación.

El testimonio del piloto fue que había leído las listas de chequeo de preaterrizaje y final (tren abajo y tres verdes, flaps, luces de landing), posteriormente comprobó en el interior de cabina que la palanca de tren estaba abajo, pero el breaker estaba saltado. Por lo que pensó que las tres verdes que había visto, podía deberse a un efecto óptico, posiblemente debido a la luz del sol que entraba en la cabina.

Se puso el avión sobre gatos y se probó el sistema de extensión de tren, avisos en cabina y mecanismo del sistema:

- Los avisos de tren, sonoro cuando se cortan gases y luminoso de tren en tránsito y de tren abajo y bloqueado, funcionaban correctamente.

- Los dos actuadores de las compuertas de tren principal que se encontraron rotos en la parte más próxima al motor eléctrico que baja el tren y ambas compuertas se movían libremente sin ningún tipo de restricción o freno.
- Teniendo en cuenta el funcionamiento del mecanismo de extensión, los daños observados en las varillas y compuertas, y el aparente funcionamiento del tren; se puede afirmar que no hubo fallo mecánico o de otro tipo que no permitiese la extensión del tren de aterrizaje.

El daño que presentan las compuertas, solamente en una pequeña zona de las puntas, es el resultado del roce con la superficie de pista en las primeras posiciones de estas durante la extensión del tren, e indica que las varillas actuadoras de las mismas se rompieron debido a la resistencia que presentaron a la apertura, por contacto con la pista, en los primeros movimientos del mecanismo de extensión del tren de aterrizaje.

De todo lo anterior se deduce que el piloto no accionó la palanca de tren abajo en su momento, sino cuando notó el roce de las palas de la hélice o de partes metálicas con la pista. En ese momento se abrieron las compuertas, que lo hacen en primer lugar, rozando con el suelo y provocando la rotura de sus actuadores. Posteriormente ante la fuerte resistencia para extenderse el tren por estar la panza apoyada contra el suelo, saltó el breaker del motor eléctrico.

Matrícula: EC-GDG		Año de fabricación: 1976		Categoría/peso: 2.251 a 5.700 Kg.	
Marca y modelo de la aeronave: FAIRCHILD SA-226 TC METRO					
Núm. de motores / marca y modelo: 1 / GARRETT TPE-331 10UA 511 G					
Fecha: 18 FEB 1998		Hora local: 24.00		Provincia: BARCELONA	
Lugar del suceso: PROXIMIDADES DEL AEROPUERTO DE BARCELONA (GAVÁ)					
Lesiones	Muertos	Graves	Leves / lles	Piloto al mando (Licencia): PILOTO COMERCIAL DE AVION	
Tripulación	2			Edad/sexo: 30 / MUJER Total horas de vuelo: 1.880 horas	
Pasajeros				Tipo de operación: LINEAS AÉREAS – INTERNACIONAL – REGULAR DE CARGA	
Otros				Fase de operación: APROXIMACIÓN – APROXIMACIÓN FINAL	
Daños a la aeronave: DESTRUIDA				Tipo de suceso: PÉRDIDA DE CONTROL EN VUELO	

La aeronave en un vuelo de carga con destino a Bruselas despegó del Aeropuerto de Barcelona a las 11.38 horas. Cuando se encontraba en rumbo a Bagur, unos 10 minutos después del despegue, y ascendiendo para nivel 180, solicita regresar a Barcelona sin especificar los motivos.

Efectúa una aproximación ILS a la pista 07, contacta con Torre de Control comunicando establecidos a 7 NM en final; ésta les autoriza a aterrizar por la pista 07.

Más tarde, a las 24.03 horas, Torre solicita posición sin obtener respuesta; dos minutos después, aún sin noticias de la aeronave, y ante el hecho de ver fuego en la trayectoria de aproximación de la pista 07 se activó la alarma y se comunicó a Aproximación.

La aeronave cayó al suelo a unos 4 Km de la cabecera de la pista 07, falleciendo los dos tripulantes y únicos ocupantes de la aeronave. Se produjo incendio en los restos de la aeronave por el impacto contra el suelo, que fue sofocado por los Servicios de Extinción de Incendios del Aeropuerto.

Continúa la investigación.

Matrícula: EC-YBP		Año de fabricación: 1991		Categoría/peso: 2.250 Kg. o menos	
Marca y modelo de la aeronave: MENESTREL II					
Núm. de motores / marca y modelo: 1 / GROB 2500 D1					
Fecha: 22 FEB 1998		Hora local: 17.30		Provincia: MÁLAGA	
Lugar del suceso: AERÓDROMO DE LA AXARQUÍA EN VELEZ-MÁLAGA					
Lesiones	Muertos	Graves	Leves / lles	Piloto al mando (Licencia): PILOTO PRIVADO DE AVIÓN	
Tripulación			1	Edad/sexo: 69 / VARÓN Total horas de vuelo: 3.000 horas	
Pasajeros			1	Tipo de operación: AV. GENERAL – NO COMERCIAL – DE PLACER	
Otros				Fase de operación: ATERRIZAJE	
Daños a la aeronave: IMPORTANTES				Tipo de suceso: PÉRDIDA DE CONTROL EN EL AIRE	

El piloto acompañado de un pasajero efectuaba un vuelo local de placer desde el Aeródromo de la Axarquía en Vélez-Málaga. Cuando inició el vuelo el viento era variable con ráfagas de media intensidad y precisamente por ello había decidido volar para practicar en condiciones no muy favorables, por lo que efectuaba principalmente tomas y despegues.

En uno de los aterrizajes se produjo un contacto muy duro con la pista, resultando la aeronave con daños en el plano derecho, deformaciones en ambas patas del tren de aterrizaje y rotura del timón de dirección y patín de cola.

De acuerdo con la declaración del piloto, se produjo un cambio brusco en la dirección del viento, de modo que se quedó sin velocidad anemométrica en el último tramo de la aproximación final y se desplomó el avión cuando ya se encontraba sobre la pista.

En el Aeródromo de la Axarquía no hay mediciones de velocidad y dirección del viento, solamente disponen de manga de viento; se desconoce, por tanto, la intensidad, dirección y ráfagas del viento que había al inicio del vuelo y en el momento del accidente. La limitación operativa de la aeronave por viento cruzado y de cola es la misma y es de 15Kts. El piloto conocía al despegue las condiciones meteorológicas adversas sobre el aeródromo.

Matrícula: EC-EPR		Año de fabricación: 1978		Categoría/peso: 2.250 Kg. o menos	
Marca y modelo de la aeronave: PIPER PA-34-200 T					
Núm. de motores / marca y modelo: 2 / TELEDINE CONTINENTAL TS-10-360E					
Fecha: 14 MAR 1998		Hora local: 12.20		Provincia: GRANADA	
Lugar del suceso: AEROPUERTO DE GRANADA					
Lesiones	Muertos	Graves	Leves / lles	Piloto al mando (Licencia): PILOTO COMERCIAL DE AVIÓN	
Tripulación			1	Edad/sexo: 35 / VARON Total horas de vuelo: 2.900 horas	
Pasajeros			2	Tipo de operación: AVIACIÓN GENERAL – NO COMERCIAL - OTROS	
Otros				Fase de operación: ATERRIZAJE – TOMA DE CONTACTO	
Daños a la aeronave: MENORES				Tipo de suceso: TREN PLEGADO POR INADVERTENCIA	

El piloto con dos acompañantes efectuaba un vuelo local de demostración y familiarización con la aeronave desde el Aeropuerto de Granada.

Tras haber hecho, de acuerdo con el testimonio del piloto, cinco ó seis tomas y despegues por la pista 09 con normalidad, se disponían a realizar la toma final. Con el objeto de practicar el procedimiento de vuelo con un motor inoperativo, puso el motor izquierdo al ralentí en el tramo de viento en cola, y demoró la extensión del tren de aterrizaje.

En la toma, al recoger, el piloto notó el roce de chapa con la superficie de pista, y considerando que el tren no se encontraba bloqueado, cortó selectores de combustible y mezcla y mantuvo el control direccional del avión hasta quedar detenido.

La aeronave entró en contacto con la pista con la pata de morro en transición, las compuertas de ésta abriendo o abiertas, y las patas principales aún dentro. La toma fue extremadamente suave de modo que apenas se produjeron rasponazos superficiales en las nervaduras de la panza, deformación de las compuertas de la pata de morro y deformación de las puntas de las palas de ambas hélices.

El piloto demoró tanto la extensión del tren de aterrizaje que debió accionar la palanca de tren abajo escasos segundos antes del contacto con la superficie de pista.





Matrícula: EC-ERV		Año de fabricación: 1978		Categoría/peso: 2.250 Kg. o menos	
Marca y modelo de la aeronave: CESSANA 152					
Núm. de motores / marca y modelo: 1 / LYCOMING O-235-L2C					
Fecha: 15 MAR 1998		Hora local: 13.55		Provincia: NAVARRA	
Lugar del suceso: PROXIMIDADES DE TAFALLA					
Lesiones	Muertos	Graves	Leves / Iles	Piloto al mando (Licencia): PILOTO PRIVADO DE AVIÓN	
Tripulación			1	Edad/sexo: 39 / VARÓN Total horas de vuelo: 340 horas	
Pasajeros			1	Tipo de operación: AV. GENERAL – NO COMERCIAL – DE PLACER	
Otros				Fase de operación: EN RUTA	
Daños a la aeronave: NINGUNO				Tipo de suceso: ATERRIAJE DE EMERGENCIA	

Piloto y acompañante despegaron del Aeropuerto de Sabadell aproximadamente a las 10.00 horas en vuelo VFR con destino al Aeropuerto de Pamplona, duración estimada del vuelo 3.30 horas, y como alternativos Zaragoza y Vitoria. No se tiene constancia de la autonomía indicada por el piloto en el FP, ya que es un dato que no figuraba en el plan de vuelo transmitido al Aeropuerto de destino.

A las 13.41 horas el piloto entró en contacto radio con Torre de Pamplona pidiendo ayuda, “mayday, mayday” e indicando que parecía que por fallo de motor perdía combustible e iba a intentar aterrizar. El controlador de Torre con la intención de ayudarle solicitó su posición y si tenía el campo a la vista, a lo que el piloto respondió negativamente. A continuación alertó a bomberos.

Más tarde, a las 13.50 horas, el piloto informó de su código transponder y pidió información de su posición con relación al campo, a lo que el controlador respondió que no disponía de radar, no obstante estableció contacto con Control Madrid y obtuvo un minuto y medio mas tarde su posición: 8 NM en el Radial 171-172 del VOR de Pamplona. La cual transmitió a la aeronave seguidamente.

La última comunicación radio del piloto se produjo a las 13.54 horas, informando a una petición de Torre acerca del número de personas a bordo, y cuando se esperaba la toma en menos de 5 minutos. Unos 3 minutos después de este último contacto y al no recibir respuesta de la aeronave, el controlador de Torre declaró DETRESFA.

A las 13.59 horas se recibió confirmación a través de una persona del Aeroclub de Navarra que la aeronave había efectuado una toma de emergencia a unos 10-12 Km al sur del

VOR de Pamplona, próximo a la carretera Pamplona-Tafalla, sin lesiones a los ocupantes ni daños a la aeronave.

De acuerdo con el testimonio del piloto, efectuaron un aterrizaje de precaución en un descampado, por considerar que tenía poco combustible para llegar al Aeropuerto de Pamplona, debido al fuerte viento de cara. El viento en el Aeropuerto era efectivamente de dirección 360º e intensidad 18 Kts.

Otra información.

A las 15.25 horas del mismo día la aeronave despegó desde el mismo lugar donde había aterrizado en emergencia con destino al Aeropuerto de Zaragoza, donde aterrizó a las 15. 50 horas.

Piloto y acompañante despegaron del Aeropuerto de Sabadell aproximadamente a las 10.00 horas en vuelo VFR con destino al Aeropuerto de Pamplona, duración estimada del vuelo 3.30 horas, y como alternativos Zaragoza y Vitoria. No se tiene constancia de la autonomía indicada por el piloto en el FP, ya que es un dato que no figuraba en el plan de vuelo transmitido al Aeropuerto de destino.

A las 13.41 horas el piloto entró en contacto radio con Torre de Pamplona pidiendo ayuda, “mayday, mayday” e indicando que parecía que por fallo de motor perdía combustible e iba a intentar aterrizar. El controlador de Torre con la intención de ayudarle solicitó su posición y si tenía el campo a la vista, a lo que el piloto respondió negativamente. A continuación alertó a bomberos.

Más tarde, a las 13.50 horas, el piloto informó de su código transponder y pidió información de su posición con relación al campo, a lo que el controlador respondió que no disponía de radar, no obstante estableció contacto con Control Madrid y obtuvo un minuto y medio mas tarde su posición: 8 NM en el Radial 171-172 del VOR de Pamplona. La cual transmitió a la aeronave seguidamente.

La última comunicación radio del piloto se produjo a las 13.54 horas, informando a una petición de Torre acerca del número de personas a bordo, y cuando se esperaba la toma en

menos de 5 minutos. Unos 3 minutos después de este último contacto y al no recibir respuesta de la aeronave, el controlador de Torre declaró DETRESFA.

A las 13.59 horas se recibió confirmación a través de una persona del Aeroclub de Navarra que la aeronave había efectuado una toma de emergencia a unos 10-12 Km al sur del VOR de Pamplona, próximo a la carretera Pamplona-Tafalla, sin lesiones a los ocupantes ni daños a la aeronave.

De acuerdo con el testimonio del piloto, efectuaron un aterrizaje de precaución en un descampado, por considerar que tenía poco combustible para llegar al Aeropuerto de Pamplona, debido al fuerte viento de cara. El viento en el Aeropuerto era efectivamente de dirección 360º e intensidad 18 Kts.

Otra información.

A las 15.25 horas del mismo día la aeronave despegó desde el mismo lugar donde había aterrizado en emergencia con destino al Aeropuerto de Zaragoza, donde aterrizó a las 15. 50 horas.

Matrícula: EC-GDJ		Año de fabricación: 1966		Categoría/peso: 2.251 a 5.700 Kg.	
Marca y modelo de la aeronave: BELL B-205 (UH-1H)					
Núm. de motores / marca y modelo: 1 / LYCOMING T53-L-13B					
Fecha: 19 MAR 1998		Hora local: 17.40		Prov incia: ORENSE	
Lugar del suceso: MELIAS					
Lesiones	Muertos	Graves	Leves / Iles	Piloto al mando (Licencia): PILOTO COMERCIAL DE HELICÓPTEROS	
Tripulación			1	Edad/sexo: 40 / VARÓN Total horas de vuelo: 2.600 horas	
Pasajeros			1	Tipo de operación: AV. GRAL. – COMERCIAL – LUCHA CONTRA INCENDIOS	
Otros				Fase de operación: MANIOBRANDO – TRABAJOS AÉREOS	
Daños a la aeronave: IMPORTANTES				Tipo de suceso: PÉRDIDA DE CONTROL TEMPORAL EN VUELO	

El piloto había sido avisado para que saliera con el helicóptero desde la base de Xurés para ayudar en la extinción de un incendio forestal en Melias, T.M. de Pereira de Aguilar, unos 10 Km al Noreste de Orense. Despegaron hacia la zona con la brigada asignada y el técnico forestal. Una vez en el lugar se efectuaron unas órbitas para determinar el punto de toma para dejar la brigada y evaluar el mejor modo para hacer las pasadas y descargas de agua.

Con el “bambi bucket” instalado y la brigada en tierra, se procedió a la carga de agua en el embalse del río Miño próximo al incendio, para seguir con la descarga sobre el fuego, verificando que el tráfico elegido era adecuado.

Después de la descarga nº 22 y al regresar al lugar de carga, de acuerdo con el testimonio del piloto, el helicóptero comenzó a descender rápidamente sin que éste pudiera detener el régimen de descenso a pesar de la aplicación de toda la potencia disponible. El vuelo en esos instantes era a una altura de 100 pies y a una velocidad de 25 Kts. El piloto pudo comprobar que las revoluciones del rotor eran las correctas, que no estaba encendida la luz del “master caution” y que el motor no se había parado.



Ante la situación el piloto intentó un aterrizaje de emergencia sobre el terreno al que se precipitaba el helicóptero, un viñedo con gran cantidad de estacas, alambres y columnas de piedra, y procedió a la suelta del “bambi bucket”. Cuando el helicóptero se detuvo efectuó la parada en emergencia del motor.

Investigación.

El helicóptero volcó sobre el lado izquierdo, girado unos 120° con respecto a la dirección



de vuelo. Las palas del rotor principal quedaron destruidas por impacto contra el suelo, el larguero interior de una de ellas salió lanzado a unos 45 metros de los restos principales. El bambi bucket apareció suelto del gancho de carga a unos 7 m. atrás en la dirección del vuelo

El rotor de cola y caja de transmisión de 90° se desprendieron del puro de cola y quedaron a 12 metros; se encontraron evidencias de impacto de una pala de este rotor con un pilar de granito de la cerca que bordea el viñedo donde cayó la aeronave unos metros antes donde quedó éste; lo que indica que en la caída al terreno de la aeronave el primer impacto se produjo con el rotor de cola sobre el pilar de granito de la valla.

Los restos del helicóptero se trasladaron al hangar del propietario y operador comprobándose que los mandos de vuelo, tanto cíclico como colectivo, se encontraban en condiciones operativas.



Las condiciones meteorológicas eran buenas: buena visibilidad, ausencia de nubes, viento de entre 5 y 10 Kts de dirección Norte – Noreste y temperatura de unos 20°C. En el tramo del circuito desde la descarga hasta la zona de carga de agua, en el que se produjo el evento, el helicóptero pasaba por encima de una línea de alta tensión unos 30 metros antes del primer punto de impacto con el terreno. El viento le entraba de costado izquierdo y cola, y a sotavento de las montañas y de la zona del incendio.



La alta posibilidad de turbulencias en la zona cercana al fuego, a sotavento de éste y de las montañas, Y después de efectuar al menos un ligero ascenso para pasar la línea de alta tensión, que deja al rotor y helicóptero con menos energía, unido al elevado número de vuelos en similares condiciones, dibujan un escenario propicio para la conjunción de condiciones adversas del vuelo con una reacción lenta del piloto.



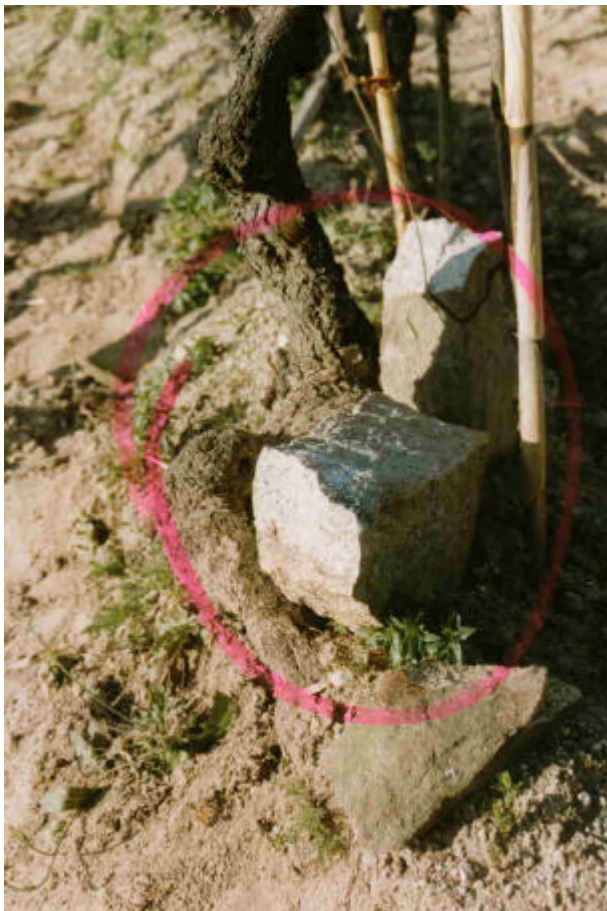
El vuelo, o al menos ese tramo de la maniobra, se estaba realizando sobre la zona peligrosa de la gráfica de actuaciones de este aparato (altura – velocidad de traslación), altura de 100 pies – velocidad de 25 Kts, que incluso podría ser menor la velocidad relativa al viento para mantener la velocidad sobre el terreno al meterse en el tramo de viento en cola, cuando tendría que haber volado por encima de los 30 Kts para salir a esa altura de vuelo de la zona peligrosa de operación.



Conclusiones.

El helicóptero sufrió una brusca descendencia, justo después de pasar por encima de una línea de alta tensión, que el piloto no pudo evitar, pero controlando el descenso para una toma de emergencia, hasta que a unos 2 metros del suelo perdió el rotor de cola por impacto con un pilar de granito, quedando entonces sin control direccional; el helicóptero comenzó a girar sobre si mismo a derechas (rotor principal gira a izquierdas) y al posarse además en terreno irregular volcó sobre el costado izquierdo.





Matrícula: EC-FZK		Año de fabricación: 1994		Categoría/peso: 2.250 Kg. o menos	
Marca y modelo de la aeronave FOURNIER RF5-AJ1 SERRANIA					
Núm. de motores / marca y modelo: 1 / LIMBACH L-2000-E01					
Fecha: 26 MAR 1998		Hora local: 18.45		Provincia: TOLEDO	
Lugar del suceso: AERÓDROMO DE OCAÑA					
Lesiones	Muertos	Graves	Leves / lles	Piloto al mando (Licencia): PILOTO COMERCIAL DE AVIÓN	
Tripulación		2		Edad/sexo: 50 / VARÓN Total horas de vuelo: 3.100 horas	
Pasajeros				Tipo de operación: AV. GENERAL – INSTRUCCIÓN - SÓLO	
Otros				Fase de operación: APROXIMACIÓN	
Daños a la aeronave: IMPORTANTES				Tipo de suceso: ATERRIZAJE FUERA DEL ÁREA PREVISTA	

El piloto examinador y el piloto de planeador efectuaban un vuelo de examen para la obtención de la habilitación de motoplaneador por este último. La aeronave se aproximaba desde el Oeste para efectuar la toma por la cabecera 29 del Aeródromo de Ocaña, Toledo.

De acuerdo con la declaración de la tripulación, la aproximación se efectuaba con el motor parado y ante la situación de escasa altura para alcanzar la cabecera de pista, el examinador requirió la puesta en marcha del motor. Después de varios intentos infructuosos durante el tramo de viento en cola, se preparan para una toma de tierra fuera de campo con el tren de aterrizaje bajado. Viran a la izquierda y se aproan al viento, entrando la aeronave en pérdida hacia la derecha desde una altura de entre 5 y 10 metros.

El extremo del ala derecha impactó contra el terreno, doblándose por su articulación, haciendo que la aeronave se girase 180° a la vez que impactaba el morro con un ángulo vertical de 30 a 45° respecto al suelo. El lugar del impacto fue a unos 700 metros a la izquierda de la cabecera 29 y a unos 100 metros después del umbral.

Los tripulantes quedaron conscientes pero con heridas ambos en la cabeza, fueron ayudados inmediatamente por otros alumnos del centro para abandonar los restos del avión y fueron trasladados en ambulancia al Centro Médico de Ocaña, después al Hospital Provincial de Toledo y más tarde a la Clínica Moncloa de Madrid.

Investigación.

Los daños sufridos por las palas de la hélice, una pala rota hacia atrás con rasponazos longitudinales y la otra sin daños, indican que el motor entró parado al suelo. Un examen general del motor no mostró ningún indicio de avería o fallo.

Se comprobó que esta aeronave, y otras del mismo tipo y utilizadas para vuelos similares, en el puesto trasero de pilotaje o de segundo piloto, donde iba sentado el instructor, carecía de medios para poder arrancar el motor, es decir no disponía de contactos de magnetos ni botón de puesta en marcha.

En estas condiciones se considera que con esta aeronave no es adecuada su operación para vuelos de enseñanza y examen, máxime cuando en un motovelero se utilizan alternativamente fases de vuelo con motor funcionando, vuelo como avión, y fases de vuelo con motor parado, vuelo como velero.

Teniendo en cuenta, además, que la aeronave disponía de Certificado de Aeronavegabilidad con la Categoría de Escuela y por tanto se usaba sin ningún tipo de trabas para vuelos de instrucción, escuela y examen, se emitió una Recomendación Preliminar que se enumera más adelante.

El piloto de planeador que ocupaba la posición delantera llevaba puesto el atalaje completo, evitando mayor gravedad en las heridas sufridas. El piloto examinador que ocupaba la posición trasera solo llevaba puesto el cinturón de cintura, no se había puesto el arnés completo porque no llegaba a la palanca de aerofrenos y el asiento no era regulable adelante-atrás, que permitió el avance de su torso y el golpeo de la cabeza con el tablero de instrumentos.

El aterrizaje de emergencia fuera de campo se efectuó con el tren de aterrizaje bajado. En el Manual de Vuelo del avión se especifica que para las tomas fuera de campo se efectuarán con el tren de aterrizaje recogido.

El semiplano derecho, que con su extremo se produjo el primer impacto contra el terreno, sufrió la rotura del larguero principal y la casi completa separación del fuselaje por su encastre, pero además la parte exterior articulada del ala sufrió una deformación plástica acentuada en la zona de la articulación, que presentaba un aspecto cuando menos extraño.

Por este motivo se separan de los restos los dos semiplanos con sus extremo de ala abatibles y se enviaron al laboratorio metalográfico para un análisis y estudio en profundidad de estas deformaciones y roturas.

Estudio de las roturas del ala.

El ala ha sufrido básicamente dos roturas, el resto de roturas y daños son locales y no afectan de forma significativa a su integridad estructural:

- a) Rotura total del larguero en la zona del encastre del semiplano derecho, entre las estaciones 21 y 22 del semiplano.
- b) Rotura de las dos orejetas del herraje delantero inferior del lado abatible y del herraje trasero, que aseguran la continuidad estructural y posición del extremo abatible, situados en la estación 9 del semiplano derecho.

Tanto la rotura de los cordones del larguero del ala, como la del herraje inferior delantero, así como la ovalización de los taladros de alojamiento de los bulones superior e inferior delantero, indican que el plano ha flexado hacia arriba por contacto con el terreno, fundamentalmente con componente vertical perpendicular al larguero, aunque también con otra componente de menor entidad paralela a la cuerda del ala y hacia atrás.

No se ha encontrado evidencia alguna o indicio de fallo de la estructura del ala ni de los circuitos de mando, previos a la rotura por el impacto con el terreno. Las características de la rotura de los cordones del larguero del ala indican un buen comportamiento del larguero, y no hay indicios de que éste tuviera una resistencia inferior a lo previsible por defecto del material.

En cuanto a los herrajes, 2 delanteros, superior e inferior, dobles en cada uno de los lados abatible y fijo, mas 1 trasero sencillo en cada lado, de la estación 9 que permiten el abatimiento del extremo del plano, se ha encontrado lo siguiente:

- 1) -- El material empleado en estos herrajes, acero del tipo 20 CDV 6 según Norma Francesa, no corresponde por su composición al material especificado en el plano de fabricación , acero 25 CD 4S (25CrMoS4 en Norma Europea).

2) -- Más importante aún que la diferencia en composición, es la diferencia de características mecánicas entre estos herrajes instalados, de 57 Kg/mm^2 de carga de rotura del material, y el que teóricamente deberían tener según lo especificado en el plano de fabricación, 88 Kg/mm^2 de carga de rotura del material.

3) -- Esta diferencia en la resistencia del material es principalmente consecuencia del tratamiento térmico de la chapa de material empleada, tratamiento de recocido subcrítico de ablandamiento, y de la NO aplicación posterior de un temple y revenido; que hubiera proporcionado al material correcto la resistencia especificada en el plano.

La carga real que ha actuado sobre las orejetas del herraje roto y que ha provocado su rotura, de acuerdo al cálculo teórico y resistencia real del material empleado, es del mismo orden de magnitud o superior al correspondiente al de máxima carga en vuelo, por tanto el material empleado ha resistido en las orejetas fuerzas superiores a las previstas de diseño.

Los cálculos de diseño para el esfuerzo máximo que deberán soportar las orejetas (que se hace en el proyecto solo para el herraje superior por ser más crítico y por tanto cubre el inferior) del herraje delantero inferior del lado abatible dan un valor de 32.8 Kg/mm^2 , muy inferior a la carga de rotura del material empleado, 57 Kg/mm^2 , y del mismo orden que el límite elástico del mismo al 0.2 %, 36 Kg/mm^2 . Sin embargo el cálculo de diseño en otras zonas de los herrajes, tanto de los superiores como de los inferiores alcanza valores de esfuerzo sobre el material de entre 64.8 y 76.7 Kg/mm^2 , superiores a la carga de rotura del material empleado.

Por tanto se había elegido y aprobado para fabricación de los herrajes un material con un tratamiento térmico tal que permita soportar sin rotura los esfuerzos máximos que se pueden presentar en ellos, material con carga de rotura de 88 Kg/mm^2 para esfuerzos máximos de 76.7 Kg/mm^2 , y que son más altos que los esfuerzos que se van a presentar en la envolvente de maniobra en las orejetas de los mismos. El material empleado y sobre todo su tratamiento térmico para los herrajes del extremo de ala abatible no soporta los esfuerzos calculados de diseño para la envolvente de maniobra.

RECOMENDACIONES PRELIMINARES.

Recomendación de fecha 27 de Abril de 1998

Restricciones de operación con aeronaves RF5-AJ1:

Para su empleo dentro de la categoría de Escuela, las aeronaves RF5-AJ1 deberán estar equipadas con un sistema de puesta en marcha del motor, botón de arranque y contacto de magnetos, en el puesto de segundo piloto.

Recomendaciones de fecha 30 de Noviembre de 1998

Para todas las aeronaves AEROJAÉN RF5-AJ1 "SERRANÍA":

- 1) Deberá comprobarse que el material de que están fabricados los herrajes de articulación de las semialas abatibles y su resistencia, se corresponden con lo especificado en los planos de fabricación. En el caso de que no se correspondan, deberán adoptarse medidas correctoras adecuadas al caso.
- 2) En tanto se realiza la comprobación y, en su caso, se adoptan medidas correctoras, deberán tomarse medidas tales que garanticen la integridad estructural de las aeronaves en vuelo.