

CIAIAC

COMISIÓN DE
INVESTIGACIÓN
DE **A**CCIDENTES
E **I**NCIDENTES DE
AVIACIÓN **C**VIL

Boletín Informativo

1/2007



MINISTERIO
DE FOMENTO

BOLETÍN INFORMATIVO

1/2007



MINISTERIO
DE FOMENTO

SECRETARÍA GENERAL DE
TRANSPORTES

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

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

NIPO: 161-07-013-X
Depósito legal: M. 14.066-2002
Imprime: Diseño Gráfico AM2000

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

Tel.: +34 91 597 89 63
Fax: +34 91 463 55 35

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

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-022/2005	31-05-2005	TF-ATJ	Boeing B747-300	Aeropuerto de Tenerife Norte (Santa Cruz de Tenerife)	1
(*) A-028/2005	05-07-2005	EC-GUF	Air Tractor AT-802	Proximidades de Castellbisbal (Barcelona)	19
A-053/2005	23-08-2005	EC-JKG	Bell 206 L4	Hoyos (Cáceres), embalse de Borbollón..	31
IN-066/2005	05-12-2005	EC-FXZ	Beechcraft F-33 A	Aeródromo de Robledillo de Mohernando (Guadalajara)	39
A-002/2006	11-01-2006	EC-JEN	Bombardier CL-600- 2B19	Aeropuerto de Valencia	45
IN-035/2006	13-06-2006	EC-ICG	Aerostar PA-61-601P	Aeropuerto de Madrid-Cuatro Vientos (Madrid)	65
A-063/2006	28-11-2006	F-BXRG	Robin DR-400/160	Hinojosa del Duque (Córdoba)	75
A-007/2007	12-02-2007	EC-EPJ	Cessna 152	Término municipal de La Torre de Esteban Hambrán (Toledo)	79

ADENDA	89
---------------------	----

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

Esta publicación se encuentra en Internet en la siguiente dirección:

<http://www.ciaiac.es>

Abreviaturas

00 °C	Grados centígrados
AAIB	Air Accidents Investigation Branch
AD	Directiva de aeronavegabilidad
AENA	Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea
AGL	Sobre el nivel del suelo
ALAR	«Approach and Landing Accident Reduction»
ATC	Control de tránsito aéreo
ATCO	Controlador de tráfico aéreo
ATIS	Servicio automático de información terminal
ATPL	Piloto de transporte de línea aérea
CAA	Autoridad de Aviación Civil
cc	Centímetro(s) cúbico(s)
CEOPS	Centro de Operaciones
cm	Centímetro(s)
CMM	Component Maintenance Manual
CPLA	Piloto comercial de avión
CVR	Registrador de voz en cabina
DGAC	Dirección General de Aviación Civil
ELT	Baliza de emergencia
FAA	Agencia Federal de Aviación de EE.UU.
FDR	Registrador de datos de vuelo
FIA	Habilitación de instructor de vuelo de avión
ft	Pie(s)
g	Aceleración de la gravedad
h	Hora(s)
hPa	Hectopascal(es)
HSI	Inspección de sección caliente
IAS	Velocidad indicada
IFR	Reglas de vuelo instrumental
ILS	Sistema de aterrizaje instrumental
IMC	Condiciones meteorológicas de vuelo por instrumentos
INM	Instituto Nacional de Meteorología
IRA	Habilitación de vuelo instrumental de avión
ITT	Temperatura entre turbinas
kg	Kilogramo(s)
km	Kilómetro(s)
KSI	Miles de libras por pulgada cuadrada
kt	Nudo(s)
l	Litro(s)
lb	Libra(s)
m	Metro(s)
MAC	Cuerda media aerodinámica
METAR	Informe meteorológico aeronáutico ordinario
MM	Manual de mantenimiento
N/A	No afecta
NE	Nordeste
NM	Milla(s) náutica(s)
Nr	RPM del rotor principal
NTSB	National Transportation Safety Board
OACI	Organización de Aviación Civil Internacional
OM	Manual de operaciones
OSN	«Operations Safety Notice»
P/N	Número de parte
PF	Piloto a los mandos
PNF	Piloto no a los mandos

Abreviaturas

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
RPM	Revoluciones por minuto
SE	Sureste
SHP	Caballo(s) de vapor en el eje
SID	«Supplemental Inspection Document»
SOP	Procedimientos operacionales estándar
TCP	Tripulantes de cabina de pasajeros.
TFN	Aeropuerto de Tenerife Norte
TOAM	Técnico de operaciones del área de maniobras
TWR	Torre de control de aeródromo
USG	Galones USA
UTC	Tiempo universal coordinado
VFR-HJ	VFR diurno
VHF	Frecuencia muy alta
VMC	Condiciones meteorológicas visuales
VOR	Radiofaro omnidireccional de VHF
Vref	Velocidad de referencia en el aterrizaje

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Martes, 31 de mayo de 2005; 10:09 h UTC
Lugar	Aeropuerto de Tenerife Norte (Sta. Cruz de Tenerife)

AERONAVE

Matrícula	TF-ATJ
Tipo y modelo	BOEING B747-300; S/N 24108
Explotador	Air Atlanta Icelandic

Motores

Tipo y modelo	CFM CF6-80C2B1
Número	4

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	44 años
Licencia	ATPL
Total horas de vuelo	9.515 h
Horas de vuelo en el tipo	529 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			12
Pasajeros			403
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Varias luces de borde de pista rotas y surcos en superficie de pista

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Transp. aéreo comercial – Regular – Interior de pasajeros
Fase del vuelo	Aterrizaje – Rotación final

INFORME

Fecha de aprobación	27 de febrero de 2007
---------------------	------------------------------

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Reseña del vuelo

El vuelo partió normalmente de Madrid y se aproximaba al Aeropuerto de Tenerife Norte (TFN) después de un crucero sin incidencias. Se trataba de un vuelo operado por Air Atlanta para Iberia bajo un acuerdo de arrendamiento con tripulación. Antes del descenso, la tripulación completó el «briefing» de aproximación, con atención particular a las altitudes mínimas del sector y a la velocidad de referencia (V_{ref}) a la que decidieron añadir 10 kt de corrección por viento. En la «tarjeta recordatorio» que llevaban a bordo anotaron « V_{ref} . 142» con flaps 30.

Desde FL330 comenzaron el descenso a la pista (RWY) 30 siguiendo instrucciones del ATC. El descenso empezó a 100 NM del VOR TFN, habiendo recibido el ATIS «Y». La tripulación anotó en la tarjeta la información de ese ATIS como Y 0940Z, viento 330/22G28 y QNH 1021.

A las 9:49 h estaban descendiendo a FL80 in dirección a Tenerife y la tripulación le dijo al ATCO que estaban a alta velocidad («high speed»). A las 9:53 h la tripulación preguntó si era posible girar a la izquierda a «un rumbo probable... para perder algo de la alta» («to a probable heading... to loose a little bit the high»). Fueron autorizados a descender a su discreción «con el giro que quiera» («with your own turn») para una aproximación directa, ya que eran el número uno y no había restricciones. La tripulación respondió que iban a tomar rumbo 180° «de modo que podamos perder la velocidad más alta de lo debido» («so we can loose the higher speed») y pidió vectores radar para el ILS. A las 9:55 h pidieron de nuevo los vectores. Cuando el ATCO les recordó que estaban autorizados a una aproximación directa, respondieron «estamos en IMC y en estos momentos nos gustaría conseguir guía radar si tiene el radar encendido». A las 9:57 h el ATCO les pidió «girar a la derecha a 270 como vector final para el ILS» («right heading 270 final vector»). A las 9:59 la tripulación notificó «establecidos en el localizador, descenderemos con la senda» («established on the localizer, we'll descend with the glide»). Estaban a 13 NM de la toma y se les pidió que llamaran a la torre. La tripulación recordaba que la lista de aproximación se realizó y que la aeronave permaneció establecida en el localizador a una altitud de 4.400 ft de acuerdo a las instrucciones del ATC con los vectores radar.

Según la declaración de la tripulación, una vez establecidos en la senda de planeo, comenzó el descenso con el piloto automático «B» conectado y flaps 20°, con velocidad igual a V_{ref} más 20 kt. Durante la aproximación inicial no notaron turbulencia significativa o cambios en la velocidad o actitud. El tren de aterrizaje fue extendido aproximadamente a 6 NM del aeropuerto y se seleccionó flaps 25° y luego flaps 30°. Se solicitó y leyó la lista de chequeo de final. Aproximadamente a 1.500 ft AGL se estableció contacto visual con TFN y las comunicaciones cambiaron a la frecuencia de torre.

La aproximación continuó normalmente pero notaron turbulencia en esa zona, y se decidió desconectar el piloto automático «B» y continuar manualmente. La torre autorizó al avión a aterrizar en la pista 30, con un viento observado de 320/24. La aeronave estaba en el localizador y en la senda, con Vref más 10 kt. Cuando descendían a través de 1.000 ft AGL, notaron un cambio en la dirección del viento que produjo un incremento estimado de 15 kt en la velocidad indicada. Tomaron acción inmediata para rectificar las condiciones y la velocidad se ajustó de nuevo a Vref más 10 kt. No se notaron cambios adicionales en la velocidad. En opinión de la tripulación, aproximadamente a 10 ft sobre la pista durante la rotación final hubo un repentino cambio de viento que produjo más sustentación en la semiala izquierda. El piloto a los mandos (PF), que era el copiloto, reaccionó para corregir esta condición y el avión realizó una toma firme («a firm landing») según apreció la tripulación. No notaron que hubiera maniobras de excesivo control en los ejes de alabeo o cabeceo. Recordaban que el avión tomó en el eje de la pista.

Según la hoja de carga, el peso al aterrizaje era de unos 261.166 kg (el máximo es 285.752 kg). El centro de gravedad al despegue había sido 23,80% de la cuerda media aerodinámica (MAC) (con un peso al despegue de 285.717 kg).

Un pasajero del vuelo, que era empleado del aeropuerto, declaró que la aproximación fue algo turbulenta y el avión se movía todo el tiempo, aunque nadie notó nada extraño o ningún impacto en la toma, excepto que había sido un aterrizaje moderadamente fuerte.

La última información de viento proporcionada a la tripulación cuando fueron autorizados a aterrizar había sido 330/24. A las 10:04:47 h el ATCO dijo: «A su discreción con el "marker", adiós» («At your discretion with the marker, adiós») y la tripulación respondió «Gracias» («Thank you»).

No hubo ninguna otra comunicación con el ATC durante la carrera de aterrizaje y el rodaje. El avión salió normalmente de la pista 30 y se dirigió a la puerta asignada, donde la tripulación paró los motores y completó los chequeos de después del aterrizaje. Los pasajeros desembarcaron normalmente.

Al rato, el personal de tierra subió a bordo y avisó a la tripulación de que se observaban daños en los capots del motor 4. Los daños consistían en un par de agujeros en la parte inferior de los capots y varias otras rozaduras y arañazos. También había trozos de cristal clavados en la zona de los arañazos.

La tripulación avisó al ATC a las 10:27 h y se ordenó una inspección de la pista. Se observó que se habían roto completamente dos luces de borde del lado derecho de la pista. Otras dos luces tenían roto el cristal. Entre ambas luces rotas, había un área de surcos profundos y raspaduras de entre 2 y 4 cm de anchura (véase figura 2).

La aeronave fue sometida a varias inspecciones, incluyendo una inspección por aterrizaje duro, y se trasladó en vuelo ferry a su base varios días después.

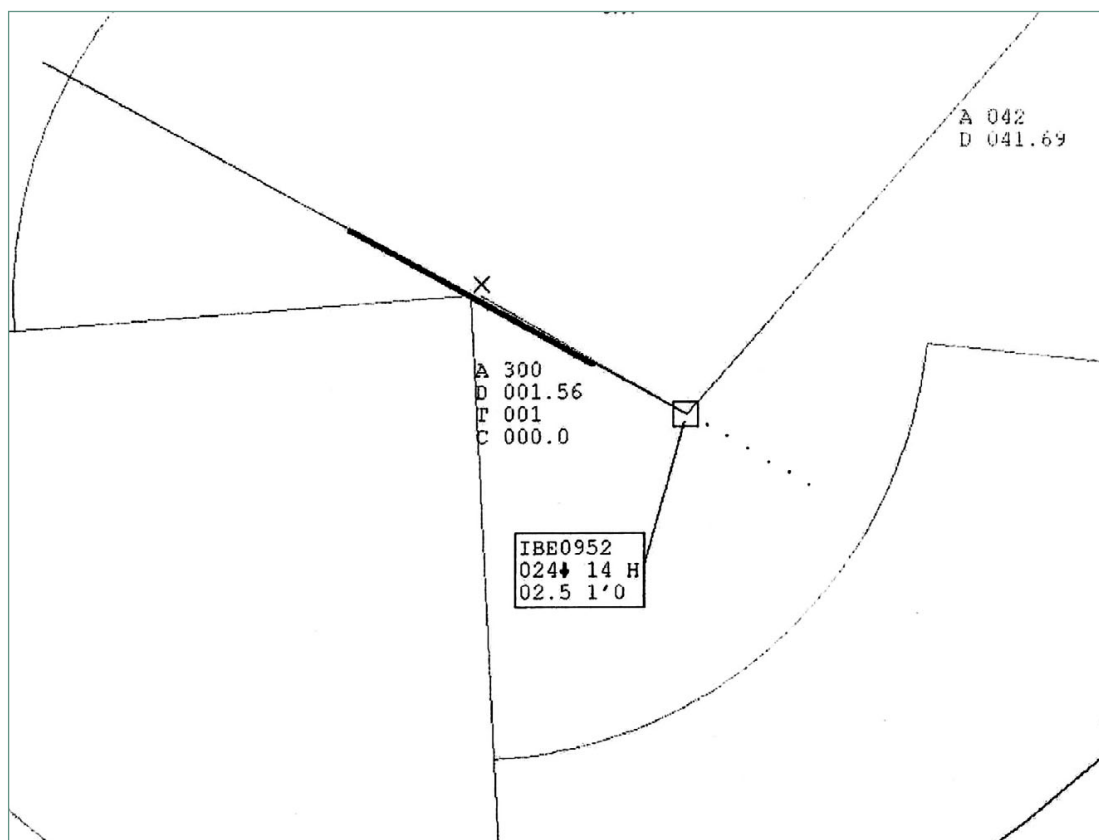
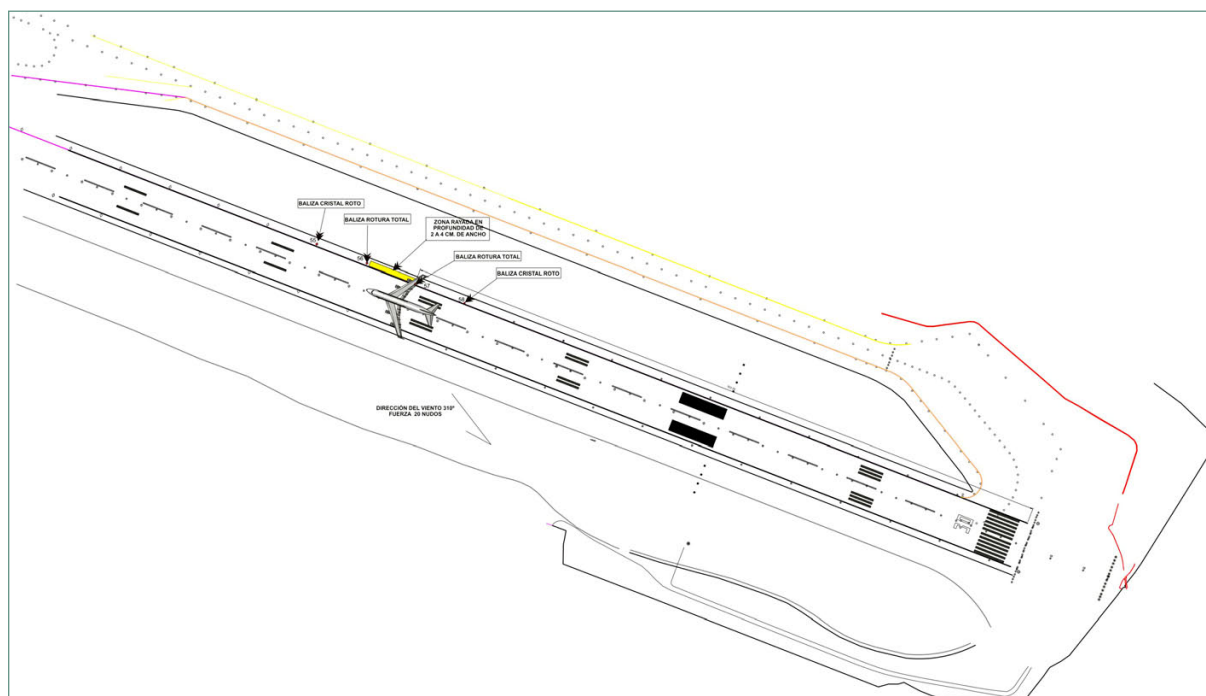


Figura 1. Imagen de la traza radar mostrando la aeronave alineada con la prolongación de la línea central de la pista en corta final, descendiendo a través de 2.400 ft con unos nudos de velocidad respecto al suelo, a las 10:04 h radar



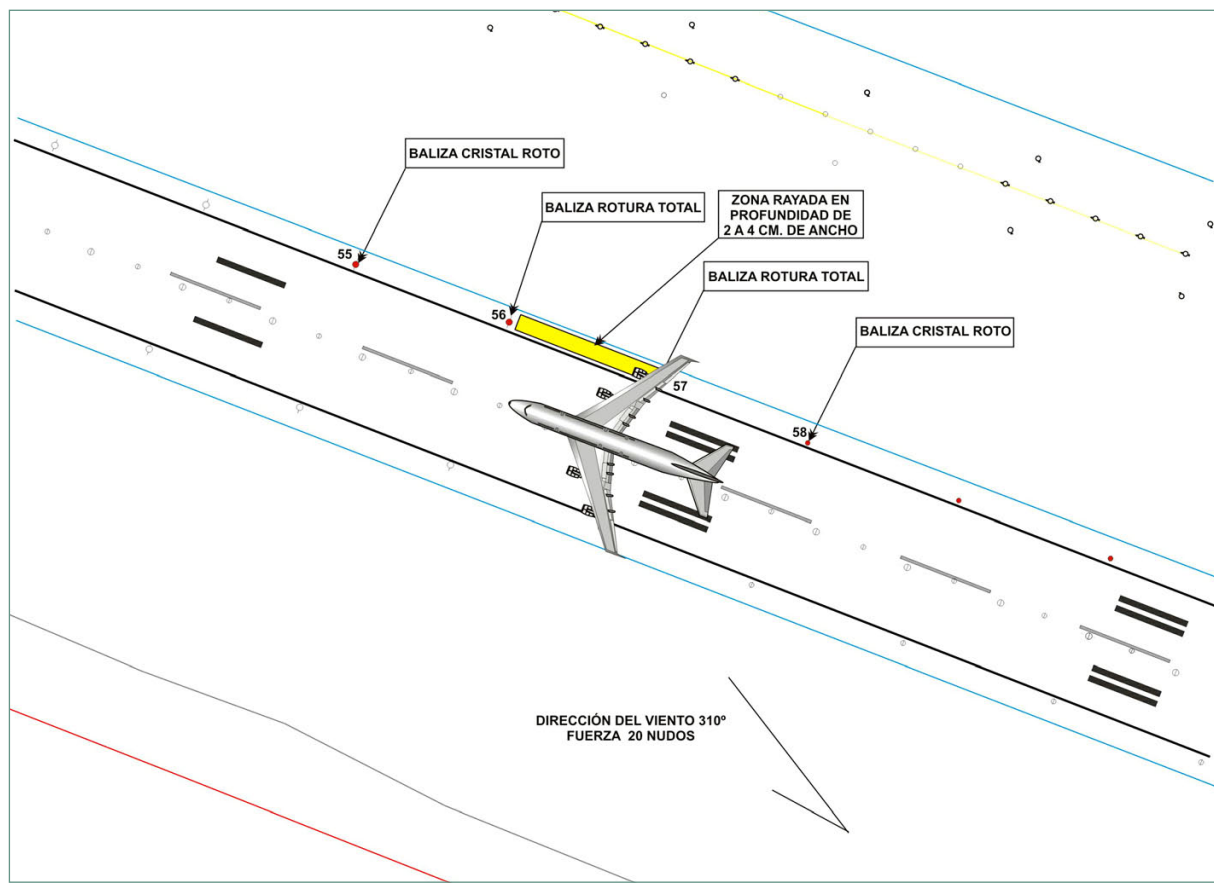


Figura 2. Plano preparado por personal del aeropuerto después de la inspección de la pista. La anchura de la pista es de 45 m. La distancia entre líneas de luces de borde de pista es de 48 m. La distancia del eje longitudinal del B747 a la parte más exterior de la góndola 4 es de unos 23 m

1.2. Información personal

1.2.1. Piloto al mando (CM-1)

Nacionalidad: Española. ATPL emitida por la CAA del Reino Unido, 44 años, con habilitaciones de B747-100/-300 (piloto al mando), B737 300-900, F27, BAe 146, B757/767, A318/319/329/321 y D228. Última inspección de habilitación y competencia: 12-2-2005. Última inspección en línea: 27-5-2005. Último examen médico: 6-4-2005. Horas totales de vuelo: 9.515 h. Horas en el tipo: 529. Su período de actividad había empezado a las 5:40 h aquel día, con más de 24 h de descanso el día anterior.

El CM-1 había volado 229 h durante los últimos 12 meses, y 64 h durante mayo de 2005.

El CM-1 había estado en entrenamiento en línea desde el 21-4-2005 hasta el 22-5-2005. Los registros de ese entrenamiento indicaban que se le consideraba que tenía una buena actuación, con buen control incluso en un vuelo a JFK en condiciones de ráfa-

gas. Se decía que era evidente su alta experiencia. El 27 de mayo pasó su prueba final de capacitación en línea con resultado satisfactorio.

1.2.2. Copiloto (CM-2)

Nacionalidad: EE.UU. ATPL emitida por al FAA y validada por la CAA de Islandia, 49 años de edad con habilitaciones de tipo en B747 (copiloto), B737 y DHC-7. Última prueba de competencia: 18-3-2005. Última inspección en línea: 17-2-2005. Último examen médico: 4-11-2004. Según la información proporcionada, la fecha de caducidad del certificado médico era 12-5-2005 (19 días antes de la fecha del incidente). Horas totales de vuelo: 9.258 h. Horas en el tipo: 1.321. Su período de actividad había empezado a las 5:40 h aquel día, con más de 24 h de descanso el día anterior.

El copiloto había volado 719 h durante los últimos 12 meses, y 39 h durante mayo de 2005.

El CM-2 pasó su inspección en línea el 17 de febrero de 2005 con resultados satisfactorios. El 18 y 19 de marzo de 2005 había pasado una prueba de competencia en simulador también con resultados satisfactorios, y no se anotaron comentarios en el formulario de entrenamiento.

1.2.3. Operador técnico de vuelo (CM-3)

Nacionalidad: EE.UU. Licencia de operador técnico de vuelo («Flight engineer») emitida por la FAA y validada por la CAA de Islandia. 56 años de edad. Última prueba de competencia: 6-12-2004. Último examen médico: 7-8-2004.

1.3. Información sobre la aeronave

El Boeing 747-300 tiene una longitud de 70,4 m y una envergadura de 59,6 m. Los ángulos de su envolvente geométrica antes de contactar con el suelo son los siguientes:

- Ángulo de cabeceo para contacto del cono de cola y del tren de fuselaje: 10° (amortiguador comprimido)
12,5° (amortiguador extendido)
- Ángulo de balance para contacto de la góndola exterior y del tren de ala: 7,2° (amortiguador comprimido)
10,8° (amortiguador extendido)

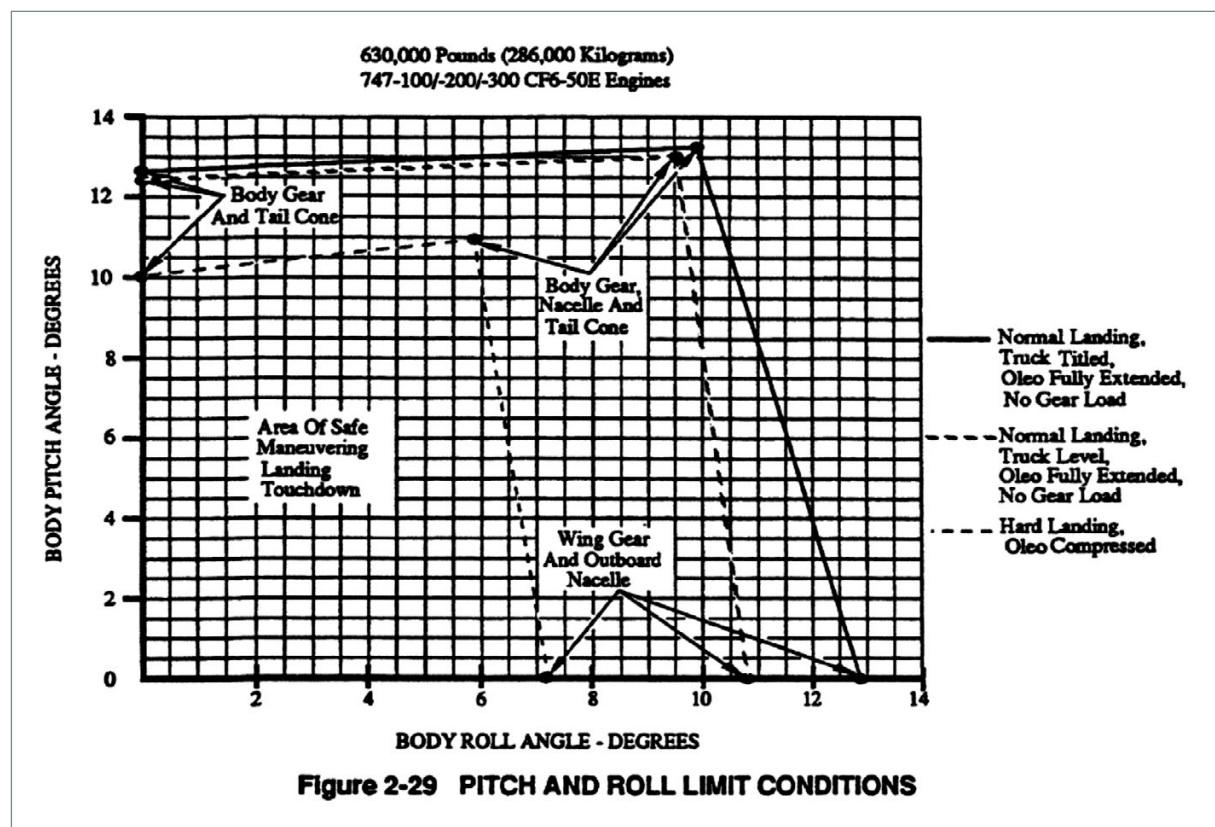


Figura 3. Condiciones límite de ángulos de cabeceo y balance del «Flight Crew Training Manual» del Boeing B747, página 2-52, 16 de agosto de 1993

1.4. Registradores de vuelo

1.4.1. Registrador de voz en cabina (CVR)

La aeronave llevaba un CVR L-3 Communications, P/N 93A100-30, s/n 6381. Este registrador graba los sonidos en cabina durante los últimos 30 minutos en cuatro pistas. Había sido sometido a revisión general en una empresa de EE.UU. y se le había emitido un Formato 8130-3 de la FAA autorizando su vuelta al servicio el 1-2-2000.

El CVR fue instalado en el avión por Iberia, que llevaba a cabo el mantenimiento del avión bajo contrato con Air Atlanta, el 16 de octubre de 2002 (hasta entonces había estado en almacén). El mantenimiento programado del CVR debía ser realizado cada revisión A4. La última revisión A4 check se había realizado el 1 de diciembre de 2004, cuando el avión tenía 67.310 horas de vuelo.

El 31 de mayo de 2005 el avión había acumulado más de 69.000 horas de vuelo y 11.966 ciclos de vuelo.

El registrador fue descargado por el Air Accidents Investigation Branch (AAIB) del Reino Unido.

El mecanismo de cinta fue inspeccionado y se encontró que unas dos pulgadas de cinta estaban dañadas en la zona del cabestrante del rodillo de la cinta. Al desmontarla, se encontró que la cinta se había ido desgastando por el cabestrante cuando quedó detenida debido a un efecto de acordeón. La zona de unión de la cinta estaba junto a la zona dañada y era probable que se hubiera pegado momentáneamente al rodillo de giro, lo que habría sido suficiente para atascarla y causar este tipo de fallo.

La reproducción de la cinta mostró que parecía que el CVR dejó de grabar (al atascarse la cinta en la zona del cabestrante) mientras el avión estaba en una fase de crucero, probablemente durante un vuelo anterior al del accidente. No fue posible determinar la fecha de esa grabación. El sonido del canal del micrófono de ambiente en cabina estaba muy distorsionado.

El CVR se llevó entonces a un centro de mantenimiento autorizado para ser inspeccionado en detalle. Durante esta inspección, se observó que la camisa de agua, que proporciona aislamiento contra el fuego, estaba fechada en 1989. Esta parte del equipo tiene una vida de 10 años, por lo que si la unidad fue reparada o inspeccionada en el año 2000 debería haberse cambiado entonces de acuerdo con el manual de mantenimiento del componente.

La causa más probable del atasco de la cinta en la zona del cabestrante fue el envejecimiento del rodillo del cabestrante. A lo largo del tiempo el rodillo de goma se desgasta y la cinta se puede adherir momentáneamente a él con el resultado del tipo de daño a la cinta que fue observado por el AAIB cuando inspeccionó el equipo.

En resumen, el estado de la unidad era el típico de una que no había sido sometida a revisión general durante mucho tiempo, y esa falta de mantenimiento probablemente causó el daño a la cinta y la pérdida de capacidad de grabación.

Se consultó entonces al fabricante del CVR, L-3 Communications Aviation Recorders, sobre la posibilidad de haber detectado este tipo de mal funcionamiento durante la inspección prevuelo realizada por la tripulación (véase punto 1.5 más adelante). El fabricante respondió que «si el movimiento de la cinta se hubiera detenido debido al enrollamiento de la cinta en el rodillo del cabestrante, la unidad no pasaría la prueba de presionar el botón de chequeo en la cabina. Para que la prueba se complete satisfactoriamente, la cinta debe moverse pasando por el cabezal de escritura y el de lectura. El chequeo presionando el botón se basa en la confirmación de un tono de ensayo que primero se graba y luego se lee en la cinta».

También proporcionaron las páginas del Component Maintenance Manual (CMM) en las cuales se dice que para este modelo de CVR se define un período entre revisiones

generales de «no más de 4.000 horas de operación (no horas de vuelo)». De acuerdo con la información recopilada, este período se había superado en servicio desde que el CVR se instaló en el TF-ATJ el 16 de octubre de 2002, ya que el avión había realizado 10.133 h desde entonces hasta el día del incidente.

El CMM también indica que «en el momento del “overhaul” los conjuntos térmicos [...] deben tener el peso apropiado, y cualquier conjunto térmico de más de 10 años de antigüedad deber ser reemplazado. La fecha de fabricación puede verse en la propia unidad térmica...».

Varias otras piezas del CVR deben ser también reemplazadas durante el «overhaul», incluyendo el conjunto del carrete y la cinta, el cojinete del cabestrante, la correa de arrastre, la guía del carrete de la cinta, etc.

Se avisó al NTSB y a la FAA del hecho de que parecía que las camisas de aislamiento térmico no se habían cambiado durante la revisión general del equipo llevada cabo en un centro de mantenimiento de EE.UU.

1.4.2. *Registrador de datos de vuelo (FDR)*

El avión llevaba un FDR Sundstrand, P/N 980-4100DXUS. Los datos fueron descargados y proporcionados al operador y al fabricante para análisis.

Los siguientes parámetros no se grababan en el registrador de esta aeronave: velocidad respecto al suelo, ángulo de deriva, switch de señal aire/tierra, deflexiones de las superficies de control, desviaciones de senda de planeo, desviaciones del localizador y palanca de aerofrenos. El viento no se podía calcular a partir de los datos del FDR.

Adicionalmente, los datos de pedal del timón de dirección parecían contener errores debidos al sensor, lo que producía pérdida de datos alrededor de la posición de cero.

Los datos disponibles mostraban que se produjo una aproximación inestable. Durante los últimos 1.000 ft de altitud, la velocidad varió entre 150 y 175 kt. La velocidad fue superior a la Vref (142 kt) más 20 kt (es decir, un total de 162 kt) desde los 700 ft hasta los 350 ft AGL. Por debajo de 200 ft, la velocidad se mantuvo alrededor de la Vref más 12 kt. Los valores de algunos parámetros durante los últimos segundos de la aproximación se representan en las tablas 1 y 2.

La figura 4 muestra los valores de la velocidad indicada durante la aproximación desde 1.500 ft AGL.

UTC (hh:mm:ss)	Altitud sobre el terreno (ft AGL)	Altitud del avión (ft)	Velocidad indicada (kt)	Rumbo magnético (grados)	Ángulo de cabeceo (grados)	Deflexión columna de mando (grados)	Ángulo de alabeo (grados)	Posición del volante de control lateral (grados)	Revoluciones N2 del motor n.º 4 (%)
10:04:04	118	1.912	154,9	301	3,1	-3,71	-1,5	-18	91,1
10:04:05	108	1.902	149,9	300	2,7	-2,95	0,3	-3	91,8
10:04:06	91	1.885	147,2	299	2,7	-2,41	-1,2	-31	90,2
10:04:07	83	1.877	149,3	298	2,2	-1,81	-0,9	-43	89,6
10:04:08	70	1.864	148,5	298	3,1	2,44	-0,4	-40	90,7
10:04:09	49	1.843	148,3	297	5,8	4,41	1,1	-7	87,9
10:04:10	24	1.818	144,2	297	9,3	6,09	1,8	-5	85,0
10:04:11	10	1.804	142,5	298	8,9	-2,54	2,8	-28	83,0
10:04:12	8	1.802	150,2	299	4,9	2,41	7,2	1	81,3
10:04:13	18	1.812	146,6	299	3,6	4,00	5,7	3	79,5
10:04:14	20	1.814	144,8	299	4,9	3,46	1,8	-29	78,0
10:04:15	10	1.804	139,9	298	8,0	4,31	3,5	-55	76,5
10:04:16	0	1.794	135,4	297	6,7	1,33	7,6	-39	75,2
10:04:17	0	1.791	132,2	296	4,0	-1,94	9,0	-33	74,2
10:04:18	0	1.790	132,1	295	1,8	-1,52	5,7	-32	73,2
10:04:19	0	1.807	129,7	296	0,0	-4,19	1,5	-34	72,5
10:04:20	0	1.810	128,1	297	-0,4	-6,98	2,5	-17	73,6
10:04:21	0	1.808	124,9	297	-0,4	-10,91	1,3	-16	78,5
10:04:22	0	1.808	117,5	296	-0,4	-10,91	0,8	-15	84,8
10:04:23	0	1.803	120,5	296	-0,4	-10,72	1,9	-14	91,8
10:04:24	0	1.801	118,6	297	-0,9	-10,76	2,2	-13	97,2

Tabla 1. Valores de algunos parámetros. La toma ocurrió a las 10:04:16

Aproximadamente a 70 ft hubo una rotación final y el ángulo de cabeceo fue rápidamente incrementado hasta 9,3°, después reducido y de nuevo aumentado hasta 8° en la toma, con amplios movimientos de la palanca de control. A unos 50 ft sobre la pista se empezó a reducir el empuje de los motores. Hubo dos importantes oscilaciones en alabeo durante la rotación, al igual que grandes movimientos del volante de control hacia la derecha. La toma de tierra ocurrió sobre las 10:04:16 h, y la máxima acelera-

UTC (hh:mm:ss)	VERA (g)	VERC (g)	VERE (g)	VERG (g)	LATA (g)	LATC (g)	LATG (g)	LONA (g)	LONC (g)
10:04:04	1,09	1,01	0,93	0,98	0,037	-0,003	-0,013	0,055	0,037
10:04:05	0,98	0,95	0,96	0,99	0,004	-0,019	-0,030	0,061	0,055
10:04:06	0,98	0,99	0,97	0,94	0,018	0,013	-0,066	0,076	0,054
10:04:07	1,01	1,01	0,97	0,91	0,037	0,021	-0,044	0,047	0,039
10:04:08	0,92	0,99	0,96	0,91	0,004	-0,027	-0,027	0,039	0,053
10:04:09	0,97	1,09	1,12	1,09	-0,012	-0,015	-0,044	0,071	0,084
10:04:10	1,15	1,19	1,25	1,21	0,022	0,013	-0,058	0,107	0,119
10:04:11	1,24	1,20	1,17	1,15	0,014	-0,007	-0,025	0,096	0,061
10:04:12	1,09	0,98	0,99	0,90	0,016	0,007	-0,021	0,017	-0,014
10:04:13	0,83	0,82	0,86	0,88	0,008	0,003	-0,038	-0,016	-0,012
10:04:14	0,90	0,87	0,91	0,99	0,010	-0,027	-0,013	-0,006	0,001
10:04:15	0,99	1,01	1,01	1,02	-0,028	-0,076	-0,005	0,025	-0,019
10:04:16	1,40	1,35	1,06	1,05	-0,144	-0,166	-0,121	0,054	-0,009
10:04:17	0,88	0,79	0,90	1,01	-0,138	-0,156	-0,152	-0,026	-0,028
10:04:18	1,04	1,04	1,08	1,01	-0,124	-0,095	-0,154	-0,046	-0,090
10:04:19	0,99	1,02	1,07	1,08	-0,016	-0,007	-0,084	-0,103	-0,158
10:04:20	0,93	0,93	0,96	0,92	0,004	-0,058	-0,003	-0,171	-0,157
10:04:21	1,05	1,01	0,96	0,94	-0,024	-0,048	-0,027	-0,162	-0,153
10:04:22	1,01	0,98	1,03	0,93	-0,031	0,009	-0,040	-0,160	-0,152
10:04:23	0,94	1,09	1,02	1,04	0,035	-0,003	0,005	-0,150	-0,160
10:04:24	0,93	0,93	1,00	0,96	-0,004	0,001	-0,032	-0,192	-0,175

Tabla 2. Valores de aceleraciones antes y después de la toma. Sólo se representan 4 de 8 aceleraciones verticales, 3 de 4 aceleraciones laterales y 2 de 4 aceleraciones longitudinales

ción vertical registrada fue 1,40 g con un alabeo de unos 7,6° (valor registrado en el FDR) y un cabeceo de unos 6,7° (valor registrado en el FDR), lo que excedió la envolvente de contacto con el terreno de la aeronave y causó el impacto de la góndola número 4 (véase figura 5). Las aceleraciones laterales en los tres segundos alrededor de la toma fueron siempre negativas (hacia la izquierda) y se mantuvieron entre -0,005 g y -0,176 g.

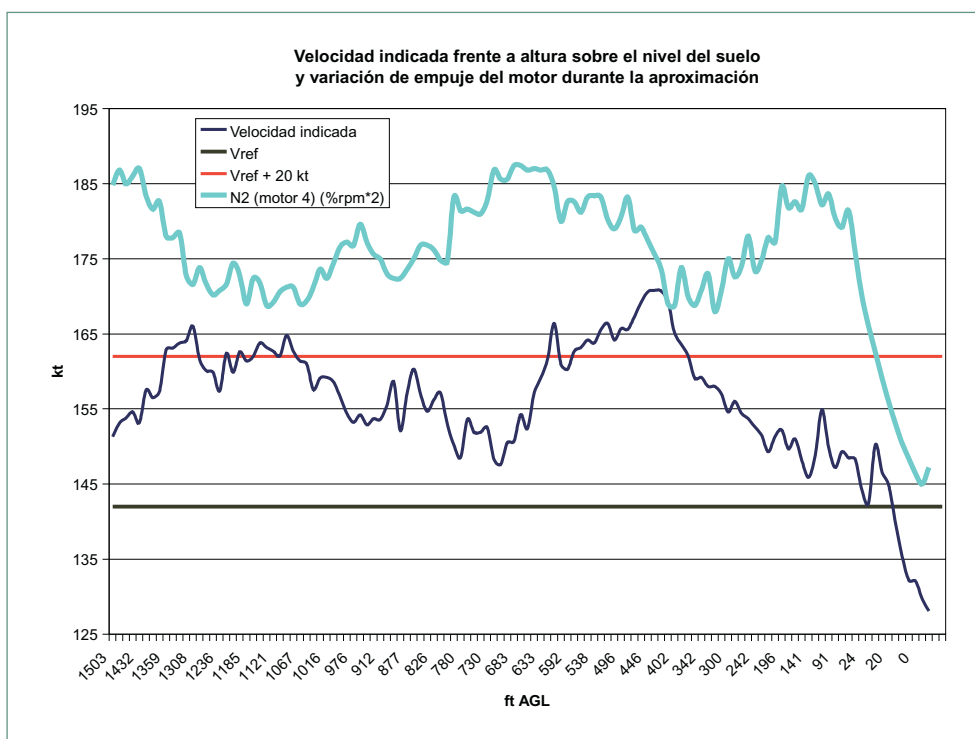
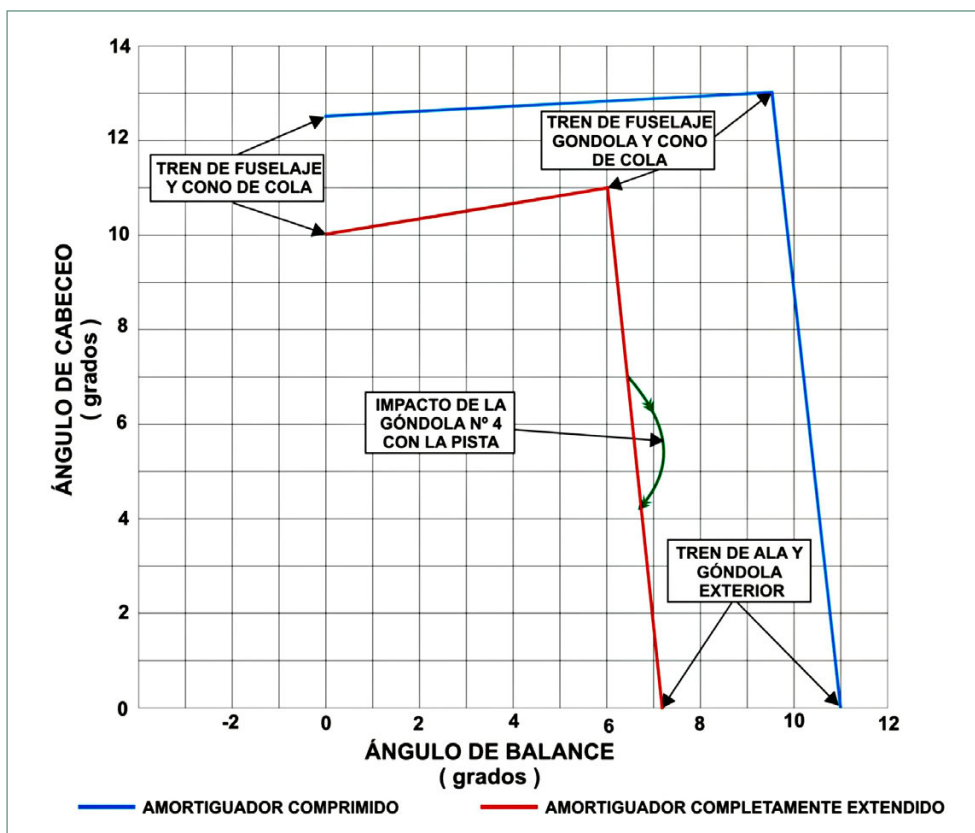
Figura 4. La V_{ref} era de 142 kt

Figura 5. Punto en el que se excedió la envolvente geométrica de acuerdo con los datos del FDR

1.5. Información meteorológica

El METAR en vigor en la toma era GCXO 311000Z 32023KT 9999 SCT014 17/10 Q1021 NOSIG.

Se obtuvo el registro del anemocinemógrafo del umbral de la pista 30°. Entre las 9:45 h y las 10:15 h UTC la dirección del viento osciló entre los 300° y los 330°, y la velocidad se mantenía entre 28 y 31 kt, sin que se observaran ráfagas que superaran los 31 kt durante ese período. El último valor de viento proporcionado a la tripulación por el ATCO fue 330/24.

El aeropuerto registró las 10:09 h como la hora de aterrizaje del TF-ATJ (IB0952). Un ATR72 aterrizó en la misma pista a las 09:24 h y otro a las 10:20 h. Entre tanto se produjeron dos despegues a las 09:57 h y a las 10:02 h.

1.6. Información operacional

El operador proporcionó las partes relevantes de su manual de operaciones (OM). El Aeropuerto de Tenerife Norte estaba clasificado como un aeródromo «categoría B» y se le anotaban como características relevantes: «Circling. Terrain».

El OM de Boeing, en el apartado «Normal Procedures, Preflight, Cockpit Preparation (Jun 01/97)», incluía una prueba del CVR a realizar por el CM-3: «Press TEST switch; check that meter needle fluctuates in the white band».

Este OM, en su apartado 04.27.02 (Jun 21/93), indicaba que se recomienda añadir a la velocidad de referencia una corrección por viento de 1/2 el valor continuo de viento en cara más todo el valor de la ráfaga que pueda estar presente, basado en los valores de viento proporcionados por la torre. El valor máximo de esta corrección por viento no debería superar los 20 kt. En todos los casos, la corrección por ráfaga debería mantenerse hasta la toma de tierra, mientras que la corrección por el valor continuo debería eliminarse según se aproxime el avión a la toma.

La velocidad máxima de viento cruzado demostrada es 30 kt.

Los procedimientos operacionales estándar (SOP) fechados en 10-07-2003 cubrían los deberes y responsabilidades de cada miembro de la tripulación de vuelo del B747 junto con detalles de reparto de tareas. El piloto no a los mandos (PNF) debe monitorear de cerca la aproximación y realizar los avisos («callouts») estandarizados. Durante la aproximación final, el monitoreo estricto por parte del PNF es imperativo. Es responsable de llamar la atención del PF en caso de cualquier desviación significativa de los valores normales. En caso de turbulencia y/o fuerte viento cruzado cuando el avión se vue-

la con referencias visuales, el PNF debería estar preparado para el hecho de que se requieren avisos adicionales, particularmente de velocidad, durante las maniobras de alineamiento con la pista y rotación final.

Los SOP contenían diversas condiciones para aproximación estabilizada, en su mayor parte de acuerdo con las recomendaciones de la iniciativa ALAR de la Flight Safety Foundation (Documento 8168 de la OACI «Operaciones de aeronaves», volumen 1, III-4-3-1). Por debajo de 500 ft en VMC «todas las aproximaciones DEBERÍAN estar estabilizadas», incluyendo velocidad no superior a V_{ref} más 20 kt. No había un requisito obligatorio de que se debía abortar el aterrizaje en caso contrario. No había avisos estandarizados a realizar por el PNF en el caso de que se superasen valores específicos de cabeceo y alabeo durante el aterrizaje.

2. ANÁLISIS

La información disponible muestra que el CM-2 era el piloto a los mandos, mientras que el CM-1, que había pasado su verificación en línea con el operador cuatro días antes, era el PNF o piloto que monitorea. La experiencia total en el tipo era de 529 h para el comandante y 1.321 h para el copiloto.

El avión llegó al área terminal de Tenerife Norte con una velocidad superior a la deseada por la tripulación. Pidieron asistencia al ATC para tener más tiempo para disipar ese exceso de velocidad y para obtener vectores radar para interceptar el localizador.

La tripulación recordaba que había turbulencia por debajo de 1.500 ft, lo cual es relativamente usual en el aeropuerto TFN. Esta turbulencia es de tipo orográfico y puede mantenerse incluso por debajo de 500 ft, lo cual puede hacer difícil en la práctica cumplir con las recomendaciones genéricas del manual de operaciones en cuanto a aproximación estabilizada en condiciones VMC.

El METAR de las 10 h indicaba viento 320° 23 kt, sin que se notificaran condiciones de ráfagas. Las condiciones de viento registradas en los momentos inmediatamente previos y posteriores a la toma estaban entre 300° y 330°, y su velocidad estaba entre 28 y 31 kt. En una aproximación a la pista 30, esto supondría que la componente de viento cruzado estaría siempre por debajo de 15 kt, aunque con cambios bruscos en velocidad y dirección simultáneamente que dificultarían la controlabilidad.

Este factor probablemente provocó una aproximación inicial inestable en velocidad.

Después, la tripulación recordaba que cuando descendían a 1.000 ft hubo un cambio en la dirección del viento que causó un súbito incremento de la velocidad indicada (IAS) y tomaron acción para rectificar las condiciones y ajustar de nuevo la velocidad. Sin

embargo, el FDR muestra que la velocidad estuvo por encima de 162 kt ($V_{ref} + 20$ kt) desde 700 ft hasta unos 350 ft AGL, con un pico de 171 kt durante tres segundos a unos 400 ft AGL.

Puesto que la velocidad estaba por encima de $V_{ref} + 20$ cuando el avión se encontraba por debajo de 500 ft en VMC, la aplicación estricta de la doctrina ALAR usual habría implicado realizar de inmediato un motor y al aire para iniciar una nueva aproximación. El espacio aéreo en TFN no estaba congestionado en esos momentos y no había otras condiciones que hubieran desaconsejado el suspender la aproximación. Sin embargo, la tripulación no recordaba la aproximación como excesivamente complicada o muy inestable, y parece que en ningún momento consideraron la posibilidad de realizar motor y al aire.

Pese a que la velocidad estaba fuera de los límites de los SOP por debajo de los 500 ft, parece que otros parámetros se mantenían relativamente estables. En particular, el avión estaba bastante alineado con el eje de la pista, y los valores de altitud grabados muestran que estaba relativamente estabilizado en la senda de planeo.

Adicionalmente, por debajo de 200 ft la velocidad se mantuvo más o menos estabilizada alrededor de $V_{ref} + 13$, considerando que la tripulación declaró que habían añadido 10 kt a la V_{ref} debido a las condiciones de ráfagas. Este valor añadido estaría grosso modo de acuerdo con el procedimiento recomendado por Boeing (la mitad del valor continuo de viento en cara), porque el viento en cara estaría alrededor de 21 kt (viento total 23 kt a 320° en el METAR, o 24 kt a 330° en el último valor de viento dado por la torre). Los valores medidos de límites o ráfagas de viento en cara en el período especificado habrían producido valores instantáneos de viento en cara de entre 31 kt y 28 kt.

Los SOP del operador no proporcionaban un punto claro de inicio en el cual es obligatorio iniciar un motor y al aire debido a condiciones inestables. Se decía que la aproximación «debería ser estable». No se daban guías específicas de la aplicación de este criterio en aeropuertos con condiciones turbulentas habituales. Sin embargo, en el manual se indicaba que durante la aproximación se requiere un estrecho monitoreo por parte del PNF, especialmente bajo condiciones turbulentas, para proporcionar los avisos apropiados.

Parece que la tripulación no percibió ningún signo claro para desencadenar la decisión de interrumpir la aproximación, y con todas esas condiciones continuaron con el aterrizaje.

A las 10:04:07 h, nueve segundos antes de la toma, se inició la rotación final, y parece que en ese punto empezaron las circunstancias que condujeron directamente al incidente, con amplios movimientos de la palanca y el volante de control que causaron importantes variaciones de ángulo de cabeceo y alabeo que, en último término (alre-

dedor de las 10:04:16 h), excedieron la envolvente de contacto con el terreno para la góndola exterior del avión con el amortiguador comprimido. La combinación cabeceo/alabeo que produjo el impacto estuvo entre $6,7^\circ/7,6^\circ$ y $4,0^\circ/9,0^\circ$, respectivamente. Los movimientos del mando de alabeo fueron atribuidos por la tripulación a las condiciones de viento. Sin embargo, no están claras las razones para los grandes cambios de cabeceo durante la rotación final. El análisis de los segundos finales del aterrizaje indica que es posible que tanto el alineamiento del morro con la pista («decrab») como la rotación final se realizaran con cierta anticipación (es decir, a una altura sobre la pista superior a la óptima) para las condiciones de viento cambiante que afectaban al avión en ese momento.

No se tienen reportes de que algún ocupante del avión (ni tripulante ni pasajero) hubiera notado el golpe. Los pasajeros desembarcaron normalmente y uno de ellos, un empleado del aeropuerto acostumbrado a aproximaciones turbulentas y con ráfagas allí, declaró que no se notó nada extraño en la cabina. Los pilotos no se dieron cuenta ni sospecharon que los ángulos alcanzados hubieran excedido la envolvente hasta que fueron avisados por el personal de tierra. Esto indicaría que sería recomendable proporcionar más datos a las tripulaciones de vuelo para incrementar la conciencia de las combinaciones cabeceo/alabeo que superan los límites geométricos del avión. Además, en los SOP se deberían incluir voces reglamentarias asignadas al PNF para avisar con suficiente antelación de las combinaciones de cabeceo y alabeo que puedan exceder dichos límites con amortiguador comprimido.

Se podría argumentar que durante esos nueve segundos finales de la aproximación se debería haber realizado un motor y al aire, puesto que el aterrizaje se desestabilizó claramente debido a los grandes cambios en cabeceo y alabeo que se estaban produciendo para intentar mantener el control. La necesidad de haber realizado un motor y al aire con anterioridad, durante la aproximación inicial, es más dudosa, ya que el único parámetro que superó los umbrales establecidos durante un cierto período fue la velocidad y volvió a quedar dentro de los límites por debajo de 400 ft. Sin embargo, la doctrina del programa «Approach and Landing Accident Reduction» (ALAR) de la OACI indica que aproximaciones especiales o aproximaciones en condiciones anormales que requieran desviarse de los criterios genéricos de aproximación estabilizada por debajo de 500 ft en condiciones VMC, requieren un «briefing» especial. Esto se aplicaría a las circunstancias especiales de aeropuertos con mucha turbulencia orográfica que se mantiene hasta baja altitud.

La ausencia de grabación CVR impidió un análisis más detallado de la totalidad de la operación en cabina, incluyendo avisos de los pilotos, reparto de tareas, etc.

La combinación de circunstancias descrita produjo este incidente grave. Aunque inicialmente nadie notó el impacto, y los daños visibles en el avión eran relativamente menores, tuvo que ser sometido a inspecciones detalladas y realizar un vuelo ferry de vuelta a su base.

3. CONCLUSIÓN

El incidente probablemente sucedió debido a que las condiciones turbulentas de viento en el aeropuerto hicieron que el piloto a los mandos aplicara grandes movimientos a los mandos de vuelo que ocasionaron que se excediera la envolvente geométrica del avión.

La falta de grabación del CVR impidió la investigación de los avisos proporcionados por el PNF y su monitorización de la operación.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

Después del incidente, el operador desprogramó a la tripulación durante un tiempo y analizó con ellos todo el suceso para extraer enseñanzas de seguridad.

Debido a los defectos observados en la grabación en el FDR de los datos del pedal del timón de dirección, y en el estado de mantenimiento del CVR, que impidieron estudiar más a fondo los aspectos operacionales de este incidente, se emiten las siguientes recomendaciones sobre seguridad:

- REC 12/07.** Se recomienda a Air Atlanta que analice los datos FDR descargados de su flota de B747 para determinar si es necesario sustituir los sensores del pedal del timón de dirección para asegurar la total consistencia de los valores grabados.
- REC 13/07.** Se recomienda a Air Atlanta que analice las grabaciones reales de los registradores de voz en cabina de su flota B747 para asegurar que el sonido grabado por el micrófono de ambiente en cabina tiene la calidad adecuada.
- REC 14/07.** Se recomienda a Air Atlanta que inspeccione sus equipos CVR para asegurar que tienen el estado de mantenimiento requerido en cuanto a periodos de revisión general («overhaul»).
- REC 15/07.** Se recomienda a Air Atlanta que se revisen los procedimientos de inspección prevuelo para asegurar que la prueba correspondiente detecta los equipos CVR defectuosos en los que la cinta esté atascada.

Debido a la desestabilización de la fase final del aterrizaje, y al hecho de que el impacto con la góndola no fue advertido, se emiten las siguientes recomendaciones sobre seguridad:

- REC 16/07.** Se recomienda a Air Atlanta que considere la posibilidad de proporcionar a las tripulaciones de vuelo la envolvente geométrica de contacto con el

terreno del Boeing B747-300 en un formato fácilmente utilizable, para incrementar la conciencia de los peligros asociados a los grandes movimientos de los mandos de vuelo durante la rotación final.

- REC 17/07.** Se recomienda a Air Atlanta que introduzca en los SOP del avión avisos normalizados («callouts») a realizar por el PNF durante el aterrizaje en el caso de que se superen los límites de la envolvente del avión en cabeceo o alabeo que puedan provocar un impacto de góndola, punta de ala o cola con la superficie de la pista.
- REC 18/07.** Se recomienda a Air Atlanta que considere la posibilidad de incluir el requisito de llevar a cabo de modo obligatorio un motor y al aire en determinadas y claramente definidas circunstancias inestables durante las aproximaciones por debajo de determinadas altitudes. Estas circunstancias y las altitudes asociadas deberían estar adaptadas a las características orográficas y meteorológicas de cada aeropuerto que así lo requiera, incluyendo la necesidad de un «briefing» meteorológico si es un factor significativo.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	5 de julio de 2005; 16:30 h local
Lugar	Proximidades de Castellbisbal (Barcelona)

AERONAVE

Matrícula	EC-GUF
Tipo y modelo	AIR TRACTOR AT-802
Explotador	Avialsa

Motores

Tipo y modelo	PRATT & WHITNEY CANADA PT6A-67AG
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	54 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	12.000 h
Horas de vuelo en el tipo	57:45 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Destruída
Otros daños	Menores (farola alumbrado público y vegetación)

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trab. aéreos – Comercial – Lucha contra incendios
Fase del vuelo	Maniobrando – Vuelo a baja cota

INFORME

Fecha de aprobación	25 de abril de 2007
---------------------	----------------------------

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

El suceso tuvo lugar en el transcurso del vuelo que realizaba la aeronave matrícula EC-GUF, ocupada únicamente por el piloto a los mandos, participando en la extinción del incendio que se había declarado en las proximidades de la localidad de Castellbisbal, provincia de Barcelona.

La aeronave había sido contratada en la campaña de ese año para la prevención y extinción de incendios en la zona. Con este fin, estaba basada en el Aeropuerto de Sabadell, a unos 30 km al NE de Castellbisbal.

El despegue del vuelo se realizó desde el aeropuerto citado a las 16:15 h y tenía el aterrizaje previsto en el mismo aeropuerto. El vuelo era el segundo del día de la aeronave, habiendo realizado el primero, con despegue y aterrizaje, también desde dicho aeropuerto, bajo el mando del mismo piloto y con una duración de 1:30 h. El despegue de este primer vuelo se había realizado a las 13:30 h.

El accidente ocurrió al no recuperar altura la aeronave tras soltar la carga de agua sobre la cabecera del incendio. La descarga se había llevado a cabo a una altura muy baja y, tras ella, la aeronave se introdujo en una columna de humo, sobrevoló varias calles del casco urbano de Castellbisbal perdiendo altura, y, tras chocar con una farola de iluminación pública, pasó sobre la carretera de circunvalación de la localidad e impactó con el terreno, deslizándose por una ladera tras la carretera y por unos huertos hasta quedar en el fondo del torrente en el lugar Can Cases de la Iglesia, en donde se incendió.

La aeronave resultó destruida completamente y el piloto salió por sus propios medios con lesiones, que fueron calificadas como leves.

1.2. Información personal

El piloto de la aeronave en el vuelo del accidente tenía 54 años de edad y disponía de licencia de piloto comercial de avión con habilitaciones para vuelos VFR-HJ, avión monomotor terrestre y agroforestal (sólo incendios).

El piloto tenía un total de 12.000 h de vuelo, aproximadamente, de las que 57:45 eran en el tipo de la aeronave del accidente. De éstas, había realizado 17:35 h en los 30 días anteriores al accidente y, de ellas, 1:45 h el mismo día del accidente, en el vuelo anterior al mismo.

1.3. Información de aeronave

1.3.1. Aeronave

Fabricante:	Air Tractor; Inc.
Modelo:	AT-802
Núm. de serie:	802-0059
Año de fabricación:	1997
Matrícula:	EC-GUF
Fecha de matriculación:	22-07-1998
Peso máximo autorizado al despegue:	7.260 kg (16.000 lb)
Capacidad y peso máximo de descarga:	3.032 l (800 USG)/3.992 kg

1.3.2. Certificado de aeronavegabilidad

Número:	4.256
Clase:	Restringido
Fecha de expedición:	24-05-2005
Fecha de caducidad:	04-05-2006
Explotador:	Avialsa, S. L.
Autorizaciones:	— Extinción de incendios forestales — Tratamientos agrícolas — Vuelos de observación y patrullaje

1.3.3. Registro de mantenimiento de la aeronave

Horas totales de vuelo:	1.971:25 h a 05-07-2005 (vuelo del accidente incluido)
Horas y fecha de última revisión básica (100 h):	1.912:50 h; 12-05-2005 ¹
Horas para la próxima revisión:	41:25 h

¹ Incluye motor y hélice.

1.3.4. *Motor*

Fabricante:	Pratt & Whitney Canada
Modelo:	PT6A-67AG
Potencia:	1.350 SHP
Número de serie:	PCE-RD 0006
Horas totales de vuelo:	1.971:25 h a 5-07-2005
Horas de última inspección de sección caliente de motor (HSI):	1.149:22 h
Horas para próxima inspección de sección caliente (HSI):	677:57 h

1.3.5. *Hélice*

Fabricante:	Hartzell Corp
Modelo:	HC-B5MA-3D / M11276N
Número de serie:	HBA-1270
Número de palas:	5
Montada en la aeronave:	18-01-2005 con aeronave con 1.813:50 h
Horas para próxima revisión general de hélice:	2.842:25 h

1.4. Información meteorológica

No se dispone de los datos en la propia localidad del incendio, pero el INM (Instituto Nacional de Meteorología) informó que, a partir de los datos de observatorios cercanos, mapas e imágenes de satélite, el tiempo más probable en el lugar y hora del accidente era de buena visibilidad, vientos flojos del SE de 6 a 7 kt, nubes dispersas bajas y no se registró ninguna precipitación en tres estaciones distantes menos de 15 km.

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

La inspección visual realizada en el lugar del accidente ha permitido establecer la trayectoria que siguió la aeronave inmediatamente antes del mismo, por observación de la situación de la farola de iluminación pública con la que colisionó la aeronave, de la senda de destrozos causados por la aeronave en los árboles, matorrales y huertos existen-

tes en la ladera tras la carretera y, finalmente, de la posición de los restos en el fondo del lecho del torrente en el que cayó deslizándose por un terraplén y en donde se incendió. La figura 1 es una representación de esta trayectoria sobre un plano de la localidad de Castellbisbal.

En esta representación se han identificado los puntos indicados y la posición de la cabecera del incendio en cuya extinción trabajaba la aeronave en el vuelo del accidente.

La farola de la iluminación pública contra la que colisionó la aeronave tenía 9 metros de altura y resultó doblada por su base dado que el choque fue con su extremo superior. La farola estaba aproximadamente a unos 200 m de la posición en la que quedaron los restos de la aeronave.

Estos restos (fig. 2) estaban agrupados, salvo algunos paneles y piezas que se desprendieron en el desplazamiento en tierra de la aeronave y quedaron dentro de los últimos 50 m de este desplazamiento. Como se ve en la figura 2, los restos, en especial la zona de motor y las de fuselaje delantero y central, resultaron prácticamente calcinados por el incendio que se declaró en la aeronave tras el accidente. Este incendio fue sofocado rápidamente por algunas de las aeronaves que participaban en la extinción del incendio forestal, origen de la operación.



Figura 1. Trayectoria de la última parte del vuelo sobre el plano de Castellbisbal



Figura 2. Restos principales de la aeronave (zona delantera)

En la inspección visual de los restos se comprobó que todos los controles, tuberías y accesorios del motor, especialmente los de combustible, resultaron destruidos o muy dañados por el fuego así como los controles de cabina, en especial los de la parte izquierda. En particular, no se pudo determinar con precisión la posición de ninguna de las palancas de control del motor, situadas en el cuadrante del lado izquierdo de cabina, aunque cuando se recuperó el cuadrante, la palanca de control de arranque parecía estar ligeramente retrasada respecto a la posición RUN. La hélice se encontró en bandera.

1.6. Aspectos de supervivencia

Según su propia declaración, el piloto abandonó la aeronave tras el accidente, cuando vio que empezó a arder, y se presentó a los servicios de socorro y extinción de incendios que habían acudido inmediatamente. El piloto resultó con lesiones de poca consideración, aunque fue hospitalizado por seguridad.

1.7. Ensayos e investigación

1.7.1. Declaración del piloto

El piloto indicó en su declaración que efectuó sin ningún problema la descarga del agua que llevaba a bordo, después de reconocer el sitio para la misma y determinar el sentido de la pasada.

El humo del incendio era muy abundante y, tras la descarga, entró involuntariamente en una zona de humo. Estuvo en esta zona durante un corto período de tiempo (estima que alrededor de un par de segundos) y, una vez fuera de ella, intentó incrementar la potencia y se encontró que el motor no reaccionaba, estimando que se había provocado una parada de motor, posiblemente por falta de oxígeno en la turbina.

Avisó por radio del fallo del motor (según la información de los servicios de extinción del incendio, se recibió un aviso ininteligible) y, simultáneamente, intentó un reencendido de motor sin éxito. A continuación, tuvo un impacto con una farola y, poco más tarde, con el suelo. Después la aeronave comenzó a arder y pudo abandonarla por sus propios medios.

1.7.2. Inspección y despiece del sistema motopropulsor

Se ha llevado a cabo una inspección detallada del conjunto motor y de los accesorios de hélice, incluyendo el despiece completo y el análisis de las piezas, en las instalaciones del fabricante del motor en Canadá.

El motor estaba muy dañado por el fuego, en particular, la caja de accesorios, prácticamente consumida y los controles y accesorios del sistema de combustible del motor. Las conclusiones de la inspección han sido las siguientes:

- Ninguno de los componentes del motor mostraba indicación alguna de anomalías anteriores al impacto que hubiesen evitado la operación normal del motor
- El motor mostraba que, en el momento del impacto, tenía características de rotación ligera a baja potencia o giraba sin potencia
- El daño por el calor y el fuego había impedido el análisis operacional de los controles y accesorios de motor, especialmente los relacionados con el combustible.

1.8. Información adicional

1.8.1. Operación y funcionamiento de las palancas de control del motor

El control del motor en la aeronave AT 802 se realiza mediante las palancas de potencia, de hélice y de control de arranque, situadas en el cuadrante de la consola izquierda de la cabina del piloto. Las dos primeras tienen prácticamente la misma longitud y la de control de arranque es más corta.

La *palanca de potencia*, también llamada de motor, está conectada a la unidad de control de combustible del motor y controla básicamente las RPM del generador de gas del motor. El recorrido de esta palanca está dividido en dos tramos separados por un mecanismo de freno que impide que se pueda retrasar la palanca hasta la posición de rever-

sa sin antes actuar sobre un gatillo situado en la parte superior de la palanca, el movimiento hacia delante de la palanca no está limitado por este mecanismo. En el tramo delantero se puede seleccionar la potencia del motor desde la máxima (posición más adelantada) a la mínima (posición de ralentí en vuelo), y el posterior, cubre el modo «beta», que se utiliza para rodajes en tierra y en la reversa. En este último modo, además de las RPM del generador, la palanca controla la válvula «beta». Esta válvula cambia el paso de hélice con el recorrido de la palanca, desde valores positivos a negativos para la reversa.

La *palanca de hélice* está conectada al regulador de paso variable («governor») de la hélice y controla la velocidad de giro de ésta en este modo de funcionamiento, con el máximo en su posición adelantada, P. En su posición más retrasada, F, la palanca activa la válvula de puesta en bandera de la hélice. La aeronave no está equipada con sistema automático de puesta en bandera.

La *palanca de control de arranque* permite tener una alimentación limitada de combustible durante el arranque y controla la alimentación a la cámara de combustión del motor. En la posición «C», la más atrasada, la palanca actúa sobre una válvula que corta la alimentación de combustible al motor. Al adelantar la palanca a partir de esta posición, se abre esta alimentación de forma que, prácticamente, ya es posible mantener el ralentí en tierra del generador de gas, que son las RPM mínimas permitidas de operación en tierra y corresponde al 56%. En la posición «RUN» está garantizado que se mantiene este valor y la palanca está bloqueada por una pestaña que impide que se pueda retrasar inadvertidamente. La posición más adelantada, FLIGHT, corresponde al ralentí en vuelo, definido para la mínima potencia de vuelo y es el valor del 68%. El mecanismo de la palanca incluye el pestillo que hace salir el tetón que permite mover la pestaña indicada.

La capacidad de mantener el ralentí en tierra antes de alcanzar la posición RUN se utiliza para mantener el motor en marcha sin que esté accionado el tope de pestaña indicado. Esta palanca se utiliza, además, para reajustar la posición del 56% en el tramo entre las posiciones RUN y FLIGHT y compensar la caída de RPM que se produce al conectar el generador eléctrico.

1.8.2. Información del operador de la aeronave

De acuerdo con la información obtenida del operador:

- a) Para el vuelo del accidente, la aeronave había repostado combustible antes del despegue y estaba cargada con 500 galones (1.892,5 kg) de agua.
- b) En su experiencia en muchas operaciones de extinción de incendios, consideran que el motor es seguro y que no es sensible a volar con humo en la atmósfera. Los fallos de motor, que se han observado en este tipo de operaciones, han sido bien

por mezcla de agua en el combustible, descartable en este accidente pues hubiese ocurrido en el viraje tras la salida, o bien por existencia de burbujas de aire en la alimentación de combustible, que también es poco probable en este caso pues siempre ocurre con bajo nivel de combustible y la aeronave había repostado antes del vuelo.

- c) La operación se realiza, normalmente, efectuando la descarga a una altura muy baja para ganar en efectividad, y tomando altura posteriormente.
- d) La selección de la ignición continua sólo es requerida, según los procedimientos, en vuelos con turbulencia tras la suelta de la carga y en vuelos con combustible por debajo de un cuarto de depósito. En la práctica, el calor del incendio perturba el aire y lo hace más turbulento, por lo que, aunque no es requerida, esta selección puede ser recomendable.
- e) Con objeto de ganar tiempo para el despegue, los pilotos acostumbran a efectuar el llenado de la carga, cuando es líquida, acercándose a la motobomba y, con el motor en marcha y a mínima potencia, colocando la hélice en bandera retrasando al tope la palanca de hélice (posición F). En su opinión, este procedimiento es rápido pero no es recomendable pues puede acostumbrar a generalizar la utilización de esta palanca moviéndola de tope a tope.
- f) Existe también la costumbre, en algunos pilotos, de efectuar la descarga con la hélice a 1.700 RPM para disponer de mayor estabilidad y mejor control y pasar, después, a la posición de crucero de 1.500 RPM. El cambio lo realizan sin mover la palanca de potencia y manejando cuidadosamente la de hélice para seleccionar la velocidad de giro. Esta utilización requiere pequeños movimientos de la palanca y es totalmente distinta a la indicada en el apartado anterior. La confusión entre los dos modos de operación, uno que requiere pequeños movimientos de palanca y otro con movimientos de tope a tope, provocará una puesta en bandera intempestiva de la hélice. El operador conocía la existencia de al menos dos casos en los que esta confusión había ocurrido.
- g) Por último, también han indicado que, en trabajos de mantenimiento, es normal mantener el ralentí en tierra con la palanca de arranque en el tramo entre las posiciones C y RUN y, por tanto, sin haber actuado la pestaña de la palanca. Este modo tiene la ventaja de poder parar el motor rápidamente, sin necesidad de operar dicha pestaña. Según comentaron, ocurre que, en esas condiciones de motor en ralentí, se puede controlar el motor, con la palanca de motor, en toda la gama de potencia, desde la mínima a la máxima.

1.8.3. Información del manual de vuelo de la aeronave

- a) En el apartado de «arranque en vuelo» se indica que la mejor técnica de hacerlo sería iniciar un reencendido, pasando el conmutador de ignición a su posición «ignición continua», una vez que el piloto se asegure que la parada de motor se debe a un apagado de la llama («engine flame-out») y no a otro fallo que haga peligroso intentar el reencendido. Los síntomas del apagado de llama son una caída en las

indicaciones de ITT («temperatura inter-turbina»), par y RPM del generador de gas mientras que el fallo se detectaría por ruidos, vibraciones o explosiones con pérdidas de potencia con aumento rápido de ITT o de temperatura de aceite, o caída de presión de éste o de sobrevelocidad del generador de gas. Para que sea efectivo, el reencendido se debe realizar con el generador de gas por encima del 50% de las RPM y no es necesario cortar el combustible ni poner en bandera la hélice.

- b) Si el reencendido no es efectivo, el arranque de motor en el aire se debe realizar siguiendo el mismo procedimiento que para el arranque en tierra, esto es, partiendo de hélice en bandera y alimentación de combustible cerrada.
- c) Para las operaciones de extinción de incendios, el manual indica que la aproximación se debe realizar a velocidad entre 109 y 113 kt y recomienda utilizar 10° de flaps, también durante la descarga, para facilitar el control y tener una aproximación estable. En el momento de efectuar la descarga sobre el incendio, se produce un encabritado repentino que hay que compensar moviendo la palanca de control hacia delante.
- d) Según se describe en el procedimiento de «arranque en tierra», la palanca de control de arranque se pasa a la posición RUN cuando las RPM del generador se estabilizan por encima del 18%. Una vez concluido el ciclo de arranque y adelantada la palanca de hélice a su posición máxima P, se conecta el generador eléctrico y se reajusta la posición de la palanca de arranque para mantener el 56% de RPM de generador, mínimas permitidas, mientras se realizan las operaciones necesarias en la aeronave. Tras estas operaciones, la palanca de arranque se adelantará a la posición FLIGHT.
- e) Además de en la operación indicada, el Manual requiere recomprobar y dejar la palanca de arranque en la posición FLIGHT en las operaciones de rodaje, antes del despegue, en descenso y aproximación y después del aterrizaje. La insistencia del manual en esta operación, podría considerarse, quizás, como una indicación de un olvido habitual.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

Según la investigación realizada, la falta de respuesta del motor se estima que se pudo producir por una avería en el motor, por una falta de alimentación de combustible o por una manipulación incorrecta de los controles del motor.

La avería en el motor se ha descartado por el resultado de la inspección del motor y de sus piezas. Como se ha indicado en el apartado 1.7.2, esta inspección concluyó con que no se detectó ninguna anomalía, anterior al impacto, que hubiera impedido la operación del motor. En el examen del motor no se pudo realizar ningún análisis operacional de los controles y accesorios del motor por estar dañados por el fuego y el calor, especialmente los relacionados con el combustible. No ha sido posible sustanciar información que justifique el fallo de alguno de estos controles o accesorios, si bien no se tienen antecedentes de dichos fallos y su probabilidad se considera escasa.

En cuanto a que la falta de alimentación de combustible pudiera haber sido debida a alguna deficiencia del sistema de combustible, se estima que esto podría estar relacionado con la posibilidad de aparición de burbujas de aire en el tubo de alimentación. Esta posibilidad no se considera realista ya que la aeronave había sido repostada antes del vuelo y, con seguridad, todavía le quedaba más de medio depósito en el momento del accidente y, además, no había mucha turbulencia atmosférica que pudiese ayudar a producir dichas burbujas, ni hay razones para pensar que la turbulencia inducida por el incendio que se atacaba fuese de valor tan significativo como para producir este efecto. No es probable, por tanto que se hubiese inducido una falta de alimentación de combustible por este motivo y que, por consiguiente, ésta tampoco se maneja como causa de la falta de respuesta del motor.

Por otro lado, una posible manipulación incorrecta de las palancas de control de motor y hélice, se advirtió en la inspección de los restos que la hélice estaba en bandera. Como la aeronave no disponía de sistema automático de puesta en bandera, la posición en bandera se interpreta porque, probablemente, se realizó la selección correspondiente en la palanca de hélice. Esta actuación no es requerida para el reencendido del motor y, por tanto, pudo ser debida, en caso de suceder, o bien a una manipulación inadvertida e involuntaria del piloto, poco probable pues la palanca tiene que ser retrasada hasta el tope, o a una posible confusión del piloto, que ya ha ocurrido en otros casos según la experiencia de este operador, ejecutando la acción de abanderar que normalmente se lleva a cabo durante la recarga en tierra de líquido en la motobomba cuando lo que verdaderamente se pretende es reajustar las revoluciones de la hélice tras la descarga de 1.700 a 1.500. Si éste fue el caso, cualquier intento de reencendido realizado después no sería efectivo al haberse reducido las RPM por debajo del 50% exigido para el arranque.

Otra posibilidad, coherente con la posición retrasada en la que se cree que se encontró la palanca de control de arranque tras el accidente, pasaría por el hecho de que se realizó el vuelo con esta palanca de control en un punto por debajo de su posición RUN, o sea, sin sobrepasar la posición en la que es efectiva la pestaña, como se indica en el apartado 1.8.2.g. En este caso, es posible que esta palanca se hubiera retrasado, durante o después de la descarga, en un movimiento involuntario, llegando a cortar el combustible, inadvertidamente.

También es posible que esta palanca se retrasara voluntariamente antes del impacto para iniciar un arranque en el aire. Como también es necesario abanderar la hélice, esta hipótesis daría explicación al hallazgo de la hélice en bandera después del accidente.

Las dos primeras posibilidades expuestas sobre actuación en las palancas de control habrían producido la parada del motor, aunque no es posible con los datos disponibles alcanzar conclusiones con mayor precisión, por lo que la causa de la parada de motor no ha podido determinarse.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Miércoles, 23 de agosto de 2005; 13:45 h local
Lugar	Hoyos (Cáceres), embalse de Borbollón

AERONAVE

Matrícula	EC-JKG
Tipo y modelo	BELL 206 L4
Explotador	Helicópteros del Sureste, S. A.

Motores

Tipo y modelo	ROLLS ROYCE 250-C30P
Número	1

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Piloto alumno
Edad	36 años	30 años
Licencia	Piloto transp. línea aérea helicópteros	Piloto comercial de helicóptero
Total horas de vuelo	6.414 h	1.036:40 h
Horas de vuelo en el tipo	415 h	43:50 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	No hubo

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Instrucción – Doble mando
Fase del vuelo	Maniobrando – Vuelo a baja altura

INFORME

Fecha de aprobación	31 de enero de 2007
---------------------	----------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El día 23 de agosto de 2005 un piloto instructor de la empresa operadora se desplazó hasta la base de Hoyos (Cáceres) con el objeto de realizar un vuelo de formación, con un piloto alumno del curso de comandante en el modelo de helicóptero Bell 206 L4. El piloto instructor era el piloto al mando y ocupaba el lado izquierdo de la cabina de pilotaje, y el piloto alumno iba sentado a la derecha.

Durante la ejecución de la maniobra conocida como fallo simulado en el rotor de cola, el helicóptero una vez en contacto con el terreno y con velocidad hacia adelante, se levantó del suelo aproximadamente un metro, iniciando un giro incontrolado hacia la derecha y finalizando con una toma dura contra el suelo.

Con el motor a ralentí y el piloto alumno a bordo, el instructor descendió del helicóptero para observar posibles daños. De acuerdo con su información, el cono de cola tenía un doblez situado a unos 40 cm de su unión a la estructura principal y estaba caído aproximadamente un palmo (entre 20 a 25 cm). Después de la comprobación, el piloto accedió de nuevo a la cabina y paró el motor.

El helicóptero se encontraba detenido en una zona de barro, y ante la imposibilidad de que pudiera acceder un medio terrestre para su recuperación, los pilotos inspeccionaron el eje de la transmisión de la potencia al rotor de cola. Comprobando que existía continuidad de movimiento a lo largo de todo el eje, y en contacto telefónico con el departamento de mantenimiento de la empresa operadora, decidieron arrancar el motor con la intención de trasladar el helicóptero unos metros hasta una zona seca, sin apenas levantar los esquís del suelo.

El arranque del motor y su aceleración hasta alcanzar un valor de RPM del rotor principal (Nr) del 100% fue correcto, pero al iniciar el movimiento del mando colectivo para elevar el helicóptero se produjo un bloqueo en los pedales y el piloto paró el motor inmediatamente. Una posterior inspección mostró que el cono de cola había caído hasta contactar con el suelo y que el eje de la transmisión de cola se había roto.

1.2. Daños sufridos por la aeronave

El helicóptero presentaba los siguientes daños:

- Una de las palas del rotor principal tenía un golpe cerca de la aleta exterior.
- La aleta vertical izquierda del estabilizador horizontal mostraba un golpe con rotura en su parte trasera.

- El cono de cola tenía, a unos 50 cm de la cuaderna de encastre con el fuselaje, una rotura y fuertes arrugas, apreciándose otra arruga más pequeña inmediatamente antes del estabilizador horizontal.
- El primer tramo de la transmisión al rotor de cola estaba roto, encontrándose la carena superior ligeramente arrugada.
- Las varillas de mando del rotor de cola y del estabilizador horizontal aparecían dobladas.

1.3. Huellas del impacto contra el terreno

Las huellas (Foto 1) muestran una primera marca producida por el patín derecho de la aeronave, en la que se distingue una primera zona en la que el patín se hundió apreciablemente en el terreno, y que continúa con un tramo en el que apenas hay variación en la profundidad del surco, y un tercer tramo en el que la penetración del patín va disminuyendo hasta que desaparecen las huellas. Finalmente, se observan marcas de ambos patines, que muestran un giro hacia la derecha en la dirección del desplazamiento de la aeronave.



Foto 1. Huellas en el terreno y zona donde quedó la aeronave

1.4. Declaración del piloto al mando

El comandante e instructor de la maniobra informó que, cuando habían transcurrido cuarenta y cinco minutos de vuelo, iniciaron la maniobra de «emergencia simulada de pedal derecho bloqueado», para lo cual pisó el pedal derecho, sin hundirlo totalmente, y lo mantuvo en esa posición apoyando firmemente los pies en ambos pedales.

Según su declaración, la aproximación fue tendida y en la última fase (corta final) el piloto alumno redujo gases para la alineación del morro del helicóptero, y continuó el descenso hasta el rodaje. Al contacto con el suelo los patines se hundieron ligeramente sin que pareciera que pudieran quedarse atascados, aunque él no dejó bajar el colectivo del todo para evitar posibles riesgos.

Una vez que los dos esquís estuvieron en contacto con el suelo y se estabilizó el desplazamiento, dio por concluida la maniobra y procedió a recuperar las vueltas del rotor y aumentar la potencia del motor.

En ese momento observó que la aguja del indicador de Nr del rotor no alcanzaba el 85%. Inmediatamente el helicóptero inició un brusco giro a la derecha elevándose del suelo. Consiguió estabilizar el helicóptero y después, con objeto de aterrizar, cortó gases y bajó el colectivo, notando cierta brusquedad al contacto con el suelo.

1.5. Zona seleccionada para la toma

La zona en la que se efectuó la toma está dentro del perímetro inundable del embalse del Borbollón. Fue seleccionada por el piloto instructor tras haber realizado un vuelo de reconocimiento. El instructor la definió como una zona muy amplia y sin obstáculos. Sobre su evaluación del terreno durante el reconocimiento el instructor comentó que apreció colores muy similares que le daban aspecto de consistencia.

1.6. Descripción de la maniobra

La maniobra conocida como fallo simulado en el rotor de cola viene relacionada en la guía de maniobras para el curso de comandante de la Dirección de Operaciones del operador y aparece clasificada en el grupo de maniobras especiales.

Con el objeto de mantener la dirección de la aeronave al contacto con el suelo, su velocidad debe ser igual o superior a unos 35 kt IAS, implicando que el helicóptero ruede sobre el terreno hasta su parada total.

El control direccional del helicóptero, al mantener bloqueados los pedales, se realiza abriendo y cerrando el mando de gases de forma muy suave.

En la guía de maniobras mencionada se contempla la siguiente secuencia para la ejecución del ejercicio:

1. Comprobaciones.
2. Altura de entrada: 700 ft.
3. Velocidad de entrada: la de crucero.
4. Simular el fallo: fijando los pedales (instructor), soltando los pedales (alumno).
5. Aproximación tendida; pendiente de descenso del 5% al 8%.
6. Zona autorizada para la toma.

1.7. Información adicional

El fabricante de la aeronave, Bell Helicopter, emitió en el año 1984 la «Operations Safety Notice (OSN) 206-84-10», en la que se describen diversas circunstancias en las que se pueden producir daños en el cono de cola en forma de doblez o de deformaciones mayores, en este tipo de helicóptero.

La primera circunstancia es en la ejecución de maniobras de autorrotación con Nr por debajo del 70% y una aplicación importante del colectivo, y la segunda, en el mismo tipo de maniobras, si se producen cabeceos del rotor principal por una parada rápida de la aeronave al contacto con el suelo.

También indica que, en el caso de que existiesen dobleces en el revestimiento o deformaciones del cono de cola, deberá repararse o sustituirse antes del siguiente vuelo.

Preguntado el instructor si tenía conocimiento de la existencia de esa «Operations Safety Notice», indicó que ni él ni el alumno la conocían.

No obstante, conviene precisar que, aunque esta OSN, en rigor, sólo va dirigida a las versiones L, L1 y L3, se considera que también sería aplicable a la versión L4 por los siguientes motivos:

- Cuando se publicó no existía aún la versión L4, que vio la luz en el año 1992.
- Las diferencias existentes entre las versiones L3 y L4 afectan fundamentalmente al aumento del peso máximo al despegue.
- En el manual de vuelo de la versión L4 se incluyó una advertencia sobre el riesgo de que se produzcan daños en el cono de cola en determinadas circunstancias, es decir, en la misma línea que la OSN, si bien, a diferencia de ésta, en el manual de vuelo no se facilitan instrucciones acerca de cómo actuar en caso de producirse daños.

1.8. Información sobre organización y gestión

Se requirió a la compañía operadora de la aeronave que informara acerca de las instrucciones recogidas en su Manual Básico de Operaciones, con respecto a las caracte-

rísticas que debe reunir una «zona autorizada para la toma», el procedimiento para autorizar tales zonas, así como si la zona de aterrizaje en la que estaba operando la aeronave estaba relacionada como zona autorizada.

Con respecto a la primera de las cuestiones planteadas, el operador comunicó que «cabe entender como Zona AUTORIZADA un tipo particular de zona apta para la toma sobre la que no pesa restricción alguna para su uso en el tipo de entrenamiento que nos ocupa, ya sea por prohibición expresa y legal de su propietario o gestor, o por cualquier otra causa de índole regular aeronáutica, jurídica o de seguridad, tanto general como de vuelo». Añadiendo que, a tal efecto, una zona de este tipo es cualquier aeródromo, helipuerto, helisuperficie o campo eventual certificado o autorizado por su propietario; o bien, un área fuera de los núcleos de población, libre de obstáculos, de dimensiones mínimas 25 x 25 metros.

Sobre el procedimiento para autorizar estas zonas, manifestó que, de acuerdo a lo indicado en el párrafo anterior, una vez elegida por el instructor la zona de toma, debe comunicarlo al Departamento de Operaciones, incluyendo los detalles del vuelo, previamente a la realización de éste.

En cuanto al tercer punto, indicó que la zona de prácticas elegida para el entrenamiento había sido considerada apropiada por el instructor.

2. ANÁLISIS

2.1. Análisis de la maniobra

A la vista de las huellas dejadas por la aeronave en el terreno, y de la declaración del piloto al mando, se puede reconstruir la secuencia de impactos de la aeronave, en la que se pueden diferenciar claramente tres fases, que se corresponden con las tres zonas de huellas encontradas:

La aeronave contactó primeramente con el suelo con su patín derecho, apreciándose claramente como éste se iba hundiendo a causa de la escasa capacidad portante del terreno. Probablemente fue en este momento cuando el piloto instructor sujetó el colectivo para impedir que el patín se hundiera más en el suelo, lo que se correspondería con el tramo de huella de profundidad constante, y tiró hacia arriba después, lo que produjo la elevación de la aeronave, que se correspondería con la zona final de la huella, que muestra la salida del patín.

Como consecuencia de esta acción, la aeronave se fue al aire. En este momento, posiblemente, se produjo una descoordinación entre ambos miembros de la tripulación, puesto que a la par que uno de ellos actuó sobre el colectivo para elevar la aeronave, el otro actuó sobre el mando de gases, reduciéndolos. Esta acción produjo la pérdida

de vueltas de los rotores principal y de cola, descendiendo hasta un valor inferior al 85% de Nr del rotor principal. La consecuente disminución de empuje en el rotor de cola hizo que el helicóptero girase hacia la derecha. Asimismo, como consecuencia de la pérdida de revoluciones del rotor principal la aeronave descendió y volvió a contactar con el terreno.

El piloto al mando aplicó gases a tope, produciendo la elevación súbita de la aeronave, la cual, posiblemente a causa del elevado ángulo de paso de las palas del rotor principal, comenzó a descontrolarse. Ante ello, el piloto bajó el colectivo y la aeronave descendió hasta contactar con el terreno, deteniéndose en ese punto.

Si bien esta maniobra no correspondía a una autorrotación, las características de vuelo del helicóptero en este evento y en la ejecución de la toma rodada eran muy similares, ya que las Nr se encontraban por debajo del 85%.

Los daños en el cono de cola antes del segundo arranque pudieron haberse producido en los momentos del rodaje o en la toma brusca del final. En ambos momentos podrían existir condiciones para producir los daños, en el rodaje por lo reseñado en la OSN 206-84-10 del fabricante, y en la toma final por la brusquedad del contacto de la aeronave contra el suelo.

2.2. Zona de toma

En la maniobra del fallo simulado del rotor de cola se realiza la simulación de un fallo real, que implica que la aeronave llegue al suelo con sus prestaciones limitadas, no solamente en cuanto al control direccional, sino también respecto a las condiciones de funcionamiento del rotor principal, que puede estar girando por debajo del 99% de Nr.

En una acción simulada también debe tenerse en cuenta que el fallo real puede llegar en cualquier momento de su ejecución y que en determinadas situaciones, como la del evento, es posible que la aeronave no tenga capacidad de recuperación.

Por lo tanto, se considera que estas maniobras deberían practicarse en zonas sobre las que se tenga un conocimiento exhaustivo.

La elección de la zona de toma se llevó a cabo siguiendo el procedimiento establecido en el manual de operaciones de la compañía operadora: había sido previamente evaluada por el piloto al mando en un vuelo de reconocimiento de la misma y posteriormente lo comunicó a la Dirección de Operaciones.

Esta zona demostró no ser adecuada para este fin, ya que el terreno carecía de la capacidad portante necesaria para soportar el peso de la aeronave.

A la vista de lo anterior se puede afirmar que, al menos en este caso, el procedimiento establecido por la compañía para seleccionar estas zonas de entrenamiento ha demostrado no ser adecuado, ya que no ha permitido identificar las deficiencias que presentaba el terreno.

3. CONCLUSIÓN

De lo expuesto anteriormente se deduce que este accidente tuvo dos causas principales: la primera sería que la zona elegida para la toma no reunía las condiciones adecuadas, lo que obligó a la tripulación a abortar la maniobra de aterrizaje en su fase de rodadura final, y la segunda la encontraríamos en la descoordinación que hubo entre los miembros de la tripulación, lo que propició que las vueltas del rotor principal bajasen hasta valores inferiores a 85% de Nr, lo que imposibilitó que se alcanzasen las prestaciones para realizar el despegue.

Con respecto a la primera de las causas, resulta conveniente reiterar que la selección del área de entrenamiento se hizo siguiendo el procedimiento que el operador tiene establecido, lo que da pie a afirmar que dicho procedimiento debería ser revisado.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

REC 07/07. Se recomienda a Helicópteros del Sureste que revise el procedimiento de selección de zonas para el entrenamiento de maniobras especiales, a fin de que las tripulaciones dispongan de una relación de zonas de entrenamiento que hayan sido previamente comprobadas y chequeadas.

En respuesta a esta recomendación, el operador, Helicópteros del Sureste, ha informado de que va a proceder a revisar su procedimiento de selección de zonas para el entrenamiento, con la inclusión de un listado de zonas aptas y autorizadas para el entrenamiento en toda el área nacional de despliegue de helicópteros de la compañía.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Lunes, 5 de diciembre de 2005; 16:45 h local
Lugar	Aeród. de Robledillo de Mohernando (Guadalajara)

AERONAVE

Matrícula	EC-FXZ
Tipo y modelo	BEECHCRAFT F-33 A
Explotador	Centro de Formación Aeronáutica AEROFAN, S. L.

Motores

Tipo y modelo	TELEDYNE CONTINENTAL IO-520-BA
Número	1

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Alumno piloto
Edad	28 años	35 años
Licencia	Piloto comercial	Tarjeta alumno
Total horas de vuelo	3.100 h	23:45 h
Horas de vuelo en el tipo	400 h	23:45 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	No hubo

DATOS DEL VUELO

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

INFORME

Fecha de aprobación	28 de marzo de 2007
---------------------	----------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El día 5 de diciembre de 2005, la aeronave EC-FXZ despegó del Aeropuerto de Cuatro Vientos a las 15:40 h local con destino al Aeródromo de Robledillo de Mohernando (Guadalajara) con un piloto instructor al mando y un alumno.

Se trataba de un vuelo de enseñanza de navegación visual a Robledillo, aeródromo en el que además se practicarían tomas y despegues.

Según el informe del piloto instructor, la cuarta toma, que iba a ser con parada completa de la aeronave, se inició por el alumno piloto después de comprobar las tres luces verdes de tren abajo y asegurado. El aterrizaje se hizo de forma correcta sin que la aeronave se fuera al aire después del contacto con la pista y todo parecía discurrir con normalidad hasta que el alumno comenzó a hacer uso de los frenos, momento en que se empezó a escuchar un ruido de rozado metálico. La aeronave siguió unos metros más hasta que el tren se colapsó, haciendo la hélice contacto con el suelo, parándose el motor y continuando deslizándose por la pista unos metros más hasta quedar parada.

Después de cortar combustible y energía eléctrica, los tripulantes abandonaron la aeronave por sus propios medios.



Foto 1. Vista frontal de la aeronave

Las tres palas de la hélice se encontraban dobladas hacia atrás en sus extremos, con señales de haber impactado con la superficie de la pista de aterrizaje. Los flaps presentaban ligeras deformaciones en el borde de salida, especialmente el izquierdo. En el tren de aterrizaje principal, las compuertas móviles de ambas patas tenían importantes daños en sus bordes exteriores, producidos, probablemente, por rozamiento. Algunas barras del sistema de retracción estaban deformadas por pandeo, y el motor eléctrico que produce el movimiento del sistema tenía quemado su bobinado.

En el momento del incidente había algunas nubes dispersas con visibilidad total y sin ráfagas de viento.

1.2. Ensayos e investigaciones

1.2.1. Descripción del sistema de tren de aterrizaje de la aeronave

El sistema de extensión/retracción del tren de aterrizaje de esta aeronave, común a varios modelos Beechcraft, con variantes, está compuesto por un motor eléctrico que proporciona la potencia necesaria para mover, mediante un tornillo sin fin, una corona dentada a cuyo eje va fija una cruceta de cuatro brazos a los que se unen los terminales de las barras que transmiten el movimiento al tren principal y sus compuertas. También a dicho eje se fija una palanca que a través de la correspondiente barra actúa sobre las piezas que permiten el movimiento de las compuertas y pata del tren de morro.

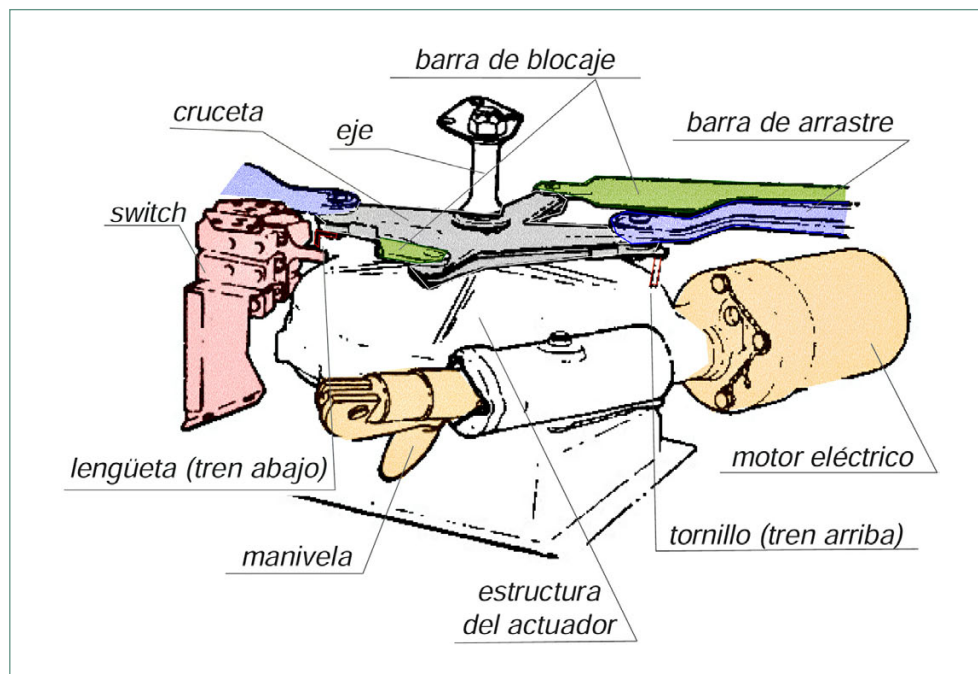


Figura 1. Esquema del actuador del tren



Foto 2. Zona inferior del fuselaje

Cuando en la cabina se sitúa la palanca en la posición de tren abajo, se pone en funcionamiento el motor eléctrico moviendo el tornillo sin fin y la corona dentada y, por tanto, el eje que soporta la cruceta (tren principal) y la palanca (tren de morro). El movimiento está limitado a 180° aproximadamente por un interruptor actuado por los brazos de la cruceta, que corta la corriente suministrada al motor. El sistema está reglado para que el motor se detenga al quedar las tres patas abajo y bloqueadas.

Cada pata del tren principal tiene dos compuertas: una exterior, unida a la misma, y por lo tanto se mueve con ella, y otra interior, que se abre para permitir la salida de la zona de la rueda y que vuelve a cerrarse al terminar el ciclo. En el tren de morro, las compuertas se abren y permanecen abiertas hasta que vuelve a subir el tren.

Las luces indicadoras de «tren arriba» y «tren abajo» son activadas por sus correspondientes conmutadores situados en los puntos de bloqueo de las patas.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

Según manifestó el piloto instructor, la toma de tierra se inició con las tres luces verdes encendidas, lo que presupone que las tres patas estaban abajo y bloqueadas y que el motor eléctrico ya no recibía corriente por haber alcanzado las palancas de la cruceta el final de su recorrido accionando el interruptor que corta dicha corriente. En estas condi-

ciones, la única posibilidad de fallo simultáneo de las tres patas sería que el eje de la corona dentada se moviera en sentido de subir el tren, bien por haber accionado la palanca de subir tren, o bien por rotura del sistema de engranajes de corona y tornillo sin fin. Como no se encontraron roturas en esas piezas, se debe descartar esta última posibilidad.

El estado del motor eléctrico, con el bobinado quemado, hace suponer que la corriente eléctrica no se cortó en ningún momento y que estuvo sometido a una sobrecarga que hizo subir la intensidad eléctrica hasta producir el calentamiento y fusión de los hilos del bobinado. Una de las posibilidades para que esto ocurra es que la palanca de la cruceta que debe limitar el movimiento no llegue al límite de su recorrido y, por ende, que no accione el interruptor. Esto implicaría la existencia de una fuerza impidiendo que la cruceta complete su giro. Esta circunstancia puede darse al contactar las ruedas con la superficie de la pista cuando el tren no está totalmente extendido, deteniendo el movimiento de la cruceta antes de completar su recorrido y evitando que se corte la corriente de suministro al motor.

En las condiciones descritas, un accionamiento de los frenos puede llegar a producir esfuerzos adicionales y provocar el fallo de algunas barras y el colapso del tren, como ocurrió en este caso, y que no llegó a ser total ya que los daños en la parte inferior de la aeronave no eran importantes y las compuertas del tren anterior estaban poco dañadas.

En consecuencia, se considera que el incidente se pudo producir por no haber sido accionado el sistema de bajada del tren de aterrizaje con tiempo suficiente para que éste completara todo su recorrido y quedara debidamente extendido y bloqueado.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Miércoles, 11 de enero de 2006; 05:49 h UTC
Lugar	Aeropuerto de Valencia

AERONAVE

Matrícula	EC-JEN
Tipo y modelo	BOMBARDIER CL-600-2B19
Explotador	Air Nostrum

Motores

Tipo y modelo	GENERAL ELECTRIC CF-34-3B1
Número	2

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Copiloto
Edad	31 años	42 años
Licencia	Piloto comercial de avión	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	3.812 h	2.121 h
Horas de vuelo en el tipo	558 h	547 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			4
Pasajeros			7
Otras personas			1

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Coche de señaleros destruido y aerop. cerrado 30 minutos

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Transporte aéreo comercial – Regular de pasajeros
Fase del vuelo	Rodadura

INFORME

Fecha de aprobación	28 de marzo de 2007
---------------------	----------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El miércoles 11 de enero de 2006, a las 05:49:58 UTC¹, uno de los dos coches de señaleros del Aeropuerto de Valencia chocó contra el plano derecho de la aeronave EC-JEN, con indicativo ANS8831, que estaba parada en el punto de espera H1 de la pista 30.

En los minutos precedentes una aeronave de la compañía Alitalia, con indicativo AZA085, había despegado con destino Milán. Tras el despegue, se autorizó al IB1343 a entrar a la cabecera de la pista 30 y al ANS8831 a rodar hasta el punto de espera H1 que dejaba libre el IB1343. Con esta configuración de aeronaves se produjo la llamada de la aeronave de Alitalia, dos minutos antes del accidente, para informar de una posible pérdida de algún objeto durante el despegue aconsejando una revisión de la pista.

El controlador llamó al señalero para que se llevara a cabo una revisión extraordinaria de la pista 12/30. El señalero se desplazó con el coche desde la caseta base, por la calle de rodaje A hasta H1 para acceder a la pista desde allí, produciéndose el accidente en este punto de espera (figura 4).



Figura 1. Daños en la aeronave EC-JEN (ANS8831): vista trasera extremo plano derecho

¹ La referencia horaria utilizada en este informe es la hora UTC. Para el periodo estacional en que ocurrió el accidente, la hora local se obtiene sumando 1 hora a la hora UTC.



Figura 2. Daños en el vehículo: vista frontal lateral derecha y trasera

El impacto, que se produjo desde el borde de salida hacia el borde de ataque de la punta del plano derecho, provocó daños en esta zona sin llegar a producir derrames de combustible. El coche, una furgoneta modelo Peugeot Partner, se detuvo unos 50 metros por delante de la aeronave y quedó completamente destrozado, localizándose los daños en el techo, que se había arrancado, parabrisas delantero y lateral izquierdo.

El aviso del accidente fue realizado a Valencia TWR por la tripulación del ANS8831. Al lugar del accidente se desplazaron los bomberos, ante una posible evacuación en caso de haberse producido la rotura de los depósitos, el servicio médico del aeropuerto para asistir al señalero y el ejecutivo de servicio. Finalmente, ante la imposibilidad de operar con la aeronave, el pasaje (7 personas) y la tripulación (2 pilotos y 2 TCP²) fueron desembarcados y trasladados hasta la plataforma, sin producirse heridos.

El señalero, única persona que iba en el coche, salió por sus propios medios del coche con síntomas de conmoción y heridas en la cabeza y ojo derecho.

La cercanía del lugar en que se produjo el accidente a la pista 12/30 obligó a cerrar el aeropuerto durante 30 minutos, produciendo demoras de salida y desvíos de tráfico de entrada a otros aeropuertos, realizándose el despegue de la aeronave que estaba en cabecera a las 06:20 UTC. Aun así, el punto de espera H1 permaneció cerrado hasta que la aeronave EC-JEN fue remolcada y se pudo limpiar la zona.

1.2. Posición de la aeronave y del vehículo durante el impacto

Las fotografías tomadas en el lugar del accidente muestran a la aeronave con la rueda de morro ligeramente desplazada a la izquierda respecto del eje de la calle de rodaje y

² TCP: tripulantes de cabina de pasajeros.



Figura 3. Posición de la aeronave y el vehículo en el impacto

un poco retrasada respecto a la barra de parada. La envergadura de la aeronave CRJ-600-2B19 es de 21,23 m, lo que sitúa el extremo del plano cerca del borde de la calle de rodaje. El extremo del plano de esta aeronave tiene una terminación en vertical, estando la parte más baja de la misma a una altura de 1,676 m y la parte más alta, a 2,90 m.

Las dimensiones del vehículo eran 1,858 m de alto y 1,724 de ancho.

Situando a escala vehículo y aeronave se comprueba que el techo del coche de señaleros se sitúa 18 cm por encima del plano de la aeronave. Los daños en la punta del plano de la aeronave se extienden 1,24 m desde el extremo del plano hacia dentro, lo que sitúa el lateral derecho del vehículo 48 cm a la derecha del extremo del plano. Este dato es coherente con los daños que presentaba el coche de señaleros, que mantenía en buenas condiciones el lateral derecho de la misma.

Por lo tanto, el vehículo de señaleros debía ir desplazándose por la calle de rodadura cerca del borde de la misma, pudiéndose estimar a una distancia del eje de 10,5 m, aproximadamente.

El impacto se produjo de forma frontal desde el borde de salida, desprendiéndose el techo del vehículo en el contacto con la zona más baja y horizontal del borde de salida del extremo del plano derecho.

1.3. Iluminación y visibilidad de la zona del impacto

Además de las luces de rodaje, aproximación, navegación y anticollisión, la aeronave accidentada contaba con lo que se denomina «luz de logo», que, situada en el estabilizador vertical, ilumina éste por completo. En el momento del accidente la aeronave llevaba encendidas las luces de navegación fijas (roja en el extremo del plano izquierdo, verde en el extremo del plano derecho y dos blancas en la parte trasera del estabilizador vertical), la de rodaje en el plano izquierdo y las de anticollisión rojas intermitentes.

La luz de logo, que ilumina el estabilizador vertical y que proporciona mayor visibilidad desde una aproximación por detrás de la aeronave, no estaba encendida.

Los vehículos de señaleros, además de los faros habituales de cualquier vehículo, están dotados de un panel situado encima del techo con objeto de servir de referencia luminosa en las tareas de guiado de las aeronaves por el área de movimientos del aeropuerto. En el momento del accidente, las luces que llevaba eran las cortas.

La zona del impacto tenía operativas en el momento del accidente las luces de eje de calle de rodaje de color verde y las de borde de calle de rodaje de color azul. La pintura reflectante de la señalización de la calle de rodaje, así como los carteles de emplazamiento, se encontraban en buenas condiciones.

Aparte de la iluminación aeronáutica, existen en las inmediaciones del aeropuerto dos carreteras, una en la zona sur y otra al este, siendo esta última convergente y tangencial a la calle de rodaje A en el punto en que se produjo el accidente. La separación entre el eje de la calle de rodaje A y la carretera en este punto es de unos 50 metros. La carretera, de dos sentidos y con dos carriles en cada sentido, está iluminada con farolas equidistantes a ambos lados.

Por último, la calle de rodaje A en el punto de espera H1 presenta zonas que quedan parcialmente ocultas desde la torre de control de Valencia debido a la localización de unos árboles que, según la información facilitada por AENA, puede llegar a ocultar un tráfico ligero e incluso medio como muestra la figura 5.



Figura 4. Ubicación del lugar del accidente y de la carretera este



Figura 5. Visibilidad desde TWR de aeronaves en rodadura por H1

1.4. Información meteorológica

A la hora en que se produjo el accidente, las 05:49 UTC del mes de enero, no había amanecido, siendo completamente de noche como muestran las fotografías de las figuras 1 y 2 tomadas tras el accidente. Los informes meteorológicos del Aeropuerto de Valencia anterior y posterior a la hora del accidente indicaban 7.000 m de visibilidad (véase tabla 1), sin viento ni ningún otro fenómeno que pudiera afectar a la visibilidad en tierra y alto índice de humedad en el aire.

	METAR 110530Z	METAR 110600Z
Hora de la observación	05:30 UTC	06:00 UTC
Intensidad del viento	5 kt	3 kt
Dirección del viento	310°	270°
Visibilidad	7.000 m	7.000 m
Altura de nubes	2.500' y 3.000'	2.500'
Temperatura del aire	8 °C	7 °C
Temperatura punto rocío	7 °C	6 °C
QNH	1.030 hPa	1.030 hPa
Cambios esperados	NO	NO

Tabla 1. METAR anterior y posterior a la hora del accidente

1.5. Comunicaciones ATC

El servicio de control en el Aeropuerto de Valencia la noche del día del accidente tenía asignados tres controladores, dos de los cuales estaban en periodo de descanso y siendo el tercero el que proporcionaba el servicio de control.

La transcripción de las comunicaciones ATC proporcionada por AENA muestra que desde las 05:00 hasta el momento del accidente se produjeron un total de 5 movimientos, distribuidos de la forma que muestra la figura 6. En ella se observa que el número máximo de aeronaves coincidiendo simultáneamente en frecuencia fue de 2, a excepción del momento de la llamada del vuelo de Alitalia (AZA085) después del despegue, a las 05:47, en el que había, además, dos aeronaves operando en el aeropuerto.

La tabla 2 muestra las conversaciones mantenidas en la frecuencia de torre los tres minutos previos al accidente (no se han incluido todas las comunicaciones, sino sólo las que se consideran de relevancia en el accidente).

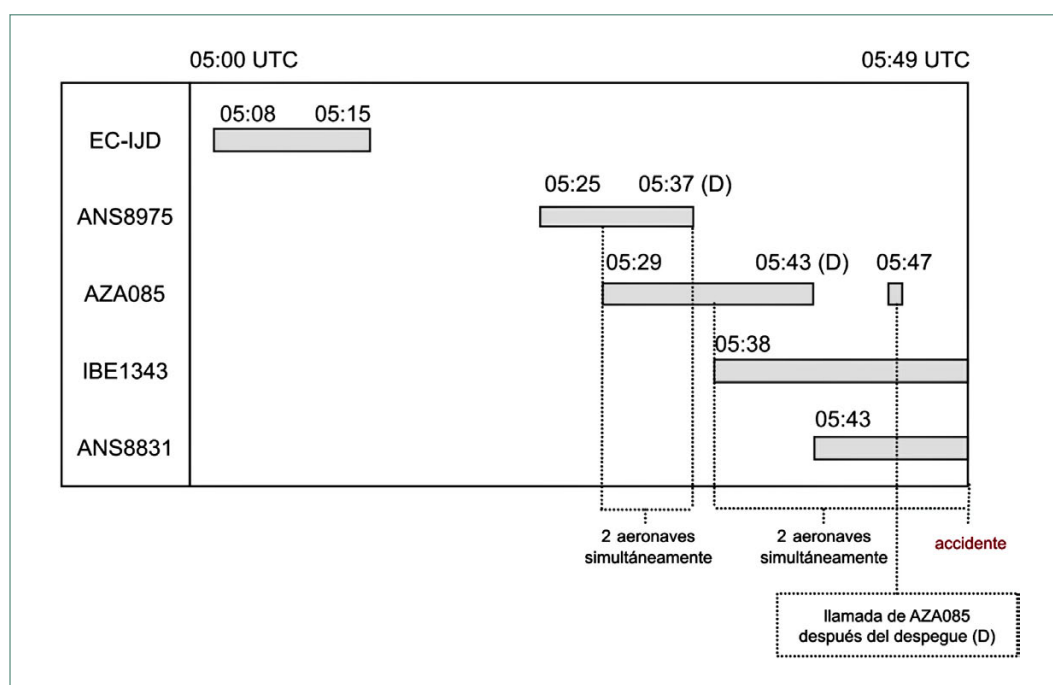


Figura 6. Aeronaves en frecuencia de torre desde las 05:00 hasta el accidente

Hora UTC	Emisor	Mensaje
05:46:38	TWR	Iberia 1343 puede entrar y mantener pista 30
05:46:42	IBE1343	Entrar y mantener 30, Iberia 1343
05:47:26	TWR	8831 puede rodar a hotel uno
05:47:30	ANS8831	Hotel uno gracias, 8831
05:47:40	AZA085	During takeoff it is possible that we have (ILEGIBLE) maybe you should make a runway inspection
05:47:44	TWR	Roger, I will do it
05:48:10	TWR	Señalero de torre

Tabla 2. Comunicaciones ATC los 3 minutos previos al accidente

Hora UTC	Emisor	Mensaje
05:48:12	Señalero	Adelante
05:48:13	TWR	Muy buenos días, mire el ALITALIA que acaba de salir me acaba de notificar que igual se le ha caído una pieza en pista, que deberíamos de hacer una revisión de la pista me ha dicho
05:48:22	Señalero	Ahora mismo entro... ¿entro por hotel uno?
05:48:26	TWR	Por donde quieras
05:48:31	IBE1343	Nosotros ya estamos aquí alineados prácticamente ¿terminamos de alinear?
05:49:58	ANS8831	Torre del Airnostrum 8831, el señalero se nos ha chocado...

Tabla 2. (Continuación)

Cuando se produjo la llamada del vuelo AZA085, las aeronaves IBE1343 y ANS8831 habían sido autorizadas a entrar en pista y a rodar hasta el punto de espera H1, respectivamente, por lo que durante las comunicaciones del señalero y el traslado de éste desde su caseta, estas aeronaves estaban en rodaje hasta sus posiciones autorizadas.

1.6. Declaraciones de testigos

1.6.1. Declaración del piloto de la aeronave EC-JEN

Con el avión totalmente parado en H1, notaron un fuerte golpe en el lado derecho del avión, sobrepasándoles el vehículo del señalero destrozado. Pararon los motores como medida de precaución y solicitaron a ATC bomberos y servicios médicos.

1.6.2. Declaración del señalero

Habían hecho ya la inspección rutinaria de la mañana a las 05:00 UTC y posteriormente había oído por la frecuencia de la torre que el avión de Alitalia había perdido algo en pista y que en H1 había otra aeronave. El controlador, a pesar de que habitualmente les advierten de la posición de los tráficos, le dijo que entrase por donde quisiera para hacer la revisión de pista. El motivo de acceder a pista por donde lo hizo fue para ahorrar tiempo, ya que si hubiera seguido el procedimiento establecido hubiera supuesto unos 7 minutos más.

En el momento del accidente había un poco de niebla y su velocidad era entre 40-50 km/h. No vio el avión ni ninguna luz y se «empotró» contra él. Según su opinión, las luces de la carretera que se encuentra en la zona este del aeropuerto no producen ninguna confusión.

1.6.3. Declaración del otro señalero de servicio

El otro señalero en servicio con el accidentado declaró que su compañero debió haber salido unas dos veces a lo largo del turno. En cuanto a los procedimientos que siguen, suelen ir con las luces cortas, además de las del panel superior del coche, por el eje de las calles de rodaje y antes de entrar a las pistas notifican su situación a ATC en los puntos de espera.

Según su valoración, las luces de la carretera que rodean al aeropuerto no les interfieren ni confunden en su trabajo.

1.7. Reproducción de las condiciones del accidente

Con objeto de valorar las condiciones de visibilidad en que se produjo el accidente, se intentó reproducir éste dos días más tarde. La proximidad del día de la simulación con respecto al día del accidente aseguraron las mismas condiciones de luz. La situación meteorológica de ambos días era muy similar y se considera que las diferencias no afectaban significativamente a la visibilidad (las tablas 3 y 1 muestran los METAR del día del simulacro y del día del accidente, respectivamente). El vehículo del señalero era exactamente igual en modelo y dotación que el accidentado y la aeronave que se utilizó, además de ser del mismo modelo que la EC-JEN, era de la misma compañía para asegurar el mismo aspecto exterior.

La ejecución de la trayectoria desde la puerta A hasta el punto de espera H1 por la calle de rodaje A, tal y como hizo el señalero (figura 4), se realizó en tres ocasiones variando la velocidad de traslación del vehículo hasta una velocidad máxima de 40-50 km/h, así como la posición en la calle de rodaje. La única diferencia que se produjo en la simulación es que, a diferencia de la aeronave EC-JEN, la luz de logo estaba operativa.

	METAR 130530Z	METAR 130600Z
Hora de la observación	05:30 UTC	06:00 UTC
Intensidad del viento	2 kt	3 kt
Dirección del viento	290°	290° variable
Visibilidad	7.000 m	7.000 m
Altura de nubes	—	—
Temperatura del aire	5 °C	5 °C
Temperatura punto rocío	4 °C	4 °C
QNH	1.026 hPa	1.026 hPa
Cambios esperados	NO	NO

Tabla 3. METAR anterior y posterior a la hora del accidente el día del simulacro

Las conclusiones que se pudieron obtener de la simulación fueron las siguientes:

- Las condiciones meteorológicas eran buenas y no afectaban a la visibilidad en tierra.
- Las luces del coche de señaleros empleadas en el desplazamiento, así como el posible ruido de los motores de la aeronave, enmascarado por el ruido del motor del coche, no ayudaban a identificar la aeronave.
- A pesar de conocer la posición de la aeronave, ésta se veía con dificultad. Debido a la falta de luces traseras de extremo de plano, la posición del final de los planos era difícil de apreciar.
- Las luces más visibles desde la zona posterior de la aeronave eran la luz de logo, que en el avión del accidente no estaba operativa, y las de navegación traseras blancas situadas en la parte superior e inferior del estabilizador vertical.
- Las luces menos visibles desde la zona posterior de la aeronave eran las de rodaje y anticolidión. Las luces de cabina, que podrían ayudar a identificar la aeronave en un desplazamiento por el borde de la rodadura, estaban atenuadas.
- Los factores que afectaban a la visibilidad de la aeronave eran:
 - *Carretera este*. Las luces de las farolas y los coches de la carretera que discurre en la zona este del aeropuerto, y a la izquierda de la trayectoria por la calle de rodaje A hasta H1, que a pesar de existir un muro, eran visibles. Se producía un enmascaramiento de las luces del avión con las de las farolas y vehículos, en concreto, la luz roja de anticolidión superior trasera quedaba a la altura de las luces de los vehículos que iban en el mismo sentido de desplazamiento. Los planos, además, quedaban por debajo del muro, por lo que tampoco se producía el efecto de contraste que podría ayudar a distinguir la silueta de los planos en un fondo iluminado.
 - *Velocidad de aproximación*. A mayor velocidad de desplazamiento más difícil era diferenciar las luces de la aeronave con las de la carretera.
 - *Posición en la calle de rodaje*. A medida que la trayectoria se realizaba más hacia el borde derecho de la calle, se perdía la perspectiva y la visibilidad de las luces traseras de la aeronave, quedando en el centro de la perspectiva el borde de salida del plano derecho no iluminado.

1.8. Información sobre la operación de los TOAM o señaleros

1.8.1. Vehículos de señaleros

Los vehículos de señaleros utilizados en el Aeropuerto de Valencia eran dos Peugeot Partner a los que se había adaptado un equipo para el servicio de señalización y guiado de aeronaves homologado. La capacidad de iluminación de estos vehículos no estaba modificada respecto de su diseño original.

Diariamente se realizaba una revisión de cada vehículo en la que se comprobaban determinados parámetros en el exterior del vehículo, en el motor, subiendo al coche y

una vez dentro y sentado. En la revisión diaria realizada a las 9 de la mañana del día 10-01-06 no se registró ninguna anomalía, habiéndose comprobado el correcto funcionamiento de los faros.

La ubicación de la caseta de los señaleros, y por lo tanto de los vehículos, cuando no estaban realizando ninguna actividad se muestra en la figura 4.

1.8.2. Información sobre el señalero accidentado

El señalero accidentado llevaba 4 años y medio, desde el 24 de julio de 2001, trabajando en AENA como señalero. Además del temario de oposición específico para el puesto de trabajo, había recibido, entre otros, un curso de actividades en plataforma (I) de 40 horas en 2003 y de seguridad y prevención en la conducción de 7 horas en el 2004.

La jornada de trabajo de los técnicos de operaciones del área de maniobras (TOAM) según el III Convenio Colectivo de AENA se organiza en servicios de 12 horas: servicio de día (D) de 08:00 a 20:00 h local y servicio de noche (N) de 20:00 a 08:00 h local. En el caso concreto del señalero accidentado, la actividad los días previos al accidente fue la siguiente:

Enero	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Turno			D	N			N		D	N

1.8.3. Procedimientos de los TOAM o señaleros

Los TOAM o señaleros dependen orgánicamente del Departamento de Operaciones y Servicios y, dentro de éste, de la Sección de Gestión de Operaciones. A nivel práctico, las operaciones de los señaleros se coordinan, por un lado, con la TWR a través de las frecuencias de rodadura y local, y, por otro, con el Centro de Operaciones (CEOPS) a través de otra frecuencia específica.

En el Aeropuerto de Valencia el servicio se cubre con dos señaleros dotados con un vehículo cada uno.

Las actuaciones de los TOAM están definidas en distintas referencias:

- Instrucciones de seguridad en plataforma (edición 2002 de AENA).
- Procedimiento de visibilidad reducida para movimientos en tierra.
- Reglamento de la Circulación Aérea.
- Relación de señales para maniobrar en tierra de OACI (enmienda número 38).

La velocidad máxima en el área de movimiento (plataformas y área de maniobras) está limitada a 30 km/h, excepto para los vehículos con luces anticollisión encendidas, que pueden rebasarla. También se establece la circulación durante la noche y con visibilidad reducida (niebla, nieve, lluvia...) con las luces de cruce o de niebla, estando prohibidas las luces de posición o de carretera.

El Reglamento de la Circulación Aérea, en el apartado 4.5.11, relacionado con el control del tránsito que no sea de aeronaves en el área de maniobras, define que la entrada en la pista o en la franja de pista estará sujeta a la autorización específica de la torre de control de aeródromo.

Además de las funciones asociadas a la guía de las aeronaves en el área de movimientos, los TOAM son los encargados de realizar las inspecciones diarias de las pistas, rodaduras y plataformas. En el caso concreto de las pistas, se realizan dos inspecciones diarias, una por la mañana y otra por la tarde, además de las extraordinarias que sean necesarias. Los procedimientos para realizar las inspecciones de las pistas establecen que éstas «se realizarán en sentido contrario a la dirección en que se realizan los movimientos en pista». Esto supone que si la pista operativa es la 30, las revisiones deben realizarse desde la cabecera 12 hasta la cabecera 30. Esta pauta está incluida, en negrita, como «observaciones» en la parte inferior de los partes diarios de inspección que rellenan los TOAM.

1.9. Información sobre el servicio de control de aeródromo

1.9.1. Información sobre el controlador de servicio

El controlador que estaba en frecuencia en el momento del accidente era uno de los más antiguos de los 22 controladores que tiene asignados la dependencia. Su experiencia en el puesto de trabajo era de cuatro años y un mes aproximadamente.

Al igual que sucede con los turnos de trabajo de los señaleros, según la información proporcionada por AENA la actividad de la dependencia se realiza en turnos de 12 horas que comienzan a las 21:00 y terminan a las 09:00, en el caso de los turnos de noche (N), y de 09:00 a 21:00, en el caso de los turnos de día (D).

La actividad del controlador los 10 días antes de producirse el accidente fue la siguiente:

Enero	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Turno	D	D	N						D	N

1.9.2. Funciones y responsabilidades

Respecto a las funciones y responsabilidades de los servicios de control en relación con el movimiento de vehículos en el área de maniobras y movimiento en aeropuertos controlados, el Reglamento de la Circulación Aérea establece lo siguiente:

Libro 3: Servicio de tránsito aéreo

3.2.2. Objetivos de los servicios de tránsito aéreo.

Los objetivos de los servicios de tránsito aéreo serán:

- b) prevenir colisiones entre aeronaves en el área de maniobras y entre éstas y los obstáculos que haya en dicha área.

Libro 4: Procedimientos para los servicios de navegación aérea

Capítulo 5: Servicio de control de aeródromo

Funciones de las torres de control de aeródromo

4.5.1. Generalidades

Las torres de control de aeródromo transmitirán información y expedirán autorizaciones a las aeronaves bajo su control, para conseguir un movimiento de tránsito aéreo seguro, ordenado y rápido en el aeródromo y en sus inmediaciones, con el fin de prevenir colisiones entre:

- d) las aeronaves y los vehículos que operan en el área de maniobras.

1.10. Medidas de seguridad adoptadas por el Aeropuerto de Valencia

Tras producirse el accidente, el Aeropuerto de Valencia envió un correo electrónico a todo el personal afectado haciendo hincapié en la obligatoriedad de realizar las inspecciones de pista en el sentido contrario a la operación, tal y como establecen los procedimientos.

Asimismo, estaba valorando la posibilidad de incrementar la capacidad de iluminación de los vehículos de señaleros.

2. ANÁLISIS

El miércoles 11 de enero de 2006, a las 05:49 UTC, con luz nocturna, se produjo el impacto del vehículo de señaleros número 2, que intentaba acceder a la pista para hacer una revisión extraordinaria, contra el plano derecho de la aeronave EC-JEN, que estaba parada, al coincidir ambos en el punto de espera H1.

Los aspectos que llevaron a situar en el mismo punto a aeronave y vehículo se analizan de acuerdo con la siguiente clasificación:

- Aspectos relacionados con las autorizaciones ATC.
- Aspectos relacionados con la operación del TOAM o señalero.
- Aspectos relacionados con la visibilidad.

2.1. Aspectos relacionados con las autorizaciones ATC

La transcripción de comunicaciones ATC facilitada por AENA muestra un total de 5 movimientos desde las 05:00 UTC hasta el accidente. El número máximo de aeronaves coincidiendo en la frecuencia de torre de Valencia fue de 3 y correspondió al momento en que el AZA085 llamó a las 05:47:40 UTC para sugerir una revisión de pista. El resto de la operación, desde el punto de vista ATC, hasta el momento del accidente, se había producido con un número de movimientos simultáneos de uno y dos.

Estos datos de operaciones indican un bajo nivel de actividad durante la hora previa al accidente, descartando cualquier situación de estrés en el controlador, por exceso de carga de trabajo, que pudiera haber influido en su capacidad de actuación. En este mismo sentido hay que valorar el hecho de que, a pesar de que el servicio de control de aeródromo tenía 3 controladores asignados, sólo uno de ellos estaba operativo.

Por último, dentro de los aspectos a valorar en relación con el estado del controlador en servicio en el momento del accidente, se considera que el hecho de realizar una actividad de una baja carga de trabajo puede tener el efecto contrario y disminuir el grado de alerta o atención. Este estado puede verse favorecido por la elevada experiencia en el puesto de trabajo del controlador, llevando a un exceso de confianza, y por la realización de actividades nocturnas, en las que los cambios de los ciclos del sueño pueden afectar a la capacidad de reacción y atención (los últimos turnos realizados indican que el día anterior había realizado un turno de día al que le siguió el de noche en el que ocurrió el accidente, y que correspondería al ciclo natural de sueño).

Dentro de los objetivos y funciones del servicio de control de aeródromo se encuentra el de prevenir la colisión entre aeronaves y vehículos en el área bajo su responsabilidad. La calle de rodaje donde se produjo el accidente forma parte del área de maniobras y, por lo tanto, está incluido en el ámbito de actuación de este servicio.

La actividad en superficie de un aeropuerto implica no sólo a las aeronaves, sino al conjunto de vehículos y personas que realizan los servicios de apoyo a las operaciones de las aeronaves en tierra. La coordinación de todos estos movimientos es especialmente importante en condiciones de baja visibilidad y nocturnas, siendo el servicio de control de aeródromo el que tiene toda la información sobre la situación e intenciones de todos los elementos que se encuentran y actúan en el área de maniobras del aeropuerto. En este sentido, las autorizaciones de movimientos por parte de ATC en el área bajo su responsabilidad deberían o bien ser concretas en cuanto a la ruta a seguir teniendo en cuenta el resto de actividad en el aeropuerto, o bien, si se dejan a elección, advertir de

la presencia, localización e intención de movimiento del resto de aeronaves, vehículos o personas.

Las comunicaciones ATC mantenidas entre el controlador de servicio y el señalero antes del accidente muestran, en primer lugar, que el señalero no fue informado de la situación de los tráficos que había en el aeropuerto y que le podían afectar, y en segundo lugar, que a pesar de la pregunta concreta por parte del señalero de acceder a pista por el punto de espera H1, el controlador le autorizó indirectamente al decirle que por donde quisiera no utilizando, además, la fraseología estándar.

Cuando se produjeron estas conversaciones, la aeronave EC-JEN (ANS8831) estaba desplazándose desde su puesto de estacionamiento en la plataforma norte hasta H1 por la calle de rodaje A, y el IBE1343 estaba entrando en pista desde H1, es decir, había dos aeronaves en movimiento, siendo la trayectoria de la primera de ellas igual a la que siguió el señalero y que podría haber provocado un impacto con aeronave y vehículo en movimiento. La situación en el aeropuerto, como se ha indicado, era de baja actividad, con sólo dos tráficos, lo que pudo llevar al controlador a suponer que el señalero había estado atento a las conversaciones en la frecuencia y, por lo tanto, conocía la localización de los tráficos.

Una vez emitida la autorización, su rectificación se podría haber dado si el controlador hubiera visto al coche de señaleros acercarse a la aeronave. Sin embargo, las limitaciones de visibilidad que existen de esa zona desde la torre de control por los árboles que ocultan parte de la calle de rodaje impedían esa posibilidad.

2.2. Aspectos relacionados con la operación del TOAM o señalero

Las consideraciones planteadas en el apartado 2.1 respecto a la posible carga de trabajo del controlador se hacen extensibles al señalero, descartando como factor contribuyente en el accidente cualquier situación de estrés o excesiva carga de trabajo del TOAM. El turno de noche había sido tranquilo, según las declaraciones de ambos señaleros, y había tenido que salir durante el servicio tan sólo en dos ocasiones.

Su actividad había comenzado a las 8 de la tarde del día anterior, por lo que llevaba trabajando 11 horas de noche y estaba a punto de finalizar el turno. El último servicio que realizó fue el de día del 9-11-06, pero a pesar de que habría tenido 24 horas de descanso, el ciclo natural de sueño le correspondería en el turno de noche del 10-11-06 en que ocurrió el accidente. Aunque las condiciones de trabajo de los TOAM son siempre en turnos de 12 horas y están acostumbrados a ellas, se considera este hecho como un posible condicionante en el accidente. La baja carga de trabajo en el turno de noche, aunque hace más fácil compatibilizar el trabajo con la falta de sueño, también contribuye, como se comentaba en el caso del controlador, a disminuir el grado de atención o de alerta.

La declaración del señalero accidentado de ser consciente de la existencia de una aeronave en H1 podría explicar el desplazamiento del mismo por el borde de la calle de rodaje y no por el eje, cuyas luces, a diferencia de las de borde, no están elevadas. Si bien es cierto que la franja de la calle de rodaje está asfaltada y hace posible el desplazamiento de vehículos por ella, no parece coherente desde el punto de vista de la seguridad la solicitud de acceder por H1 si el señalero conocía de la existencia de la aeronave. Si es así, se hace necesario insistir en el riesgo y peligros que suponen las operaciones en las cercanías de las aeronaves, especialmente en condiciones de luz nocturnas y en determinadas zonas como las cercanas a pista, en que la iluminación es reducida.

A pesar de que el volumen de comunicaciones era tal que permitía seguir la evolución de los tráficos en rodaje en el aeropuerto, y los TOAM están familiarizados con las comunicaciones ATC, no está bajo su responsabilidad conocer la posición de todas las aeronaves en el aeropuerto, sino que debe ser ATC el que le suministre esta información y le alerte de las que le pueden afectar. En el caso del accidente, no recibió esa información por parte de ATC, y, aunque no está dentro de sus funciones, tampoco solicitó esta información, lo que podría apoyar una situación de exceso de confianza, probablemente por el poco tráfico en el aeropuerto en el momento del accidente y su amplia experiencia.

En lo que respecta a la ejecución del procedimiento de inspección de pista, éste indica claramente, y viene reflejado en los dos partes de inspección diaria que completan los TOAM, que ha de realizarse en sentido contrario al sentido de las operaciones. En el accidente, la pista operativa era la 30, por lo que el señalero se debía haber desplazado hasta la cabecera 12 y realizarlo desde ésta hasta la 30. Sin embargo, su intención era hacerlo desde la cabecera 30 a la 12. Como él mismo declaró, lo hizo con intención de acelerar el proceso, ya que el desplazamiento hasta la cabecera 12 desde la situación de la caseta de señaleros supone varios minutos más. A pesar de esto, se hace necesario recordar la necesidad de llevar a cabo los procedimientos tal y como están definidos, aunque esto conlleve demoras en las operaciones.

La velocidad de desplazamiento del señalero de 40-50 km/h superaba los 30 km/h que establecen las instrucciones de AENA en el área de maniobras. Uno de los factores que disminuyen la capacidad de identificación de las luces de las aeronaves, tal y como demostró la simulación, era el incremento de la velocidad, sobre todo en condiciones de baja visibilidad.

2.3. Aspectos relacionados con la iluminación y visibilidad

Con el acercamiento a la aeronave desde atrás en condiciones de luz nocturna, las luces que son más visibles son, por orden, la luz de logo y las dos luces de navegación blancas situadas en los extremos superior e inferior del estabilizador horizontal. En el caso del accidente, la luz de logo, que por otra parte no es obligatoria, estaba apaga-

da, lo que pudo disminuir la capacidad de reconocimiento de la aeronave por parte del señalero.

La calle de rodaje A y el punto de espera H1 están situados cerca de la pista 12-30, por lo que la iluminación en esta zona está limitada para no producir ninguna confusión en las aeronaves que aterrizan, permitiéndolas identificar con claridad la pista en servicio. Por este motivo, no existe ninguna iluminación adicional además de las luces y señales de eje y borde de calle de rodaje. Sin embargo, en las inmediaciones del aeropuerto y en un trazado convergente a la calle de rodaje A, recorrida ésta desde la plataforma norte hasta H1, existe una carretera que, en determinadas condiciones de luz, produce un efecto de apantallamiento de las luces con las que van dotadas las aeronaves. Esta carretera está separada del aeropuerto por un muro de delimitación, cuya altura no es suficiente para evitar que sean visibles, desde la rodadura A en sentido H1, tanto las farolas de iluminación de ambos lados de la carretera como las luces de los vehículos. La altura a la que son visibles las farolas y los vehículos enmascaran tanto la luz superior anticollisión de color rojo como las de navegación del modelo de aeronave CRJ-600, dificultando el reconocimiento de la misma. En el caso de no haber existido la iluminación adicional de la carretera, las condiciones predominantes de oscuridad en esa zona del aeropuerto hubieran resaltado la existencia de las luces de la aeronave y hubieran facilitado su identificación. Hay que indicar que los señaleros entrevistados, probablemente por su amplia experiencia en el aeropuerto, indicaron que, desde su punto de vista, las luces de la carretera no les producían ninguna confusión.

La iluminación del vehículo en el momento del accidente era la correcta de acuerdo con lo establecido en la normativa de seguridad en plataforma de AENA que prohíbe la utilización de las luces largas por el posible peligro o confusión que pudiera producir en las aeronaves. Aunque si bien es cierto que la iluminación que proporcionan las luces cortas (unos 5 m por delante del coche) puede parecer poca en zonas sin iluminación adicional como ocurre en las plataformas, el balizamiento y señalización del aeropuerto, junto con una adecuada coordinación e información por parte del servicio de control de aeródromo de las posiciones de los tráficos, deberían ser suficientes para evitar situaciones como la ocurrida en el accidente. En este sentido, la capacidad de reacción del servicio de control de aeródromo ante un posible conflicto en la zona de la rodadura A en H1 se ve mermada debido a las limitaciones de visibilidad que se producen por la presencia de unos árboles.

La velocidad de desplazamiento dentro del aeropuerto se considera un factor contributivo en el accidente, ya que, en condiciones como las que se dieron (luz nocturna y contaminación lumínica), a mayor velocidad disminuye la capacidad de identificación de las luces de las aeronaves, además de enmascarar el posible ruido de los motores. Igualmente, la trayectoria ejecutada por el borde de la calle de rodaje respecto de la realizada por el eje limita la visibilidad de ciertas partes de la aeronave.

Por último, las condiciones meteorológicas no se consideran de influencia en el accidente. A pesar de que el alto índice de humedad en el aire, junto con viento de com-

ponente oeste, podría haber producido la aparición de nieblas, las fotografías tomadas después del accidente no muestran ningún fenómeno meteorológico que limitara la visibilidad además de las condiciones de luz nocturna, así como la simulación realizada dos días después y en condiciones similares tampoco mostró la presencia de niebla.

3. CONCLUSIONES

3.1. Evidencias

- El controlador en servicio autorizó al señalero a acceder a pista por el mismo punto al que había autorizado a la aeronave EC-JEN (ANS8831).
- El controlador en servicio no informó de la presencia de las aeronaves que podían afectar al señalero.
- La comunicación entre controlador y señalero no responde a fraseología estándar.
- Tanto el controlador en servicio como el señalero estaban realizando el turno de noche de 12 horas después de haber realizado el día anterior un turno de día de 12 horas.
- La experiencia de controlador y señalero superaba los 4 años en el mismo puesto de trabajo y destino.
- El volumen de actividad en el aeropuerto era bajo, habiendo en el momento del accidente, dos aeronaves bajo la responsabilidad del servicio de control de aeródromo.
- El impacto se produjo desde el borde de salida hacia el borde de ataque del extremo del plano derecho de la aeronave.
- El accidente ocurrió con condiciones de luz nocturna.
- Las condiciones meteorológicas eran buenas, con una visibilidad de 7.000 m.
- El balizamiento, la señalización y la iluminación del aeropuerto en la zona en que ocurrió el accidente eran los adecuados.
- La aeronave llevaba encendidas las luces de navegación, anticolidión y rodaje, estando apagada la de logo.
- El coche se encontraba en buenas condiciones y la iluminación que llevaba era la correcta de acuerdo con las instrucciones de AENA de seguridad en plataforma.
- La iluminación de las farolas y coches de la carretera que transcurre en trayectoria convergente a la calle de rodaje A produce confusión y enmascara las luces de las aeronaves en condiciones de luz nocturna y cuando la calle de rodaje A se recorre desde la plataforma hasta H1.
- La visibilidad de la calle de rodaje A, en la zona del punto de espera H1, desde la torre de control del Aeropuerto de Valencia, está limitada en ciertas áreas por la presencia de árboles.

3.2. Causas

Se considera que el choque del vehículo del servicio de señaleros con la aeronave EC-JEN, que se encontraba detenida en el punto de espera H1, se produjo porque el

señalero no fue consciente de la presencia de la aeronave. El coche de señaleros había sido autorizado por el servicio de control de aeródromo del Aeropuerto de Valencia a acceder al punto de espera H1 sin haber sido informado de la presencia de la aeronave EC-JEN, que a su vez había sido autorizada a rodar hasta el mismo punto minutos antes.

Se consideran posibles factores de influencia en el accidente:

- Efecto de deslumbramiento que ejerce la carretera que discurre a la izquierda y converge con la calle de rodaje A cuando, en condiciones de luz nocturna, se realiza el trayecto desde la plataforma norte hasta el punto de espera H1.
- Luces de logo de la aeronave apagadas, limitando la visibilidad por detrás, sobre todo en zonas cercanas a pista.
- Incorrecta ejecución de los procedimientos de inspección de pista.
- Excesiva velocidad de desplazamiento del vehículo de señaleros en el área de movimientos.
- Desplazamiento del vehículo de señaleros por el borde de la calle de rodaje.
- Disminución de la visibilidad de la zona del accidente desde la torre de control por las condiciones de luz y la presencia de árboles.
- La disminución de la atención en ambos, controlador y señalero, motivada por:
 - Un entorno de baja carga de trabajo, con ausencia percibida de amenazas y sin demandas exigentes por el alto grado de experiencia en el puesto de trabajo, y
 - Unos turnos de trabajo que perturban los ciclos diurnos de actividad.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD

REC 08/07. Se recomienda a Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea (AENA) que mejore la coordinación de los servicios ATC y el resto de servicios que se prestan en área de maniobras de los aeropuertos. Esta coordinación se hace especialmente importante en condiciones de luz nocturna o de baja visibilidad y en zonas que, por requerimientos de operación, cuentan con poca iluminación, como son las zonas cercanas a las pistas, asegurándose la utilización de fraseología y procedimientos de comunicación estándar y el conocimiento general y aplicación de procedimientos para los movimientos de los vehículos en esas áreas.

AENA ha aceptado esta recomendación y, en línea con la aplicación del Plan Europeo para la Prevención de Incursiones en Pista de Eurocontrol, va a actualizar la formación básica de los colectivos que operan en el área de maniobras de los aeropuertos, afectando una parte significativa de dicha formación a la mejora de los procedimientos de comunicación.

- REC 09/07.** Se recomienda a AENA que emprenda acciones en el Aeropuerto de Valencia con el objetivo de disminuir los efectos de deslumbramiento por contaminación lumínica en condiciones de luz nocturna a lo largo del recorrido de la calle de rodaje A en sentido hacia H1, de manera que se permita una buena identificación y localización de las luces de las aeronaves situadas en esta zona del aeropuerto.
- REC 10/07.** Se recomienda a AENA que, en el Aeropuerto de Valencia, estudie y valore la aplicación de medidas para evitar que se produzcan limitaciones de visibilidad desde la torre hacia el área de maniobras, tal y como ocurre en la calle de rodaje A a la altura del punto de espera H1 por la presencia de árboles.

En su respuesta a estas dos recomendaciones, AENA ha informado sobre el desplazamiento del punto de espera H1 de su posición actual, mejorando la visibilidad de este punto de espera desde la TWR, así como minimizando el efecto de deslumbramiento que producía la carretera.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Martes, 13 de junio de 2006; 10:25 h local
Lugar	Aeropuerto de Madrid-Cuatro Vientos (Madrid)

AERONAVE

Matrícula	EC-ICG
Tipo y modelo	AEROSTAR PA-61-601P
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING IO-540-S1AS
Número	2

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	28 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	400 h
Horas de vuelo en el tipo	

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			1
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado
Fase del vuelo	Aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	25 de abril de 2007
---------------------	----------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

La aeronave despegó el martes día 13 de junio de 2006 a las 09:05 horas del aeropuerto de Reus con dos personas a bordo, piloto y pasajero, con objeto de realizar un vuelo de carácter privado hasta el Aeropuerto de Cuatro Vientos.

El trayecto, que duró 1 hora y 20 minutos, transcurrió con normalidad hasta que, en la toma de contacto por la pista 10 del Aeropuerto de Madrid Cuatro Vientos, se perdió el control direccional de la aeronave desplazándose ésta hacia la izquierda.

Según la declaración del piloto, la toma se realizó a unos 100 kt y cerca de la cabecera 10. Transcurridos unos segundos, la aeronave empezó a desplazarse hacia la izquierda de la pista, por lo que decidieron incrementar la potencia del motor izquierdo para compensar esta tendencia. A pesar de ello, la aeronave siguió desplazándose hacia la izquierda y, para evitar una salida de pista, cortaron ambos motores. La aeronave quedó finalmente parada en la pista, a la izquierda del eje, a la altura de la calle de rodaje J3.

La aeronave presentaba los siguientes daños (figura 1):

- La tijera («torque link») del tren principal izquierdo se había roto a la altura del estrechamiento del brazo superior. El análisis posterior de la zona de rotura confirmó que era una rotura instantánea descartando cualquier indicio de problema previo como corrosión o fatiga que hubiera desencadenado la fractura.
- El brazo inferior de la tijera, junto con el conjunto de la rueda, había girado 90°, quedándose perpendicular al sentido de avance de la aeronave.
- El conjunto de frenos así como la llanta habían quedado erosionados en su parte inferior por efecto del rozamiento con el asfalto.

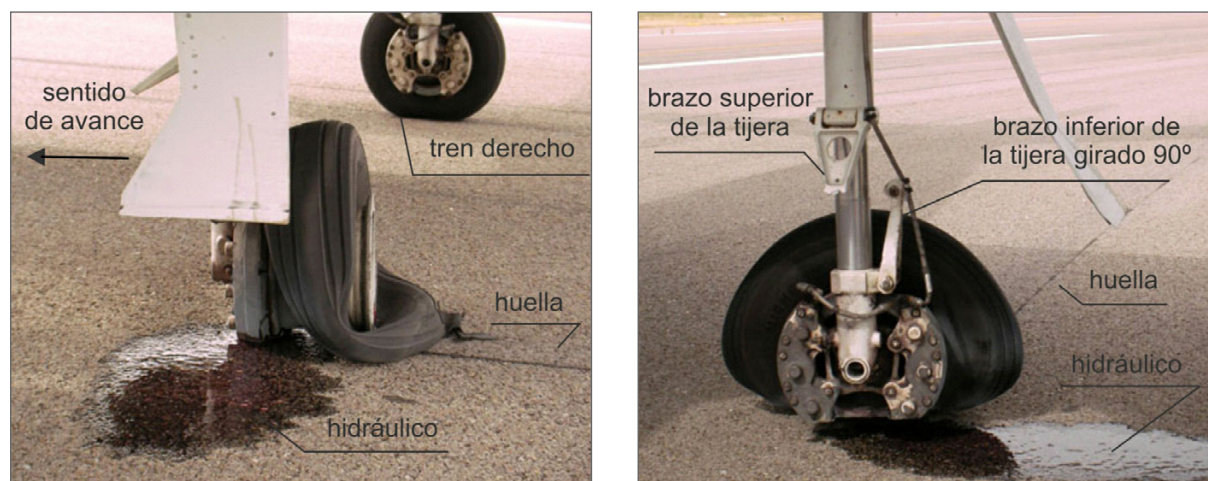


Figura 1. Vistas lateral izquierda y frontal del tren principal izquierdo

- El neumático, que mantenía su posición respecto de la llanta, presentaba una perforación en la parte inferior que había estado en contacto con el asfalto. El dibujo y aspecto general era bueno.
- Al lado del tren izquierdo había una gran cantidad de líquido hidráulico.

La totalidad de las huellas (figura 2) dejadas en pista se extienden a lo largo de 629 m, siendo las marcas dejadas por el tren principal izquierdo las más marcadas y visibles. La primera huella (1 en la figura 2) en el sentido de la trayectoria se encontraba en la cabecera de la pista 10 y en ella se apreciaba el dibujo del neumático del tren izquierdo. La siguiente huella se encontraba a 60 m de la primera y se extendía 569 m de forma continua hasta el punto en que quedó detenida la aeronave. De la totalidad de 569 m de esta segunda huella del tren izquierdo se apreciaban distintas zonas:

- Tramo 2-3 de 60 m con una marca uniforme y sin huecos de ancho constante. Paralela al eje de la pista.
- Tramo 3-4 de 69 m en que la huella se iba estrechando y pasando de ser una marca uniforme y sin huecos a presentar zonas de diferente intensidad. Desvío de la huella hacia la izquierda.
- Tramo 4-5 de 318 m en el que el ancho de la huella era constante y de 30 cm. La huella presentaba zonas y bandas más marcadas y oscurecidas dentro de la misma. Desplazamiento hacia la izquierda alcanzando el punto más alejado del eje de la pista para volverse a desviar hacia la derecha.
- Tramo 5-6 de 57 m en el que la huella se encontraba en el punto más cercano al eje de la pista a 3,70 m del eje.
- Tramo 6-7 de 65 m en el que la marca en el pavimento era una línea fina hasta la posición de la aeronave (figura 1).



Figura 2. Huellas del tren principal izquierdo en la pista

1.2. Información sobre la aeronave y su mantenimiento

En el momento del incidente la aeronave contaba con un seguro y un certificado de aeronavegabilidad en vigor. Fue matriculada el 08-04-2002 y, en la actualidad, seguía siendo del mismo propietario. Desde su matriculación no había cambiado de centro de mantenimiento (Sporavia ES.145.016) así como su sede en el Aeropuerto de Cuatro Vientos, estando adscrita a la DSV número 6.

En el momento de su matriculación y apertura de libros, en abril de 2002, la aeronave había acumulado un total de 1.006 h. Desde entonces, la aeronave había volado una media de 100 h anuales, teniendo en el momento del incidente 1.449 h totales.

Respecto a los motores, según consta en los libros de motor, cuando fueron abiertos en abril de 2002, tenían 150 h desde el último overhaul que había sido realizado el 25-11-97 con un número de horas totales de 2.599. En el momento del accidente, ambos motores acumulaban 587 h desde overhaul y 3.186 h totales.

La primera revisión que se realizó en Sporavia fue en diciembre de 2001, antes de matricularse, siendo este centro el que realizó todo el mantenimiento a la aeronave hasta el momento del incidente. El registro de inspecciones realizadas se adecua a las que establece el programa de mantenimiento aprobado por la DGAC cada 50, 100, 500 y 1.000 horas y es el que se muestra en la tabla 1.

Horas aeronave	Fecha	Tipo de revisión y anotación en el libro de la aeronave
1.000	20-12-2001	1.000 h AD-93-13-08 y el SB746C-Part I
—	08-04-2002	Matriculación de la aeronave
1.006	23-04-2002	Apertura del libro de aeronave
1.051	21-06-2002	50 h
1.089	26-09-2002	100 h
1.142	02-01-2003	50 h Próxima revisión de 100 antes de las 1.189 o la anual antes de 26-09-2003
1.185	09-07-2003	100 h Referencia al manual de mantenimiento de Cessna Próxima 50 antes de 1.235 o anual antes del 09-07-2004
1.229	16-03-2004	50 h Próxima revisión de 100 antes de las o la anual antes del 09-07-2004
1.284	10-06-2004	100 h Próxima revisión de 50 antes de las 1.334 o la anual antes del 10-06-2005

Tabla 1. Revisiones desde diciembre de 2001 hasta junio de 2006

Horas aeronave	Fecha	Tipo de revisión y anotación en el libro de la aeronave
1.336	24-12-2004	50 h Próxima revisión de 100 antes de 5.880 o la anual antes del 31-07-2004
1.377	11-05-2005	100 h Próxima revisión de 50 antes de las 1.427 o la anual antes del 11-05-2006
1.433	28-04-2006	100 h anual Próxima revisión de 50 a las 1.483 o la anual antes del 28-04-2007

Tabla 1. (Continuación)

Además de la información registrada en los libros de aeronave y motores, el centro de mantenimiento llevaba un registro histórico de las directivas de aeronavegabilidad que afectaban a la aeronave, cuándo son cumplimentadas y por quién. Este registro, en el que constan directivas cumplimentadas desde el año 1979 de fabricación, tenía recogido lo siguiente:

- Directiva: AD 93-13-08 C de fecha 20-08-1993.
- Descripción: para prevenir la pérdida del control direccional de la aeronave durante las operaciones en tierra provocadas por un fallo en la tijera.
- Fecha de cumplimentación: 20-05-2003.
- Método de cumplimentación: comprada instalación de torque links de aluminio, perteneciente al KIT 765-155 Rev G, de acuerdo a comunicación de Aerostar. Acción final.
- Periodicidad: recurrente.
- Próxima: N/A.
- Centro: Sporavia.

1.3. Directivas de aeronavegabilidad del tren principal

La tijera del tren principal de la aeronave EC-ICG estaba afectada por una directiva de aeronavegabilidad emitida por la autoridad de aviación civil americana, FAA, en 1993 y por un boletín de servicio del fabricante, Aerostar, emitido 11 meses antes, en 1992.

La directiva de aeronavegabilidad AD-93-13-08 advertía de los posibles problemas de control direccional de la aeronave que se podían producir al romperse la tijera del tren principal. Para evitarlo, la directiva ofrecía dos opciones a cumplir a partir del 20-08-1993 en que se había efectiva dicha directiva:

- Opción 1: reemplazar las tijeras del tren principal por un diseño mejorado que el fabricante ofrecía en el Kit 765-155 rev. G de Aerostar y siguiendo las instrucciones del SB 746C del fabricante.
- Opción 2: realizar una inspección de la tijera con líquidos penetrantes para localizar grietas. En el caso de encontrar grietas, antes del siguiente vuelo, se deberían cambiar las tijeras por el diseño mejorado del kit siguiendo las instrucciones del SB746C.

En el caso de no encontrar grietas, se debería repetir la inspección a intervalos regulares de 100 h como máximo. Por último, la directiva ofrecía la posibilidad de cambiar la tijera, aun sin encontrar grietas, por el modelo mejorado.

El boletín de servicio SB 746C, al que había referencia la directiva de aeronavegabilidad AD-93-13-08, fue publicado casi un año antes, el 15-09-1992 por Aerostar con la advertencia de que el fabricante consideraba crítica la aplicación de este boletín. La introducción exponía la existencia de roturas debidas a fatiga, corrosión y sobrecarga en las tijeras del tren principal pudiendo ocasionar el giro de la rueda 90°. A diferencia de la directiva de aeronavegabilidad, el boletín era más estricto en cuanto a la instalación de los nuevos modelos mejorados de tijeras, estableciendo como límite máximo las siguientes 100 h para el cambio de la tijera:

- Parte I: en las siguientes 10 h de operación inspeccionar las tijeras del tren principal mediante líquidos penetrantes para detectar grietas. Si existen, reemplazar las tijeras con el modelo mejorado de acuerdo con las instrucciones de la Parte II del boletín. En el caso de no encontrar grietas, las tijeras deben ser reemplazadas de acuerdo con la Parte II del boletín antes de las próximas 100 h de operación.
- Parte II: reemplazar las tijeras del tren principal dentro de las siguientes 100 h de operación o, si se han encontrado grietas en la inspección de la parte I, antes del siguiente vuelo.

El apartado del resumen del boletín volvía a repetir que todos los modelos de Aerostar debían cumplir con el SB 746C instalando el modelo mejorado de tijera del tren principal del Kit 765-155 rev G dentro de las siguientes 100 h de operación como máximo, realizando una inspección de las mismas antes de las siguientes 10 h de vuelo.

1.4. Información sobre el tren instalado en la aeronave EC-ICG

La información proporcionada por el fabricante, tras la consulta posterior al incidente, confirmó que el modelo del tren instalado en la aeronave EC-ICG correspondía al primero de los tres modelos de tijeras diseñados para este tipo de aeronaves.

Según el fabricante, los primeros modelos de tijeras dieron bastantes problemas, razón por la cual Aerostar emitió los boletines de servicio 746, 746A, 746B y 746C y la FAA publicó la directiva de aeronavegabilidad AD-93-13-08. Ha habido tres diseños de tijeras del tren principal. El primer diseño utilizaba una conexión del tipo macho-hembra para unir el brazo superior e inferior de la tijera. Este diseño fue reemplazado por uno de orejeta simple, que fue también mejorado con el tercer diseño que proporcionaba el Kit 765-155 del SB 746C y, que utilizando igualmente una orejeta simple, estaba fabricado con un material de mayor resistencia.

La figura 3 muestra los tres tipos de diseños de tijera del tren principal: la imagen 1 de la izquierda corresponde a la tijera del tren derecho instalada en la aeronave EC-ICG, y las imágenes 2 y 3, facilitadas por el fabricante, a los diseños posteriores.



Figura 3. Diseños de la tijera del tren principal

Esta información muestra que la tijera instalada en el tren principal de la aeronave EC-ICG no pertenece al Kit 765-155 sino que corresponde al diseño original de la tijera.

Las partes de la documentación de trabajo (IPC y Manual de mantenimiento) relacionadas con el tren de aterrizaje del centro de mantenimiento estaban actualizadas y hacían referencia al tercer diseño de la tijera y no al que llevaba instalada la aeronave.

2. ANÁLISIS

2.1. Aspectos operacionales relacionados con el incidente

La primera huella (punto 1 de la figura 1) dejada en la cabecera de la pista durante la toma de contacto, en la que se distinguía el dibujo del neumático, así como los primeros 60 m de huella continua (puntos 2-3 de la figura 2) indican que la posición del tren principal izquierdo en esta fase del aterrizaje era la correcta y, por lo tanto, no se había producido la rotura de la tijera.

Las características de la huella en los siguientes 69 m (puntos 3-4 de la figura 2) sugieren que fue en este tramo en el que se debió producir la rotura de la tijera con la consiguiente rotación del conjunto de la rueda hasta quedarse perpendicular al sentido de avance. Esta posición de la rueda se mantendría hasta el final de la trayectoria.

El estado del neumático, que se encontraba en buenas condiciones en cuanto al dibujo del mismo, indica que no se produjo desplazamiento del mismo respecto a la llanta

así como tampoco presentaba los daños asociados con un reventón del mismo, en el que se producen roturas parciales por todo el neumático que, además, se desplaza respecto de su posición original. Por el contrario, la perforación que presentaba el neumático se localizaba en la parte inferior del mismo que había estado en contacto con el suelo y las dimensiones y forma de la rotura del mismo era coherente con un desplazamiento perpendicular a su posición normal y con la falta de material que presentaban las llantas y el conjunto de frenos por fricción contra el pavimento.

Por lo tanto, parece probable que la rotura de la tijera se iniciara una vez la aeronave estaba en la carrera de rodaje, a los 120 m del primer contacto, y que la perforación en el neumático fuera posterior y a consecuencia del desplazamiento 90° respecto de su posición original del conjunto de la rueda una vez fracturada la tijera.

Respecto a los procedimientos, a pesar de que la velocidad de aterrizaje declarada por el piloto era la adecuada de acuerdo con el manual de vuelo de la aeronave, las huellas indican que la toma de contacto fue brusca como para dejar la marca del neumático en la primera huella y que, además, en el inicio del tramo de la huella continua (punto 2 de la figura 2) la rueda izquierda iba bloqueada probablemente por una actuación desde cabina sobre los frenos.

Por último, respecto a las causas que pudieron originar la rotura de la tijera, se conoce por la información del fabricante, que el modelo de tijera instalado en la aeronave EC-ICG presentaba problemas de fracturas, corrosión y fatiga, habiéndose registrado sucesos como el ocurrido a la aeronave en ocasiones anteriores. Esto llevó a que el fabricante mejorara el diseño de la tijera, modificándolo. Como elemento desencadenante de la fractura se considera que la ejecución del aterrizaje con una toma dura y posterior bloqueo de la rueda originó una sobrecarga en la tijera que llevó a esta a fracturarse.

2.2. Aspectos de mantenimiento relacionados con el incidente

La tijera que llevaba instalado el tren principal de la aeronave EC-ICG correspondía al primer modelo diseñado por el fabricante. A pesar de que éste consideraba mandataria la sustitución de este modelo debido a su propensión a las fracturas y antecedentes de incidentes como el ocurrido a la aeronave EC-ICG, la autoridad de aviación civil del país del fabricante, FAA, permite seguir utilizando estos primeros modelos mientras que no presenten grietas y siempre y cuando se realicen una serie de inspecciones periódicas con líquidos penetrantes.

En el caso concreto de la aeronave EC-ICG, el centro de mantenimiento tenía constancia tanto de la directiva de aeronavegabilidad como del boletín de servicio que afectaban a la tijera, habiéndose encontrado referencias a las mismas en los registros de mantenimiento del libro de la aeronave así como en el listado de cumplimentación de directivas de aeronavegabilidad.

A este respecto se ha constatado lo siguiente:

- El 20-12-2001 se realizó una inspección de 1.000 h en la que se certificó, y así consta en los libros de aeronave y de motores, que se había dado cumplimentación a la AD-93-13-08 y al SB746C-Parte I. La parte I del SB746C se refiere a la realización de una inspección de las tijeras con líquidos penetrantes, por lo que en esta inspección se realizarían estas acciones y no se encontraría ninguna grieta. Como la AD-93-13-08 permite seguir operando con esta tijera mientras esté en buenas condiciones, el centro de mantenimiento no realizó ninguna acción de cambio del tren en este momento.
- En el registro de directivas de aeronavegabilidad de la aeronave, a fecha de 20-05-2003, se registró que se había comprobado la instalación de las tijeras de aluminio del kit 765-155 rev G. Las tijeras del kit son completamente diferentes de las instaladas en la aeronave EC-ICG (figura 3), por lo que, a simple vista, es imposible confundirlas. Por lo tanto, el registro de aplicación de esta directiva de aeronavegabilidad fue incorrecto, llevando a la aeronave a operar durante dos años con un tren sin cumplir las inspecciones que requería la normativa.
- Entre la inspección de diciembre de 2001 y el momento en que se cambiara la tijera en el 2003, la aeronave seguía operando con la tijera antigua, lo que estaba permitido siempre y cuando se realizaran inspecciones con líquidos penetrantes como máximo cada 100 h, tal y como establece la AD-93-13-08. En la revisión del 26-09-2002, en la que, por horas de vuelo, habría tenido que realizarse esta inspección, no aparece ninguna referencia a esta acción que la AD-93-13-08 establecía.

Por último, y de menor entidad, se han detectado los siguientes errores de cálculo y anotación en los registros de mantenimiento:

- Revisión 02-01-2003: siguiente revisión antes de las 1.189 h (debería ser 1.192).
- Revisión 09-07-2003: referencia al manual de Cessna (debería ser Aerostar).
- Revisión 16-03-2004: siguiente revisión antes de las 1.282 (debería ser 1.279).
- Revisión 24-12-2004: siguiente revisión antes de las 5.880 (debería ser 1.386) o anual antes del 31-07-2004 (debería ser 10-06-2005).
- Listado de directivas de aeronavegabilidad cumplimentadas: a fecha de 20-05-2003 en la AD-93-13-08 se anota la comprobación de la instalación de la tijera mejorada y, por lo tanto como acción final, pero se mantiene la acción como recurrente.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

- La aeronave contaba con un certificado de aeronavegabilidad en vigor.
- El piloto al mando contaba con una licencia en vigor.
- La tijera del tren principal izquierdo de la aeronave se fracturó durante el aterrizaje.

- El conjunto de la rueda giró 90° respecto de su posición original realizando parte de la carrera de aterrizaje en esta posición.
- La rotura de la tijera del tren fue instantánea por una sobrecarga, sin haberse encontrado indicios de defectos previos.
- La tijera del tren de la aeronave EC-ICG estaba afectada por una directiva de aeronavegabilidad AD-93-13-08.
- La normativa actual permitía la utilización de la tijera instalada en la aeronave condicionada a inspecciones periódicas por líquidos penetrantes.
- El centro de mantenimiento no cumplió con la AD-93-13-08 en cuanto a la realización de inspecciones periódicas por líquidos penetrantes y certificó una instalación de un nuevo modelo de la tijera del tren principal que no se había producido.
- Existían errores de anotación y cálculo en los registros de mantenimiento que constan en los libros de la aeronave y motores así como en el registro de cumplimentación de directivas.

3.2. Causas

El incidente se produjo por la rotura de la tijera del tren principal izquierdo durante la carrera de aterrizaje de la aeronave EC-ICG en la pista 10 del Aeropuerto de Cuatro Vientos. Es probable que la toma de contacto, ejecutada de forma brusca y con la rueda del tren izquierdo bloqueada por una posible actuación sobre los frenos, sobrecargara la tijera produciendo su rotura.

Se ha constatado además que, al menos durante los últimos dos años, el tren no había sido sometido a las inspecciones periódicas cada 100 h que tiene predeterminadas por la AD-31-13-08, ya que se había considerado cerrada esta acción en mayo de 2003.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD

REC 11/07. Ante las consecuencias para el estado de aeronavegabilidad que tiene la cumplimentación errónea de una instrucción obligatoria de aeronavegabilidad, se recomienda a la DGAC que revise el funcionamiento del centro de mantenimiento Sporavia.

La DGAC ha aceptado esta recomendación y ha informado de la realización de dos inspecciones de procedimientos al centro de mantenimiento Sporavia como acciones emprendidas en relación con la recomendación.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Martes, 28 de noviembre de 2006; 18:00 h local
Lugar	Hinojosa del Duque (Córdoba)

AERONAVE

Matrícula	F-BXRG
Tipo y modelo	ROBIN DR-400/160
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-320-D2A
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	26 años
Licencia	Alumno piloto
Total horas de vuelo	120 h
Horas de vuelo en el tipo	2 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado
Fase del vuelo	Aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	28 de febrero de 2007
---------------------	------------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

El piloto indicó en su declaración que había despegado del aeródromo de la Juliana, en Sevilla, aproximadamente a las 17:00 hora local, con destino a Hinojosa del Duque en la provincia de Córdoba.

El vuelo transcurrió con normalidad hasta que las condiciones meteorológicas comenzaron a empeorar, dificultando la visibilidad. Aproximadamente una hora después de la salida llegó a la zona de la pista de Hinojosa, donde las condiciones de visibilidad se

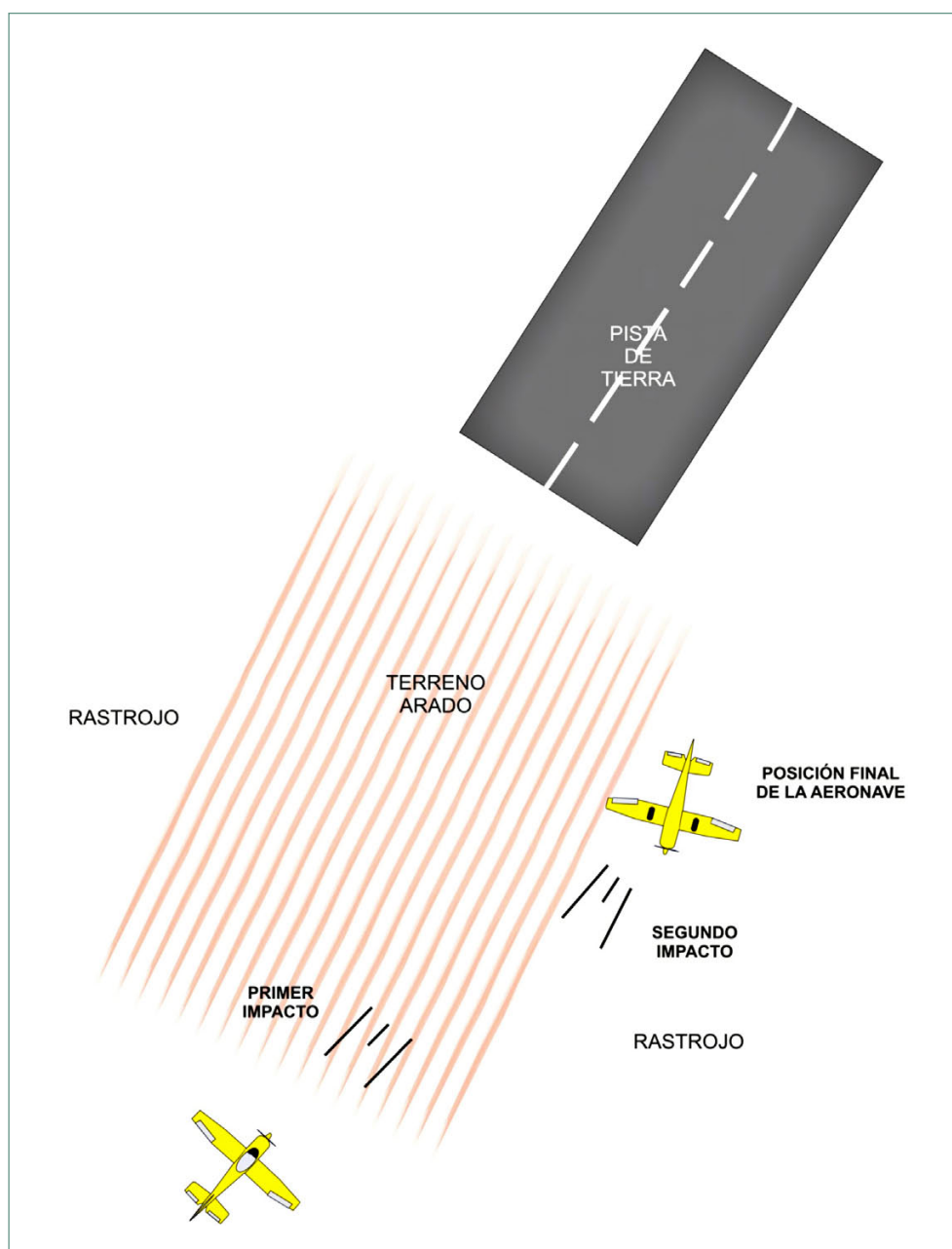


Figura 1. Croquis del incidente

agravaron, puesto que además de la existencia de nubes bajas, estaba anocheciendo. Según las propias apreciaciones del piloto, el techo de nubes era muy bajo y el cielo estaba cubierto entre 5 y 7 octavos. También indicó que las condiciones meteorológicas en el aeródromo de partida eran buenas y que no había consultado la situación meteorológica en el aeródromo de destino.

Tomó en un campo colindante inmediatamente anterior a la pista al confundirlo con ésta. En el primer contacto con el terreno el avión dio un bote cayendo a varios metros de distancia y posteriormente capotó.

Tras comprobar que se encontraba ileso, el piloto abandonó el avión por sus propios medios.

La aeronave sufrió daños en la pata de morro, hélice y en diferentes partes del fuselaje.

El piloto únicamente disponía de una licencia de alumno piloto. Contaba con 120 horas de vuelo, de las cuales únicamente 2 eran en el tipo.

El terreno donde aterrizó la aeronave corresponde a un campo de labor que se encontraba arado por lo que presentaba un color más oscuro que el de los terrenos colindantes. Además se encontraba húmedo y blando. El punto del primer impacto de la aeronave con el suelo se localizó a una distancia aproximada de la pista de Hinojosa de 300 m. La huella que la pata de morro había dejado en el suelo era mucho más profunda que las de las ruedas del tren principal.

2. CONCLUSIONES

Se considera como causa del accidente la confusión del piloto a la hora de reconocer la pista, motivada por la falta de visibilidad. Factores que contribuyeron al accidente fueron una inadecuada previsión y programación del vuelo y la falta de aptitud del piloto para el vuelo.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Lunes, 12 de febrero de 2007; 16:00 h local
Lugar	La Torre de Esteban Hambrán (Toledo)

AERONAVE

Matrícula	EC-EPJ
Tipo y modelo	CESSNA 152
Explotador	Aerofan

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-235-L2C
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	24 años
Licencia	Piloto comercial de avión (CPLA)
Total horas de vuelo	300 h
Horas de vuelo en el tipo	97 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación gral. – Vuelo de instrucción – Doble mando
Fase del vuelo	En ruta

INFORME

Fecha de aprobación	28 de marzo de 2007
---------------------	----------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

La aeronave había partido del Aeródromo de Cuatro Vientos (LECU) a las 15:17 con un alumno y un instructor a bordo, para realizar un vuelo local de una hora y media de duración teniendo como aeródromo alternativo Casarrubios (LEMT), según constaba en el plan de vuelo, y se dirigieron al suroeste del campo para realizar maniobras. A las 15:55 aproximadamente se encontraban a 4.500 ft de altitud y realizaban un giro de 360° mientras descendían 1.000 ft. En ese momento notaron una pérdida intermitente de potencia, vieron como los indicadores de combustible marcaban cero y a continuación el motor se paró. El instructor tomó los mandos, intentó el arranque sin conseguirlo y tomó tierra en una parcela conocida como San Marcos que estaba situada junto al camino del Molino en el término municipal de La Torre de Esteban Hambrán (Toledo), y cuyas coordenadas geográficas en el sistema ED50 eran 40° 11' 50,222" N/4° 13' 36,541" W. Notificó el suceso en la frecuencia del aeródromo a las 16:00, y en la frecuencia de emergencias a las 16:08.

El terreno tenía una pendiente positiva de aproximadamente 7,5° y estaba muy blando como consecuencia de lluvias recientes. El aterrizaje se realizó en el centro de la parcela siguiendo la línea de un reguero que recogía las aguas residuales. Durante la toma la aeronave clavó la rueda delantera, y capotó quedando en posición invertida como se puede ver en la figura 1. Resultó con daños importantes en la hélice, el tren de aterri-



Figura 1. Fotografía del lugar y posición de la aeronave

zaje, y el motor, y con daños menores en la punta del plano derecho y la parte superior de la cola. La tripulación resultó ilesa y abandonaron la aeronave por su propio pie, dando cuenta del accidente en el momento a través de un teléfono móvil.

1.2. Información sobre la tripulación

El instructor de 24 años de edad, estaba en posesión de la licencia de piloto comercial de avión (CPLA) y contaba con las habilitaciones de vuelo instrumental (IRA), multimotor (ME PISTON LAND) e instructor de vuelo (FIA), todas en vigor. Tenía una experiencia total de 300 horas, de las cuales 97 horas eran en el tipo. Había volado 60 horas ejerciendo de instructor, siendo la mitad de ellas en el tipo.

El alumno de 19 años de edad, había comenzado su instrucción recientemente y llevaba realizadas 12 horas de vuelo, siendo todas ellas en el tipo.

1.2.1. Declaraciones de la tripulación

En las conversaciones mantenidas con el instructor, y en el posterior informe escrito que redactó, comentó que planificaron un vuelo de una hora y media, y para ello empezaron la actividad a las 15:00 h, despegando finalmente a las 15:17 h. Hicieron la inspección prevuelo y miraron el nivel de combustible a través de la boca de los depósitos y en los indicadores de cabina. Una vez en el aire, realizaron tres aterrizajes y tres despegues en el aeródromo y fueron hacia el suroeste para realizar unas maniobras. Estuvo instruyendo al alumno acerca de la importancia de saber en todo momento la cantidad de combustible, y con tal motivo miraron los indicadores observando que ambos señalaban la mitad de la escala. A las 15:55 estaban en las inmediaciones de La Torre de Esteban Hambrán con el alumno a los mandos, volando a 4.500 ft de altitud y realizando un giro de 360° a la vez que descendían 1.000 ft. En ese momento observaron como el motor sonaba diferente, como si ganara y perdiera potencia de manera intermitente. Tomó los mandos e intentó hacer varios ajustes de potencia. Comprobó que uno de los indicadores de combustible marcaba cero y el otro medio depósito. A continuación se paró el motor y los dos indicadores se fueron a cero. Antes de que se parase el motor había puesto el avión rumbo al aeródromo de Casarrubios del Monte (Toledo) pensando que podría llegar hasta allí y aterrizar, pero una vez que sobrevino la parada buscó un campo adecuado para aterrizar, notificó por radio el suceso y realizó una toma de tierra suave. Al final, el avión clavó la rueda delantera y capotaron quedando en posición invertida. Comentó, que después de la revisión general que se había realizado al motor, algunos instructores, entre ellos él, se quejaron de que daba menos potencia que antes de la revisión general, sin embargo se comprobó que no constaba en los partes de vuelo posteriores a dicha revisión que hubiera ninguna anotación que reflejase la carencia de potencia a la que hacía alusión el piloto.

La información aportada por el alumno, tanto durante la conversación que se mantuvo con él, como en el informe que redactó después, fue muy similar a lo relatado por el instructor.

1.3. Inspección posterior al accidente

La aeronave tomo tierra realizando una senda de aproximación con orientación de suroeste a noroeste (290° aproximadamente), en una parcela que tenía una pendiente positiva de $7,5^\circ$. El camino que recorrió sobre el suelo lo hizo por encima de un reguero que recogía las aguas residuales de la parcela. Quedó finalmente en posición invertida y con el morro formando un ángulo de 110° respecto al norte, según puede ver en la figura 2.

En la figura 3 se puede observar en detalle las huellas que dejaron en el suelo las ruedas del tren de aterrizaje. La primera toma de contacto la realizó con la rueda izquierda del tren principal dejando una huella de 6,70 m de longitud. A continuación tocó con la rueda delantera y después con la rueda derecha del tren principal, dejando marcas de 6 m y de 5,3 m, respectivamente. Seguidamente se elevó ligeramente del suelo y tocó por segunda vez, pero en este caso la rueda izquierda no dejó ninguna huella, la rueda delantera dejó una huella de 10,2 m de longitud, y la rueda derecha de 10,6 m. Al final quedó una única huella dejada por la rueda delantera, con una longitud de 7,4 m y desviada 10° a la izquierda de la trayectoria que llevaba. En el punto donde terminaba esa huella capotó quedando finalmente en invertido.

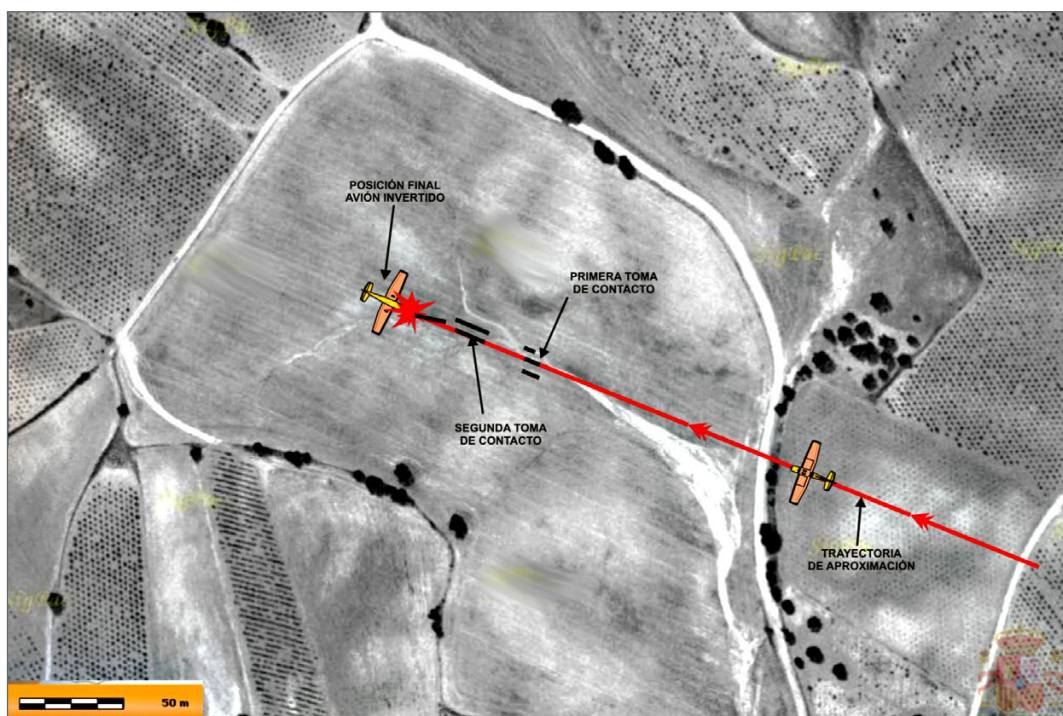


Figura 2. Trayectoria de aproximación y posición final de la aeronave

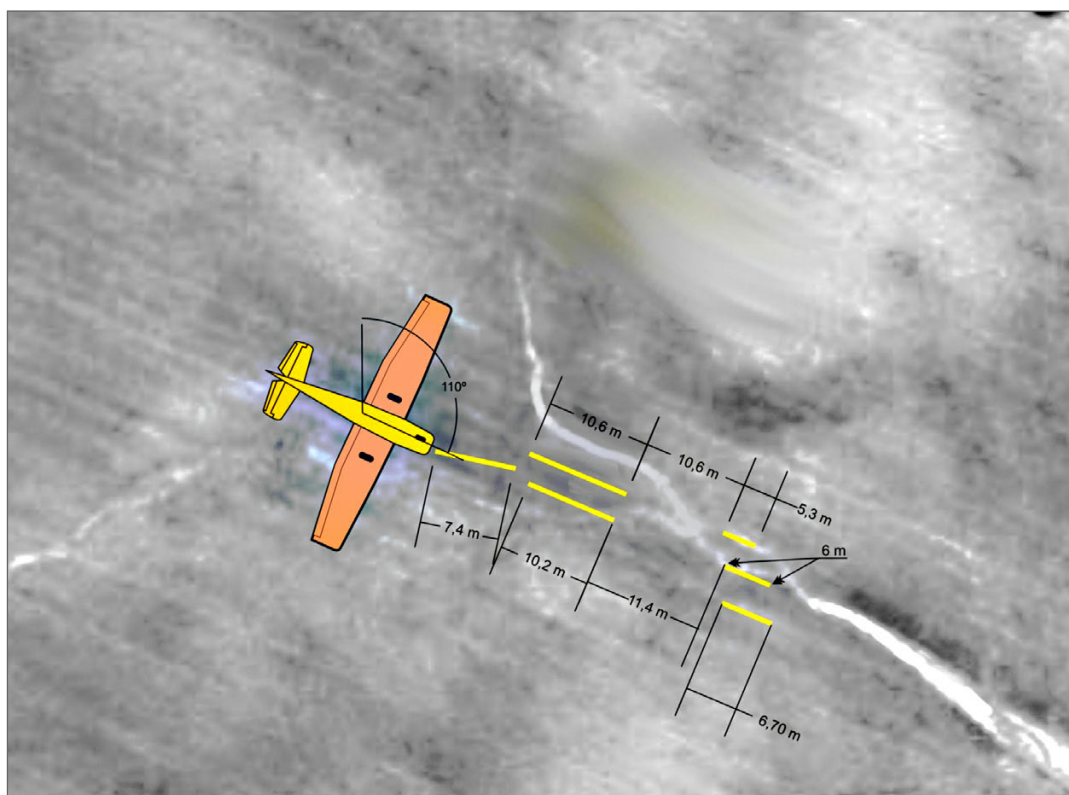


Figura 3. Huellas dejadas por la aeronave en el terreno

La hélice quedó en posición vertical con una de sus palas clavada en la tierra. Las puntas de ambas palas estaban ligeramente dobladas hacia atrás, lo cual indicaría que giraba con muy poca velocidad en el momento del impacto. El eje se encontraba descentrado.

Se inspeccionó el motor en el lugar del accidente abriendo el capó y se comprobó que el motor, estaba completo y todos los accesorios estaban sujetos en sus localizaciones. No se encontraron evidencias de mal funcionamiento previo al accidente. Las magnetos producían corriente al actuarlas a mano. Se desmontó el carburador, el conjunto formado por el conducto de de entrada de combustible y el vaso decantador, las bujías, los filtros de aire y de combustible, el cebador, y el sistema de escape sin que se apreciaran anomalías que hubieran podido provocar la parada del motor. Los aspectos más significativos de la inspección fueron:

- Todos los mandos que llegaban desde la cabina al carburador mostraban continuidad. A la entrada del carburador le llegaba combustible, pero no se hallaron restos en la cuba debido a las roturas que éste presentaba y a que había quedado en posición invertida.
- El conducto que conecta el filtro con la válvula de combustible (gasolator) estaba lleno, y al desmontarlo se observó una pequeña gota de agua en el vaso decantador que hay a continuación de él. Al desmontar la válvula también se observaron algu-

nas gotitas de agua. La válvula de drenaje operaba correctamente. Las conducciones de combustible desde los depósitos, situados en las alas, hasta el motor estaban en buen estado sin síntomas de fugas u obstrucciones.

- Cuando se liberó la hélice del terreno, se comprobó que el motor giraba libremente y sin resistencias anómalas.
- Se desmontaron los planos separándolos del fuselaje, y antes de darles la vuelta y ponerlos en su posición normal, se abrieron los tapones de las bocas de carga sin que saliera nada de combustible. Tampoco se observaron restos de gasolina en los alrededores de los tapones ni en el terreno que quedaba debajo de los planos. Una vez que se les dio la vuelta se inspeccionó el interior de los tanques sin que se tampoco encontraran restos de combustible. Al ponerlos en posición vertical apoyados sobre la zona que va sujeta al encastre se pudo extraer por el conducto que va hacia el purgador, una cantidad total de aproximadamente 360 cc, del plano derecho y 40 cc del plano izquierdo. En esta cantidad residual extraída se pudo observar una burbuja de agua de tamaño pequeño.

Los mandos de vuelo, presentaban continuidad y los flaps no estaban deflectados. El único interruptor cortacircuitos (breaker) que había saltado era el correspondiente a la baliza de localización ELT.

1.4. Información sobre el mantenimiento de la aeronave y el motor

Se examinaron el programa de mantenimiento aprobado por la DGAC, el cuaderno de la aeronave y los partes de vuelo verificando que el mantenimiento de la aeronave se había realizado cumpliendo los plazos preceptivos.

El motor, un Lycoming O-235-L2C con número de serie L-17853-15, se había montado en la aeronave diez días antes del suceso procedente de revisión general (overhaul), y desde entonces había acumulado 12:56 h de funcionamiento. Durante la inspección y desmontaje del motor en el lugar del accidente, se observó por un lado que faltaba una de las dos tuercas que sujeta el escape del cilindro número 1, y por otro el purgador de combustible, situado en la parte inferior del fuselaje debajo de la cabina de pilotaje, estaba lleno de tierra y presentaba en la parte superior interna algunas deposiciones bastante antiguas. Este purgador debe comprobarse en las revisiones de 50 y 100 h.

El operador informó de que en la última revisión efectuada a la aeronave (200 h/12 meses más la instalación de motor 00:00 horas TSO) fueron instaladas todas las tuercas del sistema de escape de los cilindros del motor y no faltaba ninguna. Por otra parte, se inspeccionó (tal y como está reflejado en el manual del fabricante de la aeronave, cada 200 h/12 meses) el drenaje de combustible situado en la parte inferior del fuselaje, sin encontrarse ninguna deficiencia.

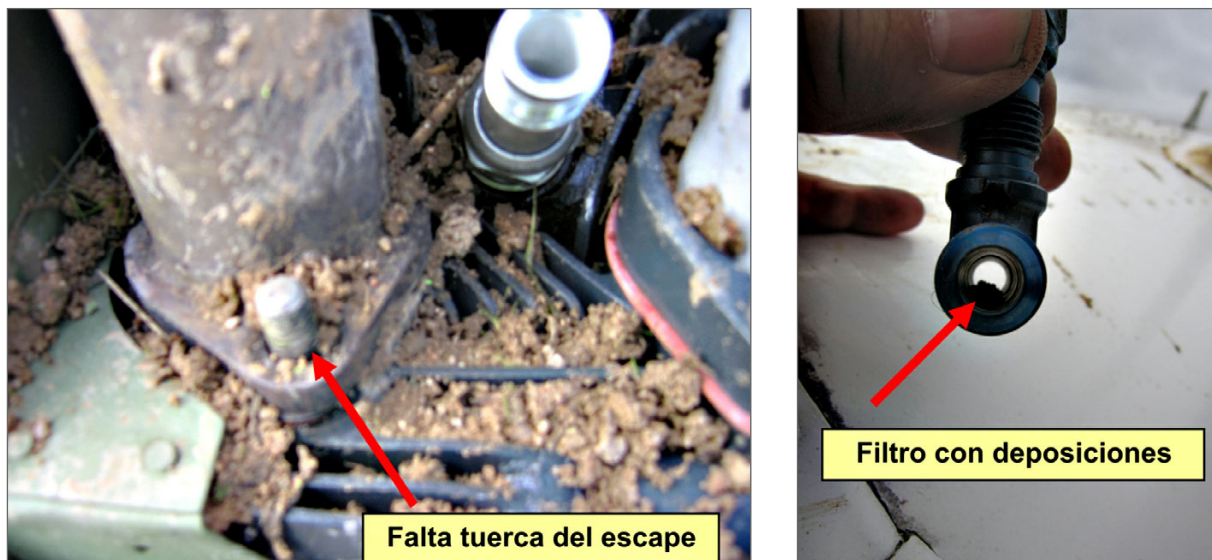


Figura 4. Fotografías del escape del cilindro n.º 1 y del purgador de combustible

1.5. Cálculo de la cantidad de combustible antes del inicio del vuelo

La alimentación de combustible al motor se produce en este avión de manera simultánea desde los dos tanques iguales, cuya capacidad total es de 26 galones (98,4 l), de los cuales son consumibles 24,5 galones (92,7 l).

Según la información contenida en el manual de vuelo, el consumo medio de la aeronave se estima en 8 galones/hora (30,3 l/hora). Según los datos recabados, la puesta en marcha del motor fue alrededor de las 15:15 y la parada ocurrió a las 16:08 tomando como referencia el momento en el que se dio el aviso por radio, por lo que habría estado funcionando 53 minutos aproximadamente, y se habrían consumido 7 galones (26,7 l). Esto significa que, para que se consumiese todo el combustible en menos de una hora, la cantidad de combustible consumible que había entre los dos depósitos antes de iniciar el vuelo tendría que haber sido de alrededor del 28,8% de su capacidad.

Por otra parte, durante la investigación se estudiaron las últimas recargas de combustible, comprobando que desde que se llenaron los tanques la última vez hasta antes de iniciarse el vuelo del accidente, se había volado 2 horas y 10 minutos, por lo que se habrían consumido 17 galones (65,6 l) aproximadamente. Esta cantidad es el 70,7% de su capacidad, lo cual indica que en los tanques habría un 29,3% de su capacidad antes de iniciar el vuelo del accidente.

Las dos cantidades calculadas difieren ligeramente porque los datos sobre el consumo son estimados, pero queda de manifiesto que antes de iniciar el vuelo, en los depósitos había una cantidad de combustible consumible que estaría ligeramente por debajo del 30% de su capacidad.

El Reglamento de Circulación Aérea en el punto 7.1.3.3.4. establece cuales deben de ser las reservas de combustible y aceite, y más concretamente en el punto 7.1.3.3.4.2 para el caso concreto que nos ocupa (avión con partida y destino en el mismo aeródromo con otro aeródromo alternativo) dice que «para los aviones propulsados por hélice la cantidad de combustible y aceite que se lleve será por lo menos la suficiente para que el avión pueda volar hasta el aeródromo respecto al cual se proyecta el vuelo, de ahí al aeródromo de alternativa, y después durante un período de cuarenta y cinco minutos».

1.6. Información sobre organización y gestión del operador

Durante el transcurso de la investigación el operador informó de que se celebran reuniones entre los instructores y el jefe de ellos con una periodicidad quincenal, y que el contenido queda reflejado en actas. También se llevan a cabo reuniones una vez al mes entre el responsable de vuelos y el personal de mantenimiento. Para realizar las recargas de combustible, se avisa al camión de la compañía suministradora, y se realiza el llenado después del primer vuelo si el avión lleva uno o varios días lleno, cada dos periodos de hora y media en vuelos locales y siempre en caso de duda.

La aeronave accidentada era la única del modelo CESSNA 152, teniendo además en la flota cinco unidades del modelo CESSNA 172, dos unidades del modelo Beechcraft Bonanza y dos unidades del modelo Cessna 310.

En cuanto a la información ofrecida por el operador a los pilotos, en el Manual Básico de Operaciones de la compañía, en el capítulo que se refiere a la PARTE TÉCNICA, en el punto 2.2.1. Listas de comprobación, se dice que «las aeronaves de la compañía dispondrán siempre en su interior de listas de comprobación y listas de chequeo para las diferentes fases de vuelo», y especifica que «estas listas deberán comprender como mínimo la lista prevuelo...». También hace la observación de que «el piloto al mando será responsable de que el vuelo se realice con las comprobaciones de las mencionadas listas...». En el capítulo dedicado a LA RUTA, se puede leer textualmente que «La realización satisfactoria de la inspección prevuelo es preceptiva antes de la realización de cualquier vuelo» y también que «El piloto al mando se asegurará de que... - la carga de combustible esté calculada y su distribución sea la correcta».

En el manual de vuelo de la aeronave se detalla la manera de hacer la inspección prevuelo siguiendo ocho pasos. Basándose en esa información, la compañía tiene editada una lista para realizar la inspección exterior en la que se incluye la comprobación de los indicadores de combustible en cabina y del nivel de llenado de los tanques mirando a través de la boca de carga, así como que el tapón esté bien cerrado. En la inspección realizada en el lugar del accidente no se encontró dicha lista dentro del avión. Sí iba a bordo sin embargo, una lista de Procedimientos Normales editada por la compañía en febrero de 2004, en la cual se indicaba como primer paso a seguir antes de arrancar el

motor que la inspección prevuelo deberá estar efectuada, pero sin detallar la forma de realizar la misma.

En la aeronave existían unos estribos en los dos laterales del fuselaje, por delante del ala, que permiten subiéndose en ellos, acceder fácilmente hasta el tapón y verificar cual es el nivel de combustible en los depósitos mirando a través de las bocas de carga. En cualquier caso el operador dispone de una escalera en el hangar, próxima al lugar de estacionamiento de las aeronaves de la flota, la cual puede facilitar la labor de acceso a las bocas de carga. También dispone de un medidor de tipo varilla que ayuda a obtener una información más exacta del nivel de llenado mirando desde el exterior.

2. ANÁLISIS

En la inspección en el campo posterior al accidente, en la cual se desmontó el motor, no se encontró ningún indicio de que hubiera habido un fallo técnico que ocasionara su parada. Durante la misma se comprobó que al carburador le llegaba combustible, y no se detectó ninguna fuga en el circuito. En las inmediaciones no había olor a combustible, ni se encontraron restos del mismo en el terreno ni en los planos, y se comprobó que los tapones de las bocas de carga estaban perfectamente cerrados. Por otro lado, en el combustible que se recuperó no había restos de impurezas, y aunque se observó alguna gota de agua, debida seguramente a haber estado toda la noche en un ambiente húmedo en el lugar del accidente, su tamaño era muy pequeño para haber tenido alguna influencia en la parada del motor. Por el contrario, sí se comprobó que los depósitos estaban vacíos, y la cantidad que se recuperó fue muy poca (400 cc). La forma en la que se detuvo el motor según describió la tripulación, también es un indicio de que en el momento de la parada no llegaba combustible al carburador con la presión necesaria.

El hecho de que faltara una de las dos tuercas que sujetaba el escape del cilindro número 1 se podría deber a que no se atornilló en la última revisión, o a que no tenía el par adecuado y se pudo soltar y caer. Este hecho, y el que el purgador de combustible situado en la parte inferior del fuselaje estuviera lleno de tierra constituían anomalías de mantenimiento que se considera que no tuvieron incidencia en la parada del motor.

Tanto en el manual básico de operaciones de la compañía como en el manual de vuelo de la aeronave contienen indicaciones claras respecto de la necesidad y de la obligación de realizar la inspección prevuelo y de cómo llevarla a cabo convenientemente. En esta inspección se incluye la obligación de comprobar el nivel de combustible que hay en los tanques mirando directamente cada uno de ellos a través de la boca de carga, y de verificar que lo observado coincide con lo que marcan los indicadores de cabina. Hay que tener en cuenta que el sistema de funcionamiento de estos indicadores no es de precisión, por lo que la información real del estado de llenado de los depósitos se obtiene de su comprobación visual directa.

De acuerdo con lo estipulado en el Reglamento de Circulación Aérea, para realizar un vuelo programado de una hora y media con salida y llegada al mismo aeródromo debería haber llevado 12 galones, más 2 galones correspondientes a lo que consumiría para llegar al aeródromo alternativo (con una velocidad de crucero de 90 kt que es la que figuraba en el plan de vuelo), más 6 galones para volar cuarenta y cinco minutos más. En total suman 16 galones que representan un 65,3% del total de combustible consumible y que son el doble de lo que se ha estimado que llevaba.

El hecho de que no se llevase a bordo de la aeronave la lista de inspección exterior que tiene editada la compañía, la cual forma parte de la inspección prevuelo, puede ser indicativo de que ésta no se realizó siguiendo el procedimiento y plantea interrogantes razonables sobre si se comprobó de manera adecuada la cantidad de combustible que había en los depósitos. Otro dato que plantea dudas al respecto es el tiempo que se tardó desde que se inició la actividad hasta que el avión despegó, que fue alrededor de veinte minutos, el cual parece muy ajustado para realizar una inspección prevuelo y una prueba de motor completas siguiendo el procedimiento.

3. CONCLUSIONES

La parada de motor se produjo por el agotamiento en vuelo del combustible de ambos depósitos.

4. RECOMENDACIONES

Ninguna.

ADDENDA

Reference	Date	Registration	Aircraft	Place of the event	
IN-022/2005	31-05-2005	TF-ATJ	Boeing B747-300	Tenerife Norte Airport (Santa Cruz de Tenerife)	93
A-028/2005	05-07-2005	EC-GUF	Air Tractor AT-802	Near Castellbisbal (Barcelona)	111

Foreword

This report is a technical document that reflects the point of view of the Civil Aviation Accident and Incident Investigation Commission (CIAIAC) regarding the circumstances of the accident and its causes and consequences.

In accordance with the provisions of Law 21/2003 and pursuant to Annex 13 of the International Civil Aviation Convention, the investigation is of exclusively a technical nature, and its objective is not the assignment of blame or liability. The investigation was carried out without having necessarily used legal evidence procedures and with no other basic aim than preventing future accidents.

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

This report has originally been issued in Spanish. This English translation is provided for information purposes only.

Abbreviations

AAIB	Air Accidents Investigation Branch
AGL	Above ground level
ALAR	Approach and Landing Accident Reduction
ATPL	Airline transport pilot
ATC	Air traffic control
ATCO	Air traffic controller
CAA	Civil Aviation Authority
cg	Centre of gravity
CMM	Component Maintenance Manual
CVR	Cockpit voice recorder
FAA	Federal Aviation Administration
FDR	Flight data recorder
ft	Feet
g	Normal acceleration
h	Hour(s)
HSI	Hot section inspection
ICAO	International Civil Aviation Organization
INM	National Meteorological Institute
ITT	Interturbine temperature
kg	Kilogram(s)
km	Kilometre(s)
kt	Knot(s)
lb	Pound(s)
m	Metre(s)
METAR	Aerodrome routine meteorological report
NE	North East
NM	Nautical mile
P/N	Part number
PF	Pilot flying
PNF	Pilot not flying
RPM	Revolutions per minute
S/N	Serial number
SHP	Shaft horse power
SOP	Standard Operating Procedures
TFN	Tenerife Norte Airport
USG	USA gallon(s)
UTC	Coordinated universal time
VFR-HJ	Daily VFR
VMC	Visual meteorological conditions
VOR	Very high frequency omnidirectional radio range
Vref	Reference landing approach speed, all engines operating

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Tuesday, 31 May 2005; 10:09 h UTC
Site	Tenerife Norte Airport (Santa Cruz de Tenerife)

AIRCRAFT

Registration	TF-ATJ
Type and model	BOEING B747-400; S/N 24108
Operator	Air Atlanta Icelandic

Engines

Type and model	CFM CF6-80C2B1
Number	4

Crew

Pilot in command

Age	44 years
Licence	ATPL
Total flight hours	9,515 h
Flight hours on the type	529 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			12
Passengers			403
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	Minor
Third parties	Several runway lights broken and scratches to the runway surface

FLIGHT DATA

Operation	Comm. Air Transport – Scheduled – Domestic-Passenger
Phase of flight	Landing – Flare

REPORT

Date of approval	27 February 2007
------------------	-------------------------

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

The flight departed without incident from Madrid and approached Tenerife Norte Airport (TFN) after an uneventful cruise. It was a flight operated by Air Atlanta for Iberia under a wet leasing agreement. Prior to descent, the crew completed the approach briefing, with particular mention of the minimum sector altitudes and the Vref speed to which they decided to add a wind correction of 10 kt. On the «landing bug card» they had on board, they wrote down «Vref. 142» with flaps 30.

At FL 330 they started their descent to RWY 30 as per ATC instructions. The descent began at 100 NM from the TFN VOR, with ATIS «Y» reported. The crew recorded that information as Y 0940Z, wind 330/22G28 and QNH 1021.

At 9:49 h, they were descending through FL80 on course to Tenerife and the crew informed the ATCO they were travelling at «high speed». At 9:53 h the crew asked whether it was possible to turn left «to a probable heading... to loose a little bit the high». They were cleared to descend at their own discretion «with your own turn» for a straight-in approach because they were number one and they were under no restrictions. The crew answered they were going to a heading of 180 «so we can loose the higher speed» and asked for radar vectors from the ILS. At 9:55 h they asked again for radar vectors. When the ATCO reminded them that they were cleared for a straight-in approach, they answered «we are IMC and this time we would like to take radar heading if you have the radar on». At 9:57 the ATCO asked them to take a «right heading 270 final vector» to the ILS. At 9:59 the crew reported «established on the localizer, we'll descend with the glide». They were at 13 NM from touchdown and were instructed to contact the tower. The crew recalled that the approach checklist was completed and the aircraft remained established at the localizer at an altitude of 4,400 ft as per ATC instructions under radar vectors.

According to the statement of the crew, once established on the glide slope, descent started with autopilot «B» engaged and flaps 20°, a speed equal to Vref plus 20 kt. During the initial approach no significant turbulence or speed or attitude changes were noted. Landing gear was extended at approximately 6 NM inbound and flaps 25° and then 30° were selected. Final Landing Checklist was called for and completed. At approximately 1500 ft AGL visual contact with TFN was established and communications changed to tower frequency.

The approach continued normally but turbulence was noted at this point, and it was decided to disconnect autopilot «B» and to continue manually. The tower cleared the aircraft for landing on runway 30, with reported wind of 320/24. The aircraft

was on the localizer and glide slope with Vref plus 10 kt. When descending through 1,000 ft AGL, a shift in the wind direction was noted producing an estimated increase of 15 kt in indicated airspeed. Immediate action was then taken to rectify conditions and speed was adjusted again to Vref plus 10 kt. No further speed changes were noted. At approximately 10 ft above the runway during the final flare a sudden wind shift occurred that in the opinion of the crew produced more lift on the left wing. The pilot flying (PF), who was the first officer, reacted to correct this condition and the aircraft carried out a «firm landing» in the opinion of the crew. They did not feel that overcontrolling manoeuvres were executed in the pitch or roll axes. They remembered the aircraft touching down on the centre line of the runway.

According to the load sheet, the landing weight was around 261,166 kg (the maximum being 285,752 kg). The centre of gravity (cg) at takeoff had been 23.80% MAC (with a take off weight of 285,717 kg).

A passenger on the flight, who was an employee of the airport, stated that the approach was somewhat turbulent and the aircraft was moving all the time, although nobody noticed anything strange or any impact at touchdown, except that it was a moderately hard landing.

The last wind check provided to the crew when cleared to land was 330/24. At 10:04:47 h the ATCO said: «At your discretion with the marker, adios» and the crew answered «Thank you».

There was no other communication with the ATC during the landing roll and taxi. The aircraft vacated runway 30 normally and proceeded to the assigned gate, where the crew shut down the engines and completed the after landing checks. The passengers disembarked normally.

After a while, the ground personnel came on board and advised the crew that damage to the engine 4 cowling had been observed. The damage consisted of a couple of holes at the bottom of the cowling and several other scratch marks. There also were glass slivers stuck around the scratch area.

The flight crew advised the ATC at 10:27 h and a runway inspection was ordered. Two runway edge lights on the right side of the runway were observed to be completely broken. Two other lights showed broken glass. Between the two broken lights, there was an area of deep grooves and scratches some 2 to 4 cm in width (see Figure 2).

The aircraft was subject to several inspections, including a hard landing inspection, and was ferried back to base several days afterwards.

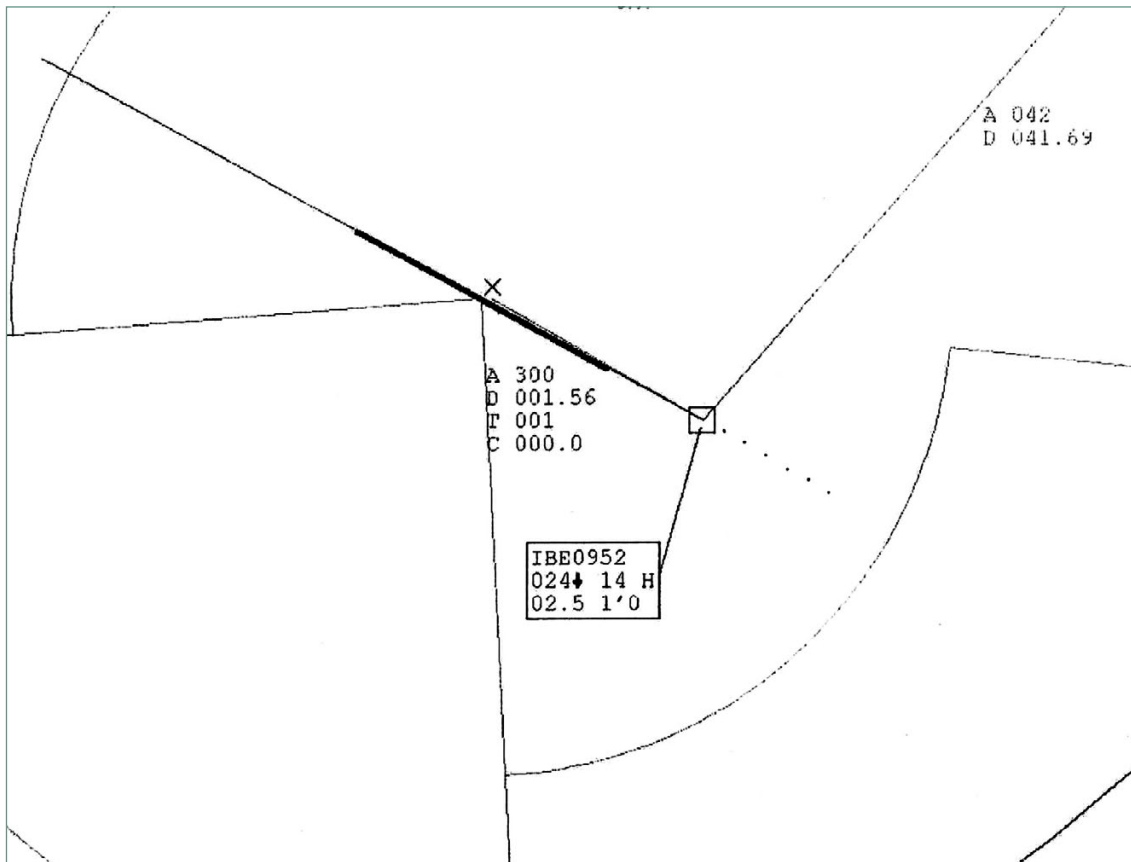
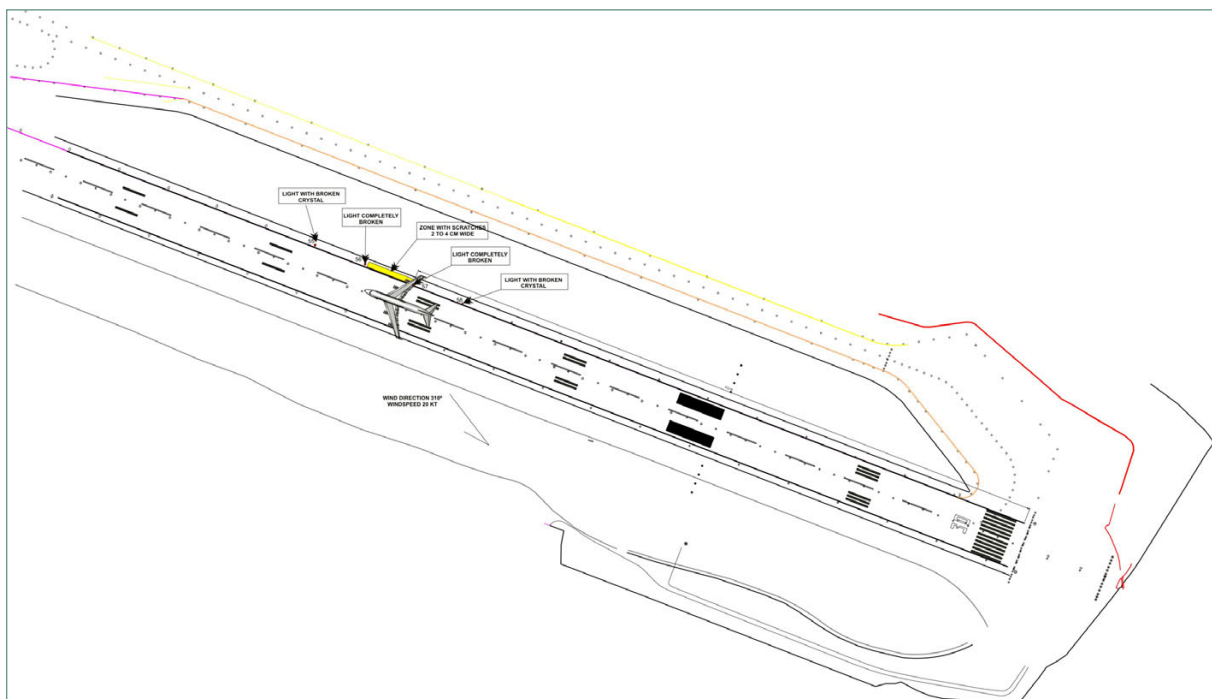


Figure 1. Radar Track image showing the aircraft aligned with the runway extended centreline on short final, descending through 2,400 ft and around 140 kt of groundspeed, at 10:04 h radar time



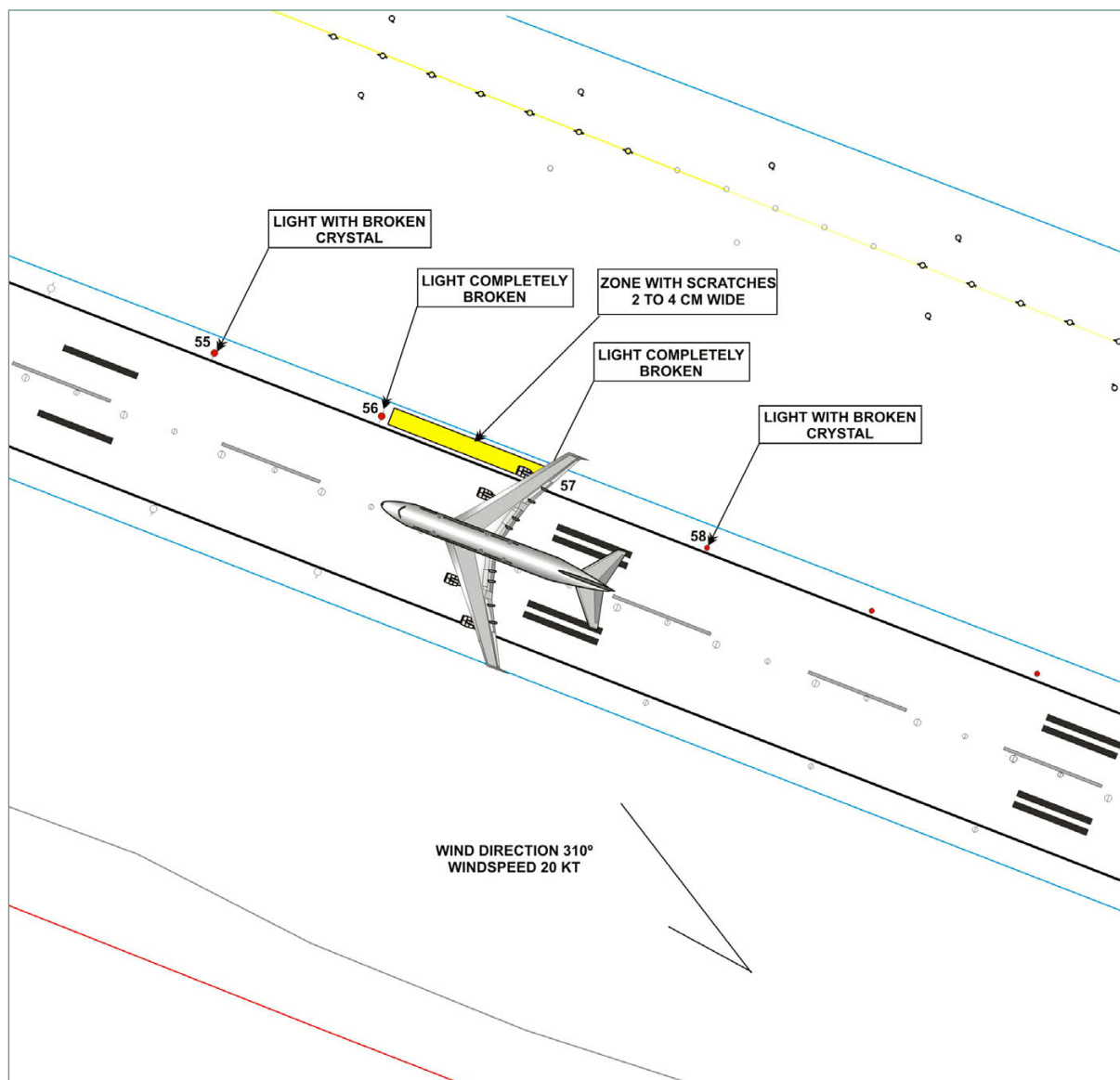


Figure 2. Drawing prepared by airport personnel after the runway inspection. Runway width is 45 m. Distance between lines of runway edge lights is 48 m. Distance from the longitudinal axis of the B747 to the outboard part of nacelle 4 is around 23 m

1.2. Personnel information

1.2.1. Pilot in command (CM-1)

Nationality: Spanish. ATPL issued by the CAA of United Kingdom, 44 years old, with type ratings B747 100-300, B737 300-900, F27, BAe 146, B757/767, A318/319/329/321 and D228. Last type rating, skill test: 12-2-2005. Last line check: 27-5-2005. Last medical check: 6-4-2005. Total flight time: 9,515 h. Flight hours on the type: 529. His cur-

rent duty period had started at 5:40 h that day, with more than 24 h of rest the previous day.

The CM-1 had flown 229 h during the last 12 months, and 64 h during May 2005.

The CM-1 had been in line training since 21-4-2005 to 22-5-2005. The records of this training showed that he was considered to have demonstrated good performance, with nice control even in a flight to JFK in gusty conditions. It was stated that his extensive experience was evident. On 27 May he passed the final line check with satisfactory results.

1.2.2. *First officer (CM-2)*

Nationality: U.S.A. ATPL issued by the FAA and validated by the CAA of Iceland, 49 years old with type ratings of B747, B737 and DHC-7. Last type proficiency test: 18-3-2005. Last line check: 17-2-2005. Last medical check: 4-11-2004. According to the information provided, the expiry date of his medical certificate was 12-5-2005 (19 days before the date of the incident). Total flight time: 9258 h. Flight hours on the type: 1321. His current duty period had started at 5:40 h that day, with more than 24 h of rest the previous day.

The co-pilot had flown 719 h during the last 12 months, and 39 h during May 2005.

The CM-2 passed his line check on 17 February 2005 with satisfactory results. On 18 and 19 March 2005 he had passed a flight simulator proficiency test also with satisfactory results and no remarks were noted in the training form.

1.2.3. *Flight engineer (CM-3)*

Nationality: U.S.A. Flight engineer licence issued by the FAA and validated by the CAA of Iceland. 56 years old. Last proficiency check: 6-12-2004. Last medical check: 7-8-2004.

1.3. **Aircraft information**

The Boeing 747-300 has a length of 70.4 m and a width of 59.6 m. The approximate ground clearance angles are as follows:

— Tail cone and body gear pitch angle clearance:	10° (shock-absorbers compressed)
	12.5° (shock-absorbers extended)

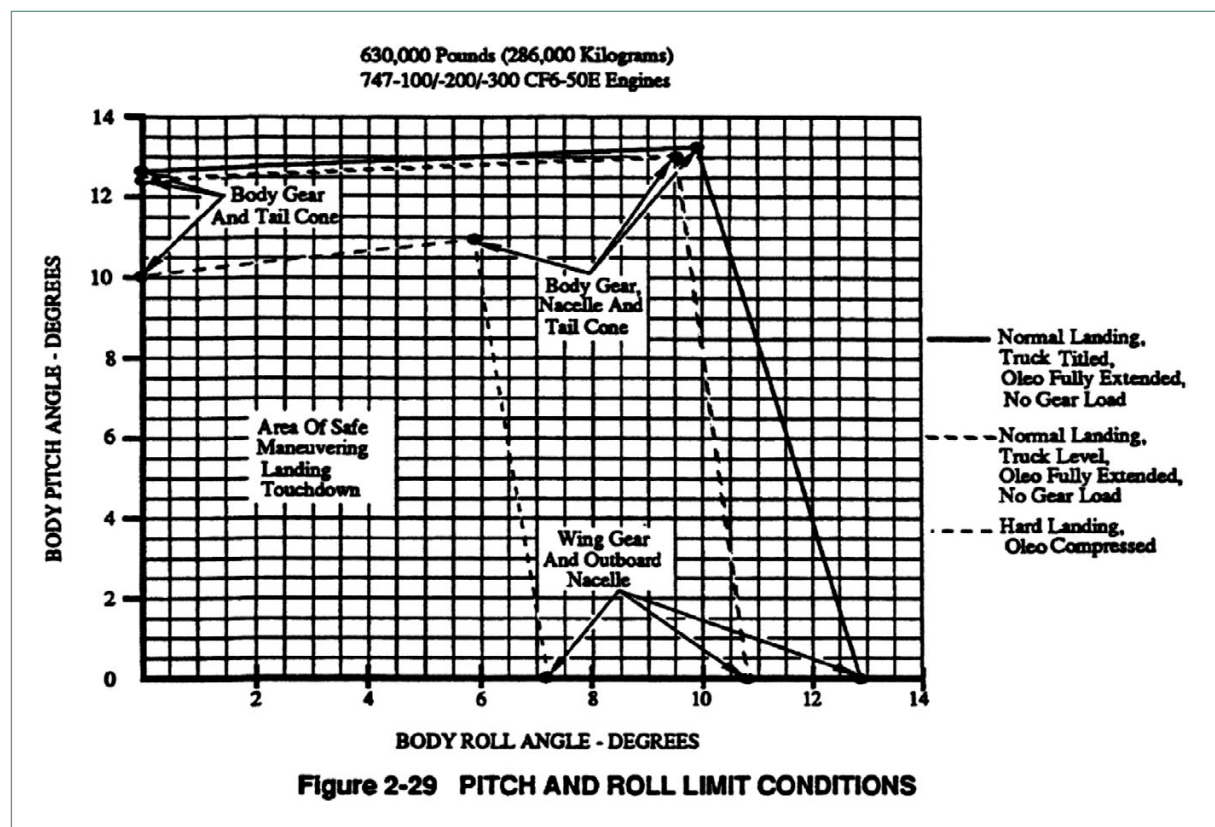


Figure 3. Pitch and roll limits conditions from the Boeing B747 Flight Crew Training Manual, page 2-52, 16 August 1993

— Outboard nacelle and wing gear roll angle clearance:

7.2° (shock-absorbers compressed)
10.8° (shock-absorbers extended)

1.4. Flight recorders

1.4.1. Cockpit voice recorder (CVR)

The aircraft had a CVR L-3 Communications, P/N 93A100-30, s/n 6381. This CVR records the sounds in the cockpit during the last 30 minutes. It had last been overhauled by a maintenance center in USA and a FAA Form 8130-3 to release it back to service had been issued on 1-2-2000.

The CVR was installed on the aircraft by Iberia, which carried out the maintenance of the aircraft under a contract with Air Atlanta, on 16 October 2002 (it had been in storage until that moment). The scheduled maintenance check of the CVR was required to

be carried out in every A4 check. The last A4 check was carried out on 1 December 2004, when the aircraft had 67,310 flight hours.

On 31 May 2005 the aircraft had logged more than 69,000 flight hours and 11,966 flight cycles.

The recorder was downloaded by the Air Accidents Investigation Branch (AAIB) of the United Kingdom.

The tape mechanism was inspected and about two inches of tape was found in a damaged condition in the tape drive capstan area. Upon disassembly the tape was found to have been worn through by the drive capstan as the tape had stopped moving due to a concertina effect. The tape join was adjacent to the damaged area and it was likely that the tape may have become momentarily bonded to the drive wheel which would have been sufficient to have caused this type of fault.

The replay of the tape showed that it appeared that the CVR stopped recording (when the tape jammed around the tape capstan area) while the aircraft was in a cruise phase, probably during a flight previous to the incident flight. It was not possible to determine the date of that recording. The Cockpit Area Microphone channel was badly distorted.

The CVR was then taken to an authorized maintenance centre to be inspected in detail. During this inspection, it was noted that the water jacket, which provides fire insulation, was dated 1989. This part of the unit has a ten year life and if the unit was repaired/overhauled in 2000 it should have been changed in accordance with the component maintenance manual.

The most likely cause of the tape fouling around the capstan area was due to ageing of the capstan drive wheel. Over time the rubber wheel degrades and the tape can momentarily adhere to the wheel, which results in the tape being damaged in the way found when the unit was inspected by the AAIB.

In summary, the condition of the unit was typical of one that had not been overhauled for some time and the lack of maintenance most likely resulted in the damage to the tape and loss of recording capability.

The manufacturer of the CVR device, L-3 Communications Aviation Recorders, was then consulted regarding the possibility of that kind of malfunction not being detected during the pre-flight inspection carried out by the flight crew (see paragraph 1.5 below). They answered that «if the tape motion had been arrested due to the tape winding on the capstan roller, then the unit would not pass the “push-to-test” operation. For the

push-to-test operation to complete successfully, the tape must be moving past the write head and the read head. The push to test is based on confirmation of a test tone that is first written and then read back from the tape».

They also provided the Component Maintenance Manual (CMM) pages in which it is stated that for this model of CVR, an overhaul period is defined as «not more than 4,000 operating hours (non-flight Hours)». According to the information gathered, this period had been exceeded in service since the CVR was installed on TF-ATJ on 16 October 2002 because the aircraft had flown 10,133 h since that moment until the day of the incident.

The CMM also mentions that «At the time of overhaul the thermal assemblies [...] must be brought up to proper weight, and any thermal assembly more than 10 years old must be replaced. The manufacturing date can be found on the thermal assembly».

Several other parts of the CVR must also be replaced during overhaul, including the reel and tape assembly, bearing-capstan, belt drive, roller-tape guide, etc.

1.4.2. *Flight data recorder (FDR)*

The aircraft had a FDR Sundstrand, P/N 980-4100DXUS. The data was downloaded and provided to the operator and to the manufacturer for analysis.

The following parameters were not recorded in this aircraft: ground speed, drift angle, air/ground tilt switch, control surface deflections, glideslope deviations, localizer deviations, and speed brake handle. The winds could not be calculated from the FDR data.

Additionally, the rudder pedal data appeared to have sensor errors, leading to dropouts near the zero position.

The available data showed that there had been an unstable approach. During the last 1,000 ft of altitude, the airspeed varied between 150 and 175 kt. Airspeed was higher than Vref (142 kt) plus 20 kt (i.e. a total of 162 kt) from 700 ft to about 350 ft AGL. Below 200 ft, airspeed was around Vref plus 12 kt. The recorded values of some parameters for the last seconds of the approach appear on Tables 1 and 2.

Figure 4 shows the variation of indicated airspeed with the altitude from 1,500 ft AGL.

UTC (hh:mm:ss)	Altitude above the ground (ft AGL)	Altitude of the aircraft (ft)	Indicated airspeed (kt)	Magnetic heading (deg)	Pitch angle (deg)	Control column deflexion (deg)	Roll angle (deg)	Control wheel position (deg)	Revolu- tions N2 of engine n.º 4 (%)
10:04:04	118	1,912	154.9	301	3.1	-3.71	-1.5	-18	91.1
10:04:05	108	1,902	149.9	300	2.7	-2.95	0.3	-3	91.8
10:04:06	91	1,885	147.2	299	2.7	-2.41	-1.2	-31	90.2
10:04:07	83	1,877	149.3	298	2.2	-1.81	-0.9	-43	89.6
10:04:08	70	1,864	148.5	298	3.1	2.44	-0.4	-40	90.7
10:04:09	49	1,843	148.3	297	5.8	4.41	1.1	-7	87.9
10:04:10	24	1,818	144.2	297	9.3	6.09	1.8	-5	85.0
10:04:11	10	1,804	142.5	298	8.9	-2.54	2.8	-28	83.0
10:04:12	8	1,802	150.2	299	4.9	2.41	7.2	1	81.3
10:04:13	18	1,812	146.6	299	3.6	4.00	5.7	3	79.5
10:04:14	20	1,814	144.8	299	4.9	3.46	1.8	-29	78.0
10:04:15	10	1,804	139.9	298	8.0	4.31	3.5	-55	76.5
10:04:16	0	1,794	135.4	297	6.7	1.33	7.6	-39	75.2
10:04:17	0	1,791	132.2	296	4.0	-1.94	9.0	-33	74.2
10:04:18	0	1,790	132.1	295	1.8	-1.52	5.7	-32	73.2
10:04:19	0	1,807	129.7	296	0.0	-4.19	1.5	-34	72.5
10:04:20	0	1,810	128.1	297	-0.4	-6.98	2.5	-17	73.6
10:04:21	0	1,808	124.9	297	-0.4	-10.91	1.3	-16	78.5
10:04:22	0	1,808	117.5	296	-0.4	-10.91	0.8	-15	84.8
10:04:23	0	1,803	120.5	296	-0.4	-10.72	1.9	-14	91.8
10:04:24	0	1,801	118.6	297	-0.9	-10.76	2.2	-13	97.2

TABLE 1. Values of some parameters. Touchdown happened at 10:04:16

At approximately 70 ft there was a flare and the pitch was quickly increased to 9.3°, then was reduced and again increased to 8° at touchdown, with noticeable movements of the control column. At around 50 ft above the runway the engines' thrust started to reduce. There were two important roll oscillations during the flare, as well as large control wheel inputs to the right. Touchdown happened at around 10:04:16

UTC (hh:mm:ss)	VERA (g)	VERC (g)	VERE (g)	VERG (g)	LATA (g)	LATC (g)	LATG (g)	LONA (g)	LONC (g)
10:04:04	1.09	1.01	0.93	0.98	0.037	-0.003	-0.013	0.055	0.037
10:04:05	0.98	0.95	0.96	0.99	0.004	-0.019	-0.030	0.061	0.055
10:04:06	0.98	0.99	0.97	0.94	0.018	0.013	-0.066	0.076	0.054
10:04:07	1.01	1.01	0.97	0.91	0.037	0.021	-0.044	0.047	0.039
10:04:08	0.92	0.99	0.96	0.91	0.004	-0.027	-0.027	0.039	0.053
10:04:09	0.97	1.09	1.12	1.09	-0.012	-0.015	-0.044	0.071	0.084
10:04:10	1.15	1.19	1.25	1.21	0.022	0.013	-0.058	0.107	0.119
10:04:11	1.24	1.20	1.17	1.15	0.014	-0.007	-0.025	0.096	0.061
10:04:12	1.09	0.98	0.99	0.90	0.016	0.007	-0.021	0.017	-0.014
10:04:13	0.83	0.82	0.86	0.88	0.008	0.003	-0.038	-0.016	-0.012
10:04:14	0.90	0.87	0.91	0.99	0.010	-0.027	-0.013	-0.006	0.001
10:04:15	0.99	1.01	1.01	1.02	-0.028	-0.076	-0.005	0.025	-0.019
10:04:16	1.40	1.35	1.06	1.05	-0.144	-0.166	-0.121	0.054	-0.009
10:04:17	0.88	0.79	0.90	1.01	-0.138	-0.156	-0.152	-0.026	-0.028
10:04:18	1.04	1.04	1.08	1.01	-0.124	-0.095	-0.154	-0.046	-0.090
10:04:19	0.99	1.02	1.07	1.08	-0.016	-0.007	-0.084	-0.103	-0.158
10:04:20	0.93	0.93	0.96	0.92	0.004	-0.058	-0.003	-0.171	-0.157
10:04:21	1.05	1.01	0.96	0.94	-0.024	-0.048	-0.027	-0.162	-0.153
10:04:22	1.01	0.98	1.03	0.93	-0.031	0.009	-0.040	-0.160	-0.152
10:04:23	0.94	1.09	1.02	1.04	0.035	-0.003	0.005	-0.150	-0.160
10:04:24	0.93	0.93	1.00	0.96	-0.004	0.001	-0.032	-0.192	-0.175

TABLE 2. Values of accelerations before and after the touchdown. Only 4 out of 8 vertical accelerations, 3 out 4 lateral accelerations, and 2 out of 4 longitudinal accelerations are shown

h, and maximum recorded vertical acceleration was 1.40 g with a roll of around 7.6° that exceeded the aircraft's ground contact envelope and caused the number 4 nacelle strike (see Figure 5). The lateral accelerations in the three seconds around touchdown were always negative (to the left) and were between -0.005 g and -0.176 g.

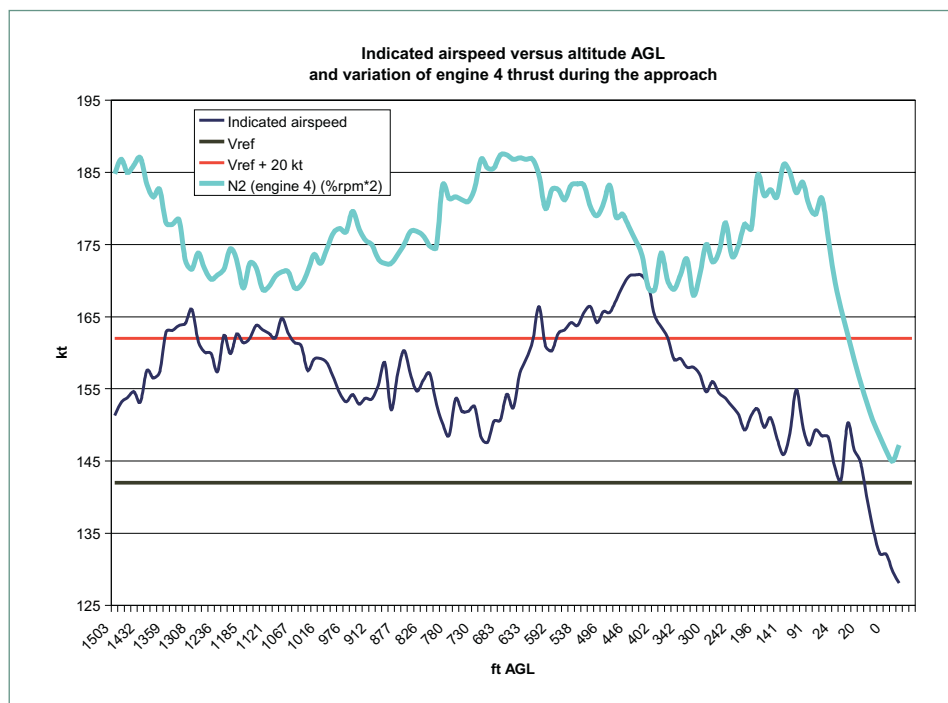


Figure 4. Vref was 142 kt. The rotational speed N2 is multiplied by two for better readability (i.e. 95% RPM in reality is represented as 190 in the graph)

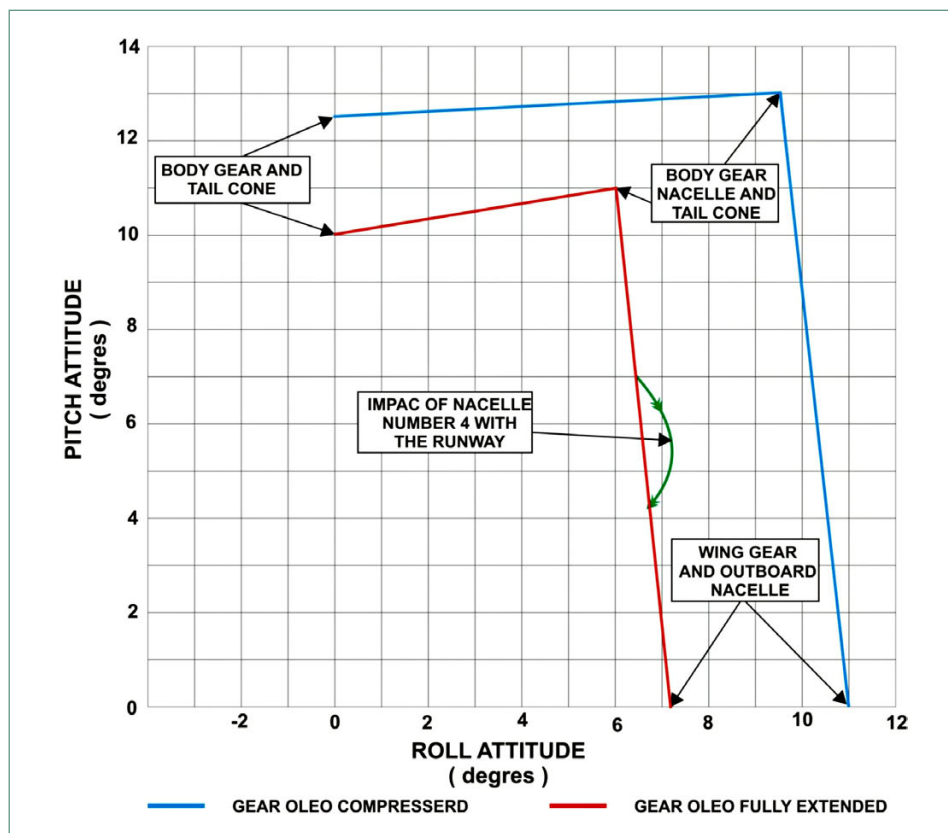


Figure 5. Exceedance of the geometric limits according to the FDR data

1.5. Meteorological information

The METAR current at the time of touchdown was GCXO 311000Z 32023KT 9999 SCT014 17/10 Q1021 NOSIG.

The record of the measured wind values at threshold 30° was obtained. Between 9:45 h and 10:15 h UTC wind direction was within 300° and 330° and speed was within 28 and 31 kt; no gust above 31 kt was observed within that period. The last wind check provided to the crew by the ATCO was 330/24.

The airport recorded 10:09 h as the landing time of TF-ATJ (IB0952). An ATR72 had landed on the same runway at 09:24 h and another landed at 10:20 h. Meanwhile there were two takeoffs at 09:57 h and 10:02 h.

1.6. Operational information

The operator provided the relevant parts of their operations manual. Tenerife Norte was classified as a «category B» aerodrome with the remarks «Circling. Terrain».

The Boeing OM, Normal Procedures, Pre-flight, Cockpit Preparation (Jun 01/97) included a test of the CVR to be made by the CM-3: «Press TEST switch; check that meter needle fluctuates in the white band».

The Boeing OM, 04.27.02 (Jun 21/93) stated that it is recommended to add an approach speed wind correction of 1/2 the steady headwind component plus all of the gust value, based on tower-reported winds. The maximum wind correction should not exceed 20 kt. In all cases the gust correction should be maintained to the touchdown while the steady wind correction should be bled off as the airplane approaches touchdown.

The maximum demonstrated crosswind speed is 30 kt.

The Standard Operating Procedures (SOP) dated Jul 10/2003 covered the duties and responsibilities of each B747 operating flight crew member along with work sharing details. The pilot not flying (PNF) must closely monitor the approach and make the standard callouts. During final approach, strict monitoring by the PNF is imperative. He is responsible for calling to the attention of the PF any significant deviation from normal conditions. In turbulence and/or strong crosswinds when the aircraft is being flown by visual reference the PNF should be alert to the fact that additional calls, particularly of airspeeds are required during alignment manoeuvres and flare.

The SOP contained several stabilized approach conditions, mostly in accordance with the recommendations of the Flight Safety Foundation ALAR (Document 8168 of ICAO «Air-

craft operations», Volume 1, III-4-3-1). Below 500 ft in VMC «all approaches SHOULD be stabilized», including speed being not greater than V_{ref} plus 20 kt. There was no mandatory requirement that a go-around otherwise be initiated. There were no standard callouts to be made by the PNF in the event specific values of pitch and roll were exceeded during the landing.

2. ANALYSIS

The available information shows that the CM-2 was the pilot flying, while the CM-1, who had passed his final line check with the operator four days before, was the PNF or monitoring pilot. The total experience on the type was 529 h for the captain and 1321 h for the co-pilot.

The aircraft arrived to the terminal area of Tenerife Norte with a speed higher than that desired by the crew. They asked for assistance from the ATC to have more time to bleed off the excess speed as well as to have radar vectors to intercept the localizer.

The crew recalled that there was turbulence below 1,500 ft, which is relatively usual at TFN airport. This turbulence has an orographic origin and may be present even below 500 ft, which may make it difficult in practice to comply with the general recommendations of the operations manual regarding stabilized approach in VMC.

The METAR current at 10:00 h mentioned a wind of 320° 23 kt, with no gusty conditions reported. Wind conditions recorded in the minutes immediately previous and subsequent to the touchdown were between 300° and 330° and speed was between 28 and 31 kt. In an approach to runway 30, this means that the crosswind component would have always been below 15 kt, although with sudden simultaneous changes in speed and direction that would hinder controllability.

This factor probably caused an unstable initial approach regarding airspeed.

Later on, when descending through 1,000 ft, the flight crew remembered a shift in the wind direction that caused a sudden increase of indicated airspeed (IAS) and they took action to rectify conditions and adjust speed again. However, the FDR shows that airspeed was above 162 kt ($V_{ref} + 20$ kt) from 700 ft to about 350 ft AGL, with a peak of 171 kt for three seconds at around 400 ft AGL.

Since the airspeed was above $V_{ref} + 20$ when the aircraft was below 500 ft in VMC, the strict application of the usual ALAR doctrine would have implied an immediate go-around to start a new approach. The airspace around TFN was not congested at the time and there were no other conditions that would have discouraged a go-around. However, the flight crew did not recall the approach as being especially challenging or very unstable, and it seems they never considered the possibility of a go-around.

Even though the airspeed was outside the SOP limits below 500 ft, it seems other parameters were relatively stable. In particular, the aircraft was relatively aligned with the runway centreline and the recorded altitude shows it was relatively stabilized on the glideslope.

Additionally, below 200 ft the airspeed was more or less stable at around $V_{ref} + 13$, considering that the crew stated they added 10 kt to V_{ref} because of the gusty conditions. This added value would roughly be in accordance with the Boeing recommended procedure (half of the steady headwind component), because the headwind would have been around 21 kt (total wind 23 kt at 320° in the METAR, or 24 kt at 330° in the last wind check). The measured wind limits/gusts in the relevant period of time would have resulted in instantaneous values of headwinds between 31 kt and 28 kt.

The SOP of the operator did not clearly stipulate the point at which a go-around must be carried out due to unstable conditions. It was stated that the approach «should be stable». No guidance was provided regarding the application of these criteria to airports that often show turbulent conditions. However, the manual mentioned that a close monitoring by the PNF is required during the approach, especially under turbulent conditions, to provide appropriate callouts.

It seems the crew did not perceive any clear instructions warranting a decision to discontinue their approach, and under all these conditions, they continued with the landing.

At 10:04:07 h, nine seconds before touchdown, the flare was initiated and it seems that it was at that point when the actual circumstances arose that directly led to the incident, with large control column and control wheel inputs that caused important pitch and roll angle variations that eventually (at around 10:04:16 h) exceeded the ground contact envelope for the outboard nacelle of the aircraft with the gear oleo compressed. The combination pitch/roll that caused the strike was between $6.7^\circ/7.6^\circ$ and $4.0^\circ/9.0^\circ$ respectively. The roll inputs were attributed by the crew to the wind conditions. However, the reasons for the large pitch changes during the flare are unclear. The analysis of the last seconds of the landing shows that it is possible that both the decrab and the flare were made somewhat prematurely (i.e. at a height above the runway higher than the optimum) given the unstable wind conditions being faced by the airplane at that moment.

It seems no occupant of the aircraft (neither crew members or passengers) noticed the strike. The passengers disembarked normally and one of them, an employee of the airport used to turbulent, gusty approaches to the airport, stated that nothing strange was noted in the cabin. The pilots did not realize or suspect that the angles achieved had exceeded the envelope until they were advised by ground personnel. This suggests that it would be advisable to provide more data to flight crews to increase awareness of the combined pitch/roll geometrical limits of the aircraft. Additionally, the SOP should include standard callouts of the PNF to advise early enough of pitch and roll combinations that could exceed those limits with the shock absorber compressed.

It could be argued that during those final nine seconds of the approach a go-around should have been executed, since the landing became clearly unstable due to the pronounced changes in pitch and roll that were adopted in an attempt to keep the aircraft under control. The need to discontinue the approach earlier, during the initial approach, is more doubtful, because the only parameter that exceeded the established threshold for any substantial period of time was airspeed, and this went back to within limits below 400 ft. However, the policy of the ICAO «Approach and Landing Accident Reduction» (ALAR) says that special approaches or approaches in abnormal conditions which demand deviations from the general criteria for stabilized approaches below 500 ft in VMC require a special briefing. This would apply to special circumstances at airports with a lot of orographic turbulence that exists even down to low altitudes.

The lack of recorded CVR data precluded a more detailed analysis of the whole operation in the cockpit, including callouts, task sharing, etc.

The above combination of circumstances resulted in this serious incident. Although nobody initially noticed the impact, and the visible damage to the aircraft was relatively minor, it had to be subjected to detailed inspections and ferried back to base.

3. CONCLUSION

The incident probably happened because the turbulent wind conditions at the airport caused the pilot flying to use large control inputs which resulted in the aircraft exceeding its geometrical ground contact envelope.

The lack of a CVR recording covering the period of the incident prevented the investigation of callouts and monitoring by the PNF.

4. SAFETY RECOMMENDATIONS

After the incident, the operator grounded the crew for a time and analyzed with them the whole event to derive safety lessons from it.

Due to the defects noted in the FDR's recording of data regarding the rudder pedal, and in the CVR maintenance status, which precluded a more detailed analysis of the operational aspects of this incident, the following recommendations are issued:

REC 12/07. It is recommended that Air Atlanta analyze the downloaded FDR data of their B747 fleet to determine the need to replace the rudder pedal sensors as required to assure full consistency among recorded values.

- REC 13/07.** It is recommended that Air Atlanta analyze the actual cockpit voice recordings of their B747 fleet to assure that sound recorded by the cockpit area microphone is of adequate quality.
- REC 14/07.** It is recommended that Air Atlanta inspect their CVR devices to assure that they have the required maintenance status regarding overhaul periods.
- REC 15/07.** It is recommended that Air Atlanta review the pre-flight procedures to assure that defective CVR devices with jammed tapes are detected by the corresponding test.

Due to the destabilization during the final phase of the landing, and to the fact that the impact with the nacelle was not noted, the following safety recommendations are issued:

- REC 16/07.** It is recommended that Air Atlanta consider the possibility of providing the ground geometrical envelope of the Boeing B747-300 to the flight crews in an easily useable format, to increase their awareness of the danger of large control inputs during flare.
- REC 17/07.** It is recommended that Air Atlanta includes in the SOP of the aircraft standard callouts to be made by the PNF during the landing in the event the pitch or roll ground geometrical envelope limits of the aircraft are exceeded to avoid an impact of the wingtip, tail or nacelle with the runway surface.
- REC 18/07.** It is recommended that Air Atlanta consider the possibility of including the requirement to carry out a mandatory go-around under certain, well defined, unstable conditions during approach below certain altitudes. These conditions and the associated altitudes should be adapted to the orographic and meteorological characteristics of every airport if so required, including the need for a weather briefing if it is a significant factor.

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	5 July 2005; 16:30 local time
Site	Near Castellbisbal (Barcelona)

AIRCRAFT

Registration	EC-GUF
Type and model	AIR TRACTOR AT-802
Operator	Avialsa

Engines

Type and model	PRATT & WHITNEY CANADA PT6A-67AG
Number	1

Crew

Pilot in command

Age	54 years
Licence	Commercial aircraft pilot
Total flight hours	12,000 h
Flight hours on the type	57:45 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			1
Passengers			
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	Destroyed
Third parties	Minor (public street lamp and vegetation)

FLIGHT DATA

Operation	Aerial work – Firefighting
Phase of flight	Maneuvering – Low altitude flight

REPORT

Date of approval	25 April 2007
------------------	---------------

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

The event took place during a flight carried out by the aircraft, registration EC-GUF, with only the pilot at the controls, while taking part in a firefighting effort to extinguish a blaze declared in the vicinity of the town of Castellbisbal, in the province of Barcelona.

The aircraft had been contracted for that year's fire prevention and firefighting season, and was based at Sabadell airport, some 30 km NE of Castellbisbal.

The flight took off from said airport at 16:15 and was scheduled to land at the same airport. It was the aircraft's second flight that day, the first having been completed by the same pilot, taking off from and landing at the same airport, with a duration of 1.5 hours. The first flight had taken off at 13:30.

The accident occurred when the aircraft failed to regain altitude after performing a water drop at the leading edge of the fire. The drop had been executed at a very low altitude, after which the aircraft entered a column of smoke, losing altitude while flying over several streets within the Castellbisbal urban area before crashing into a public street lamp and impacting the terrain beyond the road surrounding the town. It then slid down a hillside and through some orchards, coming to rest at the bottom of a streambed in Can Cases de la Iglesia, where it caught on fire.

The aircraft was completely destroyed and the pilot emerged under his own power with injuries, which were classified as minor.

1.2. Personnel information

The accident pilot was 54 years old and had a Commercial Aircraft Pilot license. He had VFR-HJ, single-engine and and firefighting ratings.

The pilot had a total of 12,000 flying hours, approximately 57:45 of which were on the type of aircraft involved in the accident. Of those, 17:35 had been logged in the 30 days prior to the accident and, of those, 1:45 hours on the day of the accident in the flight immediately prior.

1.3. Aircraft information

1.3.1. Aircraft

Manufacturer:	Air Tractor; Inc.
Model:	AT-802

Serial number:	802-0059
Year of manufacture:	1997
Registration:	EC-GUF
Date of registration:	22-07-1998
Maximum takeoff weight:	7,260 kg (16,000 lb)
Maximum discharge weight and capacity:	3,032 l (800 USG) / 3,992 kg

1.3.2. *Airworthiness certificate*

Number:	4.256
Class:	Restricted
Issue date:	24-05-2005
Expiration date:	04-05-2006
Operator:	Avialsa, S. L.
Endorsements:	— Extinguishing forest fires — Aerial applications — Observation and patrol flights

1.3.3. *Aircraft maintenance record*

Total flight hours:	1,971:25 h on 05-07-2005 (including accident flight)
Hours and date of the last periodic inspection (100 h):	1,912:50 h; 12-05-2005 ¹
Hours until next inspection:	41:25 h

1.3.4. *Engine*

Manufacturer:	Pratt & Whitney Canada
Model:	PT6A-67AG
Power:	1,350 SHP

¹ Includes engine and propeller.

Serial number:	PCE-RD 0006
Total flying hours:	1,971:25 h on 5-07-2005
Hours on the last hot section inspection (HSI):	1,149:22 h
Hours until the next HSI:	677:57 h

1.3.5. *Propeller*

Manufacturer:	Hartzell Corp
Model:	HC-B5MA-3D / M11276N
Serial number:	HBA-1270
Number of blades:	5
Mounted on the aircraft:	18-01-2005 with the aircraft at 1,813:50 h
Hours until next propeller overhaul:	2,842:25 h

1.4. **Meteorological information**

No data are available for the location of the fire, but the INM (Instituto Nacional de Meteorología – National Weather Institute) reported that, based on data from nearby weather stations, maps and satellite images, the most likely weather conditions at the place and time of the accident included good visibility, light winds from the SE at 6 to 7 knots and low, scattered clouds. No precipitation was recorded at any of three stations within 15 km of the site.

1.5. **Wreckage and impact information**

A visual inspection carried out at the crash site has allowed for a reconstruction of the flight path up until the time of the accident. This was made possible by noting the condition of the street lamp with which the aircraft collided, the trail of damage caused by the aircraft to trees, shrubs and orchards located beyond the roadway and, finally, by the position of the wreckage at the bottom of the streambed in which it fell after sliding down an embankment and where it caught on fire. Figure 1 shows a diagram of this path overlaid on a map of Castellbisbal.

The labeled points on the diagram indicate the position of the leading edge of the fire which the aircraft was attempting to extinguish during the accident flight and the aircraft's trajectory.

The street lamp against which the aircraft collided was 9 meters high and was bent at the base by the force of the impact with its top part. The lamp was located some 200 m away from wreckage site.

The remains (Fig. 2) were confined to one area except for a few panels and pieces that detached as the aircraft moved along the ground. These were found within 50 m of the site. As shown in Fig. 2, the wreckage, particularly in the area of the engine and the forward and middle fuselage, was practically consumed by the fire which broke out following the accident. The fire was quickly put out by some of the aircraft which were taking part in extinguishing the forest fire that initiated the operation.

A visual inspection of the remains confirmed that all the engine controls, tubing and accessories, especially those for the fuel, were destroyed or severely damaged by the fire, along with the cockpit controls, especially those situated on the left side. No accurate determination could be made of the position of any of the flight control levers, located in the cockpit's left quadrant, although when the quadrant was recovered, the start control lever seemed to be slightly aft of the RUN position. The propeller was feathered.

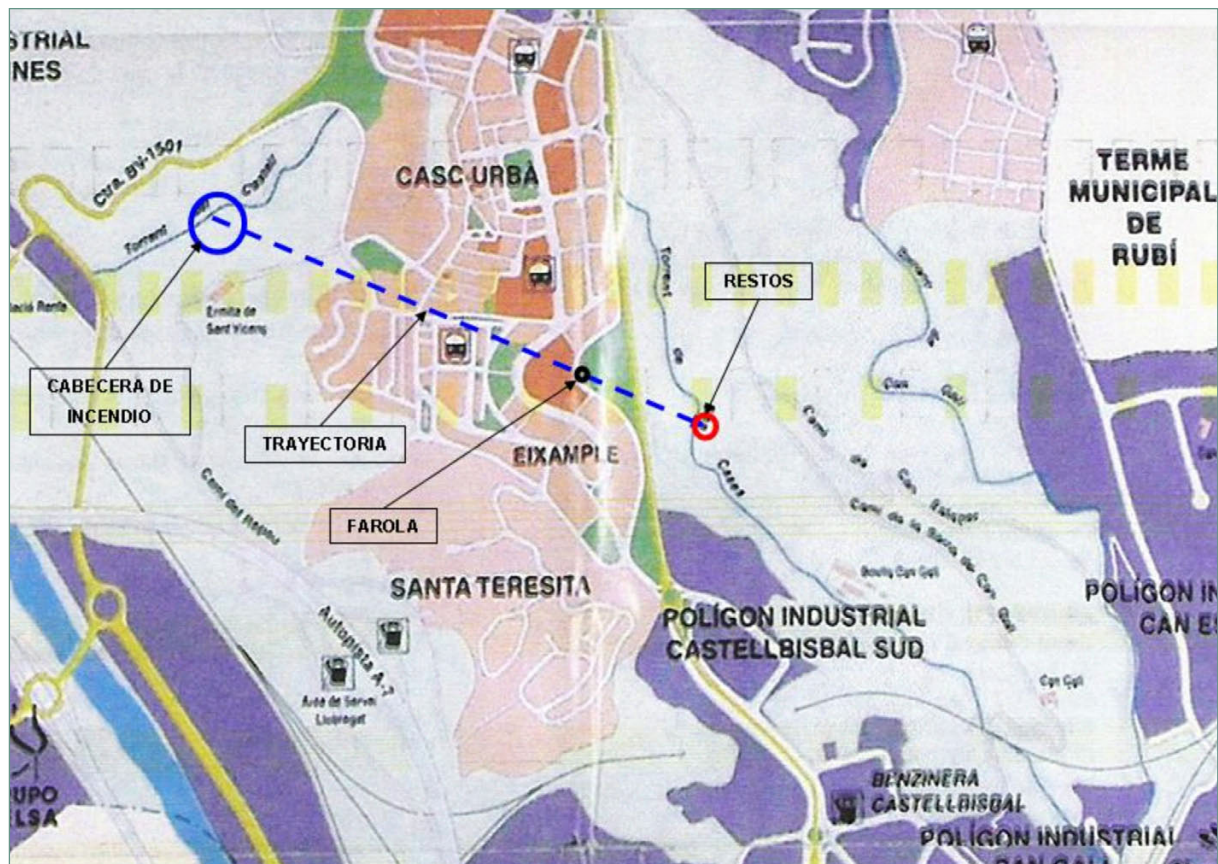


Figure 1. Final flight path superimposed on a map of Castellbisbal



Figure 2. Main wreckage (front part)

1.6. Survival aspects

According to his own statement, the pilot left the aircraft after the accident when it started to burn, and reported to the emergency fire and rescue personnel who had rushed to the site. The pilot suffered minor injuries, though he was hospitalized as a precaution.

1.7. Tests and research

1.7.1. *Pilot's statement*

The pilot stated that he made the water drop without incident after reconnoitering the drop site and determining the direction of the fly-by.

There was abundant smoke from the fire and after the drop, he inadvertently flew into an area of smoke. He was in the area for a short time (about two seconds by his own estimate) and, once outside, he tried to increase power and found the engine unresponsive. He supposed the engine had stopped, possibly due to a lack of oxygen in the turbine.

He reported the engine failure by radio (according to information from firefighting personnel, the message received was unintelligible) and simultaneously tried to restart

the engine, without success. He then impacted the street light and, a short time later, the ground. The aircraft then started to burn and he was able to get out under his own power.

1.7.2. *Powerplant inspection and disassembly*

A detailed inspection of the powerplant and propeller components was performed, and included a complete disassembly and analysis of the parts at the engine manufacturer's facilities in Canada.

The engine was heavily damaged by the fire, especially the accessory housing, which was practically consumed, and the engine fuel system's controls and accessories.

The conclusions from the inspection were as follows:

- None of the engine components showed any signs of a malfunction prior to the accident which would have prevented the engine from operating normally
- At the time of impact, the engine showed signs of rotating under low or no power
- Heat and fire damage prevented an operational analysis of the controls and engine accessories, especially those involving the fuel system.

1.8. **Additional information**

1.8.1. *Operation and function of the engine control levers*

The engine on an AT 802 aircraft is controlled by way of throttle, propeller and start control levers which are located on the quadrant on the cockpit's left console. The first two levers are practically the same length, while the start control lever is shorter.

The *throttle lever*, also called the engine lever, is connected to the engine's fuel control unit and basically controls the RPMs on the engine's gas generator. This lever can travel in two directions, separated by a detent that prevents pulling the lever into the reverse position without first actuating a trigger located on the top part of the lever. The lever's forward movement is not limited by the detent. The forward direction is used to select engine thrust, from maximum (forward-most position) to minimum (flight idle position). The aft direction includes «beta» mode, used for taxiing and reverse. In this mode, in addition to generator RPM, the lever controls the «beta» valve. This valve is used to change propeller pitch with lever travel, from positive values to negative ones for reverse.

The *propeller lever* is connected to the propeller's variable pitch governor and controls its rotating speed in this mode of operation, the maximum being in the forward

position, P. In its aft-most position, F, the lever activates the valve used to feather the propeller. The aircraft is not equipped with an automatic feathering system.

The *start control lever* allows for limited fuel to be supplied during engine start and controls the fuel flow to the engine's combustion chamber. In the aft-most position, C, the lever operates a valve that cuts off the fuel to the engine. Moving the lever forward from that position opens the fuel flow and allows the gas generator to be kept at ground idle, the minimum RPM permitted for ground operations and which corresponds to 56%. The RUN position guarantees that this value will be maintained and the lever is prevented from inadvertently shifting backward by a tab. The forward-most position, FLIGHT, corresponds to flight idle and is set for the minimum flight thrust, whose value is 68%. The lever mechanism includes a latch for releasing a nipple that allows the aforementioned tab to be moved.

The ability to maintain ground idle before reaching the RUN position is used to keep the engine running without activating said tab. The lever is also used to readjust the 56% position between the RUN and FLIGHT positions and to compensate for the drop in RPMs which takes place when the electrical generator is connected.

1.8.2. *Information from the aircraft operator*

According to information supplied by the operator:

- a) The aircraft had refueled for the accident flight and was carrying 500 gallons (1,892.5 kg) of water.
- b) Based on their extensive experience with firefighting missions, they consider the engine to be safe and unaffected by smoke in the atmosphere. The engine faults observed during this type of mission have been due either to mixing water in the fuel, not a factor in this accident since it would have occurred in the turn after takeoff, or due to the presence of air bubbles in the fuel feed, also unlikely in this case since that always occurs with low fuel levels and the aircraft had refueled before the flight.
- c) The operation is normally carried out by discharging the water at a very low altitude, so as to increase its effectiveness, and subsequently regaining altitude.
- d) Selecting continuous ignition is only required by procedure after discharging the water in turbulent conditions, and on flights with less than a quarter tank of fuel remaining. In practice, the heat from the fire perturbs the air, making it more turbulent. So selecting continuous ignition, though not required, may be advisable.
- e) So as to shorten the time to takeoff, pilots usually take on the load, when it is liquid, by approaching the pump and, with the engine running at minimum throttle, feathering the propeller by pulling back the propeller lever to the F position. While this procedure may be fast, the operator does not recommend it since it may

accustom the pilots to moving the lever the full range of travel, from one stop to the other.

- f) Some pilots are also in the habit of discharging the load with the propeller at 1,700 RPMs for greater stability and control, and then shifting to the 1,500 RPM cruise position. They effect the change without moving the throttle lever, instead carefully adjusting the propeller lever to select the rotating speed. This requires slight movements of the lever and is completely different from the operation described in the preceding paragraph. Confusing the two modes of operation, one of which requires slight lever movements and the other moving the lever through its full range of motion, would lead to an ill-timed feathering of the propeller. The operator was aware of at least two instances in which such a mistake had taken place.
- g) Lastly, the operator also indicated that during maintenance, it is normal to maintain ground idle with the start lever in the section between the C and RUN positions and, therefore, without actuating the tab on the lever. The advantage of this is that the engine can be stopped quickly without having to operate said tab. According to their statement, under engine idle conditions, the engine can be controlled with the engine lever throughout its full range of thrust, from minimum to maximum.

1.8.3. *Information from the aircraft Flight Manual*

- a) The «In-flight start» section indicates that the best technique for doing this would be to restart, taking the ignition switch to the «continuous ignition» position once the pilot has confirmed the engine stopped due to a flame-out, and not due to some other fault which makes a restart dangerous. The symptoms of a flame-out are a drop in ITT (inter-turbine temperature), torque and RPM indications. A fault would be indicated by noise, vibrations or explosions and a drop in power with a rapid increase in ITT or oil temperature, or a drop in oil pressure or overspeed of the gas generator. In order to be effective, the restart must be made with the gas generator RPMs above 50%. It is not necessary to stop the fuel flow or feather the propeller.
- b) If the restart is not effective, an in-flight engine start must follow the same procedure as a ground start, that is, with the propeller feathered and the fuel cutoff.
- c) For firefighting operations, the Manual calls for an approach speed of between 109 and 113 kt and recommends using 10° flaps for greater control and stability. This also holds for the discharge. Discharging the load over the fire produces sudden turbulence which must be compensated for by moving the control lever forward.
- d) As described in the «ground start» procedures, the start control lever is moved to the RUN position when the generator RPMs stabilize above 18%. Once the start cycle is complete and the propeller lever has been shifted to its maximum position, P, the electrical generator is connected and the position on the start lever is adjusted to maintain generator RPMs at 56%, the minimum allowed, while the

necessary operations are carried out with the aircraft. The start lever is then moved to the FLIGHT position.

- e) In addition to the operation indicated, the Manual requires re-checking that the start lever is in the FLIGHT position and leaving it there during taxiing operations, before takeoff, during descent and approach and after takeoff. The Manual's insistence on this point may be indicative of a common oversight.

2. ANALYSIS AND CONCLUSIONS

According to the investigation, the engine's lack of response may have resulted from an engine malfunction, an interruption in the fuel flow or an incorrect manipulation of the engine controls.

The inspection of the engine and its components rules out the possibility of an engine malfunction. As indicated in Section 1.7.2, this inspection concluded that the engine was not impaired by any malfunctions prior to the impact. Heat and fire damage to the engine controls and accessories, especially the fuel system, prevented an operational test of the engine during the inspection. No information has been found to indicate a failure of any of those controls or accessories, but the lack of a prior history of such faults makes them highly unlikely.

As for a fuel flow interruption resulting from a fault in the fuel system, this may happen when air bubbles appear in the fuel feed inlet. This possibility is considered unlikely since the aircraft had been refueled before the flight and it is certain that the tank was more than half full at the time of the accident. In addition, there was no atmospheric turbulence that could have contributed to producing such bubbles, nor is there any reason to think that the turbulence induced by the fire in question was strong enough to produce that effect. An interruption in the fuel flow is therefore unlikely, and so this failure is not being considered as a cause of the lack of engine response.

On the other hand, the possible incorrect manipulation of the throttle and propeller levers, the inspection of the propeller revealed that it was feathered. Since the aircraft did not have an automatic feathering system, the fact that it was feathered is likely attributable to selecting that position with the propeller lever. This action is not required to restart the engine, and thus if it occurred, it may have been caused by either an inadvertent and unintended motion by the pilot, unlikely given that the lever must be pulled all the way back, or by confusion on the part of the pilot which, as the operator has noted, has already occurred when the pilot takes the actions for feathering normally carried out when recharging liquid on the ground, when in fact he wants to adjust the propeller RPM after the discharge from 1,700 to 1,500. If that was the case, any subsequent attempt at a restart would not have been effective since the RPMs would have been reduced below the 50% required for restart.

Another possibility consistent with the full aft position in which the start control lever is believed to have been found after the accident involves having made the flight with this control lever below the RUN position, that is, below the position at which the tab takes effect, as indicated in Section 1.8.2.g. In that case, the lever may have been inadvertently and involuntarily nudged back, either during or after the discharge, thus cutting off the fuel.

The lever may also have been moved back voluntarily before the impact to attempt a mid-air restart. Since it is also necessary to feather the propeller, this hypothesis would explain finding the propeller feathered after the accident.

The two first possibilities put forth concerning operating the control levers would have stopped the engine, although based on the data available it is not possible to reach a more definitive conclusion. The cause of the engine stoppage, therefore, could not be determined.

