



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

Boletín Informativo

2/2011



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

BOLETÍN INFORMATIVO

2/2011



**GOBIERNO
DE ESPAÑA**

**MINISTERIO
DE FOMENTO**

SECRETARÍA DE ESTADO
DE TRANSPORTES

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

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

NIPO: 161-11-133-5

Diseño y maquetación: Phoenix comunicación gráfica, S. L.

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 produjo el evento objeto de la investigación, con sus causas probables y con sus consecuencias.

De conformidad con lo señalado en el art. 5.4.1 del Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional; y según lo dispuesto en los arts. 5.5 del Reglamento (UE) n.º 996/2010, del Parlamento Europeo y del Consejo, de 20 de octubre de 2010; el art. 15 de la Ley 21/2003, de Seguridad Aérea; y los arts. 1, 4 y 21.2 del R.D. 389/1998, esta investigación tiene carácter exclusivamente técnico y se realiza con la finalidad de prevenir futuros accidentes e incidentes de aviación mediante la formulación, si procede, de recomendaciones que eviten su repetición. No se dirige a la determinación ni al establecimiento de culpa o responsabilidad alguna, ni prejuzga la decisión que se pueda tomar en el ámbito judicial. Por consiguiente, y de acuerdo con las normas señaladas anteriormente la investigación ha sido efectuada a través de procedimientos que no necesariamente se someten a las garantías y derechos por los que deben regirse las pruebas en un proceso judicial.

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

	<u>Referencia</u>	<u>Fecha</u>	<u>Matrícula</u>	<u>Aeronave</u>	<u>Lugar del suceso</u>	
(*)	QUITO-1/2007	31-08-2007	EC-JFX	Airbus A-340-600	Aeropuerto internacional Mariscal Sucre de Quito (Ecuador)	1
	IN-047/2007	19-11-2007	EC-JCV	Fairchild SA226-AT	Aeropuerto de Madrid-Barajas pista 33L	33
	IN-035/2008	30-08-2008	EC-IIX	Robinson R-44	Monteagudo del Castillo (Teruel)	55
(*)	IN-001/2010	14-01-2010	EI-EBL EI-DWT	Boeing 737-800 Boeing 737-800	Aeropuerto de Girona (Girona)	61
	IN-005/2010	12-03-2010	EC-GSK	Bell 412	Valverde, isla del Hierro (Santa Cruz de Tenerife)	89
	A-013/2010	24-05-2010	EC-IXJ	Air Tractor AT-401	Pista el Reboso, Los Palacios y Villafranca (Sevilla)	95
	IN-037/2010	03-11-2010	EC-KTT	Piper PA-34-200	Aeropuerto de Madrid-Cuatro Vientos ..	111

ADENDA	119
---------------------	-----

(*) 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°	Grado(s)
00 °C	Grados centígrados
A/THR	Control automático de empuje
AAIB	Air Accident Investigation Board
AENA	Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea
AESA	Agencia Europea de Seguridad Aérea
AGL	Sobre el nivel del suelo
AIP	Publicación de información aeronáutica
AIS	Sistema de información aeronáutica
AMM	Manual de mantenimiento de la aeronave
ATC	Control de tráfico aéreo
ATPL(A)	Piloto de transporte de línea aérea de avión
ATPL(H)	Piloto de transporte de línea aérea de helicóptero
ATSB	Air Transportation Safety Board (Australia)
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil
CPL(A)	Licencia de piloto comercial de avión
CPL(H)	Licencia de piloto comercial de helicóptero
CRI(A)	Instructor de habilitación de clase de avión
CTOT	Tiempos calculados de despegue
CVR	Registrador de voz en cabina
daN	Decanewton(s)
DAR	«Digital Aids Recorder»
DFDR	Registrador digital de datos de vuelo
DGAC	Dirección General de Aviación Civil
DMU	«Data Management Unit»
EQAR	«Enhanced Quick Access Recorder»
FAA	Agencia Federal de Aviación de EE.UU.
FCOM	Manual de operaciones
FCTM	Manual de instrucción de la tripulación de vuelo
FD	Director de vuelo
FDR	Registrador de datos de vuelo
FE(A)	Examinador de vuelo (avión)
FI(A)	Habilitación de instructor de vuelo de avión
FIE(A)	Examinador de habilitación de instructor
FL	Nivel de vuelo
FOM	Ministerio de Fomento
ft	Pie(s)
ft/min	Pies por minuto
ft/seg	Pies por segundo
g	Aceleración de la gravedad
GMC	Control de movimientos en tierra
GS	Velocidad respecto a tierra
h	Hora(s)
HP	Caballo(s) de vapor
hPa	Hectopascal(es)
IFR	Reglas de vuelo instrumental
ILS	Sistema de aterrizaje instrumental
IMC	Condiciones meteorológicas de vuelo por instrumentos
IR(A)	Habilitación de vuelo instrumental de avión
IRE(A)	Examinador para habilitación de vuelo instrumental
IRU	«Inertial Reference Unit»
IVV	Velocidad Vertical Instantánea
JIA	Junta Investigadora de Accidentes
kg	Kilogramo(s)
km	Kilómetro(s)
km/h	Kilómetros por hora

Abreviaturas

kt	Nudo(s)
l	Litro(s)
lb	Libra(s)
LEGE	Indicativo de lugar del aeropuerto de Girona
LGCIU	«Landing Gear Control and Interface Unit»
m	Metro(s)
MEP	Pistón multimotor
METAR	Informe meteorológico aeronáutico ordinario
mph	Milla(s) por hora
MTOW	Peso máximo autorizado al despegue
NOTAM	Aviso distribuido por medios de telecomunicaciones que contiene información relativa al establecimiento, condición o modificación de cualquier instalación aeronáutica, servicio, procedimiento o peligro, cuyo conocimiento oportuno es esencial para el personal encargado de las operaciones de vuelo
OACI	Organización de Aviación Civil Internacional
P/N	Número de parte
PAPI	Indicador de trayectoria de aproximación de precisión
PPL(A)	Licencia de piloto privado de avión
PPL(H)	Licencia de piloto privado de helicóptero
psi	Libras por pulgada cuadrada
QAR	Registrador de acceso rápido
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
QRH	«Quick Reference Handbook»
RESA	Área de seguridad de extremo de pista
RPM	Revoluciones por minuto
s	Segundo(s)
S/N	Número de serie
SE	Monomotor
SPD	Modo velocidad
TSO	«Technical Standard Order»
TMA	Área de control terminal
TWR	Torre de control de aeródromo
UTC	Tiempo Universal Coordinado
VMC	Condiciones meteorológicas visuales
VOR	Radiofaro omnidireccional de VHF
V _{ref}	Velocidad de referencia en el aterrizaje

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Viernes, 31 de agosto de 2007; 21:05 h UTC
Lugar	Aeropuerto internacional Mariscal Sucre de Quito (Ecuador)

AERONAVE

Matrícula	EC-JFX (MSN 672)
Tipo y modelo	AIRBUS A-340-600
Explotador	Iberia, L.A.E.

Motores

Tipo y modelo	ROLLS ROYCE RB211-Trent 556-61
Número	4

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Copiloto
Edad	54 años	38 años
Licencia	PTLA	PTLA
Total horas de vuelo	14.529 h	6.597 h
Horas de vuelo en el tipo	3.160 h	5.392 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			16
Pasajeros			304
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Transporte aéreo comercial – Regular – Internacional de pasajeros
Fase del vuelo	Aterrizaje – Toma de contacto

INFORME

Fecha de aprobación	21 de febrero de 2011
---------------------	------------------------------

0. SINOPSIS

El incidente fue notificado al día siguiente por la Junta Investigadora de Accidentes (JIA) de la República del Ecuador a la Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil (CIAIAC), que nombró un representante acreditado de acuerdo al Anexo 13 de OACI. Posteriormente la JIA delegó la investigación a la CIAIAC. Se informó al BEA de Francia de este hecho.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Reseña del vuelo

1.1.1. *Crucero y aproximación*

El avión había despegado de Madrid-Barajas a las 10:50 h y tras un vuelo totalmente normal había llegado al espacio aéreo de Ecuador. La tripulación de ese vuelo transatlántico estaba formada por el piloto al mando, un comandante de refuerzo y dos copilotos.

La pista en servicio en el aeropuerto Mariscal Sucre de Quito era la 17. El METAR del aeropuerto de las 20:30 h indicaba viento 120° y 9 kt, con ráfagas de 19 kt y dirección variable entre 060° y 180°. La temperatura era 17°, punto de rocío 5°, QNH 1.026 hPa, visibilidad de 10 km o más y nubosidad de 5 a 7 octas a 1.200 m y de 3 a 4 octas a 3.000 m. La publicación de información aeronáutica (AIP Ecuador) le da al umbral de la pista 17 una elevación de 9.217 ft.

El control de tránsito aéreo (ATC) les autorizó a descender a 17.000 ft y a proceder a base izquierda de la pista 17.

La tripulación del EC-JFX no aceptó esa maniobra y solicitó si podía hacer la aproximación ILS a la pista 35 con vuelo en circuito visual («circling») a la 17, a lo cual el ATC les autorizó.

Aproximadamente a las 20:54 h hubo un aviso en cabina de fallo en la bomba hidráulica azul del motor 2 («B ENG2 PMP») y otro de baja reserva de hidráulico azul («B HYD RSVR»). El sistema azul no presuriza el sistema de frenos del avión.

Sobre las 21:00:55 h (tiempo del FDR) el vuelo notificó que estaba en final 35 en «aproximación visual a la 17 para viento en cola izquierda». La torre de control les autorizó el circuito visual a la 17 y les pidió que notificasen base izquierda.

La tripulación había armado la frenada automática en posición 2 para que se activase tras la toma de tierra. A las 21:01:08 h, con el avión a 11.600 ft de altitud,

desconectaron los dos pilotos automáticos. El control automático de empuje se mantuvo conectado durante toda la maniobra hasta la toma.

En el tramo de viento en cola a la 17 el avión descendió a 1.500 ft AGL y al pasar frente a la cabecera de la pista bajaron el tren de aterrizaje (a las 21:04:00 h). Diecisiete segundos después notificaron a la torre «Virando a base izquierda». A las 21:04:25 h informaron al ATC que estaban en final para la 17 y 23 s después fueron autorizados a aterrizar con viento 140° y 8 kt.

De acuerdo con los datos de viento grabados en el DFDR, corregidos por la deriva estimada y el efecto suelo, el avión, establecido en final, encontró un viento que varió aproximadamente entre 18 kt y 0 kt con dirección variable pero, en general, totalmente cruzado respecto al rumbo de la pista (172° magnéticos según la grabación del DFDR). La corrección de viento cruzado se realizó en general con ala casi nivelada (con correcciones pequeñas en alabeo) y manteniendo un ángulo de corrección de deriva (método de «crab»).

Figura 1. Esquema general de la trayectoria seguida por la aeronave según el DFDR

1.1.2. *Aproximación final y toma de tierra*

En la fase final de la aproximación, a 140 ft sobre el terreno, como indica el procedimiento del operador para aproximaciones visuales, el control automático de

empuje (A/THR) estaba conectado en modo velocidad (SPD), los directores de vuelo (FD) no estaban conectados (con lo que el A/THR gestionaba la velocidad), la frenada automática estaba seleccionada en posición «modo dos» («low»), los slats y flaps estaban en configuración «FULL» (24°/34°) y el centro de gravedad estaba aproximadamente al 33% de la cuerda media aerodinámica.

El avión llevaba en la fase final de la aproximación una derrota desviada unos 3° hacia la derecha respecto a la dirección de la pista, y en ese momento su rumbo era prácticamente el de la pista. Posteriormente se incrementó el ángulo de corrección de deriva, de modo que en el contacto con el terreno el ala estaba nivelada, el fuselaje tenía unos 7° de desalineación a la izquierda respecto al eje de la pista y la derrota o trayectoria del centro de gravedad de la aeronave respecto al terreno formaba un ángulo de unos 3° hacia la derecha del eje de la pista.

La primera señal de tierra en los microinterruptores de las patas del tren principal se grabó a las 21:05:06 h. La velocidad Vc era unos 146 kt. El peso de la aeronave en la toma era 240,3 toneladas (el peso máximo al aterrizaje es 259 toneladas). Como se excedieron ciertos valores de aceleración vertical y de velocidad de descenso, el avión generó un informe de cargas «Load report 15», según el cual entre el segundo anterior y posterior a la toma se registraron los siguientes valores límite de diversos parámetros:

	Máximo	Mínimo
Aceleración vertical	2,080 g	1,018 g
Aceleración lateral	-0,050 g	-0,561 g
Roll angle	2,5°	-0,4°
Pitch angle	5,7°	3,7°
Régimen de descenso según el radio-altímetro	-16,0 ft/seg	6,7 ft/seg

El avión tocó la superficie de la pista a unos 160 m del comienzo de la misma, con 175 kt de velocidad respecto al terreno, y desde ese punto aparecieron trozos de neumáticos a lo largo de todo su recorrido de aterrizaje, en el cual la aeronave se mantuvo aproximadamente alineada con el eje de pista hasta que se detuvo en un punto distante 2.720 m desde el comienzo de la misma.

Tras el contacto con la pista, y como consecuencia de haberse dañado el mazo de cables 2M de la pata central del tren de aterrizaje principal (véase el punto 1.3.3), el avión generó los avisos «L/G LGCIU 2 FAULT» («Landing Gear Control and Interface Unit»), «WHEEL TIRE LO PR», «BRAKES AUTO BRK FAULT» y «BRAKES RELEASED». Los dos últimos se mostraron en el ECAM inmediatamente después de dicho contacto, en tanto que los dos primeros no se mostraron por inhibirse su presencia desde el momento de

la toma de contacto hasta que la velocidad es inferior a 80 kt. Por otra parte, los spoilers se extendieron y las reversas actuaron correctamente.

1.1.3. *Carrera de aterrizaje y evacuación del avión*

Durante la carrera de aterrizaje, la torre de control avisó a la tripulación del avión EC-JFX que se observaba neumáticos destrozados, lo que fue colacionado desde el avión a las 21:06:22 h. También les indicó que mantuvieran posición y la tripulación preguntó a las 21:06:48 h por la presencia de los bomberos. La torre confirmó entonces que los bomberos estaban ya tras su posición. La tripulación preguntó si se veía humo o algo anormal.

La tripulación preparó a los tripulantes de cabina por si hubiera que hacer una evacuación de emergencia. Más tarde los bomberos confirmaron a la torre que el avión no podía rodar por sus propios medios, lo que fue corroborado por el personal de mantenimiento de la compañía que se personó en el lugar.

Las ruedas 10, 4 y 8 aparecían reventadas. La rueda 12 aparecía desinflada y las ruedas 3 y 7 soportaron una alta temperatura de frenos.

A las 21:13:38 h la tripulación del avión preguntó si se podía desembarcar a los pasajeros in situ, ya que había que cambiar las ruedas en la propia pista y se necesitaba aproximadamente hora y media para esa operación. La torre de control autorizó esa operación y los pasajeros desembarcaron por una escalera colocada en la puerta delantera izquierda (la más alejada de las ruedas reventadas) y fueron trasladados a la terminal mediante jardineras.

1.1.4. *Acciones posteriores*

Tras la sustitución de las ruedas reventadas y desinfladas, el avión fue trasladado a la plataforma. Posteriormente se sustituyeron también los neumáticos 3, 7, 9 y 11 debido a sobrecarga.

En su informe tras el incidente, el piloto al mando no informó de que hubiese notado algún fallo técnico durante la aproximación y el aterrizaje. En su opinión la aproximación había sido completamente estabilizada y no preveía que pudiese dar lugar a una toma con esa excesiva dureza.

La inspección de la pista tras el incidente permitió observar numerosos restos de neumático esparcidos desde el mismo momento de la toma de tierra, incluyendo una banda de rodadura a unos 600 m desde el umbral. No se informó de que se hubiese encontrado ningún objeto extraño en la superficie de la pista que pudiera haber dañado los neumáticos.

1.2. Información sobre el personal

1.2.1. *Piloto al mando (CM-1), ocupando el asiento izquierdo*

Sexo, edad:	Varón, 54 años
Nacionalidad:	Española
Habilitación de tipo:	A-340
Habilitaciones de tipo anteriores:	B-767, B-757, DC-9, B-747
Horas de vuelo totales:	14.529 h
Horas de vuelo en el tipo:	3.160 h (todas como comandante)
Horas durante los últimos 30 días:	26:15 h
Horas durante los últimos 7 días:	0 h
Horas durante las últimas 72 h:	0 h
Último simulador:	27-3-2007
Comienzo del periodo vigente de actividad aérea:	9:15 h el 31-8-07
Periodo de descanso previo:	Quince días

El piloto al mando tenía una experiencia de 21 años en la compañía. Llevaba volando en el A-340-300 desde junio de 2001 y posteriormente lo alternaba con el A-340-600. Había volado con anterioridad a Quito en 12 ocasiones (en -300 y -600), y había aterrizado pocas veces en la pista 17 (con el -300 y -600). No fue posible determinar el número exacto de aterrizajes que había realizado en esa pista.

El elevado número de tripulantes del operador hacía que, debido a las rotaciones en las programaciones, cada comandante aterrizase sólo unas pocas veces al año en Quito.

Según un análisis de datos FDR del último año que había realizado el operador, aproximadamente el 15% de los vuelos entraban por la 17, sobre todo en los meses de junio a agosto debido a los vientos dominantes.

El programa («syllabus») de entrenamiento del operador del segundo trimestre del año 2006 estaba centrado en Quito, y por tanto las aproximaciones a ambas pistas se realizaban en simulador del -300 (el operador no tenía simulador de A-340-600 a la fecha del incidente).

1.2.2. *Copiloto (CM-2), ocupando el asiento derecho*

Sexo, edad:	Varón, 38 años
Nacionalidad:	Española

Habilitación de tipo:	A-340
Habilitaciones de tipo anteriores:	MD-87
Horas de vuelo totales:	6.597 h
Horas de vuelo en el tipo:	5.391 h (todas como copiloto)
Horas durante los últimos 30 días:	33:55 h
Horas durante los últimos 7 días:	0 h
Horas durante las últimas 72 h:	0 h
Último simulador:	15-7-2007
Comienzo del periodo vigente de actividad aérea:	9:15 h UTC el 31-8-2007
Periodo de descanso previo:	Quince días

El CM-2 estaba en la compañía desde el 1-12-1997. Había volado con anterioridad a Quito en 18 ocasiones, y había aterrizado sólo unas pocas veces en la pista 17, aunque no fue posible determinar ese número con exactitud.

1.3. Información técnica sobre la aeronave

1.3.1. General

El A-340-600 había sido utilizado por el operador para volar al aeropuerto de Quito desde el diciembre de 2005. El avión transporta, en una configuración típica con dos clases, 352 pasajeros (comparado con 266 pasajeros en una configuración típica del A-340-313). El peso máximo al aterrizaje del avión EC-JFX (número de serie MSN 672) es de 259 toneladas.

El tren de aterrizaje principal del Airbus A-340-600 tiene tres patas con cuatro ruedas cada una, que se numeran como se muestra en la figura 2 adjunta. Las doce ruedas llevan frenos. Los neumáticos son radiales Michelin Near Zero Growth (NZG) de medida 1400 x 530R23/40/235, número de parte (P/N) M16004. Estos neumáticos cumplen la "technical standard order" (TSO) 62D de la Federal Aviation Administration (FAA). El límite de velocidad del neumático («tire speed limit») es 235 mph (204 kt o 378 km/h).

Los ángulos de cabeceo que producen un golpe de la cola con la pista son 12° (amortiguadores totalmente extendidos) y 8,5° (amortiguadores totalmente comprimidos). Estos valores se deben comparar con 14,2° y 10,1° respectivamente para el A-340-300.

Figura 2. Numeración de las ruedas según esquema elaborado por el fabricante de los neumáticos (Michelin)

El Manual de Vuelo de la aeronave, sección 4.03.00 P 07A, 17-4-2003, proporciona la tabla adjunta con la pérdida de altitud que se produce tras el inicio de una maniobra automática de motor y al aire dependiendo de la altura a la que se encuentre el avión en ese momento:

Altitude loss after automatic go around initiation

Initiation height (ft)	Height loss (ft)
Above 75	32
50	22
40	18
30	14
20	10

Tras la toma de tierra en el vuelo del incidente se realizaron las siguientes tareas en el sistema de frenos:

SANGRADO DE CONJUNTOS DE FRENOS SISTEMA ALTERNATIVO AMM 32-43-00-870-801

SANGRADO DE CONJUNTOS DE FRENOS SISTEMA NORMAL AMM 32-42-00-870-801

En el historial reciente de mantenimiento de la aeronave no había reportes de problemas de frenos que hubieran podido tener relación con el incidente.

El avión llevaba incorporados los siguientes boletines de servicio emitidos por Airbus:

- Cambio en la ley de control de vuelo para mejora del comportamiento lateral («Flight Control Law – improvement in lateral behaviour»), incorporado el 3-2-2006.
- Nuevo estándar para la computadora de avisos de vuelo (FWC W5), SB31-5024, incorporado el 17-2-2007.
- SB 31-5029 para activación de los avisos («callouts») de 70-60 ft, incorporado el 17-2-2007.

Las ruedas 3, 4, 7, 8, 9, 10, 11 y 12 del avión (véase figura 2) fueron enviadas para inspección detallada a las instalaciones de su fabricante Michelin en Francia. Los resultados más relevantes de esta inspección (informe RG Number 307-122 de Michelin) fueron:

- No se encontró nada anormal en los registros de fabricación de los neumáticos.
- Los neumáticos 4, 8 y 10 soportaron elevadas cargas durante la toma con unos esfuerzos, deformaciones y deriva considerables.

Los neumáticos que reventaron se habían deformado en las siguientes condiciones:

- Impacto severo en el aterrizaje, en la cara exterior de la corona (del lado del número de serie).
- Flexión de la cara lateral, contacto con el suelo, fricción y abrasión total de la cara lateral, causando un rápido desinflado y reventón.
- Dislocación del neumático durante la realineación de la aeronave con el eje de la pista con desplazamiento totalmente desinflado, rotura de las capas de la carcasa en la llanta y en los flancos («shoulders»); fricción, raspado y perforación de la capa de rodadura y rotura total del bloque de la capa de rodadura.

La carga y esfuerzo soportados por esos tres neumáticos durante la toma dura con deriva llevaron al rápido reventón tras el impacto con la pista y dislocación de los elementos durante el recorrido posterior cuando ya estaban totalmente deshinchados.

En los otros 5 neumáticos no se detectó ninguna anomalía, excepto arañazos transversales en los flancos y arañazos longitudinales a 10° en la banda de rodadura, confirmando la existencia de una toma con deriva.

1.3.2. *Carga límite en los neumáticos*

Airbus informó que su especificación de neumáticos incluía un requisito específico para cubrir los aterrizajes con resbalamiento, que indicaba que el neumático no sufrirá daños en una toma con una combinación de velocidad de descenso y ángulo de deriva incluida en el gráfico de la figura 3 adjunta.

Figura 3. Dominio operacional de los neumáticos del A-340-600.
Se ha marcado el punto de la toma del EC-JFX en el incidente, con
aproximadamente 3,3 m/s y 10° de resbalamiento

La especificación de Airbus también detallaba la curva de velocidad/tiempo que había que aplicar para demostrar la resistencia del neumático mediante un ensayo consistente en simular la toma con deriva en un dinamómetro, de modo que la velocidad decrece constantemente y al mismo tiempo la carga vertical también va variando. En el ensayo se alcanzaba un pico de carga vertical de unos 24.000 daN (véase figura 4).

Para el tipo de neumáticos del incidente, Airbus dijo que Michelin demostró el cumplimiento con este requisito realizando un ensayo en dinamómetro que simulaba una toma con más de 20° de resbalamiento y un régimen de descenso de 2,4 m/s (7,9 ft/s) sin que se dañara el neumático.

Airbus informó que sus cálculos indicaban que cada neumático del EC-JFX había estado sometido al menos a 36.000 daN durante la toma del incidente (asumiendo conservativamente una distribución uniforme de la carga entre las 12 ruedas). Por lo tanto, esa carga superaba los 24.000 daN de valor máximo ensayado durante la cualificación del neumático.

Un ensayo dinamométrico también se requiere en la «technical standard order» C62D de la FAA.

Figura 4. Combinación de velocidad y carga vertical utilizada en la calificación de aterrizaje con resbalamiento de los neumáticos que equipaban al EC-JFX

Además, Airbus indicó que en más de 160.000 ciclos acumulados por la flota A-340-500 y -600 que comparten el mismo tren y neumáticos, no se habían producido informes de fallos de neumáticos dentro de su dominio operacional. La experiencia de reventones en aterrizajes duros con excesiva deriva residual se limitaba a dos sucesos (véase punto 1.8).

1.3.2. Otros daños

Cabe reseñar que en la pata central del tren de aterrizaje principal se encontraron dañados el mazo de cables 2M y su conector al bogie; este mazo recorre la parte delantera de dicha pata del tren y a través de él se transmiten las señales de posición del bogie y giro de las ruedas a la LGCIU («Landing Gear Control and Interface Unit») número 2. La ausencia de daños en el bogie indica que estos daños se produjeron, probablemente, por impacto de trozos desprendidos de los neumáticos.

1.4. Información meteorológica

Los METAR del aeropuerto de Quito aplicables a la aproximación y la toma fueron los siguientes:

	21:00 h	Especial 21:07 h	21:30 h
Viento	110° 9 kt, con ráfagas de 19 kt, su dirección variando de 040° a 150°	100° 7 kt	110° 8 kt
Nubosidad	5 a 7 octas a 1.200 m; de 3 a 4 octas a 3.000 m	5 a 7 octas a 1.200 m; de 3 a 4 octas a 3.000 m	5 a 7 octas a 1.200 m; de 3 a 4 octas a 3.000 m
Temperatura	16°	16°	16°
Punto de rocío	4°	4°	4°

En los tres casos la visibilidad horizontal era superior a 10 km, el QNH era 1.026 hPa y no se preveían cambios significativos.

1.5. Información sobre el aeródromo

El aeropuerto de Quito tiene una pista 35/17 de 3.120 × 46 m, con 352° y 172° de rumbo magnético respectivamente. La franja de pista tiene 3.240 × 160 m. La pista 35 tiene un área de seguridad de extremo de pista (RESA) de 280 × 90 m.

La pista 35 tiene un ILS de Categoría I, mientras que la 17 no dispone de ILS. La pista 35 tiene un sistema de luces Indicador de trayectoria de aproximación de precisión (PAPI) situado a la izquierda que proporciona una pendiente de aproximación de 3,12°. La pista 17 también tiene un PAPI situado a la izquierda con una pendiente de aproximación de 3°.

En la Figura 5(a) se ha representado el perfil longitudinal de la pista; en ella se puede observar que la pista 17 empieza con una pendiente ascendente del orden del 1%.

Figura 5(a). Perfil longitudinal de la pista

En la Figura 5(b) se ha reproducido la carta correspondiente a la aproximación instrumental realizada por la tripulación a la pista 35, previa al «circling» para la aproximación visual a la pista 17.

Figura 5(b). Aproximación «Descenso 4» en el AIP Ecuador

1.6. Registradores de vuelo

1.6.1. Registrador de voz en cabina

El avión llevaba un registrador de voz en cabina de estado sólido Honeywell P/N 980-6022-001. Este registrador graba los últimos treinta minutos de sonidos en la cabina de vuelo en cuatro pistas correspondientes al micrófono del CM-1, micrófono del CM-2, micrófono del CM-3 y micrófono de ambiente. Hay otras dos pistas que graban dos horas del micrófono de ambiente y los otros tres canales mezclados en uno sólo.

La descarga de la información de este registrador permitió obtener los correspondientes ficheros de sonido. Sin embargo, se determinó que probablemente el avión permaneció energizado y el registrador grabando bastante tiempo después de producirse el incidente, ya que en el canal del micrófono de área se puede oír lo que parece el sonido de aeronaves despegando o aterrizando y finalmente la presencia en la cabina de más de una persona con acento ecuatoriano, posiblemente personal de mantenimiento del operador, que hablan entre sí y parecen accionar diferentes interruptores hasta que acaba la grabación. Por lo tanto, el CVR no pudo aportar información de utilidad a la investigación.

En este punto, cabe reseñar que el operador de la aeronave había establecido, con fecha 24 de mayo de 2006, procedimientos¹ para que el personal de mantenimiento desconectara el CVR tras un incidente, contemplados en el apartado 5.4 de la denominada *Norma MK-NT01 QR25*, en los términos siguientes:

«5.4 Preservación de Evidencias

La Base o Destacamento de Mantenimiento deberá preservar toda posible evidencia del accidente o incidente grave, desde el primer momento y hasta que las Autoridades, o la Unidad de Procedimientos y Seguridad en el caso de que no hayan instrucciones explícitas de las Autoridades, lo determinen.

La preservación de las evidencias consta de:

- Preservación de registros CVR, FDR, DAR/QAR/EQAR, PCMCIA. Se impedirá la grabación de nuevos datos/parámetros para evitar borrar por sobre-escritura registros anteriores. Para ello, en cuanto el personal TMA acceda al avión deberá retirar la alimentación eléctrica a los equipos, de acuerdo con las instrucciones del AMM. En ausencia de instrucciones de Autoridades, y si el avión no estuviese custodiado, deberán desmontarse los registradores y llevarlos a un lugar seguro y custodiado, hasta su entrega a las Autoridades, o para su envío al Departamento STAR de la Unidad de Fiabilidad, según proceda.

.../...»

¹ Este procedimiento tuvo su origen en la investigación realizada por la CIAIAC de un incidente ocurrido en el año 2005, en el que se dio la misma circunstancia que en éste en lo que a la grabación del CVR se refiere.

1.6.2. *Registrador de datos de vuelo*

El avión llevaba un registrador de datos de vuelo de estado sólido Honeywell P/N 980-4700-042 que se descargó y aportó información de utilidad para la investigación.

Los datos de mayor relevancia para la investigación se presentan en los siguientes gráficos. El régimen de descenso representado es el valor grabado en el FDR (parámetro IVV). La velocidad indicada y la velocidad respecto al terreno (GS o «ground speed») tienen una notable diferencia al estar el aeropuerto a gran altitud.

Figura 6. Régimen de descenso y senda de descenso

Figura 7. Velocidad del avión durante la aproximación

Figura 8. Velocidad y dirección del viento durante la aproximación

Figura 9. Rumbo y aplicación del pedal de dirección

Figura 10. Alabeo y aplicación de alerones

Figura 11. Cabeceo y aplicación de timón de profundidad

Figura 12. Aceleración vertical (máximo en la toma: 2,08 g)

Figura 13. Aceleración lateral (máximo en la toma: $-0,561$, aceleración hacia la izquierda)

El empuje automático estuvo conectado todo el tiempo.

Hasta el segundo -25 hay ángulos de alabeo a la izquierda grandes, mientras se termina el viraje de base a final. Tras el viraje el rumbo del avión pasa a estar en el entorno de $160-165^\circ$. El gráfico de aceleración lateral en esos segundos muestra que el avión derrapa hacia la derecha (produciendo aceleración a la izquierda).

Figura 14. Parte final de la trayectoria de la aeronave obtenida de los datos de coordenadas del FDR ajustando el punto final en el que se detuvo la aeronave en la pista. Foto propiedad de Google Earth

De gran importancia en el suceso fueron los sucesivos cambios que se produjeron en la componente de viento cruzado durante los últimos 20 segundos previos a la toma.

El avión llevaba un alto régimen de descenso debido a la elevada velocidad respecto al suelo (no porque la aproximación fuera desestabilizada en ese aspecto) y en el último instante se produjo una rotación, que no pudo detener el elevado régimen de descenso.

Además, poco antes de producirse el contacto con la pista, hay una aplicación momentánea de pedal de timón de dirección a la derecha sin efecto porque no hay tiempo para que se corrija el ángulo de desalineación del fuselaje respecto al eje de la pista (ángulo de «crab»).

Los valores en la toma son:

- Actitud o ángulo de cabeceo del avión: alrededor de 5° (el máximo para producir un golpe de la cola con la pista son 8,5° con amortiguadores totalmente comprimidos).
- Timón de profundidad: unos 6° en la dirección morro arriba.
- Rumbo: Entre 165° y 166°.
- Pedal: 9° a la derecha.

1.7. Procedimientos operacionales

El operador proporcionaba información y establecía procedimientos para el aeropuerto de Quito en su manual de operaciones, parte C (24-11-2005). Se indicaban los siguientes aspectos relevantes al incidente objeto de este informe:

- Dada la orografía del entorno, es imprescindible respetar estrictamente las velocidades máximas de las maniobras publicadas.
- La aproximación principal es la ILS-VOR 35. Se permitía un viento en cola de 10 kt.
- Para la pista 17 sólo es posible una aproximación circling al E [este] de la pista 17/35.
- La maniobra de circling con baja visibilidad está descrita en el «Flight Crew Operating Manual» (FCOM) emitido por el fabricante de la aeronave, sección 3.03.19 (véase figura 15). En ella se indica que es preciso realizar un tramo base al final del cual el avión está estabilizado a 400 ft de altura. La aproximación visual en circuito estándar se realiza a 1.500 ft sobre el terreno (véase figura 16).

Dadas las condiciones del Aeropuerto de Quito, el operador requería que el piloto a los mandos (PF) durante el aterrizaje fuese siempre el Comandante de la aeronave. Éste debía tener al menos un año de antigüedad en la flota A-340. Para mantener la habilitación del aeropuerto debía haber aterrizado allí al menos una vez en el último año. De lo contrario debía realizar entrenamiento en simulador de ese aeropuerto o bien volar allí como observador en un vuelo de línea normal.

No se tiene constancia de que el operador, por sí mismo o con apoyo del fabricante, hubiera hecho un estudio operacional a fondo de las condiciones de aterrizaje en la pista 17 de Quito cuando se iniciaron las operaciones a ese aeropuerto.

El operador no disponía de simulador de vuelo de A-340-600, aunque sí de A-340-300.

El fabricante proporcionaba información sobre aterrizajes con viento cruzado del A-340-600 en el FCOM aplicable al operador. En él se indica:

«Crosswind landings: The preferred technique is to use rudder to align the aircraft with the runway heading during the flare while using lateral control to maintain the aircraft on the runway centerline.»

Otra información operacional del fabricante (FCOM Bulletin No 814/1 de junio de 2004) indicaba:

«Before flare height, heading corrections should only be made with roll. As small bank angles are possible and acceptable close to the ground, only small heading changes can be envisaged. Otherwise, a go-around should be initiated. [...]

Use of rudder, combined with roll inputs, should be avoided, since this may significantly increase the pilot's lateral handling tasks. Rudder use should be limited to the "de-crab" manoeuvre in case of crosswind, whilst maintaining wings level with the sidestick in the roll axis.»

Figura 15. Maniobra de aproximación en circuito de baja visibilidad extraída del FCOM de Iberia

El «Flight Crew Training Manual» de Airbus indicaba en su apartado 02.160 que en caso de viento muy fuerte el avión puede tomar tierra con una deriva residual de 5° como máximo para evitar un alabeo excesivo (5°). Aunque el FCOM no incluía ninguna limitación en ese sentido, sí había un boletín operacional (FCOM Bulletin 819/1, diciembre-06, «Avoiding hard landing») que recogía esa limitación, además de muchas otras recomendaciones a aplicar durante aterrizajes con viento cruzado.

Figura 16. Circuito visual estándar, extraído del FCOM de Airbus

El operador tenía procedimientos generales para viento cruzado (para todo tipo de aeronaves) en su Manual de Operaciones Parte B 2.05.50. Aunque el manual no establecía ningún valor, la costumbre era eliminar el ángulo de crab mediante la aplicación de pedal cuando el avión estaba ya por debajo de unos 20 ft.

El curso de diferencias entre A-340-600 y A-340-300 consistía en un día de sesión teórica y al menos dos tomas en el -600. El curso subrayaba, además de las restantes diferencias, especialmente las diferencias en cuanto a geometría y posibilidad de golpear la pista con la cola.

El operador no tenía instrucciones para que se desconecte el CVR después de un suceso investigable en su Manual de Operaciones. Sí había instrucciones para el personal de mantenimiento para desconectar el CVR tras un suceso.

1.8. Sucesos similares ocurridos con anterioridad

Se tuvo noticia de otros dos sucesos que habían implicado a A-340-600 en aterrizajes con viento cruzado y que habían resultado en reventones de neumáticos en la toma de tierra:

- Aterrizaje en el Aeropuerto de Heathrow el 25 de febrero de 2006. El informe final del suceso² indica que cuando el piloto desconectó el piloto automático a 275 ft de altura, encontró cada vez más difícil el mantener el avión alineado con la prolongación del eje de la pista en las difíciles condiciones de viento que se presentaban. Para poder permanecer en la pista el ángulo de deriva se incrementó a más de 10°, lo que resultó en el reventón de dos neumáticos y daños menores al tren y flaps.
- Aterrizaje en el Aeropuerto de Melbourne el 26 de octubre de 2005. El informe final del suceso³ indica que el avión tomó tierra con 15° de ángulo de deriva a la derecha, y con 5° de alabeo en la dirección ala derecha abajo, lo que resultó en el reventón del neumático de la rueda número 1. Se produjo una situación de «dual input» al comandar ambos pilotos órdenes de control a la vez con sus palancas de control.

1.9. Fuerzas laterales producidas por el contacto de los neumáticos con la pista durante la toma de tierra

El siguiente análisis tiene relevancia en la medida que, dada la desalineación que llevaba la trayectoria del avión respecto a la pista, se requería una gran fuerza lateral hacia la izquierda en la toma para que pudiera corregir la trayectoria, evitando así que el avión se saliera de la pista tras el contacto con su superficie.

Si el avión no hubiese tocado tierra con un cierto ángulo de crab es posible que no se hubiese generado la aceleración lateral de $-0,561\text{ g}$ (lo que era bueno para no reventar los neumáticos), pero por el contrario, es posible que no hubiese habido fuerza lateral suficiente para cambiar su trayectoria.

En una toma con un ángulo de deriva («crab») α , el movimiento de la rueda, de A hasta C (véase figura 17), se puede descomponer en una rodadura libre de A hasta B y un desplazamiento o derrape de B a C en sentido perpendicular al plano de giro de la rueda.

Por la fricción en ese desplazamiento de B a C, aparece una fuerza perpendicular al plano de la rueda que se opone a ese desplazamiento. En ocasiones a esta fuerza se le llama «cornering». Sin embargo, en determinados documentos de Airbus⁴ se llama fuerza «cornering» al componente F_d del dibujo y se llama fuerza de frenada al componente F_t .

El desplazamiento AC es mayor que la rodadura AB. En este caso también hay un deslizamiento y se define un «slip rate» igual a la razón de $(AC-AB) / AC$ que, como se puede ver, vale $(1 - \cos(\alpha))$.

² Informe EW/C2006/02/04 del AAIB del Reino Unido.

³ Aviation Occurrence Report 200505311 del ATSB de Australia.

⁴ Flight Operations Briefing Notes. Landing Techniques. Crosswind Landings (Ref. FLT_OPS-LAND-SEQ 05- REV 02-APR. 2006).

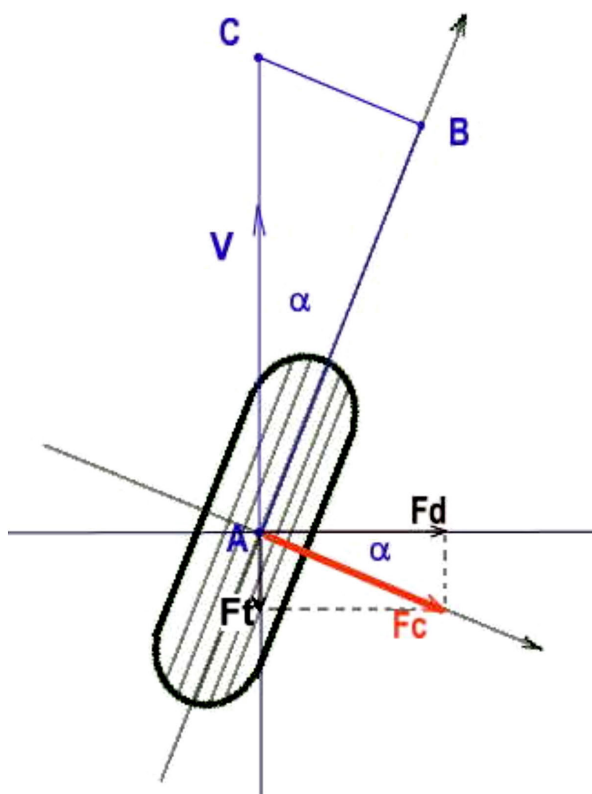


Figura 17. Esquema de fuerzas

El efecto «cornering» es máximo para valores de relación rodadura-deslizamiento («slip rate») del orden de 0,15. Entonces $\cos(\alpha) = 0,85$ y α es del orden de los 30° .

El efecto «cornering» proporciona fuerzas directoras (componente perpendicular al desplazamiento de la rueda) y fuerzas retardadoras F_t de frenado en la dirección y sentido opuesto al movimiento.

Si se trata de maximizar la fuerza directora, $F_d = F_c \cdot \cos(\alpha)$, del efecto «cornering» se debe encontrar, mediante tanteos, cual es el ángulo de orientación de la rueda que maximiza el producto $F_c \cdot \cos(\alpha)$. Para valores crecientes desde 0° a unos 30° , crece F_c , mientras que el coseno decrece al aumentar α . El valor máximo de F_d se obtiene experimentalmente teniendo en cuenta las características concretas de cada caso.

En definitiva, durante el incidente el ángulo de deriva de unos 10° por un lado fue suficiente para imprimir al avión una aceleración lateral de $-0,561\text{ g}$ que modificó su trayectoria, pero por otro lado sometió al propio neumático a cargas laterales elevadas.

1.10. Acciones preventivas

1.10.1. Operador

El operador suspendió la operación del A-340-600 al Aeropuerto de Quito en noviembre 2007, tras un accidente ocurrido a otro avión en ese aeropuerto. Una vez definidas las maniobras de aproximación a las dos pistas, de manera que se garantizaba que los aviones estaban convenientemente estabilizados con antelación suficiente para la toma, adoptó un nuevo procedimiento de aproximación de precisión a la pista 35 y optó por proceder directamente al aeropuerto alternativo en el caso de estar en servicio la pista 17.

Dada la magnitud de la flota del operador, se daba la circunstancia de que los pilotos volaban a Quito de manera muy espaciada en el tiempo, por lo que el operador ha definido un grupo de comandantes para que volaran allí con más asiduidad.

El operador dispone actualmente de un simulador de vuelo de A-340-600 para entrenamiento de sus tripulaciones.

1.10.2. *Fabricante de la aeronave*

En el momento del incidente, el fabricante tenía varios documentos y publicaciones divulgativas en vigor que cubrían los temas de tomas duras y aterrizajes con viento cruzado en el A-340-600. Se estaban produciendo más tomas duras en el -600 (11 trenes de aterrizaje desmontados a consecuencia de ello) que en el -300, al ser el primero más largo y pesado que el segundo. Según Airbus, la información de seguridad más relevante se había incorporado al «Flight crew training manual» (FCTM) en abril de 2007.

Tras el incidente, en Septiembre de 2007, el fabricante proporcionó una sesión informativa al operador recordando diversos aspectos para prevenir estas situaciones. La presentación incluía el análisis de datos de aterrizajes reales proporcionados por varios operadores de flotas A-340-300 y A-340-600. Algunos aspectos de la presentación eran:

- Proporción más elevada de tomas duras en el A-340-600 con respecto al A-340-300.
- Proporción relativamente más elevada de tomas duras en los aeropuertos de Quito y San José (debido a su dificultad intrínseca por factores locales).
- Constatación de que la mayoría de las rotaciones finales en A-340-600 se hacían dejando mucho margen hasta el golpe con cola en la pista.
- Propuestas de mejora en el entrenamiento.
- Recordatorio de las recomendaciones habituales de:
 - Evitar la desestabilización de la trayectoria por debajo de 200 ft.
 - El régimen de descenso debe estar controlado antes del inicio de la rotación final (es decir, una pendiente de alrededor de 3° y el régimen sin aumentar).
 - Iniciar la rotación con presión firme hacia atrás de la palanca y manteniéndola según se requiera.
 - Evitar mover la palanca hacia delante una vez iniciada la rotación (aflojar la presión hacia atrás de la palanca es aceptable).

En octubre de 2007 Airbus emitió otro documento divulgativo para presentar los resultados de las tomas duras en la flota A-340 (como se ha indicado arriba, 11 cambios de tren en el serie -600 frente a 16 en el serie -300, teniendo la flota de este último 27 veces más aterrizajes que el primero).

Las medidas en marcha para paliar en lo posible la situación, además de las recomendaciones operacionales y de entrenamiento, eran la introducción de un nuevo aviso automático de 70-60 ft durante la aproximación, ya incorporado por muchos operadores (el EC-JFX lo llevaba implementado, véase apartado 1.3), mejora de la lógica del «load report 15» emitido por la «Data Management Unit» (DMU) y modificación del «lower articulation link» del tren principal de aterrizaje, las cuales también habían sido ya implementadas por la mayoría de los operadores.

2. ANÁLISIS

2.1. General

El análisis de la información disponible indica que el vuelo se desarrolló de forma normal hasta pocos momentos antes del contacto con la pista.

Se considera que los avisos «B ENG2 PMP» y «B HYD RSVR» que aparecieron durante la aproximación no tuvieron influencia técnica en el suceso. Los frenos y las reversas de empuje funcionaron correctamente.

La tripulación no reportó mal funcionamiento de ningún sistema del avión.

El hecho de que estuviera en servicio la pista 17, y no la 35 en la que se realizaba la aproximación principal VOR-ILS según las instrucciones del operador, obligaba a realizar una maniobra de aproximación en circuito.

La realización de esta maniobra está sujeta a ciertas restricciones debido a la orografía de la zona del aeropuerto. La existencia de una montaña en la prolongación del tramo de viento en cola (véase figura 1) impide prolongar en exceso ese tramo. No se tienen evidencias de que el operador tuviera definida esa maniobra en detalle.

En este caso, el tramo de viento en cola se hizo con una separación escasa de la pista y se realizó un viraje continuo desde el tramo de viento en cola hasta final, sin definir el tramo base, que dejó el avión bastante bien alineado con la pista y a una altura de 500 ft de radioaltímetro. Sin embargo, el punto en el que se inició el viraje hizo que sólo quedaran unos 27 s (aproximadamente 1 NM de distancia, véase Apéndice A) hasta la toma de tierra. Es discutible si pudo haberse prolongado más el tramo de viento en cola sin entrar en conflicto con el terreno ascendente de la montaña.

La tripulación había seleccionado frenada automática en Modo 2 («Low») lo cual hacía que quedase un margen de aproximadamente el 20% de la distancia de pista disponible para el aterrizaje respecto a la necesaria. Si se hubiese seleccionado frenada en modos 3 o 4, lo que es más habitual para aeropuertos a esa altitud, hubiese quedado más margen teórico de pista (entre el 30% y el 42%, respectivamente) y probablemente la presión de la tripulación para tocar lo más cerca del umbral posible hubiera sido menor.

Pese al poco tiempo hasta la toma, el avión realizó una aproximación razonablemente estabilizada en senda de descenso y velocidad (alrededor de 150 kt de velocidad calibrada) con la adecuada corrección del viento cruzado, que era aproximadamente de unos 10 kt cruzado de la izquierda.

La velocidad de descenso era elevada debido a la alta velocidad respecto al terreno (GS). Cuando la aeronave se encontraba a 400 ft de altura sobre el umbral de la pista, la

velocidad de descenso calculada era de unos 1.500 ft/min, por encima de los 1.200 ft/min establecidos por el operador, y de unos 1.000 ft/min al iniciarse la rotación final (o «flare»).

La componente de viento en cara fue elevada al principio y muy pequeña al llegar al suelo. La componente de viento cruzado en el entorno de 10 kt que había al principio de la aproximación también casi desapareció cuando el avión estaba muy cerca del suelo.

Por tanto, la tripulación se encontró sucesivos cambios que se produjeron en la componente de viento cruzado durante los últimos 20 segundos previos a la toma. En esas condiciones, era difícil conseguir la adecuada alineación de la trayectoria con la pista, máxime teniendo en cuenta la longitud de pista disponible, la elevada velocidad respecto al terreno y otros factores que complican la operación en Quito. La indicación del FCTM de Airbus de que no se superen 5° de alabeo ni de guiñada en las correcciones por viento cruzado en el momento de la toma son difíciles de cumplir en la práctica, ya que el piloto no tiene referencias para medir con exactitud esos ángulos y mucho menos en momentos de elevada carga de trabajo.

Estos cambios de viento a muy baja altura probablemente contribuyeron a que la tripulación no consiguiera estabilizar la aeronave en cuanto a régimen de descenso y ángulo de cabeceo, y también impidieron que la trayectoria horizontal pudiese corregirse adecuadamente para que quedara alineada con el eje de la pista. Pese a que el METAR de las 21:00 h del aeropuerto preveía ráfagas de 19 kt, el control de tráfico aéreo sólo dio viento de 140° y 8 kt, sin ráfagas, a las 21:04 h. Se puede observar en el apartado 1.4 que a las 21:07 se emitió un METAR especial con viento 100° y 7 kt, por lo que es posible que en esos momentos de la aproximación final del avión se estuviese produciendo una notable variación de las condiciones de viento reinante.

Hubiera sido necesario aplicar mando de alabeo a la izquierda con suficiente antelación antes de la toma de tierra lo cual, a baja altura, podía acarrear otros riesgos. El rumbo del avión ya estaba desviado a la izquierda y sin embargo su centro de gravedad seguía desplazándose hacia la derecha. En esas condiciones, una aplicación de pedal derecho para alinear el fuselaje con el eje de pista a demasiada altura podría haber agravado el riesgo de que el avión se saliese por la derecha de la pista. La aplicación final de pedal no fue suficiente para enderezar el fuselaje a tiempo y las ruedas sufrieron una elevada carga lateral que fue transmitida a través del amortiguador al resto de la estructura.

El hecho de que la aeronave no estuviera estabilizada durante la aproximación, con una velocidad de descenso excesiva y siendo necesarias fuertes correcciones en guiñada y alabeo para mantener la trayectoria horizontal requerida, probablemente también provocó una elevada carga vertical en la toma. La rotación final fue normal en comparación con datos de otras rotaciones proporcionados por Airbus, aunque existe la percepción de que se debe ser muy cuidadoso en el A-340-600 para evitar golpear la pista con la cola y ello hace que por lo general las rotaciones sean menores que las que se aplican en el A-340-300.

La opción más segura hubiera sido realizar un motor y al aire durante el tramo final de la aproximación, lo cual se podía realizar incluso a alturas muy bajas sin tocar la superficie de la pista (véase tabla de pérdida de altitud, aunque está referida a vuelo automático, del apartado 1.3.1).

Pese a todo, tras los reventones de neumáticos, la tripulación pudo mantener en control direccional en la carrera de aterrizaje y detener el avión en la pista, minimizando así los daños del incidente. Tras cerciorarse del estado de la aeronave con la ayuda de la torre y de los bomberos que acudieron rápidamente al lugar, se tomó la acertada decisión de realizar un desembarque de los pasajeros usando escaleras.

La tripulación no reportó que notase nada anormal durante la aproximación. Debido a que el registrador de voz en cabina se regrabó, no pudo evaluarse la gestión de recursos en cabina o los posibles avisos estándar que se produjeron para ayudar al piloto a los mandos. Pese a que el operador había establecido procedimientos para que el personal de mantenimiento desconecte el CVR tras un incidente (Norma MK-NT01 QR25, de 24 de mayo de 2006, apartado 5.4), en este caso no se tomaron las medidas oportunas, de acuerdo a lo establecido en el Anexo 6 de OACI (6.3.11.2).

2.2. Resistencia de los neumáticos

Las altas cargas laterales sobre los neumáticos en la toma de tierra, coincidieron simultáneamente, con las cargas verticales de un aterrizaje algo más duro de lo normal y con cargas de inercia y centrífugas fuertes debidas a la alta velocidad respecto al suelo, por causa de la gran elevación del aeropuerto de Quito, aunque no se superó el límite de velocidad del neumático de 204 kt.

La combinación de ambas cargas, lateral y vertical, aunque estaba dentro de la envolvente certificada de la aeronave, superaba los límites de resistencia de los neumáticos, lo que provocó la rotura de los de las ruedas 8, 10 y 4 durante el contacto con la pista y los primeros momentos de la carrera de aterrizaje.

En ese sentido, se tienen los precedentes de dos sucesos similares el Londres y Melbourne en los cuales se produjeron reventones de neumáticos con combinaciones de cargas inferiores a las que encontró el EC-JFX según la siguiente tabla:

	Lateral	Vertical
Quito	-0,56 g	2,08 g
Heathrow	-0,37 g	1,75 g
Melbourne	0,4 g	1,7 g

Se requirió al fabricante de la aeronave información sobre la resistencia del neumático en cuanto a combinación de cargas laterales y verticales. La respuesta fue que las condiciones de la toma en Quito superaban las especificaciones ensayadas durante la calificación del neumático (véase figura 3).

De acuerdo a los datos de calificación, es posible que con menor velocidad de descenso en el contacto con la pista los neumáticos hubieran resistido pese a llevar una deriva de unos 10°.

Por tanto, no se encontró base suficiente para emitir ninguna recomendación relativa a la resistencia del neumático.

2.3. Acciones preventivas

2.3.1. Operador

En el apartado 1.10.1 se explican las acciones realizadas por el operador, en relación con la operación del A-340-600 en el Aeropuerto de Quito, la selección de Comandantes para dicha operación y la disponibilidad de un simulador de vuelo de A-340-600 para la formación de sus tripulaciones. Se considera que son adecuadas y, por lo tanto, no se considera procedente emitir recomendaciones de seguridad al respecto.

2.3.2. Fabricante de la aeronave

El fabricante había publicado diversa documentación referente a tomas duras en general, y a aterrizajes con viento cruzado en particular, antes de que ocurriese este incidente. Sin embargo, la dispersión de esa información en diversos documentos de aplicación a la formación o a la operación de la aeronave disminuía su efectividad, en opinión del operador. En concreto, el límite de 5° como máximo ángulo de deriva con el que se puede tomar, se encontraba en el manual de entrenamiento de las tripulaciones (FCTM) y no en el manual de operaciones.

La revisión de los manuales de otras aeronaves no ha detectado que incluyan esta información en el apartado de limitaciones del Manual de Operaciones.

3. CONCLUSIÓN

No se encontraron evidencias de defectos previos en los neumáticos de la aeronave, malfunciones en los sistemas de la misma, ni tampoco de presencia de objetos extraños en la superficie de la pista.

Se considera que la causa probable del suceso fue la realización de la toma de tierra con un elevado ángulo de deriva respecto al eje de la pista combinado con un elevado régimen de descenso, como consecuencia de haberse realizado una aproximación no estabilizada, con una velocidad de descenso excesiva y siendo necesarias fuertes correcciones en guiñada y alabeo para mantener la trayectoria horizontal requerida.

El tramo de viento en cola del circuito de aproximación visual se hizo con una separación escasa de la pista y se realizó un viraje continuo desde el tramo de viento en cola hasta el tramo final de esta, lo que dejó un escaso margen para estabilizar la aeronave antes de la toma.

Los sucesivos cambios que se produjeron en la componente de viento cruzado cuando la aeronave se encontraba cerca del suelo contribuyeron a que la tripulación no consiguiera estabilizarla durante la aproximación final.

APÉNDICE A

Detalle de la trayectoria final

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Lunes, 19 de noviembre de 2007; 21:54 h¹
Lugar	Aeropuerto de Madrid-Barajas, pista 33L

AERONAVE

Matrícula	EC-JCV
Tipo y modelo	FAIRCHILD SA226-AT
Explotador	Pirinair Express, S.L.

Motores

Tipo y modelo	GARRETT TPE331-72-0403
Número	2

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Copiloto
Edad	28 años	31 años
Licencia	Piloto comercial de avión	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	1.120 h	660 h
Horas de vuelo en el tipo	600 h	240 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Hélices de ambos motores, tren de morro y compuertas del tren de morro
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Transporte aéreo comercial – No regular – Nacional – Carga
Fase del vuelo	Carrera de aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	21 de febrero de 2011
---------------------	------------------------------

¹ Todas las horas en el presente informe están expresadas en hora local. Para obtener la hora UTC es necesario sustraer una hora a la hora local.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Antecedentes del vuelo

La aeronave, matrícula EC-JCV, Metro Swearingen SA226-AT, inició la operación el día 19 de noviembre de 2007 en Zaragoza. Se trataba de un vuelo de carga con destino a Vitoria, donde descargaron y volvieron a cargar mercancías para el siguiente vuelo hacia Madrid. Era un vuelo operado por PIRINAIR para la compañía Swiftair, con un contrato de wet lease². El tiempo de escala en Vitoria fue de 3 horas.

Durante el vuelo las condiciones meteorológicas fueron instrumentales (IMC) y el vuelo se realizó bajo reglas de vuelo instrumental (IFR). Desde el nivel de crucero FL70 y hasta FL180 la aeronave había volado entre nubes y había experimentado engelamiento. En el despegue de Vitoria llovía ligeramente y también lo hacía durante el aterrizaje en Barajas. Durante el descenso las condiciones meteorológicas mejoraron a partir de 7.000 ft y pasaron a ser condiciones visuales (VMC).

La aeronave contactó con la Torre de Control de Barajas a las 19:55 y poco antes de las 20:00 recibió la autorización para aterrizar en la pista 33L del aeropuerto de Madrid-Barajas. El piloto a los mandos era el copiloto.

Durante el aterrizaje ATC (Control de Tráfico Aéreo) solicitó a la tripulación que mantuvieran la velocidad alta «en la medida de lo posible» y que abandonaran la pista por la primera salida a la izquierda dado que la siguiente aeronave en la secuencia de aproximación era más rápida. Volaron a una velocidad de 180 kt. La velocidad de referencia para el aterrizaje y considerando el peso que tenían, 11.500 lb, era de 114 kt³ y la máxima velocidad de extensión de tren era de 176 kt.

Tras sobrevolar el umbral de la pista, la aeronave apoyó el tren principal y a continuación al bajar el morro notaron como éste descendía hasta impactar con la pista y arrastrarse entre 200 y 300 m. Las puntas de las palas de las hélices de ambos motores impactaron con la superficie de la pista y mostraban desgaste de material y deformaciones. Inmediatamente los motores perdieron revoluciones y los generadores eléctricos fallaron.

La tripulación aproximó la aeronave al lado izquierdo de la pista y paró los motores en emergencia (mandos "Stop & Feather"). La aeronave se detuvo en la intersección de la pista 33L y la antigua pista 36.

El copiloto abandonó la aeronave por la puerta lateral izquierda advirtiéndolo al comandante de que se estaba produciendo un derrame de combustible en el motor izquierdo. El comandante apagó las baterías y abandonó también la aeronave.

² Se trata de un contrato en el que se alquila la aeronave con tripulación. Los requisitos que regulan este tipo de operación se recogen en la circular aeronáutica 3/2006 de la DGAC.

³ Las velocidades son velocidades indicadas respecto al aire.

Figura 1. Aeronave detenida en la pista 33L

No se produjo incendio y los servicios de emergencia acudieron enseguida e inmediatamente aplicaron un agente extintor por precaución.

Los dos tráficos que se encontraban en la secuencia de aproximación a continuación de la aeronave accidentada abortaron el aterrizaje y se cerró la pista 33L.

1.2. Lesiones de personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total en la aeronave	Otros
Muertos				
Graves				
Leves				No aplicable
Ilesos	2		2	No aplicable
TOTAL	2		2	

1.3. Daños a la aeronave

La aeronave presentaba daños en las compuertas de tren de morro, en la sección de morro del fuselaje y en las hélices de ambos motores.

1.4. Información sobre el personal

1.4.1. Comandante

Edad:	28 años
Nacionalidad:	Española
Licencia:	CPL(A)
Fecha de la última renovación:	15-02-2007
Horas de vuelo totales:	1.120 h
Horas de vuelo en el tipo:	600 h
Habilitaciones en vigor:	SA226/227 e IR(A)

Estaba volando en la compañía desde agosto de 2007. La habilitación en Metro la había obtenido volando en otras compañías. La promoción a comandante la obtuvo en agosto de 2006.

1.4.2. Copiloto

Edad:	31 años
Nacionalidad:	Española
Licencia:	CPL(A)
Fecha de la última renovación:	08-06-2007
Horas de vuelo totales:	450 h
Horas de vuelo en el tipo:	240 h
Habilitaciones en vigor:	SA226/227 e IR(A)

Llevaba volando en PIRINAIR durante dos meses en los que había volado siempre en la misma aeronave, bien con el mismo comandante o con otro comandante distinto. En total había realizado 30 horas de vuelo.

Había descansado 48 horas antes del inicio de la actividad de vuelo.

1.5. Información sobre la aeronave

El SA227 Metro III es un biturbohélice presurizado de transporte público de pasajeros y mercancías con capacidad para 19 pasajeros.

Este modelo dejó de fabricarse y el titular del Certificado de Tipo es M7 Aerospace (Texas,USA).

La aeronave fue fabricada en 1975, S/N AT-038. Su certificado de aeronavegabilidad, en vigor, era válido hasta el 19 de julio de 2008.

1.5.1. Datos de mantenimiento

La última revisión anual se realizó el 16 de julio de 2007 por la Cía. Aérea Navegación ALAIRE. En esa revisión se inspeccionó la condición en la que se encontraban las instalaciones del pozo de tren de morro prestando atención a:

- Nivel de hidráulico, fugas, contaminación, tuberías en buen estado (chafadas), estado de los actuadores o martinets, etc.
- Mecanismo de bloqueo arriba (juegos y lubricación).
- Estado de las compuertas, sus bisagras y juntas de goma.

Dicha inspección incluía una comprobación de funcionamiento del tren de aterrizaje en modo normal y en modo emergencia.

1.5.2. Sistema hidráulico

El sistema hidráulico proporciona presión para extender y retraer los flaps, el tren de aterrizaje, realizar el control de dirección de la rueda de morro y para la actuación de los frenos de las ruedas del tren principal.

Cada motor acciona una bomba hidráulica que proporciona una presión de 2.000 psi al sistema hidráulico. En operación normal el tiempo de extensión o retracción del tren de aterrizaje y los flaps es de 4 a 8 segundos.

En el caso de que las bombas hidráulicas no funcionen es posible presurizar el sistema hidráulico mediante una bomba manual que se puede accionar desde la cabina de vuelo.

1.5.3. Superficies hipersustentadoras (flaps)

La extensión y retracción de los flaps se controla eléctricamente y se actúa hidráulicamente. La palanca de selección de flaps en cabina tiene cinco puntos

correspondientes a posiciones 0, 1/4, 1/2, 3/4 y «full down». La posición de flap-2, o flap 1/2, corresponde a una extensión ligeramente superior a 20°.

Además de los transmisores de posición de flaps, el sistema de indicación de flaps incluye un sistema de alarma. Si el tren de aterrizaje no está abajo y bloqueado y los flaps están extendidos más de 20° se activará una bocina o claxon en la cabina de vuelo.

1.5.4. *Tren de aterrizaje*

El tren de aterrizaje es convencional triciclo, con pata de morro dotada de un sistema de dirección. En el cilindro de la pata de morro se instala una luz de taxi que solo se puede encender cuando la pata está extendida.

Figura 2. Pata de tren de morro

Las dos patas principales del tren, cuando el tren está retraído, se alojan en las góndolas de los motores, en unos compartimentos cerrados por dos compuertas longitudinales. Para desplegar el tren, las patas giran hacia abajo y hacia atrás mediante unos actuadores hidráulicos. En el despliegue del tren, el propio peso de la pata y la resistencia aerodinámica de las ruedas ayudan a la extensión.

La pata de tren de morro tiene una disposición similar, desplegándose hacia atrás y retrayéndose hacia delante, y está montada inmediatamente por delante del mamparo de presión del fuselaje anterior.

En posición extendida, cada pata se asegura en su posición vertical por un montante articulado, «drag brace», que se fija a la estructura del avión por un extremo y a la pata en el otro. El sobrecentro de la articulación del montante, una bieleta y rodillo, cargados con un muelle y la presión hidráulica atrapada en los martinetes o actuadores impiden que el montante se pliegue, haciendo de bloqueo abajo.

En posición de tren arriba, cuando la pata está completamente retraída, un gancho situado en la parte superior del montante o «drag brace», engancha un rodillo en la pata principal afianzando y bloqueando el tren arriba.

Figura 3. Tren de morro retraído

1.5.5. *Operación del tren de aterrizaje (extensión normal, en emergencia y retracción)*

Una válvula selectora de tren, accionada eléctricamente desde el panel frontal de instrumentos en cabina de vuelo, dirige la presión de hidráulico en uno u otro sentido, para la extensión o para la retracción. En la extensión normal de una pata solo se usa un martinete de los dos de los que dispone, el exterior de cada tren principal y el izquierdo del tren de morro. El movimiento inicial del actuador, transmitido por una bieleta, rodillo y leva, libera primero el bloqueo arriba; unos restrictores, en el sentido de extensión, en las líneas de hidráulico, limitan la velocidad de extensión de las patas.

Si por avería en el sistema hidráulico, falla la extensión normal de las patas, se puede intentar la extensión en emergencia. En emergencia, el bloqueo arriba de cada pata, se libera mecánicamente mediante un mando actuado por cable. La bajada del tren se produce por gravedad, por la resistencia aerodinámica del aire de impacto sobre las ruedas y pata, y mediante la presión hidráulica del martinete interior de cada pata principal o del martinete derecho de la pata de morro, accionados por una bomba manual de palanca situada bajo el piso de la cabina de vuelo, accesible para la tripulación.

Para la retracción del tren de aterrizaje se utilizan los dos actuadores hidráulicos de los que dispone cada pata.

Dentro de la información recogida en el Manual de Mantenimiento, en el capítulo de identificación de posibles fallos («Fault Isolation»), se recoge el problema de extensión lenta del tren de aterrizaje. Entre las razones consideradas como posibles para explicar una extensión lenta del tren el manual recoge un incorrecto funcionamiento de las bombas hidráulicas.

1.5.6. *Sistemas de indicación de posición y avisos de tren de aterrizaje*

Los sistemas del avión proporcionan a la tripulación información de la posición de tren y dan avisos luminosos y acústicos en determinadas condiciones.

El sistema comprende un indicador de posición, (que incluye un indicador de posición de flaps), tres luces rojas, tres luces verdes y una bocina o claxon de aviso que actúa al mismo tiempo que una señal luminosa intermitente.

En los circuitos eléctricos de control se usan, en cada pata de tren, un microinterruptor de posición arriba, un micro de final de carrera arriba y dos microinterruptores de posición de tren abajo. Adicionalmente se utilizan tres micros en paralelo de posición de palancas gases y de posición de superficies de flaps, que están normalmente abiertos y que se cierran con gases en ralenti-vuelo y con posiciones de flaps mayores de 20°.

Figura 4.

El sistema de indicación y avisos del tren de aterrizaje sigue la siguiente lógica:

- Si alguna palanca de gases de motores se retrasa hasta ralentí de vuelo o bien, si los flaps están extendidos más de 20°, se activará la bocina o claxon de tren inseguro siempre que haya alguna pata insegura, es decir, sin bloquear abajo. Al mismo tiempo se encenderá un indicador luminoso intermitente.
- El indicador de posición de tren y flaps mostrará un símbolo de ruedas por cada pata cuyos micros de tren abajo estén en posición DN (DOWN, abajo).
- El indicador de posición de tren y flaps mostrará un símbolo de «UP» por cada pata cuyo micro de tren arriba esté en posición UP (arriba).
- El indicador de posición de tren y flaps mostrará un símbolo de rayas inclinadas correspondiente a cada rueda cuyo micro de tren abajo esté en posición NOT-DN (No-abajo), y cuyo micro de posición arriba esté en posición NOT-UP (No-arriba). Normalmente este símbolo se muestra cuando la pata está en tránsito.
- Cuando el micro de posición de tren arriba esté en «UP» (arriba), o bien, los micros de posición de tren abajo estén en «DN» (abajo), las luces rojas de tren estarán apagadas.
- Se encenderán las luces rojas de tren cuando la pata correspondiente esté en tránsito.
- Las luces verdes se encenderán cuando la pata esté completamente extendida, es decir, cuando hayan cerrado los micros de tren abajo.

1.6. Información meteorológica

El METAR de Madrid de las 19:30 h UTC, daba vientos de 340° y 4 kt, variando hasta 310° y 10 kt, la visibilidad era mayor de 10 km. Estaba parcialmente cubierto con base de nubes a 5.000 ft y las temperaturas exterior y de rocío eran respectivamente de 4° y de 2°.

Los testimonios recogidos indican que en los momentos del aterrizaje llovía ligeramente.

En Vitoria también llovía ligeramente y las temperaturas exterior y de rocío eran de 7° y de 1°.

En crucero encontraron nubes por encima de los 7.000 ft y ligero engelamiento.

1.7. Comunicaciones

Se mantuvo contacto radio entre la aeronave y Torre de Control (TWR). De las comunicaciones mantenidas se destacan las siguientes informaciones:

- 20:52.01 La aeronave establece comunicación con TWR anunciando que han interceptado el localizador para la pista 33L. Le responden comunicando que el viento es de 330° y 5 kt y que el avión precedente, un Airbus 320, esta a una milla del campo.
- 20:52.32 TWR pide a la aeronave, indicativo de vuelo SWT7VT, que mantenga alta velocidad «en la medida de lo posible». La aeronave colaciona.
- 20:53.40 TWR autoriza a la aeronave a aterrizar en la pista 33L.
- 20:54.24 TWR solicita a SWT7VT que acelere, abandonando si es posible, por la primera salida a la izquierda, indicando que el tráfico siguiente se encuentra a dos millas y media por detrás y que va a mayor velocidad que él.
- 20:54.33 SWT7VT colaciona; no hay ninguna otra comunicación de esa emisora.
- 20:55.24 TWR llama a la aeronave indicándole que no tiene las luces de aterrizaje. Inmediatamente ordena «motor y al aire» a la aeronave siguiente en orden de aproximación.

A continuación en la transcripción se recogen las comunicaciones con los servicios de rescate, que acudieron junto al avión. Encontraron a los tripulantes fuera del avión mientras los bomberos aseguraban que no se produjera incendio echando espuma ignífuga alrededor de la aeronave.

1.8. Información de aeródromo

El aeropuerto de Madrid dispone de cuatro pistas: 36L y 36R que ese día se estaban utilizando para despegues y las pistas 33L y 33R que se estaban dedicando a los aterrizajes. La pista 33L utilizada tiene unas dimensiones de 4.100 m de longitud y 60 m de anchura.

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

La aeronave quedó parada dentro de la pista 33L en su margen izquierdo. El morro de la aeronave descansaba sobre el suelo con un ángulo de asiento de unos 10°. Las

compuertas del tren de morro estaban rozadas y perforadas por el roce. Las hélices de ambos motores habían hecho contacto con el suelo y las tres palas de cada hélice mostraban daños que indicaban que estaban girando en los momentos de la toma.

Para sacar la aeronave de la pista, en las horas siguientes al incidente, se levantó el morro del avión con un gato de bolsa de aire. Después, con la ayuda de un gato mecánico de husillo se continuó el izado y nivelación de la aeronave. Desde la cabina de vuelo se tiró del desbloqueo manual en emergencia y la pata se desplegó hasta que tocaron las ruedas con el suelo. A medida que se iba subiendo más el gato de morro la pata fue descendiendo hasta que se blocó completamente. La bajada de la pata de morro no ofreció ninguna dificultad y no hubo que bombear a mano presión hidráulica.

Las ruedas de morro mostraron signos de haber rodado dentro del pozo de tren al tocar los neumáticos con el suelo a través de las perforaciones por abrasión de las compuertas. Se observaban marcas en el pozo del tren y desgaste en las ruedas.

La compuerta derecha mostraba menos daños en conjunto que la izquierda.

No se observaron formaciones o depósitos de hielo en la pata de morro y dentro del pozo de tren.

La aeronave fue remolcada, rodando sobre su tren de aterrizaje normalmente, hasta ser conducida a un hangar.

Dentro de la cabina de vuelo se observó que:

- Se estaba usando la hoja del cuadernillo de velocidades correspondiente al peso de 11.500 lb que indicaba para flaps 1/2 una $V_{ref} = 114$ kt
- Estaba seleccionado el tren abajo y la posición de flaps de 1/2.
- Los tiradores de los mandos de «STOP & FEATHER» estaban sacados.
- Se encontraron los interruptores de los generadores eléctricos en ON.
- Los interruptores de baterías estaban en OFF.
- Los interruptores de las bombas de combustible y del master de aviónica estaban en ON.

1.10. Ensayos e investigación

Debido a que los motores no se podían arrancar dado el daño que habían sufrido las hélices al impactar con la pista, se utilizó una bomba hidráulica externa a la aeronave para proporcionar la presión hidráulica nominal a la que funciona el sistema, 2.000 psi.

Se realizaron pruebas de extensión de tren según los procedimientos normales y de emergencia. Se realizaron varios ciclos alternativamente, dejando caer la pata de morro,

impidiendo el desbloqueo de la rueda de morro con una brida de plástico y sujetando la rueda de morro con un gato para que no se extendiera del todo o para extenderla controladamente.

Los resultados de las pruebas, al margen de alguna dificultad de apertura de las compuertas del tren de morro causadas por las deformaciones que sufrieron al rozar con el suelo, fueron completamente normales. Se reprodujo en todo momento la lógica de las alarmas acústicas y luminosas del sistema de avisos del tren de aterrizaje.

En particular, cuando se sujetó el gancho de bloqueo arriba con una brida de plástico y el tren de morro no bajó; la luz roja de tránsito de la pata de morro no se encendió y tampoco se encendió la luz verde de esa pata; sonó el claxon y se encendió la luz intermitente de aviso de tren inseguro cuando se colocó la palanca de flap en posiciones que extendían los flaps por encima de 20°, o alguna palanca de gases se retrasada a ralentí. La fuerza del martinete en el desbloqueo del bloqueo arriba no rompió la brida de plástico que trababa e impedía el desbloqueo de ese gancho.

En todas las pruebas restantes las patas de tren principal funcionaron correctamente, y se desencadenaron los avisos e indicaciones previstos.

Los ciclos de extensión duraban unos ocho segundos. Las compuertas de tren de morro se abrían en las primeras fracciones de segundo del ciclo de bajada.

Una inspección detenida de la zona de tren de morro no descubrió ninguna anomalía en las instalaciones de hidráulico. Tampoco se observó que hubiera roces anormales o interferencias mecánicas que impidieran el desbloqueo del gancho de tren arriba ni ninguna pérdida de hidráulico.

1.11. Información sobre organización y gestión

1.11.1. *Procedimientos según el manual de vuelo del avión*

Aterrizaje con la pata de morro subida

En caso de aterrizaje de emergencia con tren de morro arriba el Manual de Vuelo recomienda:

- Técnica de aproximación normal.
- Abanderar hélices y cortar potencia eléctrica después de poner en el suelo las ruedas principales.
- Dejar las baterías en ON durante los aterrizajes nocturnos para disponer de luces.
- Mantener el morro levantado cuanto se pueda, pero sin perder el control del asiento, para no permitir su caída brusca.

En el Apéndice 1 se recogen los procedimientos según se muestran en el QRH («Quick Reference Handbook») de la aeronave.

Verificación complementaria de posición de tren de morro

El QRH ofrece un procedimiento de comprobación de la posición de tren de morro independiente de los sistemas normales de avisos de tren, basados en los reflejos de tren y de la luz de taxi en el spinner u ojiva de las hélices.

Procedimiento de evacuación

El QRH describe el procedimiento de evacuación de la aeronave tras una emergencia. Según este procedimiento, es necesario llamar a la Torre de Control, extender los flaps, seleccionar el freno de aparcamiento, tirar de las palancas de «Stop & Feather» de ambos motores, cerrar los interruptores de las bombas de combustible de ambos motores y si es necesario descargar el agente extintor.

1.12. Información adicional

1.12.1. *Declaraciones de los pilotos*

En el vuelo de Zaragoza a Vitoria encontraron alguna lluvia y ligero engelamiento. En los vuelos precedentes no observaron ninguna anomalía ni dificultad en la extensión y retracción del tren de aterrizaje.

Normalmente mantienen la configuración de alta velocidad hasta alcanzar los 500 ft sobre mínimos. Desaceleran el avión y extienden flaps y tren abajo con 150 kt. A continuación hacen una lista de chequeo reducida «kill items»⁴, que en este caso no tuvieron tiempo para hacer. No tienen piloto automático, lo cual aumenta la carga de trabajo en cabina.

Con velocidad de 140 kt sacan las luces de aterrizaje encendiéndolas a la vez que las de taxi. La luz de taxi se enciende cuando la pata está extendida. Desde cabina, según los tripulantes, no se ve la luz de taxi hasta que estás en el suelo.

Completaron el aterrizaje después de seleccionar flaps 1/2; les pareció que pudo sonar, en un momento dado, la bocina de tren, al cortar gases para la desaceleración en la aproximación final, antes de sacar el tren.

⁴ Los «kill items» consisten en un rápido repaso de Flaps 2, «landing gear down» y «landing lights».

No sonó la bocina de tren inseguro y observaron, al parecer, tres luces verdes, aunque mostraron alguna duda. En todo caso no vieron ninguna luz roja, de tren en tránsito, antes de la toma.

Pusieron las ruedas principales en el punto de visada («touch down zone»), aproximadamente, en un aterrizaje que hasta ese instante era completamente normal y sin que sospecharan siquiera que la configuración no fuera adecuada. Les sorprendió la caída del morro, que atribuyeron inicialmente a que su pata se había replegado. La aeronave se arrastró durante unos 200 o 300 m hasta la parada final.

Todas las luces de cabina empezaron a encenderse y apagarse.

El copiloto evacuó la aeronave por la puerta en el costado izquierdo y observó que se estaba derramando combustible a chorros por la boca del radiador de aceite del motor izquierdo. Alertó al comandante para que evacuara inmediatamente.

El comandante tiró de ambos mandos de STOP & FEATHER y cortó baterías antes de evacuar la aeronave.

Fuera ya del avión comunicaron por teléfono móvil a las oficinas de Swiftair pidiendo que alertaran inmediatamente a ATC de la situación

Se les preguntó a los pilotos en la entrevista que se mantuvo con ellos si hacían normalmente el «press to test»⁵ de las luces de tren todos los días. No pudieron precisar si ese día lo habían hecho bien en Zaragoza o a la salida de Vitoria.

El copiloto informó que desconocía que existiera un procedimiento de evacuación.

La forma de operar que utilizaron fue mantener las palancas de potencia avanzadas para alcanzar alta velocidad. Cuando alcanzaron la altura de decisión redujeron la potencia hasta ralentí de vuelo para decelerar la aeronave y a continuación volvieron a aumentar la potencia para mantener el régimen de descenso entre 300 y 500 ft/min en aproximación final.

Declaración del controlador TWR

Dejó de ver las luces de aterrizaje de la aeronave y no recibió respuesta a su llamada por lo que ordenó «motor y al aire» a los dos vuelos que estaban entonces en aproximación a esa pista, otro carguero y un avión de pasajeros.

⁵ Comprobación que se realiza para garantizar que los indicadores luminosos no se encuentran fundidos.

2. ANÁLISIS

2.1. Aproximación y aterrizaje

Según la información recogida en la investigación a las 20:54 del día 19 de noviembre de 2007, el avión Fairchild SA226, Swearingen Metro III, matrícula EC-JCV aterrizaba en Madrid donde llovía ligeramente, la visibilidad era buena y el viento flojo, cuando se encontraban varias aeronaves en aproximación a la pista 33L. Este avión, que en sus procedimientos utiliza velocidades de referencia de aterrizaje de 114 kt, volaba en aproximación a solicitud de TWR a velocidades más elevadas.

En un aeropuerto congestionado como el de Madrid no es una situación excepcional el que aeronaves más lentas tenga que hacer aproximaciones a alta velocidad. En esa situación la aeronave lenta desciende por la senda planeo a más velocidad que la habitual hasta alcanzar los mínimos; después reduce su velocidad para permitir la extensión de flaps y de tren de aterrizaje y aterriza, incluso a una velocidad superior a la que se recomienda para esa aeronave. En el aterrizaje, aprovecha la gran longitud de la pista utilizada que permite su deceleración en carrera de aterrizaje y el despeje de la pista por una calle de salida rápida.

En este tipo de operación la tripulación de vuelo, que normalmente realiza la aproximación a velocidades más reducidas, se enfrenta a una situación en la que tiene que realizar las tareas habituales con un tiempo más reducido. Esto implica que la carga de trabajo se incrementa y que la atención de la tripulación se concentre en la tarea que para ellos supone un reto, es decir, en mantener la secuencia de aproximación sin interferir en el resto de tráfico.

Como consecuencia de lo anterior, el proceso habitual de ejecución de procedimientos se ve alterado y en especial se puede retrasar la configuración de la aeronave para aterrizaje hasta que la velocidad de aproximación se haya reducido lo suficiente. Según informó la tripulación no realizó la lista de «kill ítems» donde confirmaba que el tren se había extendido y los flaps estaban en 20°, posiblemente debido a la falta de tiempo y a la premura con la que tuvo que realizar las tareas.

Es muy probable que la extensión del tren y los flaps se retrasara hasta pocos instantes antes de que la aeronave contactara con la pista, así como la reducción de la potencia al ralentí. Este hecho explicaría que no sonara la bocina de aviso de tren de aterrizaje ya que ni los flaps estaban en la posición de 20° ni las palancas de potencia de los motores estaban en la posición de ralentí.

Aunque la tripulación asegura que vio tres luces verdes de posición segura de las tres patas del tren, es probable que solo viera dos luces verdes en la rápida comprobación que hicieran antes de contactar con la pista. El indicador de posición de flap y tren no debió ser mirado con atención en esos momentos.

Como no sospecharon que la configuración que realmente tenían no era la correcta, no utilizaron procedimientos alternativos de comprobación de la posición de tren, por reflejos en el spinner de la luz de taxi, como se lee en el QRH, o bien de extensión de la pata por procedimiento de emergencia.

Por otro lado, aunque ATC pidió a la aeronave aumentar la velocidad, añadiendo «en la medida de lo posible», la tripulación debía haber advertido que se trataba de una demanda que requeriría el realizar la aproximación en unas condiciones límites para el tipo de aeronave e informar a ATC sobre este aspecto. Las tripulaciones de esos aviones han de saber que para el ordenado desarrollo de las acciones y comprobaciones de aterrizaje que requiere su aeronave, han de atenerse a los procedimientos y selección de velocidades establecidos en sus procedimientos y deben rechazar solicitudes de control que les hagan apartarse de los mismos.

Se puede estimar que hubo una desviación de los procedimientos normales respecto de la aproximación estabilizada, al conducirse ésta a velocidades mayores de las habituales para ese avión y que hubo, por otro lado, una superficial comprobación de la configuración real de la aeronave.

2.2. Funcionamiento del tren de aterrizaje

Los datos indican que el tren de morro no se extendió, quedó atascado en posición arriba y ni siquiera llegaron a abrirse las compuertas de tren de morro. Según se recogen en el Manual de Mantenimiento el tiempo de extensión del tren y los flaps puede variar entre 4 y 8 segundos. También en el Manual se informa que si por algún motivo se tiene que extender el tren en emergencia porque no hay presión hidráulica, es necesario en primer lugar liberarlo mecánicamente mediante un mando que está en la cabina de vuelo y éste bajaría por gravedad y por la resistencia aerodinámica que ofrecen las patas y las ruedas.

Todas las pruebas de tren fueron coherentes con las indicaciones que se deben tener de posición del tren de aterrizaje, y por otro lado como hay evidencia de que la pata de morro no se desplegó, se debe entender que la pata de morro se quedó bloqueada arriba. En las comprobaciones también se verificó que no existían fugas de líquido hidráulico en las líneas ni en los martinets de la pata del tren de morro.

Se debe hacer notar, sin embargo, que como se hicieron las pruebas de extensión con la ayuda de una bomba hidráulica externa, pudo ésta dar mayor presión que las propias bombas del avión arrastradas por los motores. Si por algún motivo la presión hidráulica no fuera la presión nominal de trabajo es posible que la extensión del tren se prolongara más de lo normal y que el bloqueo del tren de morro no se hubiera llegado a liberar lo que podía haber originado que no se extendiera.

2.3. Evacuación

La tripulación no estaba familiarizada con los procedimientos de evacuación dado que no los siguieron adecuadamente. Como consecuencia no se comunicó el suceso a los servicios de tránsito aéreo como se recoge en el primer punto del procedimiento. Esto pudo dar lugar a una situación muy delicada si el controlador de la Torre no hubiera ordenado a los tráficos en aproximación abortar el aterrizaje. Además, el corte de energía de las baterías eléctricas supuso el apagado de las luces de aterrizaje que pudieron impedir la identificación visual de la aeronave parada en medio de la pista de vuelo induciendo riesgos añadidos en la operación de ese aeropuerto.

Aunque no hubo incendio, los derrames de combustible que se produjeron, constituyen un riesgo adicional para la seguridad. Se estima que la actuación sobre los tiradores de apagado en emergencia, rápida y oportuna, evitó que los derrames fuesen mayores.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

1. El avión estaba certificado y mantenido de acuerdo con las regulaciones en vigor.
2. Los tripulantes disponían de las licencias y habilitaciones requeridas.
3. La aeronave hacia una aproximación a la pista 33L de Madrid en las primeras horas de la noche, con situación meteorológica de vientos flojos, buena visibilidad, lluvia ligera y temperatura exterior de 4 °C.
4. Por solicitud de TWR la aeronave descendía en senda de planeo con velocidad alta para ese tipo de aeronave.
5. Después la aeronave redujo algo la velocidad, seleccionó flaps 1/2 y tren abajo.
6. El tren de morro no se extendió.
7. Se estima que los sistemas de alarma acústica de tren inseguro no actuaron por mantenerse una potencia apreciable de los motores, requerida para mantener la alta velocidad y porque no se extendieron los flaps más de 20° correspondientes a la posición de 2 de flaps o flaps de 1/2.
8. Sin conocer la configuración real del tren de aterrizaje de la aeronave, la tripulación ejecutó un aterrizaje normal, y cuando, después de tocar las ruedas principales y comenzar a frenar, el morro bajó, tocaron las hélices primero, y después el mismo morro con el tren replegado y las compuertas de tren de morro cerradas.
9. La aeronave arrastró el morro durante unos 200 ó 300 m hasta la parada final dentro de la pista.
10. La tripulación evacuó la aeronave, dejándola sin energía, con los motores parados.
11. No hubo daños personales y solo se produjeron limitados daños materiales.
12. Los servicios salvamento y extinción de incendios acudieron rápidamente al lugar donde se encontraba la aeronave.

3.2. Causas

El incidente se produjo porque la pata de tren de morro falló en su desbloqueo y extensión normal en los segundos anteriores a la toma.

Es posible que las alarmas acústicas de tren de aterrizaje inseguro no sonaran debido a que la aproximación se realizaba a alta velocidad con regímenes de motor altos y porque la extensión de los flaps y tren de aterrizaje se realizara instantes antes de la toma de contacto.

La solicitud de Control de que se volara la aproximación a una mayor velocidad pudo influir, muy probablemente, aumentando la carga de trabajo y retrasando el momento de configurar la aeronave adecuadamente para el aterrizaje.

APÉNDICE 1

Procedimientos recogidos en el «Quick Reference Handbook»

Procedimiento de aterrizaje con el tren de morro retraído

Verificación complementaria de extensión del tren de morro

Procedimiento de evacuación

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Domingo, 30 de agosto de 2008; 13:45 h local
Lugar	Monteagudo del Castillo (Teruel)

AERONAVE

Matrícula	EC-IIX
Tipo y modelo	ROBINSON R-44
Explotador	Dotahur

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-540-F1B5
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	58 años
Licencia	PPL(H)
Total horas de vuelo	800 h
Horas de vuelo en el tipo	690 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			2
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado
Fase del vuelo	Maniobrando

INFORME

Fecha de aprobación	21 de febrero de 2011
---------------------	------------------------------

1. ANTECEDENTES DEL VUELO

1.1. Antecedentes del vuelo

El helicóptero Robinson R44, EC-IIX, con tres personas a bordo, volaba orbitando alrededor de la población de Monteagudo del Castillo, con el objetivo de localizar y fotografiar una determinada casa de la localidad. La órbita, de acuerdo a la información facilitada por el piloto, se realizaba virando hacia la izquierda, manteniendo una velocidad indicada entre los 60 y 70 kt, y a una altura aproximada de 100 ft (30m) sobre el terreno, de unos 4.760 ft de elevación. El diámetro de la órbita era de 350 m aproximadamente. El tiempo era bueno, soleado, con vientos flojos, prácticamente en calma, con temperatura de unos 24 °C.

Al iniciar la segunda órbita, el piloto observó que la potencia del motor había aumentado casi hasta alcanzar la máxima disponible, indicada por la línea roja en el indicador de presión de admisión. El piloto disminuyó el mando colectivo para reducir la potencia requerida para el vuelo y a continuación adelantó el cíclico. Al no responder adecuadamente el helicóptero, procedió a realizar un aterrizaje de seguridad en un terreno próximo. Inmediatamente se activó el aviso luminoso y acústico de bajas revoluciones, RPM, del rotor principal, al cual, hasta entonces, el piloto no había prestado una atención especial.

La aeronave maniobró ciñendo el viraje a la izquierda y dirigiéndose hacia el campo elegido para aterrizar. En corta final retrasó la palanca del mando cíclico para reducir la velocidad y ya próximo al suelo, tiró del mando colectivo hacia arriba, con el objeto de

que la cola librara el repecho de la linde del terreno donde efectuaría la toma. En ese momento el helicóptero se desplomó posándose violentamente sobre el suelo.

Durante el vuelo el piloto no observó ningún tipo de guiñada en el helicóptero y tampoco vibraciones o ruidos extraños en el motor.

El helicóptero impactó en primer lugar con la parte delantera de los patines, frenando su pequeño avance hacia delante y posteriormente con la parte trasera de éstos.

Las palas golpearon contra el suelo delante del morro del helicóptero y contra el fuselaje de cola, que se partió. Se desprendieron el rotor antipar y los estabilizadores vertical y horizontal y a continuación se detuvo el giro del rotor, continuando el motor en funcionamiento.

Siguiendo el procedimiento habitual el piloto paró el motor y todos los ocupantes abandonaron la aeronave.

1.2. Información de la aeronave

El Robinson R44, es un helicóptero ligero, con un motor alternativo y rotor bipala semirrígido. Su peso máximo al despegue es de 1.089 kg. La potencia del motor de la aeronave se transmite al rotor principal y al rotor antipar de cola mediante unas correas trapezoidales que se engarzan en unas poleas inferiores en la salida del cigüeñal del motor con otras poleas en el eje de transmisión, común a los dos rotores. La tensión de las correas se consigue con un actuador eléctrico que mueve la posición de las poleas superiores. En caso de fallo del motor se pueden desembragar los rotores, permitiendo la autorrotación.

El mismo eje del cigüeñal mueve un ventilador que proporciona la refrigeración por aire del motor.

La aeronave estaba mantenida de acuerdo al programa de mantenimiento aprobado. El piloto ocupó su asiento en la posición delantera derecha de la cabina, un pasajero se sentó en el asiento delantero izquierdo y otro pasajero ocupó el asiento izquierdo en la fila posterior. Se calcula que el peso del helicóptero en el momento del suceso era de 1.014 kg, y que el centro de gravedad estaba dentro de los límites establecidos, tanto longitudinal como lateralmente; si bien, en sentido lateral, la posición del centro de gravedad estaría desplazada ligeramente hacia la izquierda por estar sentado el pasajero posterior hacia ese lado.

La potencia requerida para el vuelo depende en general del peso de la aeronave, cargas de maniobra, viraje, ascenso, aceleración hacia delante, efecto suelo, absorción de potencia del rotor antipar, etc. La velocidad hacia delante proporciona una sustentación que descarga la del rotor principal y, por lo tanto, la potencia requerida del motor.

El techo para vuelo estacionario, con peso máximo y sin efecto suelo, está establecido en 6.800 ft.

La máxima potencia disponible está limitada por la mínima presión de admisión en el colector de admisión del motor. Unos automatismos hacen variar en vuelo la posición del mando de gases con el fin de que las revoluciones del rotor no decaigan. Si se demandan actuaciones excesivas del helicóptero, con grandes ángulos de paso colectivo de las palas, el rotor puede perder revoluciones y entrar en pérdida. Existe un sistema de aviso luminoso y acústico de bajas revoluciones.

El piloto informó que el funcionamiento del motor en el arranque y en vuelo fue normal, y en la comprobación de magnetos, la caída de vueltas estuvo dentro de límites y en los parámetros habituales.

1.3. Manual de Vuelo

La Sección 10 del Manual de Vuelo incluye los siguientes avisos de seguridad:

1. Safety Tips 13. Cuando se opera a altitudes superiores a 4.000 ft el mando de gases habitualmente está completamente abierto y las RPM del rotor deberán ser controladas con el mando colectivo.
2. Safety Notice SN-10. Si el mando de control colectivo está en una posición elevada, las RPM del rotor principal pueden empezar a descender continuadamente, causando un desplome de la aeronave. Para recuperar las RPM normales, el piloto deberá bajar la palanca de colectivo. Si, contrariamente, el piloto eleva la palanca del mando colectivo, con la intención de detener el descenso de la aeronave, podría provocar una pérdida rápida de las vueltas. Si se dispone de suficiente velocidad hacia delante, la acción de mover el mando cíclico hacia atrás podría ayudar a recuperar las RPM perdidas.
3. Safety Notice SN-34. Los vuelos de fotografía son considerados como de muy alto riesgo para pilotos poco expertos, quienes pueden permitir, inadvertidamente, que la velocidad decaiga por debajo de 30 kt, situando al helicóptero en condiciones arriesgadas respecto a posibles vientos desfavorables. En esa situación existe el peligro de que descendan las revoluciones del rotor, perdiendo potencia y ocasionando un régimen de descenso y posteriormente una entrada en pérdida. Los vuelos de fotografía solo deberán ser realizados por pilotos con más de 500 h de Comandante y 100 h en el tipo, con un entrenamiento permanente en técnicas de recuperación de bajas RPM y de desplome del helicóptero con potencia. En ese tipo de vuelos, el piloto deberá estar dispuesto en todo momento a negar y declinar solicitudes del fotógrafo, que puedan poner al helicóptero en condiciones de riesgo por velocidad, altitud, ángulos respecto al viento y rutas desfavorables, y que no permitan una vía de escape segura.

1.4. Inspección de los restos

En la inspección realizada posteriormente al suceso se comprobó que el conjunto formado por el rotor de cola, los estabilizadores vertical y horizontal, junto al tercio posterior del cono de cola, se habían separado del resto del helicóptero. El conjunto motor-ventilador, se había desplazado hacia delante y hacia arriba. El mamparo de separación de motor y cabina, asiento de pasajeros, parte superior del helicóptero y mamparo corta fuego, se habían movido. El eje de transmisión al rotor de cola se hallaba roto por torsión y el mando de control había roto por flexión.

En el conjunto del rotor principal, la cabeza presentaba rotura de los links que unen el plato oscilante y las palas. Ambas palas presentaban dobleces hacia el intradós y mostraban restos de tierra en el borde de ataque. Una de las palas, presentaba en su extremo, daños por impacto contra superficies metálicas.

El actuador eléctrico situado entre las dos poleas de transmisión de potencia se hallaba empotrado contra la carcasa del ventilador que se había desplazado hacia arriba y hacia delante.

Se comprobó mediante pruebas funcionales, de acuerdo con el manual de mantenimiento, que las magnetos funcionaban correctamente. Se observó, no obstante, que la magneto del lado derecho, tenía un cable roto y suelto de su borne; la longitud del cable era muy justa respecto de la distancia entre las conexiones de sus extremos.

El tren de aterrizaje estaba en perfecto estado.

El ventilador tenía todas las marcas de posición y de fijación de los tornillos en correcto estado. A través de él, se movía el cigüeñal del motor manualmente sin encontrar restricciones en su giro.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

Los testimonios recogidos apuntan a que el helicóptero Robinson R44, EC-IIX, volaba normalmente con su motor dando plena potencia. Tras el incidente, el motor seguía en funcionamiento, y una vez parado, giraba con normalidad manualmente. Si bien se encontró que un cable de una magneto estaba suelto, muy probablemente se arrancó en el momento del impacto contra el suelo. En todo caso, la separación de ese cable, solo hubiera supuesto el malfuncionamiento de esa magneto, con pérdida únicamente de una pequeña fracción de la potencia disponible.

Se puede descartar que el origen del incidente fuera un fallo mecánico, o fuera debido a condiciones ambientales adversas, por lo cual el análisis se centra en la operación del helicóptero. Este se encontraba en vuelo circular a baja altura, de unos 30 m, describiendo una órbita de unos 175 m de radio con velocidad de unos 70 kt, con peso cercano al máximo y a una altitud cercana a los 5.000 ft.

Si efectivamente la aeronave volaba a 70 kt, la traslación horizontal ayudaría a la sustentación del rotor, pero la maniobra de viraje sobrecargaría bastante la sustentación necesaria. Con el radio de la órbita de 175 m se puede estimar que la aeronave inclinaba lateralmente unos 35° y el factor de carga podría ser de 1,17 g aproximadamente.

Alternativamente se podría suponer que el helicóptero había disminuido su velocidad, disminuyendo la necesidad de inclinación lateral en el viraje, pero en ese caso su necesidad de potencia habría aumentado hasta la requerida para vuelo estacionario, y más aún, si se quisiera, en esos momentos, acelerar la velocidad de vuelo aumentando el paso cíclico hacia delante, como se relata que se hizo, en el punto 1.1. La inicial acción del piloto sería contraria a la recomendación del fabricante expuesta en 1.3 párrafo 2, de retrasar el paso cíclico si se dispone de suficiente velocidad.

En el vuelo del helicóptero, el rotor debe proporcionar sustentación para vencer el propio peso, más las aceleraciones verticales de maniobra, más la potencia para vencer la resistencia aerodinámica horizontal y proporcionar la aceleración horizontal que se requiera. En cualquiera de los dos supuestos anteriores, se puede estimar que la potencia requerida para el vuelo era muy alta. El automatismo del mando de gases abrió totalmente la entrada de admisión y el motor daba su potencia máxima; pero, al no disponer de margen de potencia, empezaron a caer la RPM y comenzó un descenso que hacía perder la poca altura de vuelo que tenía, antes de que se recuperara el giro normal del rotor.

Ante la toma inminente, el nuevo aumento de paso colectivo provocó una adicional pérdida de revoluciones y el hundimiento de la aeronave que impactó contra el suelo con violencia, como muestran los desplazamientos de motor y otros órganos, de sus bancadas.

Los golpes de las palas contra el terreno pueden indicar una actitud de picado pronunciado del helicóptero antes de salvar el repecho de la linde del campo donde tomó tierra pero, además, evidencia un alto ángulo de batimiento de las palas.

Aunque la cola pudo partirse en el impacto contra el terreno, los restos metálicos en una de las palas del rotor evidencian que este impactó contra el fuselaje y contra una pala del rotor antipar. Estos golpes, independientes de la actitud de vuelo del helicóptero, confirman el alto batimiento de las palas del rotor principal. Ese gran batimiento puede ser, así mismo, índice de unas condiciones de giro del rotor con muy bajas RPM.

Se puede estimar que el incidente se produjo por un descuido en el mantenimiento de las revoluciones, mientras se ejecutaban fuertes maniobras de viraje y se focalizaba la atención en la observación de los objetos a fotografiar, y posiblemente, por no conservar suficiente velocidad de vuelo hacia delante.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Jueves, 14 de enero de 2010; 10:09 h UTC
Lugar	Aeropuerto de Girona (Girona)

AERONAVES

Matrícula	EI-EBL	EI-DWT
Tipo y modelo	BOEING 737-800	BOEING 737-800
Explotador	Ryanair	Ryanair

Motores

Tipo y modelo	CFM 56 7B	CFM 56 7B
Número	2	2

TRIPULACIÓN

	Piloto	Copiloto	Piloto	Copiloto
Edad	43 años	29 años	37 años	35 años
Licencia	ATPL(A)	CPL(A)	ATPL(A)	CPL(A)
Total horas de vuelo	7.600 h	430 h	8.700 h	2.800 h
Horas de vuelo en el tipo	2.500 h	150 h	7.000 h	2.000 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			4			6
Pasajeros			73			75
Otras personas						

DAÑOS

Aeronave	Importantes	Menores
Otros daños	Ninguno	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Transporte aéreo comercial – Regular – Internacional – Pasajeros	Transporte aéreo comercial – Regular – Interior – Pasajeros
Fase del vuelo	Rodadura	Rodadura

INFORME

Fecha de aprobación	21 de febrero de 2011
---------------------	------------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El día 14 de enero de 2010 dos aeronaves BOEING 737-800 con matrículas EI-EBL y EI-DWT, operadas por RYANAIR, estaban estacionadas respectivamente en las posiciones 3A y 4A del aeropuerto de Girona (LEGE). La pista en servicio era la 20.

La primera de ellas (EI-EBL) tenía indicativo 9111, llevaba 73 pasajeros a bordo y su destino era Turín (Italia). La otra (EI-DWT) tenía indicativo 9727, llevaba 75 pasajeros e iba a dirigirse a Las Palmas (España).

En torno a las 10:00 (hora UTC¹) fueron remolcadas hacia atrás, y a continuación realizaron la puesta en marcha. Las dos quedaron aproadas hacia el norte, situándose la de matrícula EI-EBL por delante de la otra, ya que la posición 3A está más cerca de la cabecera 20.

Las dos iniciaron la rodadura hacia la cabecera 20, primero por la plataforma, y a continuación por la calle de rodaje. La de matrícula EI-EBL fue autorizada a rodar a las 10:03 y debía cumplir con un tiempo calculado de despegue (CTOT) a las 10:13. Cuando estaba llegando al punto de espera de la cabecera 20, concretamente a las 10:06, la tripulación comunicó que estaban listos para el despegue, y desde Control se les informó de que eran el N.º 2.

La aeronave EI-DWT rodó a continuación de la anterior y durante la rodadura su tripulación también comunicó que estaban listos para despegar. En ese momento desde Control se les informó que serían el N.º 1. La tripulación acusó recibo de la comunicación y se dispuso a adelantar por la derecha a la aeronave precedente, que se había parado en la posición de la izquierda de las dos que tiene la barra de parada.

Durante el adelantamiento la aeronave EI-DWT golpeó con la punta del plano izquierdo contra el estabilizador horizontal del otro avión. Una vez producido el impacto, la tripulación de la aeronave EI-DWT informó del choque tanto a la torre de control como a la otra aeronave. La torre autorizó a ambas a regresar al aparcamiento circulando por la pista. Primero rodó la de matrícula EI-EBL y después la otra.

No se produjo la evacuación de emergencia de ninguna de las dos aeronaves.

La aeronave de matrícula EI-EBL presentaba un impacto en la parte derecha del estabilizador horizontal, en el borde de salida, a una distancia aproximada de 1,42 m. del extremo derecho, que afectó tanto a la superficie fija como al timón de profundidad. La otra aeronave sufrió la rotura de la punta («winglet») del plano izquierdo.

¹ Mientras no se indique lo contrario la referencia horaria es la hora UTC. La hora local se halla sumando una unidad.

Figura 1. Daños a las aeronaves

1.2. Información personal

1.2.1. Tripulación del avión EI-EBL

El Comandante, de 43 años, tenía la licencia de piloto de transporte de línea aérea de avión ATPL(A) en vigor, al igual que el correspondiente certificado médico.

En el momento del incidente ejercía como piloto a los mandos. Esto quiere decir que además del guiado del avión en tierra, que estaba haciendo de acuerdo con los procedimientos de la aeronave, también iba a realizar el despegue.

Su experiencia era de 7.600 h, de las cuales 2.500 h las había realizado en el tipo.

En los noventa días anteriores al incidente había volado 220 h, en los treinta días anteriores 75 h y en las veinticuatro horas antes 7:30 h. Había tenido un descanso de 13 horas antes del vuelo.

El copiloto tenía 29 años, y contaba con licencia de piloto comercial de avión, CPL(A) en vigor, al igual que el certificado médico. Tenía aprobado el examen teórico para la obtención de la licencia de piloto de transporte de línea aérea. Su experiencia era de 430 h. De ellas 150 h las había realizado en el tipo.

En los noventa días anteriores al incidente había volado 334:46 h, en los treinta días anteriores 114:25 h y en las veinticuatro horas antes 10:42 h. Había tenido un descanso de 13:13 h antes del vuelo.

1.2.2. Tripulación del avión EI-DWT

El Comandante, de 37 años, tenía licencia de piloto de transporte de línea aérea de avión ATPL(A). Su licencia y el certificado médico estaban en vigor. Su experiencia total era de 8.700 h, de las cuales 7.000 h las había realizado en el tipo.

En los noventa días anteriores al incidente había volado 177 h, en los treinta días anteriores 56 h y no había volado en las veinticuatro horas antes. Concretamente, el descanso previo al vuelo que había tenido era de 23:53 h.

El Operador informó que de acuerdo con los procedimientos de la aeronave, realizaba el guiado en tierra durante la rodadura.

El copiloto, de 35 años, acumulaba una experiencia de 2.800 h. De éstas, 2.000 h las había hecho en el tipo. Tenía la licencia de piloto comercial de avión, CPL(A), y aprobado el examen teórico para la obtención de la licencia de piloto de transporte de línea aérea.

En los noventa días anteriores al incidente había volado 224:07 h, en los treinta días anteriores 104:04 h y en las veinticuatro horas antes 8:03 h. Había tenido un descanso de 19:47 h antes del vuelo.

Iba como piloto a los mandos, es decir, tenía previsto llevar a cabo el despegue, pero no realizaba el guiado del avión durante la rodadura.

1.3. Información de la aeronave

Las dos aeronaves correspondían al mismo modelo, BOEING 737-800 y ambas estaban dotadas con dos motores del mismo tipo, CFM 56 7B. La de matrícula EI-EBL fue fabricada en 2.009 con número de serie 37529, y la de matrícula EI-DWT en 2.008 con número de serie 33626. Las dos tenían sus respectivos certificados de aeronavegabilidad en vigor y pasadas las revisiones de mantenimiento.

Las dimensiones de este modelo de avión se pueden ver en la figura 2.

1.3.1. *Guiado del avión en tierra*

El guiado del avión en tierra se realiza mediante los pedales de dirección que actúan sobre las ruedas del tren de morro, complementadas con los pedales de freno que actúan sobre las ruedas del tren principal, frenándolas y permitiendo el giro del avión hacia uno de los dos lados. Además de esto, existe un volante («tiller») que sirve para guiar exclusivamente las ruedas de morro, el cual solamente es accesible desde el asiento del comandante (lado izquierdo). El control ejercido por este volante prevalece sobre el ejercido por los pedales si hay contradicción entre ambos mandos. Todo esto implica que el guiado del avión durante la rodadura ha de hacerse necesariamente desde la posición del comandante, y así está recogido en los procedimientos del avión. El manual de vuelo del avión advierte varias veces de que no se debe usar el volante por encima de la velocidad de 20 kt.

Figura 2. Dimensiones de la aeronave

1.4. Información sobre el aeropuerto

El aeropuerto de Girona (LEGE) tiene la categoría 4-E² de OACI. Su plan director fue aprobado por la Orden FOM/2614/2006, y su actividad principal es el tráfico internacional regular de pasajeros.

Según la información recogida en el AIP (Publicación de Información Aeronáutica), su punto de referencia tiene como coordenadas 41° 54' 03" N – 2° 45' 38" E y una elevación de 143 m (469 ft).

Tiene una pista designada como 02–20, de 2.400 m de longitud y 45 m de anchura, con una pendiente ascendente desde la cabecera 02 hacia la cabecera 20 del 1,25% en los primeros 500 m, del 1% en los siguientes 1.100 m, del 0,60% en los siguientes 640 m, y del –0,26% en los últimos 160 m. La calle de rodaje es paralela a la pista, estando los ejes de ambas separados 184,42 m. Se divide en seis tramos nombrados de T1 a T6 (véase figura 3). De ellos, T1, T2 y T6 tienen 23 m de anchura, y T-3, T-4 y T-5, que dan acceso a la plataforma, 31,5 m. Al final de T1 hay un ensanchamiento

² (4) Longitud de pista igual o superior a 1.800 m. (E) Envergadura de 52 a 65 m, y vía del tren principal de 9 a 14 m.

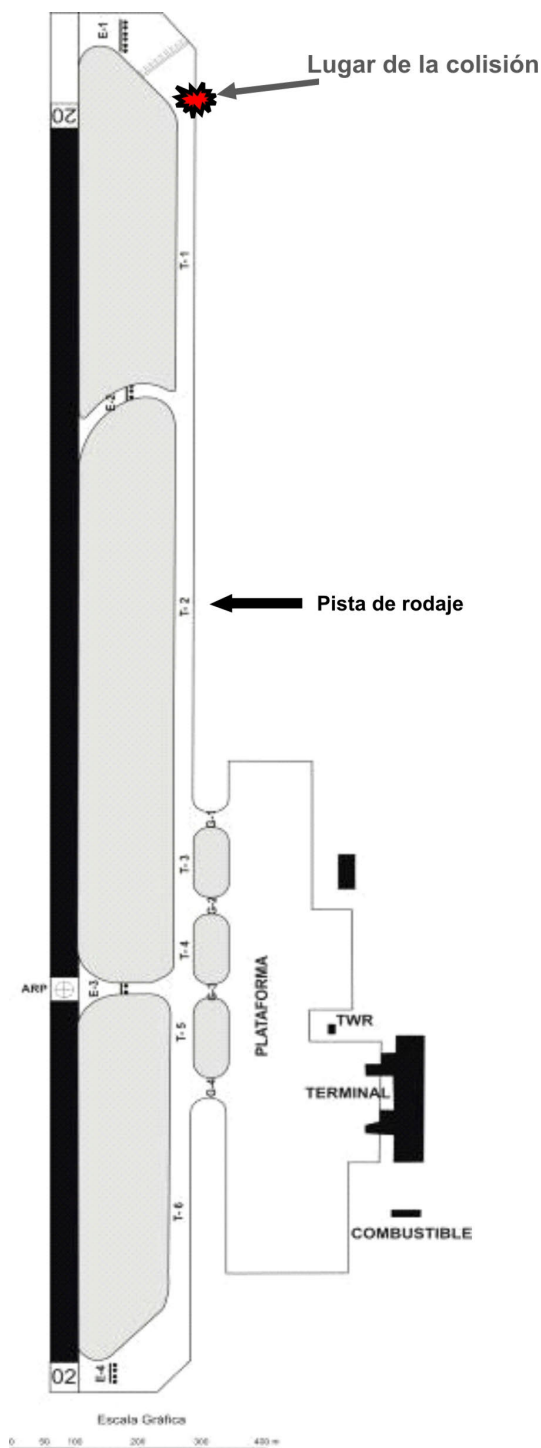


Figura 3. Croquis del aeródromo

en el que está situada la barra de parada de la cabecera 20. En esta zona, el eje de la calle de rodaje se divide en dos tramos que forman entre sí 45° (véase figura 5)³.

El acceso a la cabecera 20 se realiza por la entrada E1, y a la cabecera 02 por la entrada E4. Entre los tramos T1 y T2 de la pista de rodaje está la calle de salida E2, y entre los tramos T4 y T5 se sitúa la salida E3.

En las calles de comunicación con la plataforma G-1, G-2 y G-3 la anchura es 30,5 m y en la calle G-4 de 32 m.

En el plano de aeródromo para movimientos en tierra publicado en el AIP el día del incidente, figuraba una posición de la barra de parada de la pista 20 distinta a la que había realmente. Lo mismo ocurría con la otra cabecera.

El aeropuerto informó de que la ubicación de la barra de parada se cambió en octubre del 2009, cuando entró en servicio el ILS Cat II/III, y que la información sobre la ubicación de la barra de parada se envió al AIS (Sistema de Información Aeronáutica) para su publicación en el AIP con fecha 19 de agosto de 2009, pero no se publicó un NOTAM al respecto.

El día del incidente todavía figuraba en el AIP la posición de la barra de parada antigua. Hasta la publicación del AIP de 29 de julio de 2010 no quedó reflejada la nueva barra de parada en el plano de movimientos en tierra. En la información publicada en el AIP el día del incidente, sí que se recogía la nueva categoría del ILS (Cat II/III).

Con motivo del cambio de categoría del ILS se realizó por parte de AENA un estudio de seguridad de la maniobra ILS categoría II/III para la pista 20 y modificaciones asociadas

³ Imagen tomada de Google Earth.

al desplazamiento del umbral de la cabecera 20 del aeropuerto de Girona con vistas a evaluar los riesgos funcionales («Functional Hazard Assessment»).

Este estudio no contemplaba la evaluación de riesgos relacionados con las infraestructuras del aeropuerto.

En la figura 4 se puede ver un detalle de la zona de aparcamiento con los puestos que ocupaban las aeronaves antes su puesta en marcha. El avión de matrícula EI-EBL partió de 3A y rodó delante, mientras que el otro salió de 4A.

Figura 4. Zona de aparcamiento

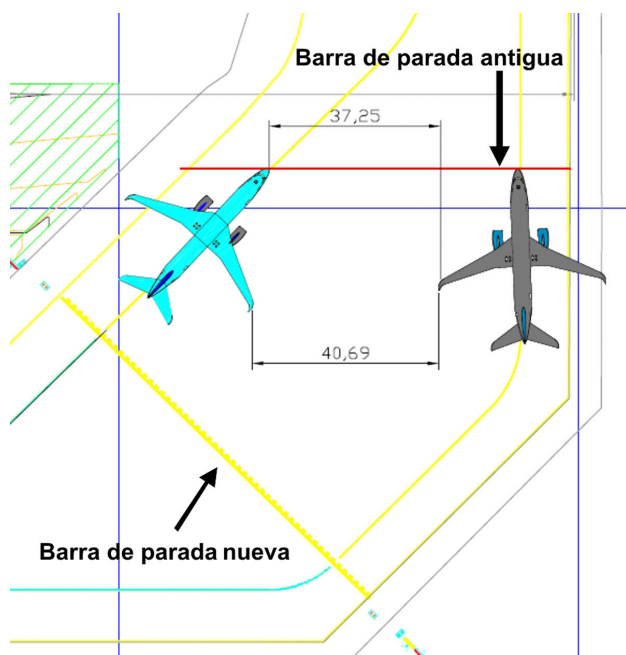


Figura 6. Posiciones en la barra de parada antigua

Figura 5. Barra de parada

Aunque previamente al incidente se manejaba por parte del aeropuerto un plano topográfico realizado con motivo del cambio de categoría del ILS, después del incidente se levantó uno nuevo, que sirvió para determinar cuáles eran las medidas reales de la calle de rodaje, y cuál era la posición exacta de la barra de parada (véase figura 5).

En la figura 6 se pueden ver las distancias de paso que había antes de mover la barra de parada para dos aviones iguales a los del incidente.

Como se puede observar la menor distancia se produciría entre el morro

de uno posicionado a la izquierda y la punta del plano izquierdo de otro posicionado a la derecha, y es 37,25 m.

La distancia mínima entre los planos de ambos era de 40,69 m. De acuerdo con los valores que se obtuvieron en las mediciones, y con las dimensiones de los aviones, se comprobó que la posición teórica de ambos aviones durante el adelantamiento, es decir, el de matrícula EI-EBL situado con el morro sobre la barra de parada, y el eje longitudinal sobre la línea de rodadura, y el otro circulando con el eje longitudinal situado igualmente sobre la línea de rodadura, se correspondía con una distancia de separación entre ambos de 4,7 m, que sería la que habría entre la punta del plano izquierdo del avión de que adelantaba (EI-DWT), y la punta derecha del estabilizador horizontal del avión que estaba parado (EI-EBL) (véase figura 7).

Si el avión EI-EBL se hubiera detenido a la derecha de la barra de parada los márgenes de adelantamiento hubieran sido mayores, como se ve en la figura 8.

Figura 7. Posiciones teóricas de los aviones al adelantar

Figura 8. Otra posición teórica para adelantar

La reglamentación local del aeródromo recogida en el AIP en la fecha del incidente establecía lo siguiente:

PROCEDIMIENTO DE RODAJE EN PLATAFORMA

1. Puesta en marcha

- A. Los pilotos solicitarán puesta en marcha en frecuencia GMC, especificando el puesto de estacionamiento que ocupan.
- B. El permiso se expedirá tan pronto se solicite, a menos que se prevean demoras superiores a 15 minutos, en cuyo caso el ATC indicará la hora en la que puede efectuarse la puesta en marcha. En ese momento se transmitirá la autorización ATC.
- C. Cuando una aeronave esté preparada para el retroceso y/o rodaje, antes de iniciar el mismo solicitará permiso en la frecuencia de rodadura.

MOVIMIENTO EN SUPERFICIE

1. Generalidades

- A. Todos los movimientos en superficie de aeronaves, aeronaves remolcadas, personas y vehículos en el área de maniobras están sujetos a autorización previa ATC.
- B. Todos los movimientos de aeronaves, aeronaves remolcadas, personas y vehículos en la plataforma estarán regulados por la Normativa de Seguridad en Plataforma.
- C. Evitar colisiones con otras aeronaves u obstáculos es responsabilidad de:
 - 1. Los pilotos en el rodaje en plataforma.
 - 2. Las compañías de asistencia en tierra durante la maniobra de retroceso o salida de stand, y durante el remolque.

1.5. Información meteorológica

El METAR de las 10:00 en el aeropuerto Girona era el siguiente:

METAR LEGE 141000Z 00000KT 8000 FEW005 SCT15 10/09 Q996 TEMPO RA=

Su información se traducía como ausencia de viento, visibilidad horizontal de 8.000 m, nubosidad escasa a 500 ft, y abundante a 1.500 ft. La temperatura era de 10 °C y el punto de rocío de 9 °C. El QNH era de 996 hPa, condiciones éstas que se correspondían con las de vuelo visual.

1.6. Comunicaciones

Las comunicaciones más relevantes entre la torre y los aviones son éstas:

Hora	Estación	Contenido de la comunicación
09:58:18	Control	RYANAIR 9111, Girona?
09:58:22	RYR9111	Go ahead.
09:58:24	Control	New slot at 10:13.
09:58:26	RYR9111	10:13, requesting start-up, RYANAIR 9111.
09:58:31	Control	RYANAIR 9111, start-up and push-back approved, according to your CTOT al 10.13, and copy clearance, to destination...
09:58:54	RYR9111	Push and start approved...
09:59:04	Control	RYANAIR 9111 read-back correct.
09:59:21	RYR9727	Girona, RYANAIR 927, we are already for push and start, from stand 4ª, information D.
09:59:35	Control	RYANAIR, 9727 standby, break, RYNAIR 9111, Girona?
09:59:43	RYR9111	9111 Go ahead.
09:59:45	Control	9111, Push-back straight back.
09:59:48	RYR9111	Push-back straight back 9111.
09:59:56	Control	RYANAIR 9727 standby, break, RYNAIR 9111, Girona?
10:00:00	RYR9727	9727, Go ahead
10:00:02	Control	RYANAIR 9727, the traffic at your left is gonna be pushed straight back. When clear of this traffic, start-up and push-back, approved facing north.
10:00:11	RYR9727	When cleared on traffic on our left, cleared for, start and push facing north, RYANAIR 9727.
10:00:17	Control	RYANAIR 9727, copy clearance, to destination...
10:00:28	RYR9727	Cleared to destination...
10:00:35	Control	RYANAIR 9727, read-back correct.
10:03:08	RYR9111	RYANAIR 9111 request taxi, please.
10:03:11	Control	RYANAIR 9111, taxi to holding point runway 20.
10:03:15	RYR9111	Taxi to holding point runway 20, RYANAIR 9111.
10:04:47	RYR9727	RYANAIR 9727 request taxi.
10:04:50	Control	RYANAIR 9727, taxi to holding point runway 20.
10:04:54	RYR9727	Taxi to holding point runway 20, RYANAIR 9727.

Hora	Estación	Contenido de la comunicación
10:07:38	RYR9111	RYANAIR 9111 is ready for departure.
10:07:42	Varios	Conversaciones con otros tráficos.
10:07:57	RYR9111	RYANAIR 9111 is ready for departure.
10:08:00	Control	RYANAIR 9111, roger, you'll be number two.
10:08:05	RYR9111	Number two, RYANAIR 9111.
10:08:11	RYR9727	RYANAIR 9727, we are fully ready for departure sequence.
10:08:17	Control	RYANAIR 9727, you will be number one, confirm ready for departure?
10:08:23	RYR9727	Affirm, fully ready, RYANAIR 9727.
10:08:26	Control	RYANAIR 9727, wind 200... wind calm, cleared for take-off runway 20.
10:08:33	RYR9727	Cleared for take-off runway 20, RYANAIR 9727.
10:09:41	RYR9727	RYANAIR 9727, we hit to the other aircraft, we need to go back to the gate.
10:09:48	Control	RYANAIR 9727, confirm the problem you have?
10:09:51	RYR9727	We hit the aircraft, we have a ground collision.
10:09:57	CONTROL	RYANAIR 9727, roger, can you overtake the other traffic to continue by runaway?
10:10:05	RYR9727	Of course.
10:10:06	Control	Ok, enter the runway and taxi back to the apron, at your discretion.
10:10:16	Control	Roger, 9727, then hold position and call me back when able to do whatever you wish to do. Break, break, RYANAIR 9111, lin-up and wait runway 20.
10:10:30	RYR9111	Negative, sir, RYANAIR 9111, we are asking to go back to the terminal, RYNAIR 9111
10:10:39	Control	RYNAIR 9111, did the company traffic hit you?
10:10:44	RYR9111	Affirm RYANAIR 9111.
10:10:46	Control	RYANAIR 9111, roger, then taxi to the apron via the runway 20.
10:10:56	RYR9111	Taxi back to the apron via runway 20, RYNAIR 9111.

1.7. Registradores de vuelo

Se recuperaron los registradores de datos de vuelo de ambas aeronaves, que eran de memoria en estado sólido (SSFDR), modelo HONEYWELL S-031.

Los datos de posición del avión para este informe se han obtenido del DFDR. El DFDR graba los parámetros de posición a partir de los datos suministrados por las Unidades de Referencia Inercial (IRU - «Inertial Reference Unit»), que miden, entre otras cosas, las

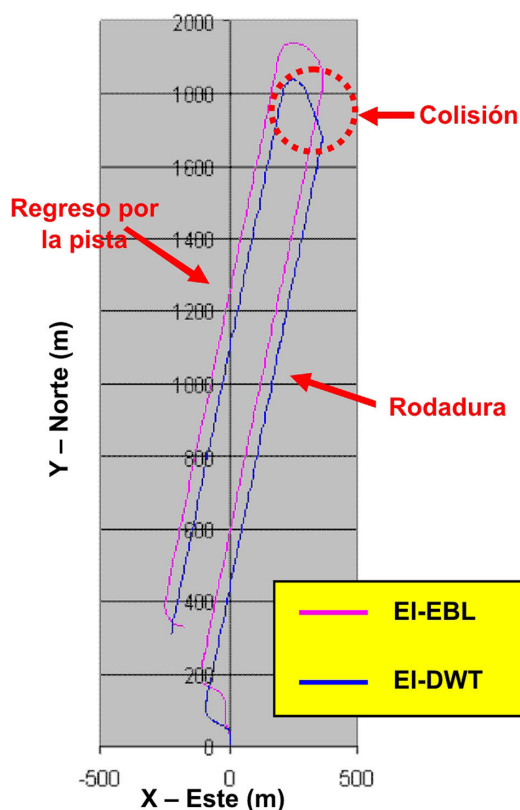


Figura 9. Dibujo de las trayectorias

congruentes con el movimiento real de las aeronaves, y que daban una distancia entre ambas de 80 m, más del doble de la envergadura del avión.

aceleraciones del avión. La integración de las aceleraciones y velocidades permitió obtener la trayectoria de los aviones en todo su recorrido. No obstante, no se pudo determinar la trayectoria real con precisión, por los errores de acumulación inherentes al sistema inercial como fuente de los datos. El dibujo de la figura 9 refleja la salida desde la zona de aparcamiento, a continuación el recorrido por la calle de rodaje antes de la colisión, y finalmente el regreso a los aparcamientos por la pista.

No fue posible conocer la posición exacta de las dos aeronaves en el momento del impacto.

Las coordenadas obtenidas para la aeronave EI-EBL fueron $41^{\circ} 54' 51,12''$ N - $2^{\circ} 46' 01,848''$ W, y para la aeronave EI-DWT, $41^{\circ} 54' 48,6''$ N - $2^{\circ} 46' 01,848''$ W. Situando dichos valores en el plano del aeropuerto se obtuvieron posiciones que no eran

1.7.1. Aeronave de matrícula EI-EBL

Una vez estudiados los parámetros más significativos se determinó que el avión se detuvo a las 10:08:20 con su eje longitudinal orientado al rumbo $331,523^{\circ}$, y que permaneció en esa posición hasta el momento del impacto. La variación de las aceleraciones longitudinal y lateral permitió fijar el momento del impacto en torno a las 10:09:25. En ese momento el avión estaba frenado ejerciendo una presión de 3.108,15 psi sobre el freno izquierdo y de 3.080,14 psi sobre el freno derecho.

En la gráfica de la figura 10 están representadas las aceleraciones longitudinal y lateral en el intervalo de tiempo comprendido entre las 10:09:19 y las 10:09:35, que recoge los momentos inmediatamente anterior y posterior al impacto. La variación de la aceleración vertical fue mucho menos significativa.

En la figura 11 se puede ver el rumbo del avión durante su rodadura por la calle de rodaje, antes de detenerse en la barra de parada.

Figura 10. Aceleración longitudinal y lateral del avión EI-EBL

Figura 11. Rumbo del avión EI-EBL en la calle de rodaje

1.7.2. Aeronave de matrícula EI-DWT

Los parámetros estudiados permitieron determinar que cuando se produjo el impacto, a las 10:09:25, el avión se movía con una velocidad de 5,11 kt, y que la velocidad máxima, anterior al impacto, con la que circuló durante la rodadura fue de 24 kt, entre las 10:08:35 y las 10:08:39.

En ese momento del impacto el avión ejercía una presión de 620,906 psi sobre el freno izquierdo y de 375,249 psi sobre el freno derecho.

En la gráfica de la figura 12 están representadas las aceleraciones longitudinal y lateral en el intervalo de tiempo comprendido entre las 10:09:19 y las 10:09:35, que recoge los momentos inmediatamente anterior y posterior al impacto. La variación de la aceleración longitudinal es mayor que la variación de la aceleración lateral.

Al igual que pasaba con el avión que estaba parado, la variación de la aceleración vertical fue mucho menor.

El avión entró en la calle de rodaje sobre las 10:06:23 y, durante el tiempo que transcurrió hasta el momento del impacto, estuvo rodando con rumbos ligeramente desviados hacia la izquierda con respecto al eje de la calle de rodaje (017°), excepto en dos instantes muy puntuales, como se puede ver en la figura 13.

El rumbo concreto que llevaba el avión en el momento del impacto era $14,0625^\circ$, es decir, desviado $2,9375^\circ$ a la izquierda del eje de la calle de rodaje que es 17° .

Figura 12. Aceleración longitudinal y lateral del avión EI-DWT

Figura 13. Rumbo del avión EI-DWT en la calle de rodaje

Figura 14. Velocidades del avión EI-DWT en la rodadura

En la gráfica de la figura 14 se pueden ver las velocidades que mantuvo el avión durante su recorrido por la calle de rodaje.

1.8. Información sobre organización y gestión

1.8.1. Diseño de aeródromos

La única referencia publicada en España relacionada con el diseño de aeródromos es el Reglamento Técnico de Aeródromos, que es una transposición literal de lo dispuesto en el Anexo 14, volumen I, de OACI, por lo que en la práctica se usa cualquiera de los dos como referencia.

En el Anexo 14 se establece que en los aeródromos cuya clave de referencia sea 4E podrán operar aeronaves cuya envergadura máxima esté comprendida entre 52 y 65 m (exclusive) o cuya vía máxima esté comprendida entre 9 y 14 m (Tabla 1.1 del Anexo 14).

Con referencia al diseño de los aeródromos se hace mención a la *anchura de las calles de rodaje*, recomendando que para aeropuertos cuya clave sea E, la anchura sea de 23 m, y recomendando también que para los aeropuertos de esa clave deberían de existir márgenes en los tramos rectilíneos de las calles de rodaje, que se extiendan simétricamente a ambos lados de la calle, de modo que la anchura total de la calle de rodaje y sus márgenes en las partes rectilíneas no sea menor de 44 m.

Respecto a los puntos de espera de la pista se recomienda que se establezcan uno o más puntos de espera de la pista en la calle de rodaje y en la intersección de la calle de rodaje y una pista.

En el Anexo, se recomienda también que el punto de espera de la pista en una calle de rodaje se establezca cuando el emplazamiento o la alineación de la calle de rodaje sea tal que las aeronaves en rodaje o vehículos puedan infringir las superficies limitadoras de obstáculos o interferir en el funcionamiento de las radioayudas para la navegación.

Para la protección de la pista se establece que la distancia mínima entre el eje de la pista y un punto de espera de pista, para aeródromos con número de clave 4 y con aproximaciones de precisión de categoría I, II y III debe ser de 90 m (Tabla 3.2 del Anexo 14). La distancia de separación entre el eje de una pista y el eje de una calle de rodaje, para una pista de vuelo por instrumentos en un aeródromo 4E, debe ser de 182,5 m (Tabla 3.1 del Anexo 14).

1.8.2. Aspectos relacionados con la fase de rodaje

El Reglamento de Circulación Aérea, en el LIBRO SEGUNDO – REGLAMENTO DEL AIRE, CAPÍTULO 3 - REGLAS GENERALES expresa lo siguiente:

2.3.2. Prevención de colisiones

Es esencial, con objeto de prevenir posibles colisiones, *no descuidar la vigilancia a bordo de las aeronaves* en vuelo, sea cual fuere el tipo de vuelo o la clase de espacio aéreo en que vuele la aeronave, *ni mientras circule en el área de movimiento de un aeródromo*.

Por otra parte, en el LIBRO CUARTO - PROCEDIMIENTOS PARA LOS SERVICIOS DE NAVEGACIÓN AÉREA, concretamente en el CAPÍTULO 5 - SERVICIO DE CONTROL DE AERÓDROMO dice que:

4.5.10. Control de las aeronaves en rodaje

4.5.10.1. Durante el rodaje la visión del piloto es limitada. *Es necesario por lo tanto, que las dependencias de control de aeródromo cursen instrucciones concisas y suficiente información al piloto para ayudarle a determinar la debida vía de rodaje e impedir colisiones con otras aeronaves u objetos*.

4.5.10.2. A fin de acelerar el tránsito aéreo, puede permitirse el rodaje de las aeronaves por la pista en uso, siempre que ello no entrañe riesgo ni demora para las demás aeronaves.

4.5.10.3. Con excepción de lo dispuesto en 4.5.10.3.1. ó a menos que otra cosa prescriba la autoridad ATS competente, *las aeronaves no se mantendrán esperando a una distancia de la pista en uso inferior a la de un punto de espera en rodaje*.

En el LIBRO SÉPTIMO - REQUISITOS PARA LA OPERACIÓN DE AERONAVES, en el CAPÍTULO 1 - TRANSPORTE AÉREO COMERCIAL refleja que:

7.1.3. Operaciones de vuelo

7.1.3.5. Obligaciones del Comandante de aeronave.

7.1.3.5.1. Durante el tiempo de vuelo, el Comandante de aeronave será responsable del manejo y seguridad del avión así como también de la seguridad de todas las personas a bordo.

El Manual de Operaciones de la compañía dispone en el punto 8.3.0.1.2 Rodadura entre otras cosas lo siguiente:

1. La fase de rodadura será considerada como una «Fase de vuelo critica».
 2. Antes de posicionar el avión para iniciar la rodadura, se debería de informar del camino seguir durante la rodadura en aeropuertos con los que los miembros de la tripulación no estén familiarizados. Informar siempre de las rutas temporales y las restricciones.
 3. Anotar todas las indicaciones para rodadura. El piloto RHS debe asegurarse que el Comandante está al tanto de las indicaciones de rodadura antes de colacionar.
 4. 5. Las velocidades de rodadura máximas nunca deben ser excedidas.
- [...] b. 30 kt sobre en pista de rodaje
- [...] d. 10 kt cuando se ejecuté un giro de 45° o mayor
- [...] Si se tienen dudas sobre la ruta en rodadura, pare el avión y pida aclaración al ATC.

2. ANÁLISIS

2.1. Condiciones de operación en el aeropuerto

En todos los aeropuertos donde se realizan operaciones regulares de transporte de pasajeros es normal que haya aviones que cuando comunican a control que están listos para despegar, se les de prioridad frente a otros, que habían comunicado anteriormente y que estaban esperando la orden de despegue. Esto se hace en muchas ocasiones para cumplir con los tiempos calculados de despegue (CTOT) que tienen adjudicados los

aviones cada día. Cada tipo de aeronave necesita un tiempo distinto para completar las operaciones previas al despegue, y el tiempo que se tarda en acceder al punto de espera, una vez que han sido autorizadas, varía mucho dependiendo del lugar donde se encuentre estacionada. Por todo ello, es habitual que se produzcan adelantamientos, autorizados previamente por los servicios de control.

Las condiciones de visibilidad eran buenas, por lo que se descarta que tuvieran algún tipo de influencia en la colisión.

Durante la investigación se constató que las medidas de la calle de rodaje del aeropuerto de Girona se ajustaban a lo dispuesto en el Anexo 14 de OACI, y también la distancia de separación entre el eje de la pista y el eje de la calle de rodaje.

2.2. Señalización e información a las tripulaciones

El Reglamento de Circulación Aérea destaca que la visión del piloto en el rodaje es limitada, y recalca la importancia de que las dependencias de control impartan las instrucciones concisas a las tripulaciones, y ofrezcan información suficiente para impedir colisiones con otras aeronaves u objetos.

De la misma manera, hace especial mención a que previamente a la rodadura se deberá conseguir la información necesaria por parte de la tripulación para familiarizarse con el aeropuerto y con los cambios y restricciones temporales.

En este sentido, cabe destacar que se había cambiado la posición de la barra de parada de la pista 20 por parte de AENA, sin que esta información se hubiera incluido en el AIP, a pesar de que el aeropuerto había enviado la información con la nueva ubicación de las barras de parada al servicio encargado de publicarla, al menos cuatro meses antes del incidente.

En relación con lo anterior, se considera necesario emitir una recomendación a AENA para que cuando se retrase la publicación en el AIP de una modificación en la señalización que afecte a la operación del aeropuerto, se de difusión lo antes posibles por el medio que se considere más adecuado, como por ejemplo la emisión de un NOTAM.

En el caso de la barra de parada de la pista 20 del aeropuerto de Girona, se da la circunstancia de que si la aeronave está detenida en el lado derecho de la barra de parada, la zona de paso para otra aeronave que la adelante por la izquierda es mucho mayor que si se queda detenida en el lado izquierdo y la tienen que adelantar por la derecha, como ocurrió en este caso. Esta diferencia no se tuvo en cuenta por parte de Control a la hora de posicionar a las aeronaves en el punto de espera, a pesar de que en el caso de que el adelantamiento se realice por la izquierda, la separación

entre las aeronaves es mucho mayor que si el adelantamiento se realiza por la derecha.

Por parte de Control no se dieron indicaciones concretas al avión EI-EBL para posicionarse a un lado o a otro de la barra de parada, ni se informó al avión EI-DWT que rodaba en segunda posición sobre el lugar exacto en el que estaba detenido el avión que le precedía, porque seguramente no se consideró relevante para la seguridad operacional el lado por el que era más aconsejable adelantar, ni hubo consciencia de que existiera riesgo de colisión.

El hecho de que no se considerará importante se debe, seguramente, a que antes la barra de parada estaba más adelantada y nunca había habido problemas. Seguramente los servicios de Control desconocían el hecho de que la barra se había movido, y por eso cuando se realizó el estudio de seguridad de la maniobra ILS categoría II/III para la pista 20 y modificaciones asociadas al desplazamiento del umbral de la cabecera 20 del aeropuerto no se pensó en realizar un análisis de riesgos que incluyera también los derivados de cambios en las infraestructuras, entre ellos el retrasar la barra de parada

Por este motivo se ha considerado conveniente emitir una recomendación dirigida a AENA en relación con los estudios de seguridad que lleva a cabo, en el sentido de que revise sus métodos de análisis de riesgos con el objetivo de que se realicen conjuntamente tanto los que afecten a las actividades de navegación aérea como los que afecten a las infraestructuras aeroportuarias.

Por ello, y en orden a elevar los márgenes de seguridad, sería aconsejable que en el aeropuerto de Girona, cuando se produzcan adelantamientos a aeronaves, que estén detenidas en las respectivas barras de parada de ambas pistas, se den instrucciones desde control al avión que deba ser rebasado, para que siempre que sea posible, se posicione en el lado de la barra de parada que permita dejar el mayor espacio de paso posible.

2.3. Análisis de la operación del avión EI-DWT durante el rodaje

El Reglamento de Circulación Aérea resalta que con el objeto de prevenir colisiones es esencial no descuidar la vigilancia a bordo de las aeronaves en vuelo ni mientras circule en el área de movimiento de un aeródromo. También establece de manera clara la responsabilidad del Comandante en cuanto al manejo y seguridad del avión durante el tiempo de vuelo.

Con los datos que se obtuvieron después de la colisión no se pudo determinar la posición exacta que ocupaban las aeronaves en el momento del impacto. Por otro lado, la precisión de los datos registrados tampoco fue suficiente para poder deducir la posición real.

No obstante, si se pudo determinar que el avión EI-EBL se encontraba parado en el momento del impacto, y que tenía una ligera desviación inferior a $0,5^\circ$ respecto al rumbo teórico que debía mantener al estar detenido en la barra de parada, por lo que se puede considerar que su orientación era prácticamente la que debía tener. No fue posible averiguar si estaba sobre el eje de la calle de rodaje, o por el contrario se encontraba desplazado a uno de los lados de esta. Tampoco fue posible determinar si el morro estaba desplazado hacia delante o hacia atrás respecto a la barra de parada, ni en qué cuantía.

Tomando la distancia que había desde de la punta del estabilizador horizontal del avión que estaba parado hasta el punto de impacto (1,2 m), y los rumbos de los aviones se pudieron establecer las posiciones relativas entre ambas aeronaves. En la figura 15 se muestran dos de las posibilidades de posicionamiento de los aviones para que se produjera el impacto. Concretamente las dos más extremas.

A la izquierda de la figura se muestra al avión EI-EBL situado sobre el eje de la calle de rodaje, con el morro sobre la barra de parada y con un rumbo que era prácticamente el que teóricamente debía tener, por lo que el otro avión quedaría claramente fuera de la posición en la que debía de estar. Por el contrario, a la derecha de la figura, se muestra al avión EI-DWT sobre el eje de la calle de rodaje, que es la posición teórica que debía mantener, con el rumbo desviado 3° , por lo que el otro avión debería haber estado con el morro retrasado respecto a la barra de parada.

Teniendo en cuenta que los dos estaban ligeramente desviados del rumbo que debían mantener (más el EI-DWT), los dibujos de la figura 16 muestran los casos más extremos, de entre los muchos posibles, que se pudieron dar respecto de las posiciones que eran susceptibles de tener las dos aeronaves, es decir, en el que el avión EI-EBL estuviera bien posicionado y el otro desviado del eje (a la izquierda), y el caso en el que el EI-DWT estuviera sobre el eje, y el otro con el morro totalmente separado de la barra de parada (a la derecha).

Figura 15. Posiciones relativas de los aviones

Manteniendo esas posiciones relativas, se pudieron dar todo tipo de situaciones respecto de las que teóricamente deberían haber mantenido. No obstante, parece claro que una vez que el avión EI-EBL estaba detenido, hubo un error al apreciar la distancia que separaba a ambas aeronaves por parte de la tripulación del avión EI-DWT.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

- Se había desplazado la barra de parada de la cabecera 20 sin que se hubiese publicado en el AIP cuál era la nueva ubicación. Igualmente ocurrió con la cabecera 02.
- Las dos aeronaves fueron autorizadas a rodar hasta el punto de espera de la pista 20. La de matrícula EI-EBL recibió la autorización primero.
- Una vez detenida en el punto de espera, la aeronave EI-EBL fue informada a las 10:08:00 de que sería el número dos en despegar, y la tripulación colacionó el aviso.
- A las 10:08:17 la aeronave EI-DWT fue informada de que sería la número uno en despegar, y la tripulación también colacionó la información.
- El avión de matrícula EI-DWT adelantó por la derecha al avión EI-EBL que estaba detenido en el lado izquierdo de la barra de parada de la cabecera 20.
- Durante el adelantamiento, el avión de matrícula EI-DWT golpeó con la punta izquierda del ala contra el borde de salida del estabilizador horizontal del avión EI-EBL, a una distancia de 1,42 m del extremo derecho del estabilizador.
- En el caso de que las dos aeronaves hubieran ocupado las posiciones que en teoría deberían haber tenido durante el adelantamiento, la distancia entre el extremo derecho del estabilizador horizontal del avión que estaba parado (EI-EBL) y la punta izquierda del ala del avión que estaba adelantando (EI-DWT) hubiera sido de 4,7 m.
- El margen de separación para adelantar cuando un avión está detenido en la barra de parada, es mucho mayor si el avión se posiciona a la derecha de la barra y se le adelanta por la izquierda, que en el caso contrario, como ocurrió en esta ocasión.
- No se pudo determinar si el avión de matrícula EI-EBL estaba detenido con su parte delantera sobre la barra de parada y con el eje longitudinal exactamente encima del eje de la calle de rodaje (posición teórica que debía haber tenido).
- El avión de matrícula EI-EBL mantenía un rumbo de $331,523^\circ$, desviado $0,477^\circ$ respecto al eje de del tramo de la calle de rodaje en la que estaba (332°).
- El avión de matrícula EI-DWT mantuvo un rumbo variable durante su recorrido por la calle de rodaje, que en el momento del impacto era de $14,0625^\circ$, es decir, $2,9375^\circ$ desviado respecto al eje de la calle de rodaje (17°).

3.2. Causas

Se ha determinado como causa del accidente, la conjunción de dos factores:

- Por un lado una apreciación errónea por parte de la tripulación de la aeronave de matrícula EI-DWT de la distancia que había desde la punta izquierda del ala hasta la

zona más próxima del avión que estaba parado (el extremo derecho del estabilizador horizontal).

- La disminución de la zona libre de paso en la zona de transición entre la calle de rodaje y el apartadero de espera en la cabecera de la pista como consecuencia de haber retrasado la barra de parada.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

REC 05/11. Se recomienda a AENA que en el caso de que se retrase la publicación en el AIP de una modificación en la señalización que afecte a la operación de un aeropuerto, se asegure la inmediata difusión de dicha modificación y sus posibles consecuencias en la operación de aeronaves, por los medios que se consideren más efectivos, como por ejemplo la emisión de un NOTAM.

REC 06/11. Se recomienda a AENA que en relación con los estudios de seguridad, revise sus métodos de análisis de los riesgos para tener en cuenta conjuntamente los que afecten a las actividades de navegación aérea y a las aeroportuarias. En particular, se incluirá una distancia adicional anterior a la barra de parada ó punto de espera para que el piloto se detenga, que le permita desde su posición ver la barra de parada ó punto de espera. Para un avión de categoría 4-C esta distancia será de aproximadamente 5 m.

ANEXOS

ANEXO A
**Representación gráfica de varios
parámetros del avión
de matrícula EI-EBL**

ANEXO B
**Representación gráfica de varios
parámetros del avión
de matrícula EI-DWT**

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Viernes, 12 de marzo de 2010; 09:25 h local¹
Lugar	Valverde, isla del Hierro (Santa Cruz de Tenerife)

AERONAVE

Matrícula	EC-GSK
Tipo y modelo	BELL 412
Explotador	Inaer Helicópteros, S. A.

Motores

Tipo y modelo	PRATT & WHITNEY PT6T
Número	2

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Copiloto
Edad	48 años	
Licencia	ATPL(H)	CPL(H)
Total horas de vuelo	6.522 h	2.117 h
Horas de vuelo en el tipo	3.173 h	773 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			4
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Rotura del material a helitransportar

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos – Comercial – Construcción/cargas en eslinga
Fase del vuelo	Aproximación

INFORME

Fecha de aprobación	21 de febrero de 2011
---------------------	------------------------------

¹ La referencia horaria es la hora local. Para hallar la hora UTC deben restarse dos unidades.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El día 12 de marzo de 2010 el helicóptero Bell 212 matrícula EC-GSK despegó a las 09:15 h del aeropuerto del Hierro con objeto de realizar un transporte, en carga externa, de materiales de construcción. La zona de recogida del material estaba situada a cinco millas al suroeste del aeropuerto en el término municipal de Valverde.

El helicóptero estaba en fase de aproximación a la zona de depósito y recogida de material cuando, próximo al suelo, una de las personas del equipo de trabajo y a bordo de la aeronave comunicó a la tripulación la presencia de un objeto blanco moviéndose en el aire y cercano al helicóptero. Instantes después y cuando el helicóptero se hallaba a 3m (15 ft) de altura y con una velocidad inferior a 30 kt, se escuchó a bordo un ruido y el helicóptero inició una guiñada del morro hacia la derecha hasta alcanzar 60° aproximadamente.

El piloto a los mandos, tras sentir el ruido y reconocer la guiñada, cerró los gases de ambos motores actuando sobre los puños de gases localizados en la palanca de mando colectivo e inició una autorrotación, que finalizó con una corta toma rodada.



Figura 1. Daños en el helicóptero

Una vez el helicóptero en el suelo con ambos motores y el rotor principal parados, los ocupantes salieron del mismo observando los restos de un saco de rafia de polipropileno desgarrado (véase Figura 2), y enganchado al conjunto del rotor de cola.

Los daños en el helicóptero se localizaron en el eje de transmisión de potencia al rotor de cola que presentaba una rotura por torsión y en el tren de aterrizaje, que presentaba una deformación de los travesaños laterales.

Las personas a bordo y las del equipo de tierra resultaron ilesas.

1.2. Información sobre la aeronave

El certificado de aeronavegabilidad del helicóptero tenía validez hasta el día 5 de junio del 2010. El giro de las palas del rotor principal es en sentido anti-horario visto desde cualquiera de los asientos de los pilotos.

El Manual de Vuelo del helicóptero indica que la pérdida total del empuje del rotor de cola se produce por la rotura del eje de potencia al mismo rotor. Cuando sucede esta pérdida total del empuje en vuelo, se produce una guiñada del morro hacia la derecha, cuya severidad estará en función de la potencia aplicada en ese momento y del empuje del rotor anti-par. El procedimiento a seguir consiste en cerrar los gases actuando sobre los puños de gases localizados en la palanca de mando colectivo y ejecutar una autorrotación.

El diagrama altura-velocidad de las actuaciones en el Manual de Vuelo delimita el área a evitar en vuelo desde 16 ft en su base inferior, y no afecta a ningún rango de velocidad en vuelos a alturas inferiores a ésta de 16 ft sobre el suelo.

1.3. Información adicional

El personal de tierra encargado de manipular los materiales en el suelo ya había trabajado anteriormente en este tipo de trabajo.

El objeto blanco que se había observado y se encontró enredado en el rotor de cola era un saco de rafia de polipropileno



Figura 2. Saco de rafia roto y localizado en el rotor de cola

para transportar material de construcción o escombros y con capacidad para 1 m³ y hasta 5.000 kg de peso.

El traslado de material de construcción en carga externa requiere la presencia de personal en tierra para adecuar dicho material en redes o bolsas para su transporte. Dicho personal de apoyo, según el Manual de Operaciones, Sección 13, Trabajos Aéreos, Generalidades, puede estar compuesto por personal ajeno al operador del helicóptero y deberá seguir las condiciones específicas y normas que se aprueben entre personal del operador del helicóptero y el designado por la compañía al que pertenece el personal de tierra.

El día del incidente, el material a transportar y las bolsas de rafia (como la que provocó el incidente) se hallaban depositados en tierra a cargo de personal que ya se había reunido con el Comandante el día anterior para programar el trabajo y preparar las medidas de seguridad a tomar. Entre ellas, la de sujetar correctamente el material que pudiera elevarse por efecto del viento generado por los rotores. Las bolsas habían sido apiladas y se había colocado una caja metálica de herramientas encima de ellas.

La zona de aterrizaje seleccionada para el depósito del material a helitransportar y el lugar de aterrizaje presentaban buenas condiciones y eran adecuados para la ejecución de dicho transporte.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

La guiñada que se produjo en el helicóptero, en corta final y con una velocidad indicada inferior a 30 kt, era consecuente con la pérdida del empuje total del rotor de cola, para contrarrestar el par originado por la aplicación de la potencia de los motores al rotor principal.

En la inspección posterior del helicóptero no se hallaron daños en los ejes de transmisión de la potencia de los motores al rotor principal que impidieran su funcionamiento normal y sin embargo se encontró roto el eje de la transmisión de potencia al rotor de cola, que anulaba su función.

El helicóptero detuvo su giro de guiñada cuando el piloto cerró los gases de los motores, como indica el manual de vuelo y descendió en autorrotación hasta posar la aeronave en el suelo.

El comportamiento del helicóptero fue consecuencia directa de una parada total del movimiento del rotor de cola producido por el enganche de un saco de rafia en él, produciendo un sobre-esfuerzo de torsión en el eje de transmisión, el cual rompió.

El saco de rafia de polipropileno pudo fácilmente desplazarse del montón en el que estaba apilado al hincharse por la corriente de aire generada por el helicóptero y resbalarse el peso que se había colocado encima, lo que pudo favorecerse por el material deslizante con el que están fabricados dichos sacos.

El personal de tierra que participaba en la operación del helicóptero tenía experiencia en este tipo de trabajo y la tripulación había preparado con ellos la operación.

La tripulación a los mandos del helicóptero reaccionó con rapidez identificando el fallo en el rotor de cola, aplicó con eficacia el procedimiento y logró aterrizar sin que se produjera el vuelco de la aeronave.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Lunes, 24 de mayo de 2010; 10:15 h
Lugar	Pista el Rebozo, Los Palacios y Villafranca (Sevilla)

AERONAVE

Matrícula	EC-IXJ
Tipo y modelo	AIR TRACTOR AT-401
Explotador	SAASA

Motores

Tipo y modelo	PRATT & WHITNEY R-1340-AN1
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	45 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	1.890 h
Horas de vuelo en el tipo	652 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación		1	
Pasajeros			
Otras personas		1	2

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Sí

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos – Comercial – Agricultura
Fase del vuelo	Aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	21 de febrero de 2011
---------------------	------------------------------

1.- INFORMACIÓN FACTUAL

1.1.- Antecedentes del vuelo

La aeronave Air Tractor AT-401, matrícula EC-IXJ, regresaba a su base después de haber terminado las labores de siembra de arroz que había estado llevando a cabo en unas parcelas situadas unos 10 km al Noreste de la base.

La pista de la base está orientada en dirección Norte-Sur y tiene una longitud aproximada de 1.100 m. En el área de aproximación a la cabecera Sur discurre un canal, que es prácticamente perpendicular al eje de pista. Asimismo, hay otro canal en el flanco Este de la pista, que es paralelo a ésta. En esos momentos había en la cabecera Sur de la pista otras dos aeronaves Air Tractor. Una, de matrícula EC-HFJ, situada al comienzo de la pista y alineada con el eje, con el piloto a bordo y con el motor en marcha, que estaba siendo cargada de semilla de arroz mediante un tractor; y la otra, matrícula EC-GYX, más al Norte y en el lateral Oeste de la pista y con su eje longitudinal transversal a la pista, con el piloto también a bordo, pero con el motor parado.

Según los testimonios recabados, el avión EC-IXJ sobrevoló la zona de la pista pasando a unos 150 m de su eje por el lado Oeste. Al llegar a la altura de la cabecera Sur, viró ligeramente a la derecha, como con intención de abrirse para tener más espacio para hacer un viraje de 180° que lo dejara alineado para hacer la aproximación. Enseguida viró a la izquierda, aumentando el ángulo de alabeo progresivamente hasta alcanzar unos 80° de inclinación. Cuando la aeronave sobrevolaba la compuerta del canal que hay en el área de aproximación, con una altura de unos 10 o 15 m, y ya orientada en la dirección de la pista, comenzó a alabear rápidamente a la derecha hasta alcanzar un ángulo de unos 60°.

Con esa actitud, pero perdiendo altura, se dirigió hacia la pista. Sobrevoló el comienzo de la misma sin tocar el suelo, pero el extremo del plano derecho impactó primero contra el estabilizador horizontal izquierdo de la aeronave EC-HFJ, luego contra el plano izquierdo de esta misma aeronave e inmediatamente después contra el tractor, perdiendo la mitad exterior del plano derecho.

La aeronave después se precipitó violentamente contra la pista en actitud de morro abajo, produciéndose la rotura de una de las dos palas de la hélice, que quedó clavada en el terreno, y el desprendimiento del motor y la rueda de la pata de tren principal izquierda. Simultáneamente, el empenaje de cola golpeó contra el morro de la tercera aeronave produciéndole daños en los colectores de escape, en el cilindro n.º 5 y en la hélice.

La aeronave continuó desplazándose sobre la pista siguiendo una trayectoria ligeramente desviada a su derecha, a resultas de lo cual acabó saliéndose de la pista por el lateral derecho, aunque quedó detenida en el talud existente entre ésta y el canal que discurre paralelo a la pista en ese lado.

Figura 1. Vista general de la zona del accidente

El piloto de la aeronave EC-IXJ y el operario que estaba manejando el tractor resultaron con lesiones de carácter grave.

1.2. Lesiones de personas

El piloto de la aeronave EC-IXJ sufrió la rotura de varias vértebras.

El tractorista tuvo una brecha en la cabeza que requirió más de 80 puntos de sutura, así como la rotura de varias costillas.

Los pilotos de las otras dos aeronaves que se vieron involucradas en el accidente resultaron ilesos.

1.3. Daños a la aeronave

La aeronave Air Tractor AT-401, matrícula EC-IXJ, sufrió daños importantes en las siguientes partes:

- Semiala derecha arrancada su mitad exterior.
- Tren de aterrizaje. Pata izquierda arrancada la rueda; pata derecha deformada y patín de cola arrancado.
- Semiala izquierda con grandes deformaciones, que afectan a la estructura.
- Fuselaje de cola con grandes roturas y deformaciones.
- Timón de dirección desprendido.
- Estabilizador horizontal y timón de altura con grandes daños.
- Hélice.
- Motor. Desprendido durante el impacto.

1.4. Otros daños

1.4.1. Aeronave Air Tractor AT-402A, EC-HFJ

Esta aeronave es la que estaba siendo cargada de semilla en la cabecera de la pista.

El primer impacto fue en el estabilizador horizontal izquierdo, que produjo grandes daños en él: deformación hacia adelante y el arrancamiento de la parte exterior del timón de altura, incluido el contrapeso.

El segundo impacto fue contra el flap del plano izquierdo, concretamente a una distancia de un tercio de su borde exterior. Este impacto produjo grandes daños en el flap, que se propagaron al propio plano y al alerón.

A consecuencia del impacto, la aeronave se desplazó hacia adelante, hasta que el borde de ataque del plano izquierdo impactó contra el tractor, produciéndose daños en esta parte del plano.

1.4.2. Aeronave Air Tractor AT-401B, EC-GYX

El impacto se produjo en la zona delantera de la aeronave. En el lado derecho de los colectores de escape se observaron dos marcas rectilíneas, paralelas entre sí, separadas unos 10 cm y con una inclinación respecto a la horizontal de unos 45°.



Figura 2. Daños en el plano izquierdo de la aeronave EC-HFJ y en el tractor

El carenado del motor también mostraba huellas de impactos que habían producido roturas.

La bujía del cilindro n.º 3 se encontraba partida, así como también algunas de las aletas de refrigeración de este cilindro.

Ambas palas de la hélice, si bien una de ellas en mayor medida, mostraban daños por impacto.

1.4.3. *Tractor*

Las barras antivuelco, que además sirven de soporte al parasol, quedaron fuertemente dobladas, con algunos de sus anclajes rotos. El parasol resultó arrancado. Las barras tenían restos de pintura amarilla.

Varias de las palancas de mando de la pala cargadora frontal, que están situadas a la derecha del puesto de pilotaje, se encontraban dobladas hacia el interior de la cabina y sus pomos habían sido arrancados.

Figura 3. Croquis de los restos de las aeronaves y los impactos

El brazo izquierdo del asiento y el piloto delantero de la aleta trasera derecha resultaron arrancados.

1.5. Información personal

El piloto disponía de licencia de piloto comercial de avión, válida hasta 18-05-2011, de certificado médico de clase 1 válido hasta el 11-07-2010, y de las siguientes habilitaciones:

Habilitación	Válida hasta
SE pistón (terrestre)	09-05-2011
Agroforestal	16-07-2010

Su experiencia de vuelo total era de 1.890 h, de las cuales 652 h eran en el tipo de aeronave del accidente.

Se había incorporado a la empresa operadora de la aeronave accidentada el día 17 de julio de 1996.

El día del accidente había comenzado su actividad a las 7:30 h. Estuvo operando desde una pista eventual situada en las proximidades de la zona en la tenía que trabajar, donde llevó a cabo 9 vuelos de siembra en los que empleó un tiempo total de 1 hora y 35 minutos. Como había terminado el trabajo en esa zona y no tenía programada más actividad para ese día, el piloto se dirigió a la base de operaciones con el fin de aterrizar y finalizar su actividad.

El día anterior al del accidente había descansado.

En los 7 días anteriores al accidente había realizado 31 vuelos, en los que empleó un tiempo de 7:20 h.

1.6. Información de aeronave

1.6.1. General

Matrícula:	EC-IXJ
Fabricante:	AIR TRACTOR
Modelo:	AT-401
Número de serie:	401-0795

Año de fabricación: 1991
MTOW: 2.722 kg
Peso en vacío: 2.156 kg

1.6.2. *Motor*

Fabricante: PRATT & WHITNEY
Modelo: R-1340-AN1
Número de serie: 513428
Instalado: 27-03-2007 procedente de «overhaul» (con 7.850:00 h desde nuevo)
Potencia: 600 HP

1.6.3. *Certificado de aeronavegabilidad*

Clase: Restringido
Número: 5560
Emisión: 21-05-2005
Validez: 13-05-2011

1.6.4. *Mantenimiento*

Horas de vuelo: 4.261:30 h a 21-05-2010
Última revisión: Tipo 200 h, realizada el 6-05-2010 con 4.195:00 h

1.6.5. *Actuaciones. Velocidades de pérdida*

El manual de vuelo de la aeronave ofrece la siguiente información acerca de las velocidades de entrada en pérdida, para unas condiciones de peso máximo al despegue 2.721 kg (6.000 lb), y en función del ángulo de alabeo y deflexión de flaps:

Ángulo de alabeo	0°	15°	30°	45°	60°
Flaps arriba	73 mph	74 mph	78 mph	87 mph	103 mph
Flaps desplegados	61 mph	62 mph	66 mph	73 mph	86 mph

1.6.6. *Peso de la aeronave*

En el momento del accidente la aeronave no llevaba carga en la tolva y sus depósitos contenían entre 200 y 250 l de combustible. El peso estimado en ese momento sería:

- Peso en vacío: 1.886 kg
 - Peso combustible: De 160 a 200 kg (se tomarán 180 kg a efectos de cálculo)
 - Peso del piloto: 90 kg
- | | |
|-------------|----------|
| Peso total: | 2.156 kg |
|-------------|----------|

1.6.7. *Procedimiento de aproximación y aterrizaje*

Dentro del capítulo de procedimientos normales del manual de vuelo de la aeronave se encuentra el procedimiento de aproximación y aterrizaje, que consiste en lo siguiente:

1. Posicionar la palanca de mezcla en «rica».
2. Reducir ligeramente la potencia y llevar la palanca de hélice a su posición máxima hacia adelante (máximas rpm).
3. Conectar la calefacción al carburador en caso de haber condiciones de formación de hielo.
4. Cortar gases y establecerse en la senda de aproximación a 85-90 mph, con flaps arriba, o 75-80 mph con máxima deflexión de flaps. Estos valores son válidos para el avión en vacío.
5. Durante la carrera de aterrizaje dirigir la aeronave con el timón de dirección. Usar los frenos para detener la aeronave o para salir de la pista. Evitar aplicar fuertemente los frenos.

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

Se inspeccionó la parte de pista comprendida entre su comienzo y la primera de las aeronaves con la que impactó, no encontrándose ninguna marca que pudiera haber sido hecha por el avión.

En el impacto contra la aeronave EC-HFJ se desprendió la parte exterior del plano derecho, que quedó al lado de la parte trasera de un tractor que estaba muy cerca del avión. El trozo desprendido incluía el borde marginal, y tenía unas dimensiones de 2,5 m en el borde de ataque y 3,80 m en la parte del borde de salida. El alerón no se encontraba unido a este trozo de plano. No se apreció ninguna marca en la pista que pudiera haber sido hecha por la aeronave EC-IXJ durante este impacto.

El alerón, totalmente desprendido, junto con fragmentos pequeños de plano, se encontraba al lado izquierdo de la aeronave EC-HFJ.

Justo delante de la aeronave EC-GYX se encontró una de las dos palas de la hélice, que estaba clavada en el terreno, y que se desprendió por rotura cerca de la raíz. El extremo de la pala estaba doblado hacia atrás y mostraba multitud de marcas de roce con el terreno, cuya dirección era transversal a la cuerda de la pala. El intradós de la pala mostraba también multitud de marcas transversales. La zona de rotura mostraba una gran deformación plástica de la pala hacia adelante.

El motor, que se desprendió de la aeronave en este impacto, salió despedido e impactó varias veces contra la pista, antes de caer en el canal.

La pata izquierda del tren de aterrizaje principal impactó también con violencia contra la pista, produciéndose la rotura de la llanta y su posterior desprendimiento.

Si bien el plano izquierdo de la aeronave no tenía grandes deformaciones, mostraba daños generalizados que afectaban a la estructura, producidos por un golpe plano del intradós contra el suelo. El flap de este lado estaba desplegado hasta la primera marca, que corresponde a un ángulo de 10°.

La pata derecha del tren de aterrizaje mostraba una deformación importante en dirección hacia el eje longitudinal de la aeronave, que se produjo en la parte final del desplazamiento del avión, más concretamente al quedar apoyada sobre esa pata cuando cayó al talud existente entre la pista y el canal.

La parte final del fuselaje de cola presentaba múltiples roturas y deformaciones de flexión y torsión en la estructura. El patín de cola se había desprendido, quedando únicamente la ballesta. El empenaje de cola tenía también grandes daños. El estabilizador horizontal estaba casi desprendido de la estructura. El estabilizador vertical sólo tenía una pequeña rotura en su extremo superior, que es de material compuesto. El timón de dirección, que no pudo ser recuperado al no ser localizado, se había desprendido debido a la rotura por cortadura de los remaches de unión de los herrajes. El herraje inferior del timón mostraba una deformación de torsión a izquierdas, vista desde atrás.

Inspección de la aeronave

- Alerones: la barra de mando del alerón derecho se encontró desprendida debido a su rotura en sus dos extremos. Se comprobó que había continuidad de mando desde la palanca de control en cabina hasta el alerón izquierdo y hasta el punto en el que se rompió la barra en el lado derecho.
- Flaps: el flap izquierdo estaba desplegado hasta la primera marca (10°). Se inspeccionó la zona del fuselaje donde se ubica el motor del flap, y del que parten las barras de actuación. La barra de torsión que transmite el movimiento a los flaps presentaba una gran deformación en su lado derecho. Hacia el ala izquierda la barra

no tenía daños significativos, teniendo continuidad hasta el flap. El flap derecho se desprendió en el primer impacto, en el que se produjo también la rotura del mecanismo de mando. Concretamente la rotura se produjo en una barra que conecta la barra central con el flap. A fin de determinar la posición exacta del flap se midió la longitud del husillo que acciona la barra de torsión y se comparó con otro avión igual, llegándose a la conclusión de que el flap se encontraba a 0°.

- Timón de dirección. Había continuidad de mando desde los pedales hasta el timón. Los cables de conexión se encontraban en buen estado y correctamente guiados, a excepción de una de las poleas de guiado de la que se había soltado el cable. Se comprobó que no había trabas a la transmisión de mando.
- Timón de altura. Había continuidad de mando entre la palanca de mando y el timón. La barra de transmisión de mando se encontró en buenas condiciones, salvo en la zona del fuselaje trasero donde se encontraba deformada. A pesar de ello transmitía adecuadamente.
- Compensador de profundidad. Mantenía también la continuidad de mando entre la aleta y el mecanismo de mando.
- Cabina de vuelo. Las palancas de hélice, paso y mezcla se encontraron totalmente atrás. Los cables que las unen a los respectivos controles en el motor mantenían su continuidad y sus extremos se encontraban todavía unidos a las palancas del motor, las cuales se habían roto al desprenderse el motor. Posiblemente, al producirse el desprendimiento del motor, se produjo un tirón sobre los cables de gases, hélice y mezcla, que llevó las palancas hasta la posición totalmente atrás. La palanca del compensador de profundidad se encontró totalmente atrás.
- El cinturón de seguridad se encontró desabrochado. No había sido cortado y su aspecto era bueno.
- Motor. No presentaba grandes daños. Había sufrido impactos en su parte inferior, que habían producido la rotura de algunos accesorios que van colocados en esta parte. El spinner no tenía marcas de haber impactado contra el suelo. La pala que no se desprendió mostraba deformaciones en el borde de ataque y borde marginal.

1.8. Ensayos e investigación

1.8.1. *Declaración del piloto*

Llegó a la base sobre las 6:30 h. El responsable de la empresa le indicó las parcelas que debía sembrar, situadas al Norte de la base, y la pista desde la que había operar, que estaba ubicada en las proximidades de dicha zona.

A las 7:15 h, nada más amanecer, despegó con los depósitos de combustible llenos y se dirigió a la pista, aterrizando en ella para cargar la tolva con semilla e iniciar la siembra. El trabajo le requirió 9 vuelos, durante los que lanzó 6.900 kg de semilla.

Tras el último vuelo de siembra procedió a retornar a la base para que le dieran instrucciones sobre la siguiente misión. A este respecto clarificó que las tareas se les van

encomendando secuencialmente, por lo que hasta que no terminan un trabajo, no saben cuál será el siguiente.

Se incorporó al tramo de viento en cola a unos 200 m de la cabecera Sur, e inició el viraje a base a unos 200 m al Sur de ésta.

Durante este viraje, estando a unos 8 o 10 m de altura, notó como la aeronave entraba en pérdida, y se quedó sin mando. Actuó sobre el mando de gases llevándolo hasta su posición de máxima potencia, aunque no dio tiempo de que éste aumentara significativamente su régimen de giro antes de que la aeronave diera un «hachazo» y se desplomase. Él notó impactos, aunque no sabía contra qué había golpeado. Estimaba que en el momento del accidente quedaban en los depósitos entre 200 y 250 l de combustible. Cree que pudo hacer el viraje demasiado fuerte.

No recordaba si había sacado los flaps.

Finalmente el avión se detuvo al borde del canal, e inmediatamente después llegó gente que le atendió.

El cinturón de seguridad, que no es del tipo de carrete de inercia, no lo llevaba perfectamente ajustado, pues de esta forma es más cómodo ya que le proporciona mayor libertad de movimientos.

Conoce a la perfección esta zona, al haber trabajado en ella durante varios años, y en la pista del accidente estima que ha aterrizado unas 9.000 veces.

1.8.2. Piloto de la aeronave EC-GYX

Estaba en la cabina de la aeronave con el motor parado. Oyó el ruido fuerte del motor del avión que se aproximaba, miró a su derecha y lo vio venir directo hacia él con un ángulo de alabeo a la derecha de unos 60° o 70°. Instintivamente se agachó y se protegió con los brazos, por lo que no vio nada más.

1.8.3. Piloto de la aeronave EC-HFJ

Estaba en la cabina de la aeronave, que se encontraba alineada sobre el eje de pista, orientada hacia el Norte, con el motor en marcha, anotando datos de los vuelos, mientras le cargaban la tolva con semilla de arroz. Vio pasar por su derecha una aeronave de color amarillo volando del Norte hacia el Sur.

Poco tiempo después oyó el ruido del motor de un avión e inmediatamente notó el impacto, que desplazó la aeronave algo más de 1 m, y vio caer el avión sobre la pista y continuar hacia el borde del canal hasta que se detuvo.

Llamó con su teléfono móvil al 112 a las 9:35 h, para solicitar asistencia, que llegó unos 20 minutos después.

1.8.4. *Mecánico 1*

Estaba subido en el plano izquierdo de la aeronave EC-HFJ, en la zona del encastre, ya que estaba manipulando el saco con la semilla del arroz para vaciarlo en la tolva de carga de la aeronave.

No vio aproximarse al avión. Repentinamente oyó el ruido del avión muy cercano y escuchó un ruido muy fuerte y vio caer el avión sobre la pista, más allá de donde se encontraba él y como éste continuaba hacia el canal. Saltó al suelo y se dirigió corriendo al avión EC-IXJ, ante el riesgo de que el piloto pudiera ahogarse.

A pesar de encontrarse sobre el ala del avión no notó el impacto, así como tampoco fue consciente de que la persona que se encontraba sobre el tractor había resultado herida. De hecho pensaba que no se habían tocado.

Un rato después vio que había varias personas junto a otra que estaba en el suelo y se acercó, comprobando que era el tractorista, que sangraba abundantemente por la cabeza. Se quitó el mono y trató de taponarle la hemorragia con él. Después se dio cuenta que caía combustible del plano izquierdo de la aeronave EC-HFJ, y al buscar su origen fue cuando se dio cuenta del impacto en el ala y en el empenaje horizontal izquierdo.

1.8.5. *Agricultor*

Estaba con otra persona, apoyados ambos sobre el capó de un vehículo que estaba estacionado transversalmente a la pista en su parte izquierda, y por delante de la aeronave EC-HFJ, vista desde el sentido de aproximación de la aeronave del accidente. Estaban comentado cuestiones relativas a la siembra del arroz, cuando repentinamente oyó el avión muy cerca, miró hacia su derecha y lo vio sobre la compuerta del canal, con cierta altura y alabeado a su derecha unos 60°. Se aproximó rápidamente a la pista, perdiendo altura, y pasó por delante de él manteniendo el ángulo de alabeo. Vio como impactaba contra la aeronave EC-HFJ y el tractor y posteriormente lo vio caer contra la pista. Comentó que el motor sonaba bien, pero muy fuerte, como que llevaba bastante potencia.

1.8.6. *Mecánico 2*

Se encontraba en la cola de la aeronave EC-HFJ. Vio al avión del accidente que venía volando desde el Norte. Sobrevoló la zona de la pista pasando a unos 100 o 150 m de

su eje por el lado Oeste. Al llegar a la altura de la cabecera Sur, que era donde se encontraba él, viró ligeramente a la derecha, como con intención de abrirse para tener más espacio para hacer un viraje de 180° que lo dejara alineado para hacer la aproximación. Enseguida viró a la izquierda, aumentando el ángulo de alabeo progresivamente hasta alcanzar unos 80° de inclinación. Cuando la aeronave sobrevolaba la compuerta del canal que hay en el área de aproximación, con una altura de unos 10 o 15 m, comenzó a alabear rápidamente a la derecha hasta alcanzar un ángulo de unos 60°. Al ver que se dirigía hacia donde estaba él, salió corriendo para refugiarse entre unos sacos en el lateral izquierdo, y avisó a los agricultores que estaban en la zona.

Comentó que había otra aeronave de otra compañía, pintada del mismo color (amarillo) que las de SAASA, que estaba trabajando en una parcela situada al Sur del aeródromo. Esta aeronave venía desde una pista situada al Norte, y para llegar a su parcela de trabajo pasaba por el Este de la pista.

1.9. Aspectos de supervivencia

La cabina de la aeronave EC-IXJ mantuvo su forma. La puerta de la cabina no se bloqueó, lo que permitió la rápida evacuación del piloto.

El asiento del piloto que equipa la aeronave es fijo, disponiendo únicamente de regulación en altura. El piloto únicamente puede ajustar la posición de los pedales, que son los únicos mandos que disponen de regulación.

El piloto equipaba mono de vuelo, guantes, casco y zapatos de cuero, y llevaba abrochado el cinturón de seguridad, aunque no se lo había ajustado perfectamente al cuerpo, ya que de esta forma dispone de mayor libertad de movimiento.

Tanto el asiento como el cinturón de seguridad absorbieron las cargas producidas durante los impactos sin deformarse o romperse.

1.10. Procedimientos del aeródromo

El Jefe de Operaciones del operador informó que el viraje de base a final suele hacerse a una velocidad de 100 mph. Una vez establecida la aeronave en final se reduce la velocidad a 80 mph y se comienza a bajar el flap por tramos hasta llegar a «full flap», a la par que se continúa reduciendo velocidad, con objeto de que en la toma sea de 60 mph.

En cuanto a la trayectoria de aproximación final, indicó que la hacen con un pequeño ángulo con respecto al eje de pista, a fin de no sobrevolar las cabeceras en las que suele

haber otras aeronaves cargando. Una vez que la aeronave se encuentra sobre el eje de pista el piloto corrige ligeramente la trayectoria para alinear la aeronave con la pista y aterriza.

2. ANÁLISIS

2.1. Análisis de la trayectoria final de la aeronave

La ausencia de marcas en el terreno, previas al impacto contra la aeronave EC-HFJ, pone de manifiesto que ninguna parte del avión EC-IXJ entró en contacto con el suelo o cualquier otro obstáculo antes de producirse este impacto, descartándose por tanto que hubiera podido descontrolarse por ese motivo.

En el primer choque, que fue contra la aeronave EC-HFJ e inmediatamente después contra el tractor, la única parte de la aeronave EC-IXJ que entró en contacto con ambos fue la parte exterior del plano derecho, de lo que se deduce que en ese momento la aeronave se encontraba alabeada hacia la derecha, lo que está en concordancia con las declaraciones de los testigos.

2.2. Análisis del viraje de base a final

De acuerdo con las declaraciones de los testigos, en el viraje de base a final la aeronave llegó a alcanzar un ángulo de alabeo a la izquierda de unos 80°. Las tablas de la aeronave no ofrecen información sobre la velocidad de entrada en pérdida para ángulos de alabeo mayores de 60°. Para este ángulo y con los flaps arriba la velocidad de entrada en pérdida es de 103 mph, por lo que para un ángulo de alabeo superior, la velocidad de entrada en pérdida será mayor de 103 mph.

Este valor de velocidad de entrada en pérdida lo es para la aeronave con el máximo peso, que es de 2.722 kg. Es posible determinar de forma aproximada el valor de la velocidad de pérdida para un peso determinado de la aeronave a partir de unos valores conocidos de peso y velocidad de entrada en pérdida, como la raíz cuadrada del cuadrado de la velocidad multiplicado por la relación entre los pesos. De esta forma, para un peso de 2.156 kg, la velocidad de pérdida con un ángulo de alabeo de 60° se puede estimar en unas 97,5 mph.

El viraje de base a final suelen hacerlo a una velocidad de 100 mph. En este caso concreto se puede pensar que el piloto hizo dicho viraje a esa velocidad, en cuyo caso, cuando el ángulo de alabeo superó los 60°, probablemente la velocidad de entrada en pérdida en esas condiciones era superior a la velocidad que llevaba la aeronave, provocando su entrada en pérdida.

En cuanto al viraje en sí mismo, la investigación no ha podido determinar el motivo por el que el piloto permitió que la aeronave alcanzase un ángulo de alabeo excesivo, y que posiblemente fue el causante de la entrada en pérdida.

No obstante, de las declaraciones de los testigos puede deducirse que el piloto hizo este último viraje demasiado cerca de la pista, lo que posiblemente le llevó a ceñirlo en exceso para poder alinearse en final.

Dada la actitud y la escasa altura de la aeronave en ese momento, el piloto no pudo recuperar la pérdida.

3. CAUSAS

Se considera que este accidente fue causado por la ejecución del viraje de base a final con un excesivo ángulo de alabeo, lo que provocó la entrada en pérdida de la aeronave.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Miércoles, 3 de noviembre de 2010; 12:00 h local
Lugar	Aeropuerto de Madrid-Cuatro Vientos

AERONAVE

Matrícula	EC-KTT
Tipo y modelo	PIPER PA-34-200 Seneca III
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	CONTINENTAL TSIO/LTSIO-360-KB
Número	2

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Piloto a los mandos
Edad	36 años	25 años
Licencia	CPL(A)	CPL(A)
Total horas de vuelo	4.346:53 h	175 h
Horas de vuelo en el tipo	1.300 h	35 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			1
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

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

INFORME

Fecha de aprobación	21 de febrero de 2011
---------------------	------------------------------

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

El avión PIPER PA-34 SENECA, con matrícula EC-KTT, se disponía a realizar un vuelo con salida y llegada en el aeropuerto de Madrid-Cuatro Vientos, y una escala intermedia en el aeropuerto de Ciudad Real.

A bordo iba un examinador autorizado por AESA y dos pilotos que iban a ser verificados para la renovación de las habilitaciones de vuelo multimotor y vuelo instrumental.

Ambos pilotos contaban con la licencia de piloto comercial de avión, CPL(A).

Durante la carrera de despegue por la pista 28 se plegó la pata delantera del tren de aterrizaje, cuando habían recorrido un tercio de la longitud de la pista.

A los mandos iba uno de los pilotos que iba a ser verificado, sentado en el lado izquierdo.

En el momento en el que se plegó la pata tomó los mandos el examinador, que iba sentado en el lado derecho.

El avión, en su recorrido, dibujó una trayectoria curva desde la línea de eje de pista hasta la línea izquierda de borde de pista, con una longitud aproximada de 180 m.

Durante el recorrido fue arrastrando las compuertas de la pata delantera del tren, dejando dibujada una marca en el asfalto.

La aeronave quedó detenida junto a la línea de borde de pista del lado izquierdo, justo en la intersección de la pista con la salida E2. Su eje longitudinal estaba orientado a 265° respecto al norte magnético. De acuerdo con la información facilitada por la tripulación, el avión quedó apoyado en principio sobre las patas del tren principal, plegándose poco después la pata izquierda y quedando finalmente el plano del mismo lado apoyado en el suelo. Las tres palas de sus dos hélices habían golpeado contra el suelo y estaban deformadas hacia atrás.

La pata izquierda del tren estaba replegada, y la pata derecha desplegada, pero sin llegar a estar bloqueada.

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

La aeronave sufrió daños en las compuertas de la pata de morro, en el carenado delantero del fuselaje, en la punta del plano izquierdo y en ambas hélices.

Figura 1. Recorrido del avión con la rueda plegada

Durante la investigación, los miembros de la tripulación aseguraron que no habían actuado sobre la palanca del tren para iniciar la retracción.

1.2. Información personal

El examinador, de 36 años de edad, iba sentado a la derecha. Tenía licencia de piloto privado de avión PPL(A) desde 1994 y de piloto comercial de avión CPL(A) desde 1995. Tenía las habilitaciones para avión multimotor MEP piston (land), de vuelo instrumental IR(A), de instructor de vuelo FI(A) y de instructor de habilitación de clase CRI(A) todas ellas en vigor, al igual que el correspondiente certificado médico.

También tenía la autorización de examinador de vuelo FE(A), de examinador de habilitación de vuelo instrumental IRE(A) y de examinador de habilitación de instructor FIE(A), todas ellas en vigor.

Su experiencia total era de 4.346:53 h, de las cuales había realizado 1.300 h en el tipo.

El piloto a los mandos, de 25 años de edad, iba sentado en el lado izquierdo. Tenía licencia de piloto comercial de avión CPL(A) desde 2007 y habilitaciones de vuelo instrumental IR(A) y avión multimotor ME piston (land).

Su experiencia era de 175 h, y de ellas 35 h las había realizado en el tipo.

1.3. Información de la aeronave

1.3.1. Información general

El avión PIPER PA-34-220T de matrícula EC-KTT fue fabricado en 1981 con número de serie 34-8233010. Este modelo de avión monta dos motores CONTINENTAL TSIO/LTSIO-360-KB contra-rotatorios, y su peso máximo al despegue es de 2.154 kg.

La aeronave contaba con un certificado de aeronavegabilidad en vigor. Se había sometido con normalidad a las correspondientes revisiones de mantenimiento de 50 horas y 100 horas.

1.3.2. *Funcionamiento del tren*

Este tipo de aeronave está equipada con un tren de aterrizaje retráctil de tipo triciclo, cuya extensión y retracción se efectúa mediante un sistema hidráulico que está alimentado por una bomba eléctrica reversible.

Mientras que el avión esté asentado en el terreno, si la palanca del tren se coloca en la posición de tren arriba (UP) con el avión energizado (interruptor de la batería ON), un interruptor de seguridad («squat switch»), ubicado en la pata izquierda del tren principal impide que la bomba del sistema hidráulico se active. Cuando los amortiguadores de las patas se extiendan en más de 8" (avión en el aire) el interruptor de seguridad activará la bomba del sistema hidráulico, permitiendo que se eleve el tren de aterrizaje, siempre que la palanca de accionamiento del tren esté en posición UP y el avión energizado.

La pata de morro (véase figura 2) está unida mediante dos tornillos (7 - «bolt») a una bancada (13 - «mount»), que está a su vez fijada a la estructura de la aeronave.

La extensión y retracción se efectúa mediante un actuador hidráulico (11 - «hydraulic actuator»), que hace que la pata pivote alrededor de los dos tornillos que la unen a la bancada.

A la parte superior de la pata va unido uno de los extremos del sobrecentro (12 - «overcenter»), estando su otro extremo fijado a la estructura de la aeronave.

El tensor (10 - «down lock link»), que conecta el sobrecentro con el actuador, está formado por tres partes principales. La parte superior dispone de un vástago que se rosca en el interior de la parte central cuya longitud se puede ajustar. La parte inferior se introduce en el elemento central, al que se fija mediante un pasador de diámetro inferior al de los taladros, lo que permite que haya cierta variación en su longitud. La acción de un muelle situado en la parte exterior contribuye a mantener el tensor en la posición extendida.

En el proceso de extensión del tren, el actuador empuja la pata haciendo que ésta gire hacia atrás, pivotando sobre los tornillos que la unen a la bancada. Este movimiento hace que el sobrecentro se vaya desplegando, hasta que queda en posición rectilínea. Finalmente la acción del tensor empujándolo hacia abajo es la que hace que sobrepase su centro y la pata se quede bloqueada.

En la figura 2 se representan los componentes principales del tren de morro.

Figura 2. Esquema general de la pata delantera

El boletín de servicio n.º 1123 A, emitido por el fabricante el 30 de noviembre de 2004, facilita instrucciones para la inspección y la sustitución de componentes del sistema de tren de morro. Este boletín hace referencia al elemento de unión que conecta el sobrecentro con el actuador que es un tensor («down lock link»), el cual debe inspeccionarse cada 100, 500 y 1.000 h, aunque no modifica ninguno de sus componentes.

Posteriormente, la FAA (Federal Aviation Administration) emitió la Directiva de Aeronavegabilidad AD-2005-13-16, que entró en vigor el día 8 de agosto de 2005 y hace obligatorio el citado boletín de servicio.

En éste se dictan instrucciones sobre tres líneas de actuación: Inspección, modificación de componentes y montaje y reglaje, cuyo objeto no es otro que prevenir los fallos de este elemento.

En cuanto a su montaje y reglaje, se especifica:

- Instalar el tensor conectando el extremo que tiene una rótula al actuador («retraction link») y el otro a la parte inferior del sobrecentro.
- Ajustar la longitud del tensor de forma que el pasador quede tocando la parte superior del orificio.
- Retraer el tren de aterrizaje y desplegarlo por gravedad al menos tres veces. Desmontar el tensor acortarlo media vuelta y reinstalar.

El 20 de abril de 2006 se emitió el boletín n.º 1123 B, que no modificó nada de lo referido al actuador.

Los requerimientos de inspección de la Directiva y del Boletín fueron incorporados al manual de mantenimiento del avión en su revisión de fecha 17 de julio de 2007, e incluidos en los *report* de inspección que se siguen en la revisiones de 50 y 100 h (inspección), y especiales de 500 h (sustitución del tornillo).

1.4. Inspección posterior al incidente

Treinta minutos después de ocurrir el incidente se realizó una inspección en el lugar del suceso, durante la que se pudo constatar que la mezcla de combustible de ambos motores estaba cortada (palancas retrasadas), el paso de ambas hélices en posición de paso fino (palancas hacia delante) y las palancas de gases a cero (atrasadas). La entrada de combustible estaba abierta y la palanca del tren de aterrizaje en la posición de tren abajo.

Se levantó el avión con una grúa, y se bloquearon las ruedas del tren principal empujándolas manualmente. Antes de depositarlo en el suelo también se bajó manualmente la pata delantera del tren, consiguiendo que también se bloqueara.

Posteriormente se realizaron varias pruebas funcionales del tren de aterrizaje. Con el avión apoyado sobre tres gatos, y con las tres ruedas del tren abajo bloqueadas se intentó desbloquear en varias ocasiones el sobre centro del tren delantero, empujándolo manualmente, y también tirando de la rueda, sin conseguirlo.

A continuación se energizó el avión, y se inició un ciclo de funcionamiento del tren subiendo la palanca que lo gobierna. Al empezar a subir comenzó a derramarse líquido hidráulico por una de las tuberías que había resultado dañada al ser cortada por una de las compuertas del tren. Esto impidió que se pudiera comprobar si el nivel de líquido hidráulico era el adecuado.

Una vez sustituida la tubería se realizaron hasta cinco ciclos de tren, tanto en extensión como en retracción. Todas las veces el tren se replegaba y se desplegaba correctamente, quedando perfectamente bloqueado abajo. Las luces de indicación en cabina también funcionaron normalmente.

Finalmente se desplegó manualmente, funcionando con normalidad.

Se desmontó el conjunto que incluía al tensor («down lock link») que mantiene bloqueado el sobre centro de la rueda delantera, cuando esta está abajo. Ninguno de los tornillos que lo sujetaba presentaba deformaciones.

También se quitó el muelle que actúa sobre la pieza para permitir desbloquear el sobre centro cuando se acciona la palanca del tren hacia arriba. Dicho muelle no presentaba ningún defecto, y hacía su función con normalidad.

Figura 3. Esquema de la pata delantera y despiece del tensor

Este tensor tiene un pasador en su parte central que permite fijarla para que tenga una longitud determinada. Dicho pasador permitía un juego normal y no estaba deformado. El agujero pasante donde se alojaba no presentaba ninguna deformación apreciable a lo largo de su circunferencia (no estaba ovalizado), estando sus tolerancias dentro de las descritas en el manual de mantenimiento.

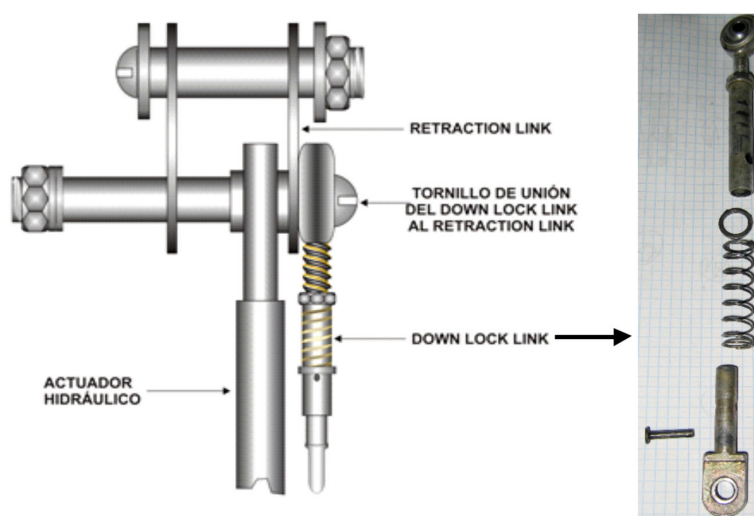


Figura 4. Esquema y despiece del tensor

Durante el proceso de extensión del tren de aterrizaje, la bomba hidráulica suministra presión a los actuadores hasta que se completa la extensión total de las tres patas, momento en el que se para la bomba.

En ese instante hay mayor presión en el circuito de presión que en el de retorno, pero esta diferencia va disminuyendo poco a poco hasta desaparecer, porque no hay ninguna válvula de restricción en el circuito.

Esto quiere decir que la pata solamente se mantiene bloqueada por la acción del sobrecentro, y gracias a la presión que sobre él realiza el tensor «down lock link».

De acuerdo con lo anterior, si se actúa sobre la palanca del tren estando el avión energizado se inicia el ciclo de plegado, y aunque inmediatamente después se devuelve la palanca a su posición, el sobrecentro queda desbloqueado ya que el tren tiende a completar el ciclo.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

Como se ha dicho anteriormente, cuando la pata se pliega es porque el sobrecentro no está adecuadamente sujeto, y puede salirse fácilmente de la posición de bloqueo.

En este caso se comprobó que el tensor («down lock link»), que mantiene al sobrecentro en la posición de bloqueo, no estaba mal regulado ni presentaba ningún defecto con respecto a lo establecido en el Boletín de Servicio n.º 1123 A, por lo que todo parece indicar que si el sobrecentro no estaba bloqueado era porque el tren había iniciado un ciclo de plegado.

El tramo que habían recorrido durante la carrera de despegue hace difícil pensar que la tripulación hubiera actuado sobre la palanca del tren para retraerlo, ya que todavía faltaba gran parte del recorrido en tierra antes de que la aeronave empezase a volar.

Por otro lado, para subir la palanca del tren para plegarlo, es necesario tirar de ella hacia fuera, lo que también dificulta un accionamiento inadvertido.

No se pudo determinar tampoco si había suficiente líquido hidráulico en el circuito antes de comenzar el vuelo, ya que se perdió parte del mismo al resultar cortada una de las tuberías.

Debido a lo anterior, en este caso no se ha podido determinar con certeza la causa exacta del incidente, pero se puede establecer como causa más probable la actuación sobre la palanca del tren con el avión energizado en tierra. En el momento en que el avión empezó a sustentar y el amortiguador de la pata izquierda se descomprimió, se pudo dar la condición para que el interruptor («switch») conectara la bomba hidráulica y se iniciase el plegado del tren.

ADDENDA

Reference	Date	Registration	Aircraft	Place of the event	
QUITO-1/2007	31-08-2007	EC-JFX	Airbus A-340-600	Mariscal Sucre International Airport in Quito (Ecuador)	125
IN-001/2010	14-01-2010	EI-EBL EI-DWT	Boeing 737-800 Boeing 737-800	Girona Airport (Girona, Spain)	155

Foreword

This Bulletin 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 object of the investigation, and its probable causes and consequences.

In accordance with the provisions in Article 5.4.1 of Annex 13 of the International Civil Aviation Convention; and with articles 5.5 of Regulation (UE) n° 996/2010, of the European Parliament and the Council, of 20 October 2010; Article 15 of Law 21/2003 on Air Safety and articles 1, 4 and 21.2 of Regulation 389/1998, this investigation is exclusively of a technical nature, and its objective is the prevention of future civil aviation accidents and incidents by issuing, if necessary, safety recommendations to prevent from their reoccurrence. The investigation is not pointed to establish blame or liability whatsoever, and it's not prejudging the possible decision taken by the judicial authorities. Therefore, and according to above norms and regulations, the investigation was carried out using procedures not necessarily subject to the guarantees and rights usually used for the evidences in a judicial process.

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

This Bulletin was originally issued in Spanish. This English translation is provided for information purposes only.

Abbreviations

00°	Degrees
00 °C	Degrees centigrade
A/THR	AutoThrust
AAIB	Air Accident Investigation Board
AC	Advisory Circular
AENA	Spain's airport and air navigation authority
AESA	State Aviation Safety Agency
AGL	Above Ground Level
AIP	Aeronautical Information Publication
ATC	Air Traffic Control
ATPL(A)	Airline Transport Pilot License (Airplane)
ATS	Air Traffic Service
CIAIAC	Spain's Civil Aviation Accident and Incident Investigation Commission
CLG	Calling
cm	Centimeter(s)
CPL(A)	Commercial Pilot License
CRM	Cockpit Resource Management
CTOT	Calculated Takeoff Time
CVR	Cockpit Voice Recorder
daN	Decanewton(s)
DAR	Digital Aids Recorder
DFDR	Digital Flight Data Recorder
DMU	Data Management Unit
EQAR	Enhanced Quick Access Recorder
FAA	Federal Aviation Administration
FCOM	Flight Crew Operations Manual
FCTM	Flight Crew Training Manual
FD	Flight Directors
FDR	Flight Data Recorder
ft	Feet
ft/min	Feet per minute
g	Gravity acceleration
GMC	Ground Movement Control
GPWS	Ground Proximity Warning System
GS	Ground speed
h	Hour(s)
hPa	Hectopascal(s)
IAS	Indicated airspeed
ICAO	International Civil Aviation Organization
ILS	Instrumental Landing System
IMC	Instrument Meteorological Conditions
IR(A)	Instrument flight Rating (Airplane)
IRU	Inertial Reference Units
IVV	Instantaneous Vertical Velocity
JIA	Accident Investigation Commission (Junta Investigadora de Accidentes)
KIAS	Indicated airspeed in knots
km	Kilometer(s)
km/h	Kilometers per hour
kt	Knot(s)
LEGE	Girona Airport
LH	Left Hand
LOC	ILS Locator
m	Meter(s)
METAR	Meteorological Aerodrome Report
MHz	Megahertz
mph	Miles per hour

Abbreviations

N	North
NM	Nautical Miles
NOTAM	Notice to Airman
P/N	Part Number
PAPI	Precision Approach Path Indicator
PCU	Power Control Unit
PF	Pilot Flying
PIC	Pilot In Command
psi	Pounds per square inch
QNH	Atmospheric Pressure (Q) at Nautical Height
RESA	Runway end safety area
RHS	Right Handed Seat
s	Second(s)
SSFDR	Solid-State Flight Data Recorder
TSO	Technical Standard Order
UTC	Coordinated Universal Time
VMC	Visual Meteorological Conditions
VOR	VHF Omnidirectional Range
V _{REF}	Landing Reference speed
W	West

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Friday, 31 August 2007; 21:05 h UTC
Site	Mariscal Sucre International Airport in Quito (Ecuador)

AIRCRAFT

Registration	EC-JFX
Type and model	AIRBUS A-340-600
Operator	Iberia, L.A.E.

Engines

Type and model	ROLLS ROYCE RB211-Trent 556-61
Number	4

CREW

	Pilot in command	Copilot
Age	54 years old	38 years old
Licence	Airline Transport Pilot	Airline Transport Pilot
Total flight hours	14,529 h	6,597 h
Flight hours on the type	3,160 h	5,392 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			16
Passengers			304
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	Minor
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	Commercial air transport – Scheduled international passenger flight
Phase of flight	Landing – Touchdown

REPORT

Date of approval	21 February 2011
------------------	------------------

0. SYNOPSIS

The incident was reported on the following day by the Accident Investigation Commission (Junta Investigadora de Accidentes, JIA) of the Republic of Ecuador to the Civil Aviation Accident and Incident Investigation Commission (CIAIAC), which appointed an accredited representative pursuant to Annex 13 of the ICAO. The JIA later delegated the investigation to the CIAIAC. The BEA in France was notified of this fact.

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

1.1.1. *Cruise and approach phases*

The aircraft had taken off from Madrid Barajas at 10:50 and, after a normal flight, entered into Ecuadorian airspace. The crew of the transatlantic flight consisted of the pilot in command, a relief captain and two copilots.

The runway in use at Mariscal Sucre Airport in Quito was 17. The 20:30 METAR for the airport indicated 9 kt winds from 120° gusting up to 19 kt with variability ranging from 060° to 180°. The temperature was 17°, the dew point 5°, QNH 1,026 hPa, visibility in excess of 10 km, and the cloud cover was 5 to 7 octas at 1,200 m and 3 to 4 octas at 3,000 m. The aeronautical information publication (AIP Ecuador) lists runway 17 threshold with an altitude of 9,217 ft.

Air Traffic Control (ATC) cleared the aircraft to descend to 17,000 ft and to enter left base runway 17.

The crew of EC-JFX did not assent to this maneuver, requesting instead an ILS approach to runway 35 with circling to 17, which was authorized by ATC.

At about 20:54, there was a warning in the cockpit of a fault in the blue hydraulic pump for number 2 engine (B ENG2 PMP), and another of a low blue reservoir hydraulic fluid (B HYD RSVR). The blue system does not pressurize the aircraft braking system.

At around 21:00:55 (FDR time), the crew notified they were on final 35 on visual approach to 17 with left tailwind leg. The control tower cleared them to the 17 visual circling and requested to be informed of entering left base leg.

The crew had armed the autobrakes to position 2, to activate after landing. At 21:01:08, with the aircraft at an altitude of 11600 ft, the two auto pilots were disconnected. Auto thrust control was kept engaged throughout the maneuver until the landing.

Figure 1. General diagram of the path taken by the aircraft according to the FDR

On the 17 downwind leg, the aircraft descended to 1500 ft AGL. The landing gear was lowered as they abeam the runway threshold (at 21:04:00). Seventeen seconds later, they notified the tower they were “turning left base.” At 21:04:25, they informed ATC that they were on final for 17, and 23 seconds later they were cleared to land with winds from 140° at 8 kt.

According to the wind data recorded in the DFDR, corrected by the estimated drift and ground effect, the aircraft, aligned on final, encountered winds varying from approximately 18 kt to 0 kt from variable directions, but which was generally a pure crosswind with respect to the runway heading (172° magnetic according to the DFDR). The crosswind correction was generally carried out with the wings almost level (with small roll corrections) while keeping a drift correction angle (crab method).

1.1.2. *Final approach and landing*

On final approach, at 140 ft AGL, as indicated in the operator procedure for visual approaches, the auto thrust (A/THR) was engaged in speed mode (SPD); the flight directors (FD) were not engaged (thus the A/THR was managing the speed); auto brakes were selected in position two (low); the slats and flaps were in FULL (24°/34°) configuration and the center of gravity was approximately 33% of the mean aerodynamic chord.

During the final approach phase, the aircraft had a right 3° drift with respect to the runway, and at that time its heading was practically the same as that of the runway. The drift correction angle was later increased such that at touchdown, the wings were level, the fuselage was aligned some 7° left with respect to the runway centerline and the drift or path of the aircraft's center of gravity with respect to the ground formed a 3° angle to the right of the runway centerline.

The first contact indication on the microswitches of the main landing gear legs was recorded at 21:05:06. Calibrated airspeed was about 146 kt. The weight of the aircraft upon landing was 240.3 tons (the maximum landing weight is 259 tons). Since certain vertical acceleration and descent speed values were exceeded, a "load report 15" was generated, according to which the following limit values were recorded for various parameters from one second before to one second after touchdown:

	Maximum	Minimum
Vertical acceleration	2.080 g	1.018 g
Lateral acceleration	-0.050 g	-0.561 g
Roll angle	2.5°	-0.4°
Pitch angle	5.7°	3.7°
Descent rate according to radio altimeter	-16,0 ft/sec	6.7 ft/sec

The aircraft contacted the runway surface some 160 m in with a groundspeed of 175 kt. Pieces of tire were found from the contact point forward for the length of the landing run, during which the aircraft was more or less aligned with the runway centerline until coming to a stop 2720 m away from the touchdown point.

After landing, and as a consequence of the CLG M2 wires loom being damaged (see point 1.3.3), the following warnings were received: "L/G LGCIU 2 FAULT" ("landing gear control and interface unit"), "BRAKES AUTO BRK FAULT," "WHEEL TIRE LO PR" and "BRAKES RELEASED." These last two appeared in the ECAM immediately after the touchdown. The first two didn't appear as their display is inhibited since the touchdown until the speed is below 80 kt. On the other hand, the spoilers deployed and the reversers worked properly.

1.1.3. *Landing run and aircraft evacuation*

During the landing run, the control tower notified the crew of aircraft EC-JFX of disintegrating tires, which the crew acknowledged at 21:06:22. They were also told to maintain their position, and the crew asked about the presence of firefighters at 21:06:48. The tower confirmed that the firefighters were already stationed behind them. The crew asked about the presence of smoke or anything out of the ordinary.

The crew informed the cabin attendants of the possibility of an emergency evacuation. Firefighters later confirmed to the tower that the aircraft could not taxi in its current condition, as was confirmed by maintenance personnel who reported to the scene.

Tires 10, 4 and 8 had burst. Tire 12 had deflated, while tires 3 and 7 had endured a high brake temperature.

At 21:13:38, the aircraft crew asked if the passengers could be disembarked in situ, since the tires would have to be replaced on the runway, which would require approximately one and a half hours. The control tower authorized the operation and the passengers deplaned via stairs situated at the front left exit (the one furthest away from the burst tires) and were transported to the terminal in shuttle buses.

1.1.4. *Subsequent actions*

Once the burst and deflated tires were replaced, the aircraft was taken to the stand. Tires 3, 7, 9 and 11 were later replaced as well due to an overload condition.

In his report following the incident, the pilot in command (PIC) did not note any technical problems during the approach or landing. In his opinion, the approach had been completely stable and he had not foreseen the possibility of such a hard landing.

An inspection of the runway following the incident revealed numerous tire debris scattered from the touchdown point on and a tread some 600 m away from the threshold. No foreign object debris was reported on the runway surface which could have damaged the tires.

1.2. Personnel information

1.2.1. *Pilot in command (CM-1), seated in the LH seat*

Gender, age:	Male, 54
Nationality:	Spanish
Type rating:	A-340
Previous type ratings:	B-767, B-757, DC-9, B-747
Total flight hours:	14,529 h
Flight hours on the type:	3,160 h (all as captain)
Hours in last 30 days:	26:15 h
Hours in last 7 days:	0 h

Hours in last 72 h: 0 h
 Last simulator: 27-3-2007
 Start of current duty period: 09:15 on 31-8-07
 Previous rest period: fifteen days

The CM-1 had 21 years of experience with the company. He had been flying the A-340-600 since June 2001, and later alternated with the A-340-600. He had flown to Quito on 12 previous occasions (on the -300 and -600), and had landed on runway 17 only a few times (with the -300 and -600). It was not possible to determine the exact number of landings he had made on that runway.

The high number of crewmembers used by the operator meant that, due to the schedule rotations, each captain only landed in Quito a few times per year.

According to an analysis of FDR data by the operator in the previous year, approximately 15% of all flights had landed on runway 17, especially from June to August due to the prevailing winds.

The operator's training syllabus for the second quarter of 2006 focused on Quito, meaning approaches to both runways were practiced on the -300 simulator (the operator did not have a -600 simulator at the time of the incident).

1.2.2. *Copilot (CM-2), seated in RH seat*

Gender, age: Male, 38
 Nationality: Spanish
 Type rating: A-340
 Previous type ratings: MD-87
 Total flight hours: 6,597 h
 Flight hours on the type: 5,391 h (all as copilot)
 Hours in last 30 days: 33:55 h
 Hours in last 7 days: 0 h
 Hours in last 72 h: 0 h
 Last simulator: 15-7-2007
 Start of current duty period: 09:15 UTC on 31-8-2007
 Previous rest period: Fifteen days

The CM-2 had been with the company since 1 December 1997 and had flown to Quito on 18 occasions. He had landed just a few times on runway 17, though it was impossible to establish an exact number.

1.3. Technical information on the aircraft

1.3.1. General

The A-340-600 had been used by the operator to fly to Quito airport since December 2005. The aircraft carries 352 passengers in a typical configuration of two classes (compared to 266 passengers in a typical A-340-313 configuration). The maximum landing weight of aircraft EC-JFX (serial number MSN 672) is 259 tons.

The main landing gear on the Airbus A-340-600 has three legs with four wheels each, numbered as shown in Figure 2 below. All twelve wheels have brakes. The radial tires are Michelin Near Zero Growth (NZG), size 1400 × 530R23/40/235, P/N M16004. These tires comply with technical standard order (TSO) 62D of the Federal Aviation Administration (FAA). The tire speed limit is 235 mph (204 kt or 378 km/h).

Figure 2. Wheel numbers according to diagram published by the tire manufacturer (Michelin)

The pitch angles which result in a tail strike are 12° (shock absorbers fully extended) and 8.5° (shock absorbers fully compressed). These values should be compared with 14.2° and 10.1°, respectively, for the A-340-300.

The aircraft's Flight Manual, Section 4.03.00 P 07A, 17-4-2003, provides the following table on the loss of altitude resulting from an automatic go around maneuver as a function of the initiation height:

Altitude loss after automatic go around initiation

Initiation height (ft)	Height loss (ft)
Above 75	32
50	22
40	18
30	14
20	10

After the landing of the incident flight, the following tasks were performed on the brake system:

ALTERNATE BRAKE SYSTEM BLEED AMM 32-43-00-870-801

NORMAL BRAKE SYSTEM BLEED AMM 32-42-00-870-801

There were no reports of any brake problems in the aircraft's recent maintenance history which may have contributed to this incident.

The following service bulletins, issued by Airbus, had been incorporated into the aircraft:

- Flight Control Law - improvement in lateral behaviour, incorporated on 3 Feb 2006. New standard for the flight warning computer, SB31-5024, incorporated on 17 Feb 2007.
- SB31-5029 to activate the 70-60 ft callouts, incorporated on 17 Feb 2007.

Tires 3, 4, 7, 8, 9, 10, 11 and 12 from the aircraft (see Figure 2) were sent to Michelin's facilities in France for a detailed inspection. The most relevant results from that inspection (Michelin RG report number 307-122) were as follows:

- No abnormalities were found in the tires' manufacturing records.
- Tires 4, 8 and 10 had withstood high landing loads due to the considerable stresses, deformation and drift.

The following conditions caused the blown out tires to deform:

- Severe impact on landing to the outer edge of the crown (serial number side).
- Flexion of the sidewall, contact with the ground, friction and total abrasion of the sidewall causing a rapid deflation and burst.
- Dislocation of the tire during the realignment of the aircraft with the runway centerline while running flat, breaking of the casing plies on the rim flanges and shoulders; friction, scuffing and perforation of the crown and total breaking of the crown block.

The loads and stresses withstood by those three tires during the crab landing led to the rapid burst after touchdown and dislocation of the components during the subsequent run, once they had completely deflated.

No anomalies were detected on the 5 other tires except for transversal scratches on the shoulders and longitudinal scratches at a 10° angle to the tread, confirming the existence of a landing with drift.

1.3.2. *Tire load limits*

Airbus reported that its tire specifications included an explicit requirement to cover landings with side slip, which called for the tire to withstand a landing with a combined descent rate and drift angle as shown in Figure 3 below.

Figure 3. Operational envelope for the A-340-600 tires, indicating the landing conditions for the EC-JFX landing in this incident, with approximately 3.3 m/s y 10° of side slip

The Airbus specification also detailed the applicable speed/time curve for demonstrating the tire's strength using a test which consisted in simulating a landing with drift on a dynamometer, in which the speed is constantly decreased as the vertical load changes. In the test, a vertical load peak of some 24,000 daN (see Figure 4) was reached.

Figure 4. Combination of speed and vertical load used to certify the tires used on the EC-JFX for a landing with side slip

For the type of tires in the incident, Airbus stated that Michelin had shown compliance with this requirement by performing a dynamometer test which simulated a landing with over 20° side slip angle and a descent rate of 2.4 m/s (7.9 ft/s) without any tire damage.

Airbus reported that its calculations indicated that each tire on EC-JFX had been subjected to at least 36,000 daN during the incident landing (conservatively assuming a uniform load distribution among the 12 wheels), thus exceeding the maximum value of 24,000 daN tested for during the tire certification.

A dynamometer test is also required under technical standard order C62D of the FAA.

Additionally, Airbus indicated that in over 160,000 cycles accumulated by the A-340-500 and -600 fleet that use the same gear and tires, there had been no reports of tires failing within their operational envelope. The experience with hard landings with excessive residual drift is limited to two events (see Section 1.8).

1.3.3. *Other damage*

It must be noted that in the CLG the M2 wires loom and its link to the bogie were damaged; this loom goes along the front part of such CLG. The bogie position signals and the wheels spins to the no. 2 LGCIU (Landing Gear Control and Interface Unit) are transmitted through it. The absence of damage in the bogie indicates that probably the damage was as result of the impact of wheel detached pieces.

1.4. Meteorological information

The METARs for Quito airport applicable to the approach and landing were as follows:

	21:00 h	Special 21:07 h	21:30 h
Wind	110° 9 kt, with gusts of 19 kt, varying in direction from 040° to 150°	100° 7 kt	110° 8 kt
Cloud cover	5 to 7 octas at 1,200 m; 3 to 4 octas at 3,000 m	5 to 7 octas at 1,200 m; 3 to 4 octas at 3,000 m	5 to 7 octas at 1,200 m; 3 to 4 octas at 3,000 m
Temperature	16°	16°	16°
Dew point	4°	4°	4°

In all three cases horizontal visibility was in excess of 10 km and the QNH was 1,026 hPa, with no significant changes forecast.

1.5. Aerodrome information

Quito airport has one runway in a 35/17 orientation, measuring 3,120 × 46 m, on magnetic headings 352° and 172°, respectively. The runway strip is 3,240 × 160 m. Runway 35 has a runway end safety area (RESA) measuring 280 × 90m.

Runway 35 has a Category I ILS, while 17 does not have an ILS. Runway 35 has a precision approach path indicator (PAPI) located to the left which provides a 3.12°-glide slope. Runway 17 also has a PAPI to the left with a glide slope of 3°.

Figure 5(a) shows the runway longitudinal profile. It can be observed that runway 17 starts with an upward slope of approx. 1%.

Figure 5(a). Runway longitudinal profile

Figure 5(b) shows the chart concerning the instrumental approach performed by the crew to runway 35, previous to their “circling” for visual approach to runway 17.

Figure 5(b). “Descent 4” approach on AIP Ecuador

1.6. Flight recorders

1.6.1. Cockpit voice recorder

The aircraft was equipped with a solid state Honeywell CVR, P/N 980-6022-001. This recorder tapes the last thirty minutes of sounds on the flight deck on four tracks, corresponding to the CM-1, CM-2 and CM-3 microphones, and the area microphone. There are two other tracks which record two hours from the area microphone and the other three channels mixed into one.

The relevant sound files were obtained once the information was downloaded from the recorder. It was determined, however, that the aircraft had probably remained energized with the CVR recording for a prolonged period after the incident, since only the sound of aircraft landing and taking off could be heard on the area microphone channel, followed by the voices of people in the cockpit with Ecuadorian accents, presumably maintenance personnel from the operator, talking among themselves and actuating different switches until the recording ends. The CVR, therefore, did not provide any useful information to the investigation.

At this point it must be noted that the aircraft operator had established, as from May 24, 2006, procedures¹ for the maintenance personnel to disconnect the CVR after an incident. This is included in the MK-NT01 QR25 Norm, paragraph 5.4 in the following terms:

"5.4. Evidences protection

The Maintenance Base or Department must preserve every accident or serious incident evidences, since the first very moment and until the Authorities, or the Procedures and Safety Unit in case there are no explicit instructions from the Authorities, determine.

The evidences protection includes:

- CVR, FDR, DAR/QAR/, PCMCIA registers preservation. The recording of new data or parameters will be prevented in order to avoid the previous registers by overwriting. On that purpose, as soon as the TMA personnel enter in the aircraft, they must disconnect the electrical power of the units, according to the AMM instructions. In the absence of Authorities instructions and if the aircraft is not guarded, the registers must be disassembled and take them to a safe and guarded place until their delivery to the Authorities or for their sending to the STAR Department of the Reliability Unit, as appropriate.
- .../..."

¹ This procedure is derived from the CIAIAC investigation carried out in 2005, in an incident in which the same circumstance was present (CVR recording).

1.6.2. *Flight data recorder*

The aircraft was equipped with a Honeywell solid state FDR, PN 980-4700-042. Once downloaded, its information proved useful to the investigation.

The data most relevant to the investigation are shown in the following graphs. The descent rate shown is the value recorded in the FDR (parameter IVV). The indicated airspeed and groundspeed differ significantly due to the altitude at which the airport is located.

Figure 6. Descent rate and glide slope

Figure 7. Aircraft speed on approach

Figure 8. Wind direction and speed during approach

Figure 9. Direction and use of rudder pedal

Figure 10. Roll angle and use of ailerons

Figure 11. Pitch and use of elevator

Figure 12. Vertical acceleration (maximum during touchdown: 2.08 g)

Figure 13. Lateral acceleration (maximum during touchdown: -0.561 to the left)

Auto thrust was engaged the entire time.

Large left roll angles are present until second -25, as the turn from base to final is completed. After the turn, the aircraft's heading varied from 160-165°. The graph of lateral acceleration shows the aircraft deviating right (producing acceleration to the left).

Figure 14. Final part of the aircraft's path obtained from FDR coordinate data adjusted to the point on the runway where the aircraft came to a stop. Photo property of Google Earth

Of significant importance to the event were the consecutive changes in the crosswind directions during the last 20 seconds before touchdown.

The aircraft's descent rate was high (due to the high groundspeed, not because the approach was unstable in that regard), and could not be canceled out by the last second flare maneuver.

Moreover, shortly before touchdown, though the right rudder pedal was momentarily applied, it had no effect as there was insufficient time to correct the crab angle.

The touchdown data are:

- Aircraft attitude or pitch angle: around 5° (maximum angle for a tail strike with shock absorbers fully compressed is 8.5°).
- Elevator: some 6° in the nose up direction.
- Heading: between 165° and 166°.
- Pedal: 9° right.

1.7. Operational procedures

The operator provided information and established procedures for Quito airport in its Operations Manual, part C (24-11-2005), which listed the following relevant aspects to the incident described herein:

- Given the mountainous terrain, published maximum maneuvering speeds must be strictly observed.
- The main approach is the 35 ILS-VOR, with a permissible tailwind of 10 kt.
- Only a circling approach to the E (east) of runway 17/35 is possible for runway 17.
- The low visibility circling maneuver is described in the Flight Crew Operating Manual (FCOM) issued by the aircraft manufacturer, Section 3.03.19 (see Figure 15), which states the need to be stable at an altitude of 400 ft at the conclusion of the base leg. The standard pattern visual approach is performed at 1,500 ft AGL (see Figure 16).

Given the conditions at Quito airport, the operator required that the pilot flying (PF) during landings always be the Captain of the aircraft, who had to have at least one year of experience in the A-340 fleet. To maintain his rating on the airport, he was required to have landed there at least once in the previous year, or undergo simulator training on that airport or fly there as an observer on a regularly scheduled flight.

There is no record of the operator, either by itself or with the manufacturer's support, having performed an in-depth study of the landing conditions on runway 17 when operations to Quito airport were initiated.

The operator did not have an A-340-600 flight simulator at its disposal, though it did have an A-340-300 simulator.

The manufacturer provided information on crosswind landings for the A-340-600 in the FCOM applicable to the operator, which states:

"Crosswind landings: The preferred technique is to use rudder to align the aircraft with the runway heading during the flare while using lateral control to maintain the aircraft on the runway centerline."

Other operational information from the manufacturer (FCOM Bulletin No 814/1 dated June 2004) indicated:

"Before flare height, heading corrections should only be made with roll. As small bank angles are possible and acceptable close to the ground, only small heading changes can be envisaged. Otherwise, a go-around should be initiated. [...]"

Use of rudder, combined with roll inputs, should be avoided, since this may significantly increase the pilot's lateral handling tasks. Rudder use should be limited to the "de-crab" manoeuvre in case of crosswind, whilst maintaining wings level with the sidestick in the roll axis."

The Airbus Flight Crew Training Manual, in Section 02.160, states that in case of strong winds, the aircraft may land with a maximum residual drift of 5° to avoid excessive roll (5°). Though the FCOM did not include any limits in this regard, there was an operational bulletin (FCOM Bulletin 819/1, December-06, "Avoiding hard landing")

which listed this limit, in addition to many other recommendations applicable during crosswind landings.

The operator had general crosswind procedures (for all types of aircraft) in its Operations Manual, Part B 2.05.50. Although no values were listed, it was customary to eliminate the crab angle by applying the pedal once below 20 ft.

Figure 15. Low visibility pattern approach maneuver taken from Iberia FCOM

Figure 16. Standard visual pattern, taken from Airbus FCOM

The course on the differences between the A-340-600 and A-340-300 consisted of one day of classroom sessions and at least two landings on the -600. In addition to other differences, the course highlighted those involving the geometry and the possibility of a tail strike.

The operator had no instructions in its Operations Manual requiring that the CVR be disconnected following a reportable event. There were instructions for maintenance personnel to disconnect the CVR after such an event.

1.8. Previous similar events

Reports were found documenting two other events involving an A-340-600 in a crosswind landing and resulting in tire bursts during touchdown:

- Landing at Heathrow Airport on 25 Feb 2006. The final report on the event² states that when the pilot disengaged the autopilot at 275 ft, he found it increasingly more

² Report EW/C2006/02/04 of the AAIB of the United Kingdom.

difficult to maintain the aircraft aligned with the runway centerline extension given existing wind conditions. To remain on the runway, the drift angle had to be increased to over 10° , resulting in the bursting of two tires and minor damage to the gear and flaps.

- Landing at Melbourne Airport on 26 Oct 2005. The final report on the event³ states that the aircraft landed with a right 15° drift angle and with a right 5° downward roll, which caused the number 1 tire to burst. A dual input situation arose when both pilots commanded movements simultaneously on their control columns.

1.9. Lateral forces produced by tires contacting runway during landing

The following analysis is relevant insofar as given the misalignment of the aircraft's trajectory with respect to the runway, a large lateral force to the left was required on touchdown to correct the path and thus prevent the aircraft from departing the runway after touchdown.

Had the aircraft not touched down with a certain crab angle, the resulting lateral acceleration of $-0.561g$ may not have been generated (thus avoiding the burst), though the lateral force may then have been insufficient to change its trajectory.

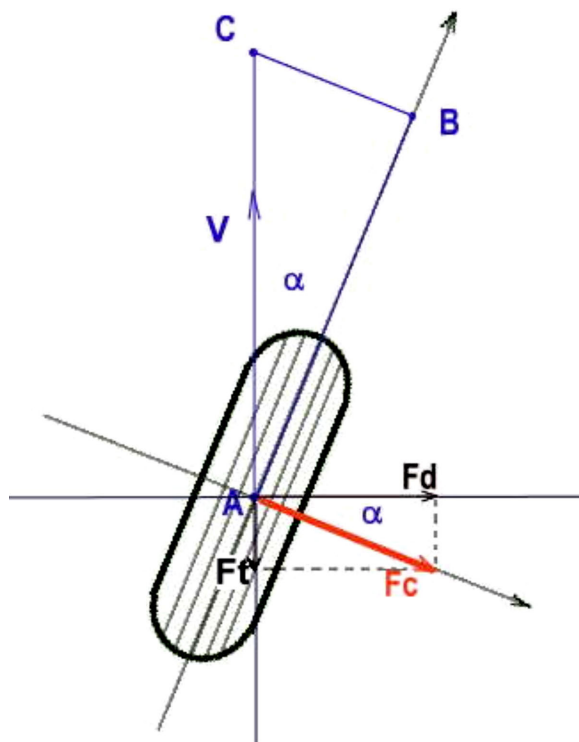


Figure 17. Force diagram

During a touchdown with crab angle α , the motion of the wheel from A to C (see Figure 17) can be separated into rotation from A to B and displacement or slip from B to C perpendicular to the wheel's plane of rotation.

The friction in that displacement from B to C results in a force that is perpendicular to the plane of the wheel that resists the displacement. This force is sometimes called "cornering," though in certain Airbus documents⁴ cornering refers to component F_d in the drawing, while component F_t is called braking force.

Displacement AC is greater than rolling distance AB. In this case there is also

³ Aviation Occurrence Report 200505311 of the ATSB of Australia.

⁴ Flight Operations Briefing Notes. Landing Techniques. Crosswind Landings (Ref. FLT_OPS-LAND-SEQ 05- REV 02-APR. 2006).

slippage, with the slip rate being defined at the ratio $(AC-AB) / AC$ which, as is apparent, equals $(1 - \cos(\alpha))$.

The cornering effect is maximum for slip rate values on the order of 0.15. Then, $\cos(\alpha) = 0.85$, resulting in an α of about 30° .

The cornering effect generates driving forces (components perpendicular to the displacement of the wheel) and a braking force F_t that opposes the direction of motion.

To maximize the driving force, $F_d = F_c \cdot \cos(\alpha)$, of the cornering effect, the angle of the wheel that maximizes the product $F_c \cdot \cos(\alpha)$ must be found using trial and error. For increasing values from 0° to 30° , F_c also increases, while the cosine decreases with increasing α . The maximum value of F_d is obtained experimentally by considering the characteristics specific to each case.

So, while the 10° drift angle during the incident was enough to impart a lateral acceleration of -0.561 on the aircraft and modify its trajectory, it also subjected the tires to increased lateral loading.

1.10. Preventive actions

1.10.1. Operator

The operator suspended operations for A-340-600 at Quito airport in November 2007 following an accident involving another aircraft at that airport. Once defined the approaches maneuvers to both runways, guaranteeing that the aircrafts are adequately stabilized with time enough previously the touchdown, the operator adopted a new procedure for precision approach to runway 35 and opted for proceeding to the alternative airport in case runway 17 being in service.

Given the size of the operator's fleet, its pilots would fly to Quito infrequently. Consequently, the operator has organized a group of captains to fly there on a more regular basis.

The operator has contracted the use of an A-340-600 flight simulator to train its crews.

1.10.2. Aircraft manufacturer

At the time of the incident, various documents and publications from the manufacturer were in circulation concerning the subject of hard and crosswind landings on the A-340-600. More hard landings were occurring on the -600 (with 11 landing gears disassembled as a result) than on the -300, given the former's greater length and

weight. According to Airbus, the most relevant safety information had been incorporated in the Flight Crew Training Manual in April 2007.

Following the incident, in September 2007, the manufacturer held a workshop with the operator to refresh several aspects intended to prevent such situations. The presentation included an analysis of actual landing data provided by several operators of A-340-300 and A-340-600 fleets. Some of the points raised were:

- The higher proportion of hard landings in the A-340-600 than in the A-340-300.
- Somewhat higher rate of hard landings at Quito and San Jose airports (due to their intrinsic difficulty arising from local factors).
- Confirmation of the ample margin to tail strike on most flares maneuvers involving the A-340-600.
- Suggestions for improving training.
- Review of their usual recommendations:
 - Avoid destabilizing the trajectory below 200 ft.
 - The descent rate must be controlled before the flare (in other words, a slope of around 3° and a non-increasing descent rate).
 - Initiate the flare by exerting firm back pressure on the stick and maintaining it as required.
 - Avoid moving the stick forward once the flare is initiated (releasing some of the back pressure on the stick is acceptable).

In October 2007, Airbus issued another document for circulation to present the results of hard landings in the A-340 fleet (as stated above, 11 landing gears replaced in the -600 series versus 16 in the -300 series, the latter fleet having had 27 times more landings than the former).

In addition to the operational and training recommendations, the measures being instituted to mitigate the situation as much as possible included the introduction of a new callout at 70-60 ft on approach, already incorporated by many operators (it had been implemented on EC-JFX, see Section 1.3), an improvement of the logic in “load report 15” issued by the data management unit (DMU) and the modification of the lower articulation link on the main landing gear, all of which had already been implemented by most carriers.

2. ANALYSIS

2.1. General

An analysis of all available information indicates that the flight proceeded normally until a few seconds before touchdown.

It is believed that the “B ENG2 PMP” and “B HYD RSVR” warnings received on approach had no technical bearing on the event. The brakes and the thrust reversers functioned correctly.

The crew did not report any malfunctions in any of the aircraft’s systems.

The fact that runway 17 was in use (and not 35 as called for in the operator’s instructions for the VOR-ILS approach) forced the crew to make a circling approach.

The performance of this maneuver is subject to certain restrictions due to the relief of the area where the airport is located. The existence of a mountain in the extension of the downwind leg (see Figure 1) prevents prolonging this leg excessively. There is no indication that the operator had planned this maneuver in any detail.

In this case, the downwind leg was performed with a little separation from the runway and a constant turn was made from the downwind leg until final, without defining the base leg, which left the aircraft fairly well aligned with the runway at a radio altimeter reading of 500 ft. From the point the turn was started, however, only 27 s (approximately 1 NM, see Appendix A) remained until touchdown. Whether the downwind leg could have been prolonged without compromising safety given the rising mountain terrain is debatable.

The crew had selected the auto brakes to Mode 2 (LOW), which meant there was a 20% margin in the length of runway available with respect to that required. Had Modes 3 or 4 been selected, which is more common for airports at that altitude, there would have been a greater runway margin (between 30% and 42%, respectively) and the pressure on the crew to touch down as close as possible to the threshold would probably have been less.

Despite the short amount of time before touchdown, the aircraft made a reasonably stable approach with regard to the glide path and speed (around 150 kt calibrated airspeed) with an adequate correction for crosswind, which was from the left at 10 kt.

The descent rate was high due to the high groundspeed (GS). When the aircraft was at 400 ft high above the runway, the calculated descent rate was about 1500 ft/min, above the 1,200 ft/min established by the operator. When the flare was initiated the height was about 1,000 ft/min.

The headwind component was high at first and very small upon landing. The 10-kt crosswind component present at the start of the approach had also practically disappeared by the time the aircraft neared the ground.

The crew, therefore, faced consecutive changes in the crosswind component during the last 20 seconds before touchdown. Under those conditions, it was difficult to align

correctly with the runway, especially considering the length of runway available, the elevated groundspeed and other factors which complicate operations at Quito. The Airbus FCTM guidance not to exceed 5° roll or yaw when correcting for crosswind while landing is difficult to adhere to in practice, since the pilot has no references by which to measure those angles with any precision, much less at a time of increased workload.

These wind changes at very low altitude probably contributed to the fact that they crew couldn't manage to stabilize the aircraft's descent rate and pitch angle, and also prevented the horizontal trajectory from being adequately corrected so the aircraft would be aligned with the runway centerline. Although the 21:00 METAR for the airport forecast 19-kt gusts, ATC only reported 8-kt winds from 140° without gusts at 21:04. Section 1.4 details how a special METAR was issued at 21:07 with 7-kt winds from 100°, so it is possible that during the final approach, prevailing wind conditions were changing considerably.

It would have been necessary to apply left aileron well in advance of the landing which, at a low height, could entail other risks. The aircraft heading was already deflected to the left, though its center of gravity was moving right. Under those conditions, applying right rudder to align the fuselage with the runway centerline with the aircraft too far off the ground could have increased the risk of the aircraft departing the runway to the right. The final rudder application was not enough to right the fuselage in time and the tires were subjected to a high lateral load which was transmitted through the shock absorbers to the rest of the structure.

The fact that the aircraft was not stabilized during approach and furthermore with an excessive descent rate, being necessary strong yaw and bank corrections to keep the required horizontal course, probably led to high vertical loads during the landing as well. The flare was normal compared to data from other flare maneuvers provided by Airbus, though the perception is that great care must be taken on the A-340-600 to avoid tail strikes, resulting in less pronounced flares than those used with the A-340-300.

The safest option would have been to execute a go around while on final approach, which could be performed even at very low heights without touching the runway surface (see loss of altitude table in Section 1.3.1, though this table assumes automatic control).

Despite everything, the crew was able to maintain directional control during the landing run even after the tires burst and stop the aircraft on the runway, thus minimizing the resulting damage. After verifying the condition of the aircraft with help from the control tower and the firefighters who rapidly reported to the scene, the correct decision was made to disembark the passengers using stairs.

The crew did not report any abnormalities during the approach. Since the cockpit voice recorder was taped over, neither the cockpit resource management nor the possible standard callouts made to help the PF could be evaluated. Although the operator had

established procedures requiring the CVR be disconnected after an incident (MK-NT01 QR25 Norm, dated May 24 2006, paragraph 5.4), the appropriate measures as described in ICAO Annex 6 (6.3.11.2) were not taken in this case.

2.2. Strength of the tires

The high lateral loads on the tires during the landing occurred simultaneously with the vertical loads resulting from a landing that was harder than usual, and with strong inertial and centrifugal loading due to the high groundspeed caused by the high altitude of Quito airport, although the tire speed limit of 204 kt was not violated.

The combination of both lateral and vertical loads, though within the approved aircraft envelope, exceeded the strength limits of the tires, which led to a burst of tires 8, 10 and 4 on touchdown and during the initial moments of the landing run.

There is a precedent in two similar events in London and Melbourne which resulted in tires bursting with load combinations below those encountered by EC-JFX, as shown below:

	Lateral	Vertical
Quito	-0.56 g	2.08 g
Heathrow	-0.37 g	1.75 g
Melbourne	0.4 g	1.7 g

Information was requested from the aircraft manufacturer concerning tire strength under a combination of lateral and vertical loads. The reply was that the landing conditions at Quito exceeded the specifications tested during the tire certification process (see Figure 3).

According to certification data, the tires may have withstood the touchdown despite the 10° drift had the descent rate been lower.

No sufficient basis could be established, therefore, to issue a safety recommendation involving the strength of the tire.

2.3. Preventive actions

2.3.1. Operator

Section 1.10.1 explains the actions taken by the operator concerning the A-340-600 operations at Quito airport, the selection of captains for said operations and the availability of an A-340-600 flight simulator for the crew training. They are considered

as adequate and therefore, the issuance of relevant safety recommendations is not deemed necessary.

2.3.2. *Aircraft manufacturer*

The manufacturer had issued various publications concerning hard landings in general, and with crosswinds in particular, before the occurrence of this incident. The propagation of this information in various aircraft training or operations documents, however, diminished its effectiveness, in the operator's opinion. Specifically, the 5° maximum drift angle for landing was in the Flight Crew Training Manual (FCTM) and not in the Operations Manual.

A check of the manuals for other aircraft revealed that this information is not included in the limits section of the Operations Manual.

3. CONCLUSION

No evidence was found of any existing defects in the aircraft tires or of malfunctions in any of its systems, nor of the presence of foreign object debris on the runway surface.

The probable cause of the event is considered to be the performance of a landing with a high drift angle of the main gear relative to the runway centerline, combined with a high descent rate. This is consequence of a non stabilized approach, with excessive descent speed, which forced the crew to perform strong yaw and bank corrections in order to maintain the required horizontal course.

The downwind leg of the visual approach circuit was performed with a little separation from the runway and a continuous turn was made since the downwind leg until the final, which gave little margin to the crew to stabilize the aircraft before touchdown.

The consecutive changes in the crosswind component when the aircraft was close to the ground contributed to the crew not being able to stabilize it during final approach.

APPENDIX A

Detail of the final approach

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Thursday, 14 January 2010; 10:09 UTC
Site	Girona Airport (Girona, Spain)

AIRCRAFT

Registration	EI-EBL	EI-DWT
Type and model	BOEING 737-800	BOEING 737-800
Operator	Ryanair	Ryanair

Engines

Type and model	CFM 56 7B	CFM 56 7B
Number	2	2

CREW

	Pilot	Copilot	Pilot	Copilot
Age	43 years old	29 years old	37 years old	35 years old
License	ATPL(A)	CPL(A)	ATPL(A)	CPL(A)
Total flight hours	7,600 h	430 h	8,700 h	2,800 h
Flight hours on the type	2,500 h	150 h	7,000 h	2,000 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			4			6
Passengers			73			75
Third persons						

DAMAGE

Aircraft	Significant	Minor
Third parties	None	None

FLIGHT DATA

Type of operation	Comm. Air Transport – Scheduled – International – Passenger	Comm. Air Transport – Scheduled – Domestic – Passenger
Phase of flight	Taxi	Taxi

REPORT

Date of approval	21 February 2011
------------------	------------------

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. Description of event

On 14 January 2010, two Boeing 737-800 aircraft, registrations EI-EBL and EI-DWT, operated by Ryanair, were parked at stands 3A and 4A, respectively, at Girona Airport (LEGE). The runway in use was 20.

Aircraft EI-EBL, callsign 9111, was carrying 73 passengers and its destination was Turin (Italy). Aircraft EI-DWT, callsign 9727, was carrying 75 passengers and was going to Las Palmas (Spain).

At around 10:00 UTC¹ both airplanes were pushed back, after which they conducted the engine start-ups. Both were facing north, with EI-EBL situated in front of EI-DWT, since stand 3A is closer to the runway 20 threshold.

Both started to taxi toward the runway 20 threshold, first via the apron and then via the taxiway. Aircraft EI-EBL was cleared to taxi at 10:03 in order to satisfy a 10:13 calculated takeoff time (CTOT). At 10:06, as it neared the runway 20 hold point, the crew reported that it was ready for takeoff, to which ATC replied that they were number 2 for takeoff.

Aircraft EI-DWT was taxiing behind EI-EBL. During its taxi phase, its crew also reported being ready for takeoff. They were informed by ATC that they were first for takeoff. The crew acknowledged receipt of the communication and prepared to pass EI-EBL on the right. EI-EBL had come to a stop at the leftmost of the two stop bar positions.

As EI-DWT was overtaking EI-EBL, it struck the latter's horizontal stabilizer with its left winglet. Following the impact, the crew of aircraft EI-DWT reported it to both the control tower and to the other aircraft. The tower cleared both aircraft to return to parking via the runway. EI-EBL did so first, followed by EI-DWT.

There was no emergency evacuation of either aircraft.

Aircraft EI-EBL exhibited impact damage to the right part of the horizontal stabilizer along its trailing edge, some 1.42 m from the right edge. The damage affected both the fixed surface as well as the elevator. The damage to the other aircraft was limited to the fracture of the left winglet.

¹ Unless otherwise specified, all times in this report are UTC. To obtain local time, add one hour to UTC.

Figure 1. Damage to aircraft

1.2. Personnel information

1.2.1. Crew of aircraft EI-EBL

The Captain, 43, had a valid airline transport pilot license ATPL(A), as well as the corresponding medical certificate.

At the time of the accident he was the pilot flying. This means that in addition to steering the airplane on the ground, which he was doing in accordance with the aircraft procedures, he was also going to conduct the takeoff.

He had 7,600 h of flying experience, of which 2,500 had been on the type.

He had flown 220 h in the ninety days prior to the incident, 75 h in the thirty days prior and 7:30 h in the twenty-four hours prior. He had had 13 h of rest time prior to the flight.

The copilot was 29 years old and had a valid commercial pilot license CPL(A) and the corresponding medical certificate. He had passed the theory exam for the airline transport pilot license. He had 430 h of flying experience, of which 150 had been on the type.

He had flown 334:46 h in the ninety days prior to the incident, 114:25 h in the thirty days prior and 10:42 h in the twenty-four hours prior. He had had 13:13 h of rest time prior to the flight.

1.2.2. Crew of aircraft EI-DWT

The Captain, 37, had an airline transport pilot license ATPL(A). Both his license and medical certificate were valid. He had a total flying experience of 8,700 h, of which 7,000 had been on the type.

He had flown 177 h in the ninety days prior to the incident, 56 h in the thirty days prior and had not flown in the twenty-four hours prior. He had had 23:53 h of rest time prior to the flight.

The operator reported that in keeping with the aircraft procedures, the captain was steering the airplane during the taxi phase.

The copilot was 35 years old and had 2,800 h of flying experience, of which 2,000 had been on the type. He had a commercial pilot license CPL(A) and had passed the theory exam for the airline transport pilot license.

He had flown 224:07 h in the ninety days prior to the incident, 104:04 h in the thirty days prior and 8:03 h in the twenty-four hours prior. He had had 19:47 h of rest time prior to the flight.

He was the pilot flying, meaning that he was going to conduct the takeoff, though he had not steered the aircraft during the taxi phase.

1.3. Aircraft information

Both aircraft were the same Boeing 737-800 model, and both were equipped with the same engine type, the CFM 56 7B. Aircraft EI-EBL was manufactured in 2009 and had serial number 37529, and aircraft EI-DWT in 2008 with serial number 33626. Both had valid airworthiness certificates and had passed their maintenance inspections.

The dimensions of this airplane model are shown in Figure 2.

Figure 2. Aircraft dimensions

1.3.1. *Steering the airplane on the ground*

On the ground, the airplane is steered by means of steering pedals that command the nose gear wheels. This action is complemented with the brake pedals, which stop the main gear wheels allowing the airplane to pivot on them to either side. There is also a tiller that is used to steer just the nose wheels. This tiller is only accessible from the captain's (LH) seat. The control exerted by this tiller prevails over that exerted by the pedals in the event of a conflict between the two. This implies that while taxiing, the airplane must necessarily be steered from the captain's seat, as indicated in the airplane procedures. The aircraft flight manual repeatedly warns that the tiller must not be used at speeds in excess of 20 kt.

1.4. Aerodrome information

The Girona Airport (LEGE) has an ICAO classification of 4-E². Its master plan was approved by ORDER FOM/2614/2006 and its main activity is scheduled international passenger traffic.

According to the information in the AIP (Aeronautical Information Publication), its reference point is at coordinates 41° 54' 03" N – 2° 45' 38" E and at an elevation of 143 m (469 ft).

It has one runway designated as 02-20. It is 2,400 m long and 45 m wide. It slopes upward from the 02 threshold to the 20 threshold at 1.25% over the first 500 m, 1% over the next 1,100 m, 0.60% in the next 640 m and –0.26% in the last 160 m. The taxiway is parallel to the runway. Their centerlines are separated by 184.42 m. The taxiway is separated into six sections designated T1 to T6 (see Figure 3). The width of T1, T2 and T6 is 23 m, and sections T3, T4 and T5, which provide access to the platform, are 31.5 m wide. At the end of T1 the taxiway widens to accommodate the stop bar for runway 20. In this area, the taxiway centerline divides into two sections that form a 45° angle (see Figure 5)³.

The runway 20 threshold is accessed via entry E1 and the 02 threshold via entry E4. Exit taxiway E2 is located between taxiway segments T1 and T2, while exit E3 is between segments T4 and T5.

The width of the taxi lanes leading to the platform, G-1, G-2 and G-3, is 30.5 m, while taxi lane G-4 is 32 m wide.

² (4) Runway length 1,800 m and over. (E) Wing span of 52 to 65 m, and outer main gear wheel span of 9 to 14 m.

³ Image taken from Google Earth.

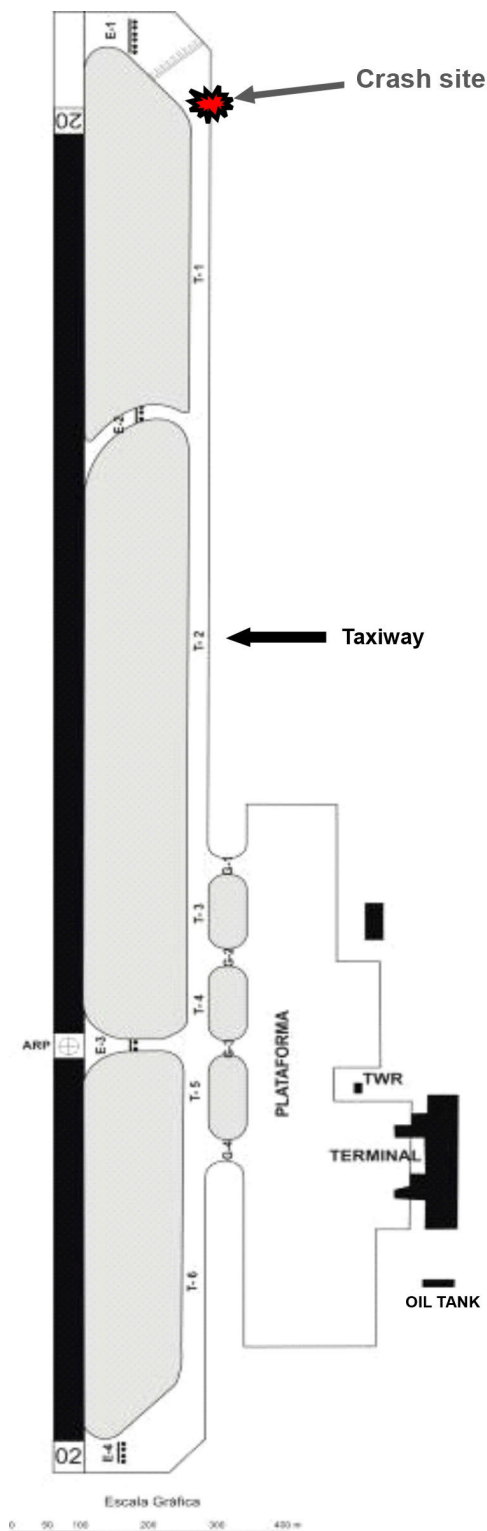


Figure 3. Diagram of aerodrome

part of the change in ILS category, after the incident a new survey was commissioned to determine the actual dimensions of the taxiway and the exact position of the stop bar (see Figure 6).

The aerodrome map for ground movements shown in the AIP on the day of the incident had the stop bar for runway 20 in a position different from its actual location. The same was true for the other threshold.

The airport reported that the location of the stop bar was changed in October 2009, when the ILS Cat II/III went into service, and that the information regarding the location of the stop bar was sent to the AIS (Aeronautical Information System) for publication in the AIP on 19 August 2009, though no NOTAM was published in this regard.

On the day of the incident the AIP still showed the position of the old stop bar. The position of the new bar was not reflected in the AIP ground movement chart until 29 July 2010. The information published in the AIP on the day of the incident did include the new ILS category (Cat II/III).

As part of the change in ILS category, AENA conducted a safety study of the ILS category II/III maneuver for runway 20 as well as a Functional Hazard Assessment of the modifications associated with moving the runway 20 threshold at Girona Airport.

This assessment did not analyze the risks associated with the airport infrastructure.

Figure 4 shows a close-up of the parking area with the stands occupied by the two aircraft prior to start-up. Aircraft EI-EBL was in stand 3A and taxied first, followed by EI-DWT, which left from 4A.

Although prior to the incident the airport was relying on a topographic survey conducted as

Figure 4. Parking area

Figure 5. Stop bar

Figure 6 shows the clearances that existed for two airplanes of the same type as those involved this incident before the stop bar was moved.

The smallest clearance, 37.25 m, would have been between the nose of the airplane on the left and the left wingtip of the airplane on the right.

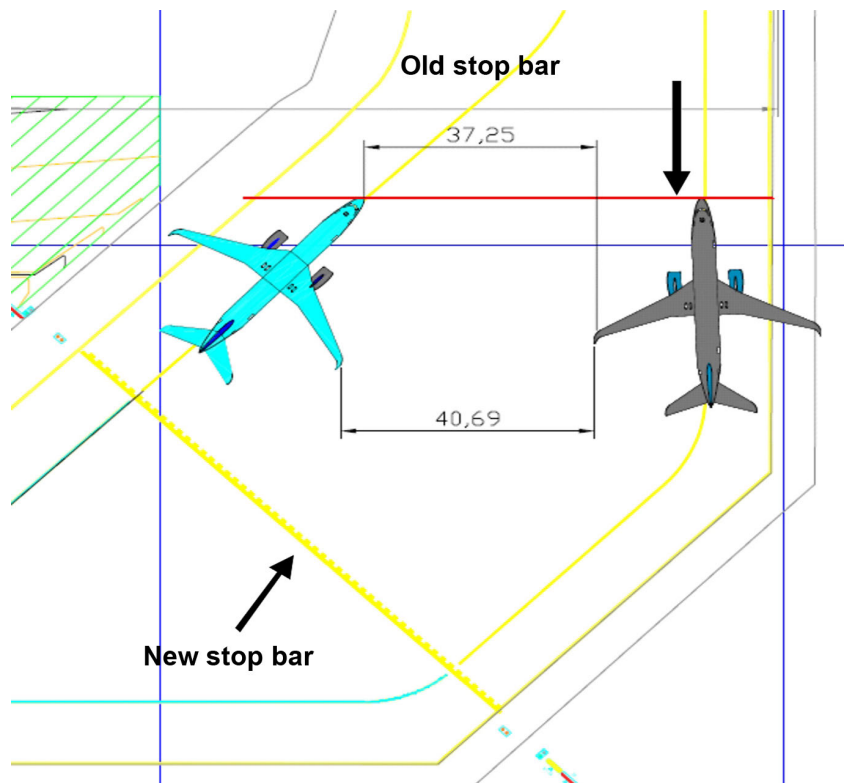


Figure 6. Positions at old stop bar

The minimum distance between their wings was 40.69 m. Based on the dimensions of the airplanes and on the values obtained from the measurements, the theoretical separation between the two airplanes during the overtake maneuver, that is, with the nose of EI-EBL situated above the stop bar and its longitudinal axis over the taxi line, and EI-DWT with its longitudinal axis likewise above the taxi line, was verified to have been 4.7 m. This is the distance that would have separated the left wingtip of the overtaking airplane (EI-DWT) and the right edge of the horizontal stabilizer on the stationary airplane (EI-EBL). See Figure 7.

If airplane EI-EBL had stopped to the right of the stop bar, the margin for overtaking would have been greater, as shown in Figure 8.

Figure 7. Theoretical positions of airplanes during overtake

Figure 8. Another possible overtaking position

The local aerodrome regulations listed in the AIP on the date of the incident specified the following:

TAXIING PROCEDURES AT APRON

1. Engine start-up

- A. Pilots shall request clearance for engine start-up on GMC frequency, reporting the apron stand number.
- B. Permission will be issued as soon as requested, unless more than 15 minutes delays are foreseen, in which case, ATC will notify the engine start-up time. Then, ATC authorization will be informed.
- C. When an aircraft is ready for push-back and/or taxiing, pilots shall request for permission on GMC frequency before starting it.

GROUND MOVEMENT

1. General

- A. All surface movements of aircraft, towed aircraft, personnel and vehicles on the manoeuvring area are subject to previous ATC clearance.
- B. All movements of aircraft, towed aircraft, personnel and vehicles on apron are regulated by the Apron Safety Guidelines.
- C. Collision avoidance with other aircraft or obstacles is responsibility of:
 - 1. Pilots taxiing in the apron.
 - 2. Handling companies during push-back manoeuvring or exit the stand and towing.

1.5. Meteorological information

The 10:00 METAR for Girona Airport was as follows:

METAR LEGE 141000Z 00000KT 8000 FEW005 SCT15 10/09 Q996 TEMPO RA=

The METAR reported no wind, a horizontal visibility of 8,000 m, few clouds at 500 ft and scattered clouds at 1,500 ft, a temperature of 10 °C, a dewpoint of 9 °C and QNH of 996 hPa, all of which corresponded to visual flight conditions.

1.6. Communications

The most relevant communications between the tower and the two airplanes are shown below:

Time	Station	Message
09:58:18	Control	RYANAIR 9111, Girona?
09:58:22	RYR9111	Go ahead.
09:58:24	Control	New slot at 10:13.
09:58:26	RYR9111	10:13, requesting start-up, RYANAIR 9111.
09:58:31	Control	RYANAIR 9111, start-up and push-back approved, according to your CTOT at 10.13, and copy clearance, to destination...
09:58:54	RYR9111	Push and start approved...
09:59:04	Control	RYANAIR 9111 read-back correct.
09:59:21	RYR9727	Girona, RYANAIR 927, we are already for push and start, from stand 4 ^a , information D.
09:59:35	Control	RYANAIR, 9727 standby, break, RYNAIR 9111, Girona?
09:59:43	RYR9111	9111 Go ahead.
09:59:45	Control	9111, Push-back straight back.
09:59:48	RYR9111	Push-back straight back 9111.
09:59:56	Control	RYANAIR 9727 standby, break, RYNAIR 9111, Girona?
10:00:00	RYR9727	9727, Go ahead
10:00:02	Control	RYANAIR 9727, the traffic at your left is gonna be pushed straight back. When clear of this traffic, start-up and push-back, approved facing north.
10:00:11	RYR9727	When cleared on traffic on our left, cleared for, start and push facing north, RYANAIR 9727.
10:00:17	Control	RYANAIR 9727, copy clearance, to destination...
10:00:28	RYR9727	Cleared to destination...
10:00:35	Control	RYANAIR 9727, read-back correct.
10:03:08	RYR9111	RYANAIR 9111 request taxi, please.
10:03:11	Control	RYANAIR 9111, taxi to holding point runway 20.
10:03:15	RYR9111	Taxi to holding point runway 20, RYANAIR 9111.
10:04:47	RYR9727	RYANAIR 9727 request taxi.
10:04:50	Control	RYANAIR 9727, taxi to holding point runway 20.
10:04:54	RYR9727	Taxi to holding point runway 20, RYANAIR 9727.
10:07:38	RYR9111	RYANAIR 9111 is ready for departure.
10:07:42	Varios	Conversations with other traffic.
10:07:57	RYR9111	RYANAIR 9111 is ready for departure.

Time	Station	Message
10:08:00	Control	RYANAIR 9111, roger, you'll be number two.
10:08:05	RYR9111	Number two, RYANAIR 9111.
10:08:11	RYR9727	RYANAIR 9727, we are fully ready for departure sequence.
10:08:17	Control	RYANAIR 9727, you will be number one, confirm ready for departure?
10:08:23	RYR9727	Affirm, fully ready, RYANAIR 9727.
10:08:26	Control	RYANAIR 9727, wind 200... wind calm, cleared for take-off runway 20.
10:08:33	RYR9727	Cleared for take-off runway 20, RYANAIR 9727.
10:09:41	RYR9727	RYANAIR 9727, we hit to the other aircraft, we need to go back to the gate.
10:09:48	Control	RYANAIR 9727, confirm the problem you have?
10:09:51	RYR9727	We hit the aircraft, we have a ground collision.
10:09:57	CONTROL	RYANAIR 9727, roger, can you overtake the other traffic to continue by runaway?
10:10:05	RYR9727	Of course.
10:10:06	Control	Ok, enter the runway and taxi back to the apron, at your discretion.
10:10:16	Control	Roger, 9727, then hold position and call me back when able to do whatever you wish to do. Break, break, RYANAIR 9111, lin-up and wait runway 20.
10:10:30	RYR9111	Negative, sir, RYANAIR 9111, we are asking to go back to the terminal, RYNAIR 9111
10:10:39	Control	RYNAIR 9111, did the company traffic hit you?
10:10:44	RYR9111	Affirm RYANAIR 9111.
10:10:46	Control	RYANAIR 9111, roger, then taxi to the apron via the runway 20.
10:10:56	RYR9111	Taxi back to the apron via runway 20, RYNAIR 9111.

1.7. Flight recorders

The solid-state HONEYWELL S-031 flight recorders (SSFDR) were recovered from both aircraft.

The airplane positional data for this report were obtained from the DFDR, which records this information based on data provided by the Inertial Reference Units (IRU). The IRUs measure, among other parameters, the airplane accelerations. Integrating the accelerations and speeds allowed investigators to obtain the paths for both airplanes over their entire trajectories, although the actual paths could not be determined accurately due to the accumulation of errors inherent to the inertial system as a data source. The diagram in Figure 9 shows the paths for the airplanes leaving the gates,

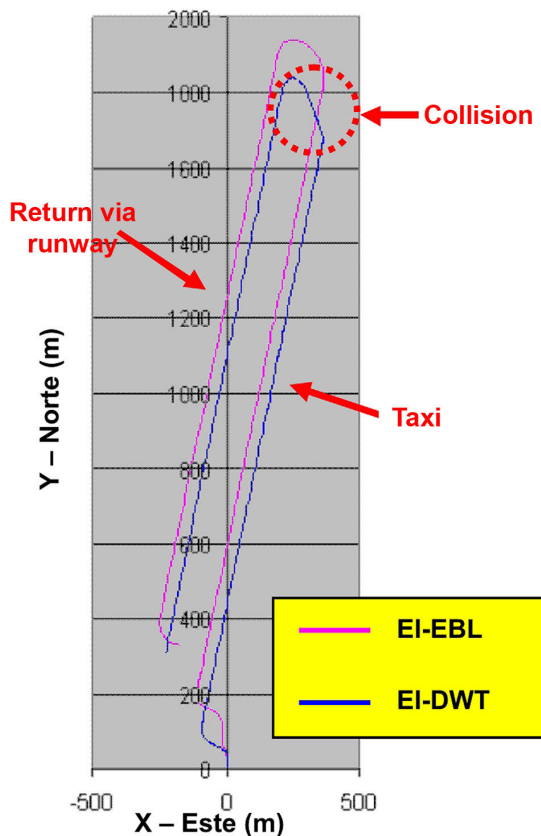


Figure 9. Diagram of trajectories

longitudinal axis facing 331.523° . It remained in this position until the time of impact. Based on variations in the longitudinal and lateral accelerations, the time of impact was fixed at 10:09:25, at which moment the airplane's brake was set and exerting a pressure of 3,108.15 psi on the left brake and 3,080.14 psi on the right.

The graph in Figure 10 shows the longitudinal and lateral accelerations for the time interval between 10:09:19 and 10:09:35, which includes the period immediately before and after the impact. The variation in vertical acceleration was considerably less significant.

Figure 11 shows the airplane's heading as it taxied on the taxiway prior to coming to a halt at the stop bar.

1.7.2. Aircraft EI-DWT

A study of the parameters revealed that at the time of impact, 10:09:25, the airplane was moving at a speed of 5.11 kt and that the top speed before the impact during the taxi phase had been 24 kt, between 10:08:35 and 10:08:39.

taxiing to the runway prior to the collision, and finally returning to the stands via the runway.

The exact position of the two aircraft at the time of impact could not be determined.

The coordinates obtained for aircraft EI-EBL were $41^\circ 54' 51.12''$ N - $2^\circ 46' 01.848''$ W, and $41^\circ 54' 48.6''$ N - $2^\circ 46' 01.848''$ W for aircraft EI-DWT. If these coordinates are overlaid on a map of the airport, the positions are inconsistent with the actual positions of the aircraft and yield a separation of 80 m between them, more than double the airplane's wingspan.

1.7.1. Aircraft EI-EBL

After analyzing the most significant parameters, it was determined that the airplane stopped at 10:08:20 with its

Figure 10. Longitudinal and lateral accelerations of EI-EBL

Figure 11. Heading of airplane EI-EBL on taxiway

At the moment of impact, the brake pressure exerted on the left brake was 620.906 psi and 375.249 psi on the right.

The graph in Figure 12 shows the longitudinal and lateral accelerations for the time period between 10:09:19 and 10:09:35, and includes the instants immediately before and after the impact. The change in the longitudinal acceleration was greater than that in the lateral acceleration.

As was the case with the stopped airplane, the variation in vertical acceleration was much lower.

The airplane entered the taxiway at around 10:06:23. During the time prior to the impact it was taxiing on a heading slightly to the left of the taxiway centerline (017°), except at two specific times, as shown in Figure 13.

The airplane was on a course of 14.0625° at the moment of impact, meaning it was 2.9375° left of the taxiway centerline, which is on a heading of 017°.

Figure 12. Longitudinal and lateral accelerations of EI-DWT

Figure 13. Heading of airplane EI-DWT on taxiway

The graph in Figure 14 shows the speeds at which the airplane was moving while on the taxiway.

Figure 14. Speed of EI-DWT while taxiing

1.8. Organizational and management information

1.8.1. *Aerodrome design*

The sole reference published in Spain involving the design of aerodromes is the Technical Regulation on Aerodromes, which is a literal transposition of the text in ICAO Annex 14, Volume I. In practice, either one can be used as a reference source.

Annex 14 specifies that aerodromes categorized as 4E can accommodate aircraft with a maximum wingspan of between 52 and 65 m (exclusive) or whose maximum outer main gear wheel span is between 9 and 14 m (Table 1.1, Annex 14).

This reference on aerodrome design recommends a width of 23 m for the taxiways in class E airports. It also recommends that straight portions of a taxiway where the code letter is E should be provided with shoulders that extend symmetrically on each side of the taxiway so that the overall width of the taxiway and its shoulders on straight portions is not less than 44 m.

With regard to the runway hold points, it recommends that one or more runway hold points be provided on the taxiway and at the intersection of the taxiway and a runway.

The Annex also recommends that a runway hold point be established on a taxiway if the location or alignment of the taxiway is such that a taxiing aircraft or vehicle can infringe an obstacle limitation surface or interfere with the operation of radio navigation aids.

In order to protect the runway, the minimum distance between the runway centerline and a runway hold point for category-4 aerodromes with category I, II and III precision approaches must be 90 m (Table 3.2, Annex 14). The distance between the runway centerline and a taxiway centerline for an instrument runway at a 4E aerodrome must be 182.5 m (Table 3.1, Annex 14).

1.8.2. *Taxi phase considerations*

Chapter 3, General Rules, in Book Two, Air Regulations, of Spain's Air Traffic Regulations, states the following:

2.3.2. Preventing collisions

In order to prevent possible collisions, it is *vital that crews remain alert* while the aircraft is in flight, regardless of the type of flight or the class of air space in which the aircraft is flying, or *even while moving in the movement area of an aerodrome*.

In BOOK FOUR, PROCEDURES FOR AIR NAVIGATION SERVICES, specifically in CHAPTER 5, AERODROME CONTROL SERVICES, it states:

4.5.10. Control of taxiing aircraft

4.5.10.1. The pilot's vision while taxiing is limited. *It is essential, therefore, that aerodrome air traffic control services provide the pilot with concise instructions and sufficient information to aid in determining the proper taxiway and to avoid collisions with other aircraft or objects.*

4.5.10.2. So as to expedite air traffic, aircraft may be permitted to taxi on the runway in use as long as doing so does not entail risks or delays for other aircraft.

4.5.10.3. Except as stipulated in 4.5.10.3.1, or unless otherwise prescribed by the competent ATS authority, *aircraft shall not wait at a distance from the runway in use that is closer than a taxiway hold point.*

BOOK SEVEN – REQUIREMENTS FOR THE OPERATION OF AIRCRAFT, CHAPTER 1 – COMMERCIAL AIR TRANSPORT, states that:

7.1.3. Flight operations

7.1.3.5. Obligations of aircraft Captain

7.1.3.5.1. During the flight, the Captain shall be responsible for the operation and safety of the airplane as well as for the safety of everyone onboard..

The company's Operations Manual specifies in point 8.3.0.1.2 that, among other things:

1. The taxi phase shall be regarded as a "Critical phase of flight".
2. Before positioning the airplane to start taxiing, the crew should inquire as to the route to be taken at those airports with which they are not familiar. Always inquire about temporary routes and restrictions.
3. Write down every taxi instruction. The pilot in the RHS must ensure that the Captain is aware of the taxi instructions before acknowledging.
4. 5. The maximum taxi speeds must never be exceeded.

[...] b. 30 kts on taxiways

[...] d. 10 kts when executing a turn of 45° or more

[...] If in doubt as to the taxi route, stop the airplane and request clarification from ATC.

2. ANALYSIS

2.1. Operational conditions at the airport

At every airport where scheduled passenger operations are conducted it is normal for airplanes, when informing ATC that they are ready for takeoff, to be given priority over other airplanes that had previously reported being ready for takeoff and that are awaiting takeoff clearance. This is often done in order to comply with the calculated takeoff times (CTOT) assigned to the airplanes. Each aircraft type needs a different amount of time to complete its pre-takeoff operations, and the time required to proceed to the hold point after clearance is received varies considerably depending on its parking location. As a result, it is normal for ATC to instruct airplanes to pass each other.

Visibility conditions were good, and can thus be ruled out as having had any influence on the collision.

The investigation revealed that the dimensions of the taxiway at Girona Airport were in compliance with the stipulations of ICAO Annex 14, as was the distance separating the runway and taxiway centerlines.

2.2. Markings and information provided to crews

The Air Traffic Regulations note that the pilot's view while taxiing is limited and highlight the importance of having ATC stations provide the crews with concise instructions and sufficient information to prevent collisions with other aircraft or with objects.

Likewise, special mention is made of the fact that prior to taxi, the crew must obtain the information necessary to familiarize itself with the airport and with any temporary changes or restrictions.

Along these lines, it should be noted that AENA had changed the position of the runway 20 stop bar without this information having been included in the AIP, even though the airport had sent the information with the new location of the stop bar to the publishing service at least four months prior to the incident.

As a result of the above, the Commission believes a recommendation is in order for AENA to inform of changes to markings affecting airport operations as soon as possible via the method deemed most suitable, such as the issuing of a NOTAM, whenever the publication of the AIP that details said changes is delayed.

In the case of the runway 20 stop bar at Girona Airport, should the aircraft come to a stop at the right side of the stop bar, the area available for another aircraft to pass it on the left is much larger than if it stops on the left and the advancing aircraft has to pass on the right, as happened in this incident. This difference was not considered by ATC when positioning the aircraft at the hold point, even though the distance separating the aircraft is much greater when the stationary aircraft is passed on the left than on the right.

ATC did not give specific instructions to aircraft EI-EBL to stop at either end of the stop bar, nor was aircraft EI-DWT, which was taxiing behind, informed regarding the exact location at which the preceding aircraft had come to a stop. Whether the passing maneuver took place to the left or right was undoubtedly considered irrelevant to the safety of the operation, nor were controllers aware of the existence of a collision risk.

The fact that it was not considered important is certainly due to the fact that the stop bar had been further forward before, which had avoided any problems. ATC personnel were no doubt unaware that the stop bar had been moved, which is why when the safety assessment was conducted for the runway 20 ILS category II/III maneuver and for the modifications associated with moving the runway 20 threshold, no thought was given to conducting a risk analysis that included those risks stemming from changes to the infrastructures, including the moving back of the stop bar.

As a result the Commission believes it prudent to issue a recommendation to AENA that it review the risk analysis methods of the safety studies it conducts so as to ensure that said analyses take into consideration any aspects affecting air navigation activities as well as those that affect airport infrastructures.

Thus, and in order to increase safety margins, it would be advisable for controllers at Girona Airport to instruct aircraft that are to be overtaken while stopped at the stop bars at either end of the runway, to position themselves, whenever possible, on the side of the stop bar that provides the greatest clearance for the passing maneuver.

2.3. Analysis of EI-DWT maneuver while taxiing

The Air Traffic Regulations note that so as to prevent collisions, it is essential that crews remain alert while aircraft are airborne or in the maneuvering area of aerodromes. They also clearly specify the Captain's responsibility in terms of the operation and safety of the airplane during the flight.

The data obtained after the collision were insufficient to determine the exact position of the aircraft at the moment of impact. The accuracy of the DFDR data also proved inadequate to determining the real position of the aircraft.

It was, however, possible to determine that airplane EI-EBL was stopped at the time of impact, and that it deviated by less than 0.5° from the theoretical heading it had to maintain while stationary at the stop bar. As a result, its orientation can be regarded as proper. It was not possible to ascertain whether it was on the taxiway centerline or whether it was shifted to either side. Nor was it possible to determine whether the nose was forward or aft of the stop line or if it was, by how much.

The distance from the tip of the horizontal stabilizer on the stationary airplane to the impact point (1.2 m) and the headings of the aircraft allowed investigators to establish the relative positions of the two airplanes. Figure 15 shows two of the possibilities for the positions in which the airplanes had to be to result in an impact; specifically, the two most extreme positions.

The left side of the figure shows airplane EI-EBL located atop the taxiway centerline with the nose over the stop bar and a heading practically equal to that which, in theory, it should have had. The other airplane, then, would have had to be outside of its required position. In contrast, the right side of the figure shows airplane EI-DWT over the taxiway centerline, which is the position where in theory it should have been, and 3° off course, meaning the other airplane would have had to be behind the stop bar.

Bearing in mind that both were slightly deviated from the course they should have taken (more so EI-DWT), the diagrams in Figure 15 show the most extreme cases from among many possible scenarios that could have occurred involving the likely positions of the two aircraft, namely that airplane EI-EBL was properly positioned and the other off the centerline (left), or that EI-DWT was over the centerline with EI-EBL well back from the stop bar (right).

Figure 15. Relative positions of the airplanes

These relative positions could have given rise to all types of situations with respect to that which, in theory, should have existed. At any rate, it seems clear that once airplane EI-EBL came to a stop, the crew of airplane EI-DWT misjudged the distance separating both aircraft.

3. CONCLUSION

3.1. Findings

- The stop bar at the runway 20 threshold was moved without the new location being published in the AIP. The same thing happened with the runway 02 threshold.
- Both aircraft were cleared to taxi to the runway 20 hold point. Aircraft EI-EBL was cleared first.
- Once stopped at the hold point, aircraft EI-EBL was informed at 10:08:00 that it was number two for takeoff, which its crew acknowledged.
- At 10:08:17 aircraft EI-DWT was informed that it was number one for takeoff. Its crew also acknowledged the report.
- Airplane EI-DWT passed airplane EI-EBL on the right. EI-EBL was stopped at the left end of the runway 20 threshold stop bar.
- During the overtaking maneuver, the left wingtip of airplane EI-DWT struck the trailing edge of the horizontal stabilizer on airplane EI-EBL at a point that was 1.42 m from the right edge of the stabilizer.
- If both aircraft had been in the positions where, in theory, they should have been during the takeover maneuver, the distance between the right edge of the horizontal stabilizer on the stationary plane (EI-EBL) and the left wingtip of the overtaking airplane (EI-DWT) would have been 4.7 m.
- The clearance for overtaking an airplane that has stopped at the stop bar is much

greater if the airplane is positioned to the right of the bar and is overtaken on the left than in the opposite situation, as was the case in this incident.

- It could not be determined whether airplane EI-EBL was stationary with its nose section over the stop bar and its longitudinal axis exactly atop the taxiway centerline (the position that, in theory, it should have had).
- Airplane EI-EBL was on a heading of 331.523° , which was 0.477° left of the centerline heading (332°) for that section of taxiway.
- The course of airplane EI-DWT had been variable while traveling over the taxiway, and was 14.0625° at the moment of impact, or 2.9375° left of the taxiway centerline (17°).

3.2. Causes

The incident is determined to have been caused by a combination of two factors:

First, by the misjudgment on the part of the crew of aircraft EI-DWT of the distance separating their left wingtip and the nearest part of the stationary aircraft (the right edge of the horizontal stabilizer).

The decreased room available for overtaking in the transition zone between the taxiway and the holding area at the head of the runway as a consequence of having moved the stop bar backward.

4. SAFETY RECOMMENDATIONS

REC 05/11. It is recommended that AENA report changes to markings affecting airport operations, as well as of any possible consequences to aircraft operations, as soon as possible via the method deemed most suitable, such as the issuing of a NOTAM, whenever the publication of the AIP that details said changes is delayed.

REC 06/11. It is recommended that AENA review the risk analysis methods of the safety studies it conducts so as to ensure that said analyses consider the risks to both air navigation activities and airport infrastructure. In particular, an additional margin shall be included before the stop bar or hold point for the pilot to stop and from which he can see the stop bar or hold point. For a 4-C category airplane, this distance shall be approximately 5 m.

APPENDICES

APPENDIX A

Graphical representation of various parameters for airplane EI-EBL

APPENDIX B

Graphical representation of various parameters for airplane EI-DWT

