CIAIAC

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

Boletín Informativo

2/2007

MINISTERIO
DE FOMENTO

BOLETÍN INFORMATIVO
2/2007

MINISTERIO
DE FOMENTO

SECRETARÍA GENERAL DE
TRANSPORTES

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

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

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

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

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

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

C/ Fruela, 6
28011 Madrid (España)

Advertencia

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

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

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

Índice

ABREVIATURAS vi

RELACIÓN DE ACCIDENTES/INCIDENTES

	Referencia	Fecha	Matrícula	Aeronave	Lugar del suceso	
(*)	A-002/2005	20-01-2005	EC-HPU	Boeing 767-300	Sobre el océano Atlántico, en ruta de Santo Domingo a Madrid	1
(*)	A-068/2005	01-12-2005	EC-HCT	Bell 206 L4T	Móstoles (Madrid)	17
(*)	IN-069/2005	29-10-2005	D-AIRL UR-GAL	Airbus 321 Boeing 737-300	UW 100 (FL 260) 50 NM de CJN VOR	49
(*)	IN-034/2006	28-05-2006	D-8520 BGA 4073	LS-1f Duo Discus	Aeródromo de Ocaña (Toledo)	69

ADENDA 73

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

Esta publicación se encuentra en Internet en la siguiente dirección:

http://www.ciaiac.es

Abreviaturas

00 °C	Grados centígrados
h	Hora(s)
AAIB	Air Accidents Investigation Branch del Reino Unido
AAIU	Air Accidents Investigation Unit de Irlanda
AC	Circular informativa (Advisory circular) emitida por la FAA
ACAS	Sistema para evitar la colisión en el aire
AENA	Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea
AGL	Sobre el nivel del suelo
AIP	Publicación de información aeronáutica
AMC	Medios aceptables de cumplimiento
ARTCC	«Air Route Traffic Control Center»
ATC	Control de tránsito aéreo
ATCO	Controlador de tráfico aéreo
ATPL	Piloto de transporte de línea aérea
BESCAM	Brigadas de Seguridad de la Comunidad de Madrid
CAM	Comunidad Autónoma de Madrid
CAT	Turbulencia en aire claro («Clear air turbulence»)
CAVOK	Visibilidad, nubes y condiciones meteorológicas actuales mejores que los valores o condiciones prescritos
CB	Cúmulos
CCA	Controladores de la circulación aérea
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil
CIT	Turbulencia inducida convectivamente
CVR	Registrador de voz en cabina
DGAC	Dirección General de Aviación Civil
DFDR	Registrador digital de datos de vuelo
E	Este
FAA	Agencia Federal de Aviación de EE.UU.
FAR	Regulaciones de la Agencia Federal de Aviación de EE.UU.
FCTM	Manual de entrenamiento de tripulaciones
FDR	Registrador de datos de vuelo
FIR	Regiones de información de vuelo
ft	Pie(s)
ft/min	Pies por minuto
g	Aceleración de la gravedad
hh:mm:ss	Horas, minutos y segundos
KCAS	Nudos de velocidad calibrada
kg	Kilogramo(s)
km	Kilómetro(s)
km/h	Kilómetros por hora
kt	Nudo(s)
lb	Libra(s)
LEGT	Indicativo de lugar del Aeródromo Militar de Getafe
LEVS	Indicativo de lugar del Aeropuerto de Cuatro Vientos
LTE	Pérdida de efectividad del rotor de cola
m	Metro(s)
MAD	Madrid
mb	Milibar(es)
MEL	Lista de equipo mínimo a bordo
METAR	Informe meteorológico aeronáutico ordinario
min	Minuto(s)
MSL	Nivel medio del mar
MTOW	Máximo peso al despegue
N	Norte
N/A	No afecta
N.G.	Norte geográfico

Abreviaturas

NM	Milla(s) náutica(s)
N.M	Norte magnético
Nr	Revoluciones por minuto del rotor principal
NTSB	National Transportation Safety Board
OACI	Organización de Aviación Civil Internacional
OAT	Temperatura exterior del aire
PAC	Predicción de alerta de conflicto
PTT	«Push To Talk»
QNH	Reglaje de la subescala del altímetro para obtener la elevación estando en tierra
rpm	Revoluciones por minuto
RA	Alerta de resolución («Resolution advisory»)
RCA	Reglamento de circulación aérea
S	Sur
SACTA	Sistema automatizado para el control del tráfico aéreo
SAT	Temperatura estática del aire
SDQ	Santo Domingo
STC	Certificado de tipo suplementario («Supplemental Type Certificate»)
TA	Tiempo de alarma
TCAS	Sistema anticolisión y de alerta de tráfico («Traffic alert and collision avoidance system»)
TILT	Inclinación de la antena del radar meteorológico
TOT	Temperatura de gases de escape («Turbine Outlet Temperature»)
UHDT	«Unable higher due traffic»
UTC	Tiempo universal coordinado
VAC	Violación de alerta de conflicto
VFR	Reglas de Vuelo Visual
VHF	Frecuencia muy alta
VOR	Radiofaro omnidireccional de VHF
W	Oeste
Z	Hora UTC (Tiempo Universal Coordinado)

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	**Jueves, 20 de enero de 2005; 03:26 h UTC**
Lugar	**Océano Atlántico, en ruta Santo Domingo (SDQ) a Madrid (MAD); coord N29.6° W50.7°**

AERONAVE

Matrícula	**EC-HPU**
Tipo y modelo	**BOEING 767-300**
Explotador	**Air Europa**

Motores

Tipo y modelo	**GENERAL ELECTRIC CF6-80C2**
Número	**2**

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Copiloto
Edad	**48 años**	**38 años**
Licencia	**ATPL**	**ATPL**
Total horas de vuelo	**13.100 h**	**4.800 h**
Horas de vuelo en el tipo	**2.100 h**	**2.500 h**

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación		**1**	**10**
Pasajeros			**269**
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	**Menores**
Otros daños	**Ninguno**

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	**Transp. aéreo comercial – Regular internacional de pasajeros**
Fase del vuelo	**En ruta – Crucero**

INFORME

Fecha de aprobación	**30 de mayo de 2007**

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Reseña del vuelo

El 20 de enero de 2005 el Boeing 767-300 EC-HPU, con 11 tripulantes y 269 pasajeros a bordo despegó del Aeropuerto de Santo Domingo (República Dominicana) a las 00:53 h[1] en un vuelo regular de pasajeros al Aeropuerto de Madrid-Barajas. La tripulación había descansado adecuadamente para el vuelo y se informó que antes del despegue habían recibido y revisado toda la información meteorológica relevante. El pronóstico mostraba la posibilidad de una línea de frente frío entre 25N045W y 50N40W, y también algunos cumulonimbos embebidos, en un área que sería posteriormente atravesada por el avión en su ruta.

El vuelo transcurrió con normalidad. Después de dos horas y media de trayecto el servicio de cena había terminado y la tripulación auxiliar estaba retirando las bandejas. El avión volaba a Mach 0,81, FL330 y rumbo 71°. Cuando pasaba por 29°N 50°W, en la zona pronosticada como tormentosa, comenzó a acelerarse hasta 300 KCAS, Mach 0,84 y, 581 kt de velocidad respecto al suelo y rumbo 71° cuando pasaba por 29°N 50°W, en la zona pronosticada como tormentosa. El comandante era el piloto a los mandos en esos momentos. La aeronave estaba controlada por el piloto automático central con empuje automático conectado y 91,6% de N1 en ambos motores.

Incluso en la oscuridad de la noche, la tripulación de vuelo podía ver el reflejo de la luna en el techo de las nubes y algunos rayos, y el comandante trató de evitar esa zona. Según los datos del FDR, a las 3:26:12 h el avión estaba girando con un alabeo que se incrementaba gradualmente de 6° a 16°.

Al notar turbulencia ligera, se encendieron los letreros de «abrochar cinturón» a las 3:26:13 h y siete segundos después, la aeronave entró en una área de turbulencia severa. En ese momento los tripulantes de cabina estaban regresando a las cocinas y uno de ellos intentaba alcanzar el interfono para dar al pasaje las instrucciones de abrochar cinturones debido a la turbulencia.

A las 3:26:20 h, mientras el avión continuaba girando con 16° de alabeo, el número de Mach alcanzó 0,868 y luego 0,874 y se grabaron cuatro valores de aviso de sobre-velocidad en el FDR.

A las 3:26:23 h, coincidiendo con el cuarto aviso de sobre-velocidad, la aceleración vertical hacia arriba comenzó a aumentar de 1 a 2 g en un segundo, y permaneció cercana a 2 g durante otros dos segundos y medio. El aviso desapareció en el siguiente segundo y apareció de nuevo una única y última vez, en el momento en el que se alcanzó el máximo valor de aceleración vertical de 2,081 g. No se grabó ningún otro aviso de sobre velocidad durante el resto del suceso.

[1] Todas las horas son UTC a menos que se indique lo contrario.

El avión ascendió con un alto régimen mientras el ángulo de cabeceo aumentaba y descendía la velocidad calibrada. La aceleración vertical empezó a disminuir y llegó a un mínimo de 0,318 g a las 3:26:36 h (con el avión a 34.800 ft) y después volvió a 1 g en menos de un segundo.

Como resultado de estas importantes variaciones de aceleración vertical, varios tripulantes de cabina que estaban de pie fueron lanzados contra el techo de la cabina y luego contra el suelo. Una tripulante (situada en la parte delantera de la cabina) sufrió fractura de tibia y peroné. Otros tres miembros de la tripulación de cabina sufrieron heridas debido a fuertes golpes contra el suelo, el techo, los asientos o los carros. Un pasajero que estaba de pie en el baño también tuvo un golpe en el pie.

El avión continuó ascendiendo hasta 35.800 ft mientras seguía sometido a turbulencia que hacía variar la aceleración entre 1 y 0,322 g hasta las 3:26:58 h. Hubo importantes variaciones de velocidad calibrada y número de Mach.

Después, la turbulencia se mantuvo con incrementos de aceleración hasta 1,2 g durante varios segundos. A las 3:27:11 h el piloto automático se desconectó. El avión comenzó un descenso y, cuando alcanzaba los 34.200 ft, se conectó de nuevo. El empuje automático permaneció conectado durante todo el suceso.

El avión llegó a 33.000 ft y se mantuvo con esa altitud durante 5 minutos, para subir a 33.300 ft y, tras varios minutos, volvió a su nivel de vuelo original FL330, todavía en turbulencia ligera. Sobre 3:39 h notificaron la turbulencia severa al «Air Route Traffic Control Center» (ARTCC) de Nueva York, informando que habían subido a FL350 y después volvieron a FL330 y notificando un viento de 258° y 74 kt.

Solicitaron un cambio de nivel de vuelo y una desviación de 10 NM a la derecha de la ruta prevista. El cambio de vuelo fue denegado (UHDT: "unable higher due traffic") por el ARTCC a las 3:49 h porque había otro tráfico en dirección opuesta en la zona. La desviación de 10 NM fue aprobada.

A las 3:53 h la aeronave comunicó «BACK ON COURSE NOW» (es decir que había vuelto al rumbo anterior) y que estaba a 33.000 ft. Hubo otra comunicación a las 4:36 h cuando la tripulación informó que estaban a 33°N 040°W con –49° de temperatura estática y viento 311° con 32 kt.

Las personas heridas fueron asistidas a bordo por un doctor que viajaba como pasajero. Puesto que ya habían cubierto casi la mitad de su ruta, decidieron continuar el viaje a Madrid, donde aterrizaron a las 8:57 h sin más incidentes.

El personal de mantenimiento inspeccionó el avión debido al encuentro con turbulencia y la sobre velocidad y no se encontraron discrepancias.

1.2. Información sobre el personal

1.2.1. *Piloto al mando*

Sexo, edad:	Varón, 48
Nacionalidad:	Español
Licencia:	ATPL, válida hasta el 23-4-2007
Horas totales de vuelo:	13.100 h
Horas en el tipo:	2.100 h (como piloto al mando)
Horas de vuelo en los últimos 28 días:	60 h

1.2.2. *Copiloto*

Sexo, edad:	Varón, 38
Nacionalidad:	Española
Licencia:	ATPL, válida hasta el 23-3-2007
Horas totales de vuelo:	4.800 h
Horas en el tipo:	2.500 h (como copiloto)
Horas de vuelo en los últimos 28 días:	77 h

1.3. Registradores de vuelo

El avión estaba equipado con un registrador de voz en cabina (CVR) pero la información relativa al accidente se había regrabado debido a la duración del vuelo tras el suceso. El registrador digital de datos de vuelo (DFDR) se descargó y se dispuso de los datos relevantes para la investigación.

De acuerdo a estos datos, el suceso empezó a las 3:26:13 h cuando la tripulación encendió el aviso de abrochar cinturones en la cabina de pasajeros al notarse una ligera turbulencia y anticiparse que podía haber turbulencia severa. El avión estaba en esos momentos en 29,6°N 50,7°W, a FL 330, con 300 KCAS y 581 kt de velocidad respecto al suelo, con el piloto automático y el empuje automático conectados. El indicador de ángulo de ataque mostraba –11,3.

La secuencia de los hechos más relevantes fue (véase la evolución de los parámetros en la Figura 1):

Tiempo horario (hh:mm:ss)	Tiempo (segundos transcurridos tras las 3:26:13 h)	Comentario	Altitud (ft)	Velocidad (KCAS)	Ángulo de cabeceo (grados) y posición de la columna de control del comandante (grados)	Aceleración vertical (g)
3:26:13	0	Se enciende el aviso de abrochar cinturones	33.011	301	1,4 (0,5)	0,998
3:26:20	7	Suena el aviso de sobre velocidad durante tres segundos	32.955	312 (en el siguiente segundo se alcanza Mach 0,874)	0,9 (0,4)	1,092
3:26:25	12	Valor más alto de aceleración vertical	33.156	309	8,6 (–3)	2,081
3:26:36	23	Valor más bajo de aceleración vertical	34.823	241	14,1 (–4,4)	0,318
3:26:37,5	24,5	La aceleración vuelve a 1,14 g	34.930	235	17,8 (2,3)	1,14
3:26:49	36	Se alcanza la máxima altitud	35.865	224	3 (1,8)	0,588
3:27:11	58	Se desconecta el piloto automático	34.936	247	2,8 (–0,7)	1,153
3:28:15	122	Se conecta de nuevo el piloto automático	34.235	271	3,2 (3,2)	0,922
3:35:00	527	La turbulencia ya ha remitido	33.023	287	1,9 (0,4)	0,961

Además el avión probablemente entró en una fuerte corriente ascendente con lo que se produjo una elevada aceleración vertical. Se incrementó el régimen de ascenso y el avión subió 2.800 ft en 36 s (4.600 ft/min de valor medio). El ángulo de cabeceo aumentó y después se mantuvo durante algún tiempo y después probablemente se produjo una descendencia muy fuerte con lo que se llegó al valor mínimo de aceleración vertical, seguida de inmediato por un nuevo ascenso que llevó el ángulo de cabeceo a un máximo de 19,2° al tiempo que se alcanzaba un pico local de aceleración positiva de 1,14 g.

La velocidad respecto al suelo varió entre 507 kt a las 3:26:46 h y 593 kt a las 3:28:46 h. Hubo una importante variación del viento en cola notado por el avión cuando se inició la turbulencia (véase Figura 2).

El empuje automático permaneció conectado durante todo el evento. Cuando comenzaron las perturbaciones, el piloto automático movió los mandos de modo normal para intentar contrarrestar los efectos de la turbulencia, aunque no pudo evitar los picos de aceleración y la sobre velocidad.

La deflexión del timón de dirección varió entre 2,29° (3:26:28 h) y –2,02° (3:26:36 h).

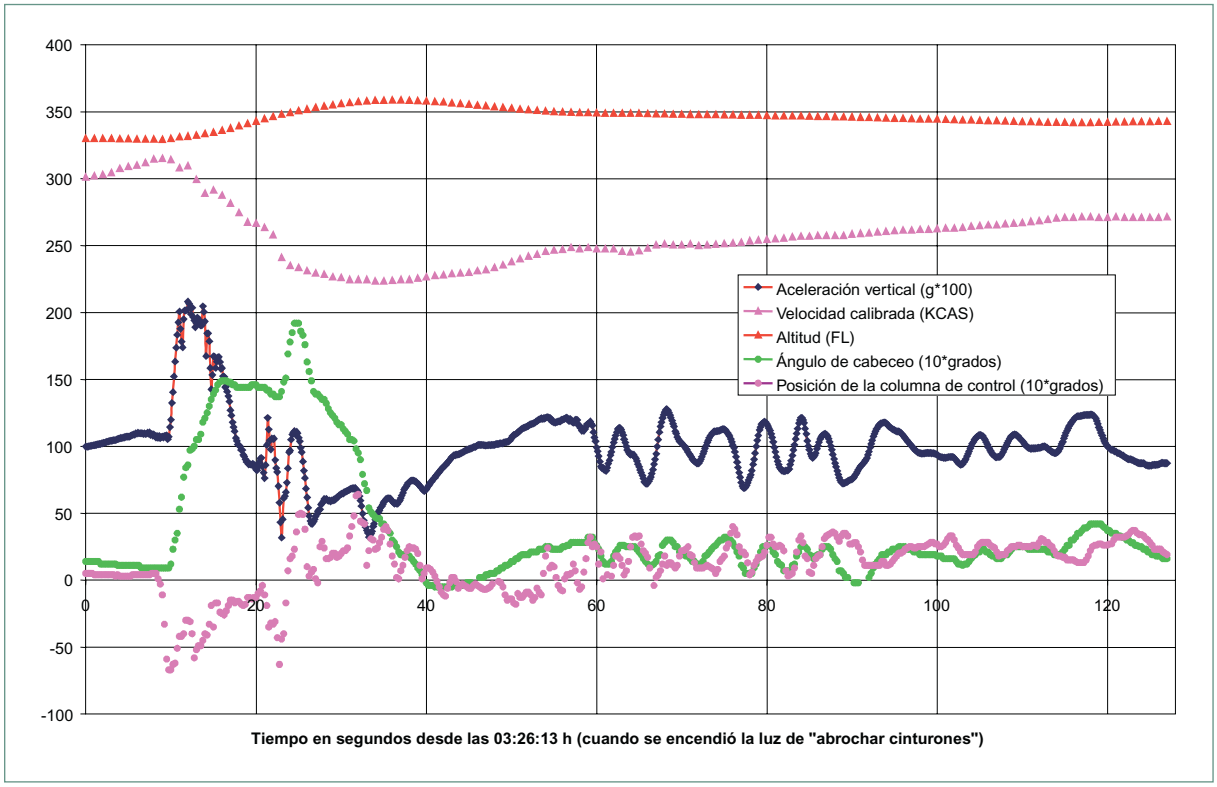


Figura 1.

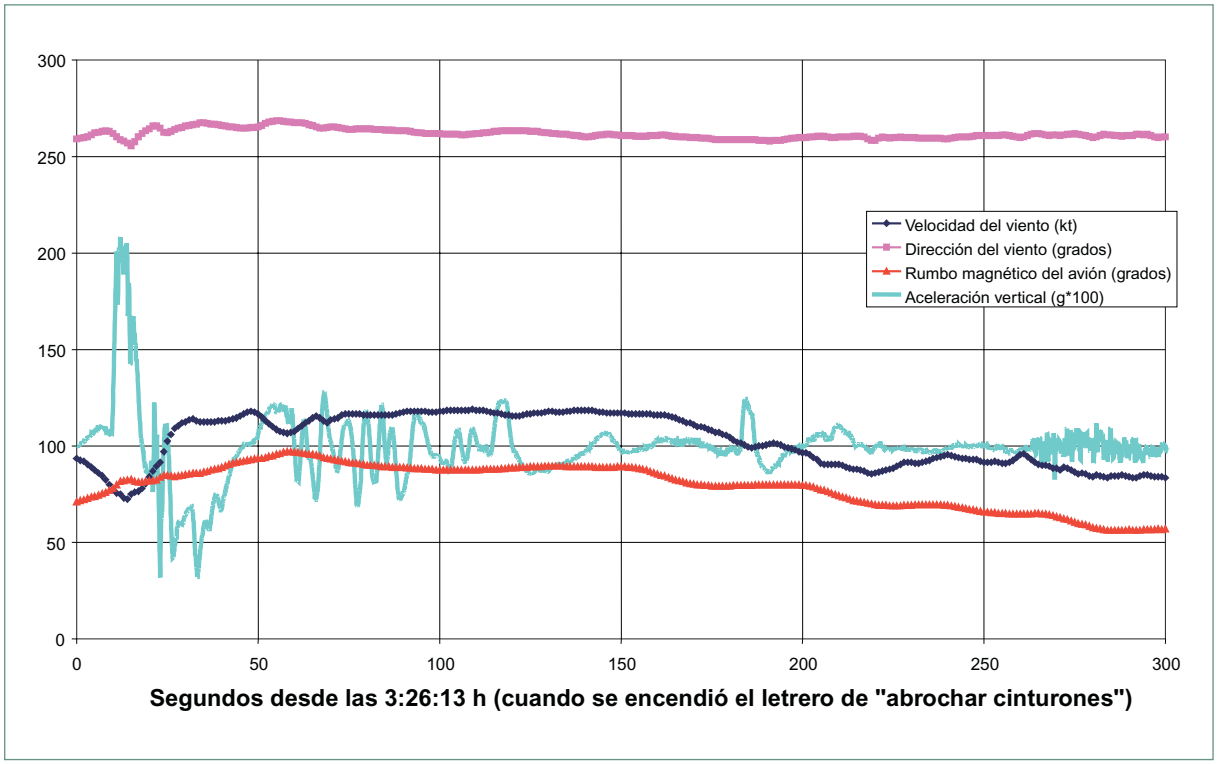


Figura 2.

1.4. Información meteorológica

El comandante y el copiloto del avión habían recibido la información relativa al vuelo antes de la partida. El mapa de pronóstico válido a las 0:00 h de ese día emitido por el «World Area Forecast Centre» de Londres (véase Figura 3, con la ruta del avión prevista marcada) mostraba un frente nuboso con cumulonimbos aislados embebidos desde más abajo de FL250 hasta FL350 en el área de longitud 50° W y latitud 30° N. En esa zona también había una corriente de chorro oeste-este a FL390 con vientos previstos de unos 100 kt. Ese chorro era coincidente con la rotura de tropopausa (de FL500 de tropopausa subtropical a FL350 de tropopausa polar).

Además, en esa zona estaba prevista la presencia de turbulencia en aire claro («clear air turbulence», CAT) entre FL330 y FL440 (véase Area 5 en el mapa, y las altitudes en el cuadro «CAT AREAS», parte inferior de la Figura 3).

La predicción del WAFC de Washington también incluía corriente de chorro con frente frío en la zona marcada con la flecha, con cumulonimbos embebidos y aislados entre FL330 hasta por debajo de FL250.

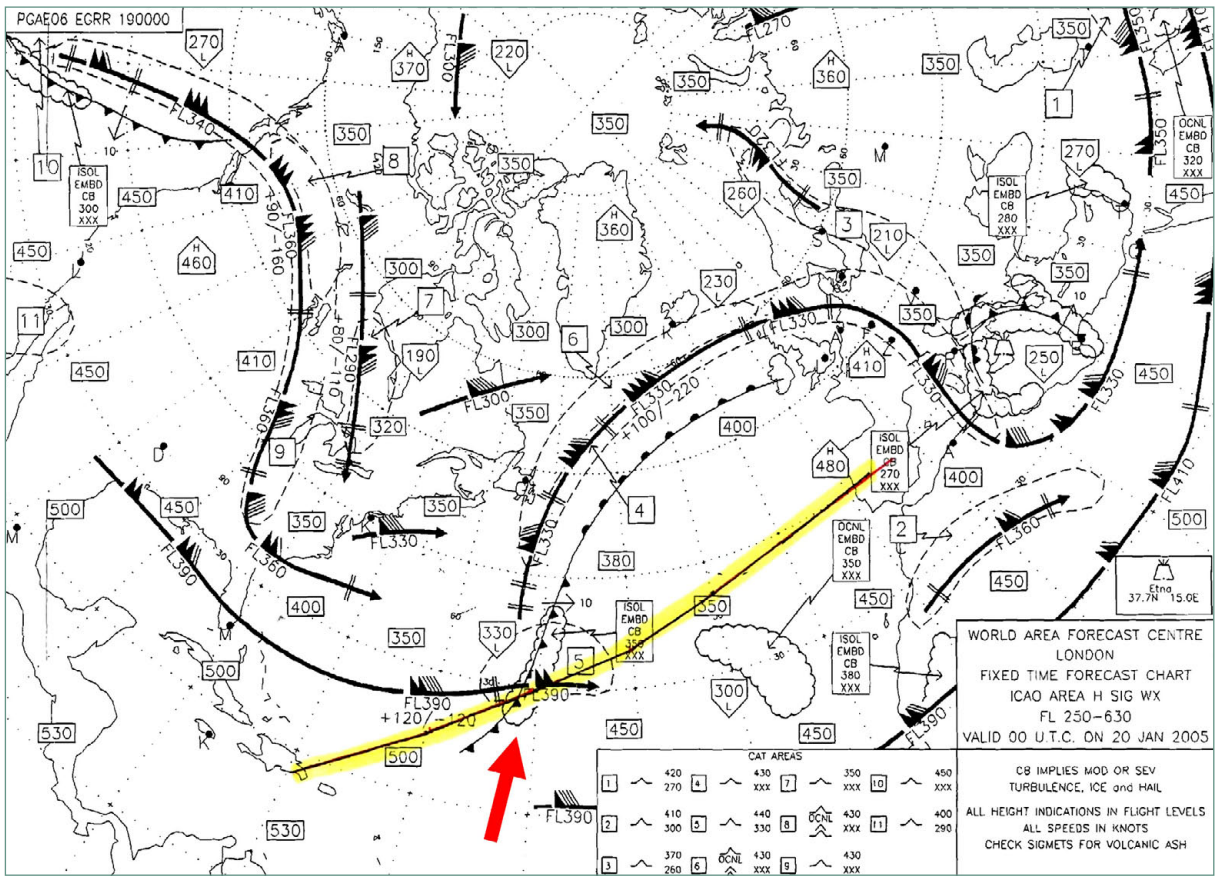


Figura 3. Mapa del WAFC de Londres, con la ruta prevista marcada en amarillo. Una flecha muestra la zona aproximada en la que ocurrió el accidente.

En los datos del FDR se aprecia que la temperatura estática del aire (SAT) se mantenía aproximadamente constante hasta que sobre las 3:21:40 h empezó a descender con oscilaciones. Este hecho podría haber constituido una indicación de que el avión se acercaba a la zona de la corriente de chorro con posible turbulencia en aire claro.

Este hecho, unido a la observación del incremento constante del viento que, para un mismo valor, se reduce el tiempo de un modo progresivo, debido a que la anchura entre isotacas se reduce lentamente cuando se cruza de sur a norte.

La proximidad al chorro se produce cuando el viento observado alcanza su máxima intensidad. Este valor es el mismo del chorro si se cruza a su misma altitud.

Los cruces por encima y por debajo del chorro se producirán con vientos inferiores al mismo.

Las cotas verticales, facilitadas en los mapas proporcionan una información complementaria muy importante, en la medida en que permiten interpolar valores intermedios de intensidad del viento.

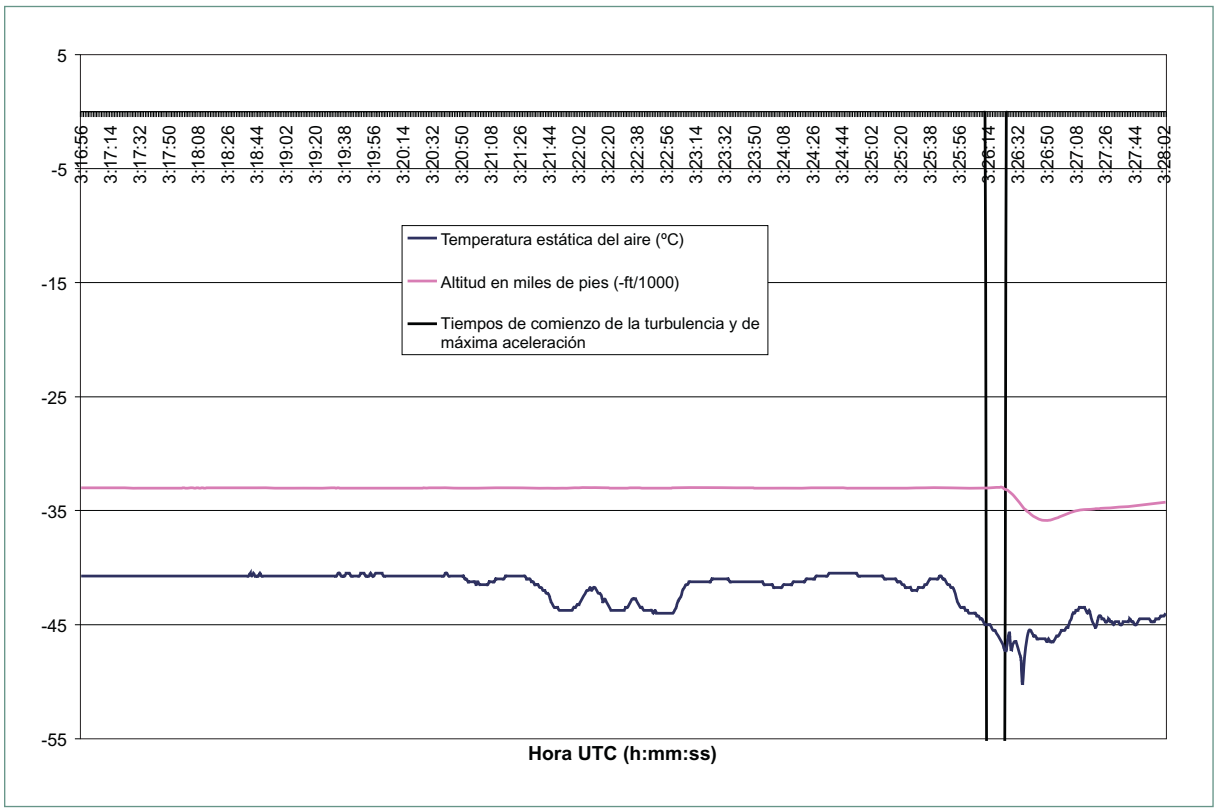


Figura 4. Datos del FDR sobre la caída de la temperatura al acercarse el avión a la zona en la que encontró turbulencia. A las 3:26:25 h se produjo la máxima aceleración vertical y el avión ascendió bruscamente (Nota: la altitud tiene signo negativo en el gráfico para poder presentarla junto a la temperatura estática a efectos comparativos).

1.5. Procedimientos operacionales

1.5.1. *Información de aeronave*

El Manual de Operaciones del Boeing 767, Sección «Supplementary procedures», «Adverse Weather», indicaba que durante el vuelo en turbulencia moderada el piloto automático puede permanecer conectado a menos que el control manual sea necesario para realizar cambios de velocidad, actitud o altitud. La velocidad de penetración en aire turbulento es 290 kt/0,78 Mach. La subsección de «Turbulencia Severa» indica que ésta se debe evitar siempre que sea posible. Si no se puede evitar, se recomienda incrementar más el margen respecto al inicio de bataneo («buffet»), descendiendo aproximadamente 4.000 ft por debajo de la altitud óptima. El empuje automático se debería desconectar en turbulencia severa.

El Manual de Entrenamiento de Tripulaciones (FCTM) de Boeing, apartado Turbulent Air Penetration, daba indicaciones generales sobre el vuelo manual en condiciones turbulentas, incluyendo la conveniencia de utilizar el horizonte artificial como instrumento primario mientras se permiten variaciones de la velocidad y la altitud dentro de ciertos márgenes, evitando sobre todo que la velocidad descienda demasiado para no reducir los márgenes de bataneo y pérdida. La ignición debe conectarse de acuerdo a lo indicado por el manual de operaciones.

1.5.2. *Manual del operador*

La parte general del Manual de Operaciones del operador indicaba (parte 8.3.8.1 «Tormentas», 2-12-2002) que la turbulencia térmica aparece casi siempre asociada a las tormentas, y no sólo dentro de las células tormentosas, por lo que en las áreas próximas debe también aplicarse lo previsto en los manuales en cuanto a vuelos en áreas turbulentas. En el apartado 8.3.8.5 «Corriente de chorro» (2-12-2002) se decía (en línea con la doctrina de la OACI) que estas corrientes, especialmente las que producen vientos mayores de 110 kt, son susceptibles de generar CAT en la tropopausa por encima del núcleo del chorro y debajo del núcleo del chorro y en la zona de baja presión, siendo la turbulencia más acusada por encima y a sotavento de las cadenas montañosas. Se daban indicaciones para predecir la posibilidad de encontrar CAT a partir de la cizalladura horizontal y vertical del viento, que a su vez guarda relación con el gradiente horizontal de temperatura. En cualquier caso, se sugiere que en las zonas de CAT pronosticada o reportada se ajuste la velocidad a la recomendada para vuelo en turbulencia nada más recibir la primera sacudida.

Si se encuentra CAT con viento en cola o en cara, se debe iniciar un cambio en el rumbo o en la altitud debido a que esas zonas son estrechas y de poco espesor.

Si se encuentra CAT con viento cruzado, generalmente no es necesario cambiar de nivel o de rumbo, de nuevo debido a que las zonas turbulentas son estrechas.

También se advierte que si se espera CAT porque se va a penetrar en la tropopausa, se debe vigilar la temperatura exterior (OAT). El punto de temperatura más baja de la trayectoria de vuelo indicará la penetración en la tropopausa y la CAT será más pronunciada hacia el lado de la estratosfera.

1.5.3. *Uso del radar meteorológico*

No hay constancia de que la tripulación tuviera ningún problema con el uso del radar meteorológico. Puesto que la tripulación veía el techo de las nubes y algunos relámpagos, no necesitaban el radar para saber que se aproximaban a una zona tormentosa.

Los radares meteorológicos de a bordo actuales sólo pueden detectar precipitación (gotas de agua, lluvia, granizo, nieve, etc.) en el interior de las nubes. La turbulencia en aire claro o en el interior de tormentas sin precipitación no es detectada por este equipo. La conciencia de la situación y el no volar por encima o por debajo de nubes peligrosas teniendo en cuenta esta limitación es el único modo de evitar que la turbulencia afecte al avión.

El uso de la característica de TILT (es decir, el cambio del ángulo que el plano de la antena forma con la horizontal) del radar meteorológico se considera uno de los factores más críticos para detectar el nivel de precipitación en el interior de un cúmulo nimbo y, de ese modo indirecto, poder anticipar que cierta turbulencia pudiera estar asociado al mismo. Si esta característica, junto con la selección del rango de distancia adecuado, no se usa de modo conveniente, la efectividad del radar podría disminuir hasta el punto de que la tripulación no sea capaz de detectar con la suficiente antelación los niveles de peligro asociados a un área de nubosidad.

1.6. Tipos de turbulencia

A efectos de este informe, se pueden definir los siguientes dos tipos de turbulencia:

a) Turbulencia en aire claro («clear air turbulence») (CAT). Según la Advisory Circular AC 61-107A «Operations of aircraft at altitudes above 25,000 ft MSL and/or Mach numbers (Mmo) greater than .75» (2-1-2003), es «un fenómeno meteorológico asociado a vientos a gran altitud. Esta turbulencia de alto nivel ocurre donde no hay nubes presentes y puede aparecer a cualquier altitud (normalmente por encima de 15,000 ft AGL), aunque normalmente se desarrolla en o cerca de la corriente de chorro ("jet stream") donde hay un rápido cambio de temperatura. La CAT generalmente es más fuerte en la cara polar del chorro y en los meses de invierno. La CAT puede ser causada por cizalladura de viento («wind shear»), corrientes convectivas, ondas de montaña, fuertes depresiones en altura u otras obstrucciones al

flujo normal del viento. La CAT es difícil de predecir porque no da avisos visuales de su presencia y los vientos pueden desplazarla lejos de su punto de origen.»

b) Turbulencia debida a cumulonimbos: La citada AC 61-107A indica que «las nubes con un gran desarrollo vertical (por ejemplo cúmulos en forma de torre y cumulonimbos) indican que hay una capa profunda de aire inestable y contienen turbulencia de moderada a fuerte con hielo. Las bases de esas nubes se encuentran a altitudes asociadas con nubes bajas o medias pero su techo pueden subir hasta 60,000 ft o más. En concreto los cumulonimbos son nubes tormentosas que representan un peligro particularmente severo para los pilotos y deberían ser circunvalados cuando sea posible. Los peligros asociados con estas nubes incluyen tormentas embebidas, turbulencia severa o extrema, rayos, hielo y corrientes ascendentes o descendentes de intensidad peligrosa.»

En ocasiones este tipo de turbulencia se denomina «turbulencia inducida convectivamente» (CIT) ya que se debe a la convección térmica. Lo importante para la seguridad operacional es que los efectos de la CIT se pueden notar a bastante distancia de las nubes de desarrollo, sin que se pueda predecir su aparición, y que los efectos son generalmente peores por debajo y a sotavento del CB.

La AC 00-24B «Thunderstorms» de la FAA proporciona, entre otras, las siguientes guías para evitar los efectos de las tormentas:

Evitar con al menos 20 NM de margen cualquier tormenta identificada como severa o que dé un eco radar intenso.

Salvar el techo de una tormenta severa con un margen de al menos 1.000 ft de altitud por cada 10 kt de velocidad de viento en el techo de la nube.

Circunnavegar toda la zona si está cubierta por tormentas en más de un 60 por cien.

Considerar como extremadamente peligroso cualquier tormenta con techos de nubes de 35.000 ft o más alto tanto se los techos se observan visualmente o se determinan con el radar de a bordo.

En caso de que no pueda evitarse volar en una zona afectada por los efectos de la tormenta, algunas recomendaciones a aplicar antes de entrar en la zona son:

Establecer el nivel de empuje de motores recomendado en el manual del avión para la velocidad de penetración de turbulencia.

Si se usa piloto automático, desconectar los modos de altitud o velocidad constantes.

Si se usa radar meteorológico de a bordo, inclinar la antena arriba y abajo ocasionalmente para detectar actividad tormentosa a altitudes diferentes de la que se está volando.

Si a pesar de todo se ha entrado en la zona afectada por la turbulencia generada por la tormenta, algunas recomendaciones a aplicar mientras se atraviesa son:

No cambiar el nivel de empuje; mantener el nivel para la velocidad de penetración en turbulencia.

Mantener una actitud constante y dejar que el avión «se mueva con las ondas».

No dar la vuelta una vez se ha entrado en la zona. Se puede incrementar el peligro y las maniobras de giro incrementan las cargas sobre el avión.

2. ANÁLISIS

2.1. Previsión del encuentro con la turbulencia

El avión volaba a FL330 con el piloto y el empuje automáticos conectados a Mach 0,81 por debajo de la tropopausa, cerca de una zona en la que la carta de pronóstico válida 3 horas antes preveía la confluencia de varios fenómenos meteorológicos adversos:

- Confluencia de una corriente de chorro a FL390 de más de 100 kt con un frente frío, con lo que a su vez se preveía turbulencia en aire claro una zona bastante amplia.
- Cumulonimbos embebidos y aislados desde más abajo de FL250 hasta FL350.
- Zona de transición de la tropopausa tropical a polar.

El avión pasaba por debajo del chorro, desde su zona cálida hacia su zona fría (norte), en la que se produce la máxima turbulencia asociada.

El Mach de penetración de turbulencia recomendado por Boeing era 0,78. En esos momentos estaba terminando el servicio de cena a bordo. La tripulación tenía a la vista las nubes, y en todo momento consideraban que se encontraban en aire claro, es decir, alejados lo suficiente de la zona tormentosa como para no notar los efectos de turbulencia inducida convectivamente.

Iniciaron un giro para evitar la zona y, al notar las primeras sacudidas, encendieron el aviso de abrochar cinturón de seguridad,

Sin embargo, estas acciones no tuvieron la suficiente antelación, ya que sólo 7 segundos después comenzaron las perturbaciones más fuertes y se alcanzó la máxima aceleración vertical positiva al cabo de 12 s de haber encendido el aviso. Los bruscos movimientos del avión ocurrieron cuando la tripulación de cabina estaba todavía recogiendo el servicio a bordo o regresando a sus asientos, con lo que se produjeron heridas de diversa consideración a varios ocupantes.

A falta de datos exactos sobre la distancia horizontal y vertical del avión al techo de nubes, es difícil determinar si la turbulencia que afectó al avión fue CAT (asociada a la corriente de chorro) o CIT, es decir, si se debió a los efectos del chorro al confluir con el frente frío, o a que la influencia de los cumulonimbos se extendió más de lo esperado hasta afectar al avión, aunque la primera posibilidad parece más probable, especialmente teniendo en cuenta la caída de temperatura que se produjo al acercarse a esa zona (véase Figura 4). En esa línea, la tripulación percibió el evento como un encuentro con CAT, ya que tenían en todo momento identificado el frente tormentoso.

Como se indica en 1.6 a), está generalmente aceptado que la turbulencia en aire claro «...normalmente se desarrolla en o cerca de la corriente de chorro ("jet stream") donde hay un rápido cambio de temperatura...». El manual de operaciones del operador también advertía que si se espera CAT porque se va a penetrar en la tropopausa, se debe vigilar la temperatura exterior (OAT).

En este caso, entre las 3:21 h y las 3:23 h se produjo una caída de SAT que se recuperó después hasta que a las 3:25 h comenzó a caer de forma más pronunciada y un minuto después se produjo el comienzo de la turbulencia. Sólo la monitorización continua de esos valores de temperatura y la variación de vientos asociados, en el caso de que se hubiera anticipado la presencia de CAT, podría haber ayudado a prevenir el accidente.

2.2. Efectos de la turbulencia sobre el vuelo

La rapidez y violencia inicial del encuentro fueron del todo inesperadas para la tripulación, por lo que una vez iniciada era muy difícil que pudiesen reaccionar en los segundos iniciales. Ya no había tiempo para reducir la velocidad a la recomendada para penetración de turbulencia.

Al comienzo de las oscilaciones, el piloto automático estaba y permaneció conectado, e intentó mantener la velocidad inicial luchando contra sus cambios. Como el empuje automático también estaba conectado, hubo importantes cambios de empuje de los motores, que se redujo cuando aparecieron los avisos de sobre velocidad. Sin embargo, es probable que se produjese una ascendencia seguida de una descendencia ambas muy fuertes que generaron los cambios bruscos de aceleración en la cabina.

Según el manual de operaciones del avión, se permitía que el piloto automático siguiese conectado en casos de turbulencia ligera o moderada, a menos que las desviaciones en actitud u otros parámetros requiriesen el uso de control manual, como probablemente sucedió en este caso al alcanzar el cabeceo 19° morro arriba. La documentación del fabricante recomendaba controlar suavemente la actitud. El manual de operaciones recomendaba que se desconectase el empuje automático.

Una vez pasados los primeros 60 segundos, en los que el avión sufrió los peores efectos de aceleración, la tripulación pudo controlar la situación y más tarde informar al ATC y requerir un cambio de nivel y una desviación para evitar la zona turbulenta. Más tarde, con asesoramiento de un médico que viajaba a bordo, tomaron la decisión de continuar a destino pese a las heridas que se habían sufrido a bordo, lo cual se considera acertado dadas las circunstancias y que llevaban ya más de tres horas de vuelo.

2.3. Riesgo afrontado por los tripulantes de cabina

En los años 2004 y 2005 se han reportado a la CIAIAC tres accidentes de encuentros con turbulencia de aeronaves de transporte aéreo comercial internacional de pasajeros, que han producido tres heridos graves, dos de ellos tripulantes de cabina y el otro un pasajero. Los accidentes han afectado a tres operadores diferentes y a modelos de avión también diferentes.

En los tres casos se ha determinado que, aún cuando el suceso se haya podido percibir inicialmente como CAT, en las proximidades de la zona donde ocurrieron estaba pronosticada la presencia de cumulonimbos con actividad tormentosa, que podrían haber añadido inestabilidad al aire circundante, lo que indica la necesidad de aumentar la concienciación de la gran extensión fuera de la nube que puede verse afectada por turbulencia inducida convectivamente con vistas a aplicar todas las medidas atenuantes posibles con la máxima antelación.

Entre esas medidas debería estar el asegurar con tiempo suficiente que todas las personas a bordo están aseguradas con sus cinturones de seguridad y que no hay objetos sueltos en las cabinas.

Es práctica habitual en vuelos de transporte aéreo comercial de pasajeros el recomendar a los pasajeros que mantengan abrochados sus cinturones de seguridad siempre que estén sentados, aunque no existe obligatoriedad para ello excepto en ciertas fases del vuelo o cuando sea requerido por la tripulación. Se intenta así disminuir el número de pasajeros heridos por encuentros con turbulencia, que es probablemente una de las más importantes causas de daños personales en vuelos de línea aérea.

Sin embargo, el presente suceso, como los anteriores investigados, pone de nuevo de manifiesto el riesgo debido a turbulencia que afrontan los tripulantes de cabina que están de pie en muchas fases del vuelo tanto para realizar un imprescindible servicio de seguridad a bordo, como para llevar a cabo otros servicios de carácter comercial que también son de gran importancia para las compañías.

A modo de comparación, un estudio publicado en el año 2004 por la FAA sobre los accidentes de aviación debidos a turbulencia entre los años 1990 y 2001 en

EE.UU.[2] indica que se produjeron 72 accidentes en ese periodo en operaciones de línea aérea (bajo FAR 121) en los que hubo 89 heridos graves y ningún fallecido. Los tipos de turbulencia (con el número de sucesos y el de heridos graves asociados a cada categoría entre paréntesis) a efectos del estudio se dividieron en «Turbulence» (24 sucesos y 29 heridos graves), «Clear air» (23 y 27), «Turbulence in clouds» (14 y 19), «Thunderstorm turbulence» (9 y 12), «Convection induced» (1 y 1) y «Mountain wave» (1 y 1).

3. CONCLUSIÓN

Se considera que la causa probable del accidente fue un encuentro inesperado por la tripulación con turbulencia severa en las proximidades de una corriente de chorro y de una masa de nubes de desarrollo con actividad tormentosa, que produjo en un corto período de tiempo una ascendencia y una descendencia de gran intensidad.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

Tras el accidente, el operador emitió una serie de recomendaciones internas para su organización que incluían aumentar la concienciación de las tripulaciones para que se utilice toda la información meteorológica a su alcance para prevenir sucesos similares, que se mantenga la máxima distancia posible con los cumulonimbos bordeándolos por barlovento, reducir la velocidad a la recomendada por el fabricante si hay probabilidad de sufrir turbulencia y, ante la más mínima duda retrasar, modificar o incluso cancelar el servicio a los pasajeros y encender el aviso de cinturones.

Puesto que los únicos parámetros que hubieran podido ayudar a anticipar de algún modo la aparición de turbulencia en aire claro eran la temperatura exterior del aire, lo cual ya estaba genéricamente descrito en el manual de operaciones, y la variación de vientos asociados, se emite la siguiente recomendación dirigida al operador:

REC 19/07. Se recomienda a Air Europa que proporcione a las tripulaciones de vuelo que realizan vuelos transatlánticos material de guía detallado y de fácil uso a bordo para ayudarles a anticipar la presencia de turbulencia en aire claro asociada a corriente de chorro a partir de la monitorización de la temperatura estática del aire y de los vientos asociados.

[2] «Review of Aviation Accidents Involving Weather Turbulence in the United States 1992-2001», Reference number 04-551, FAA Office of System Safety, August 2004, página 14 y siguientes.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	**Jueves, 1 de diciembre de 2005; 12:17 h local**
Lugar	**Móstoles (Madrid)**

AERONAVE

Matrícula	**EC-HCT**
Tipo y modelo	**BELL 206 L4T**
Explotador	**Helisureste, S. A.**

Motores

Tipo y modelo	**ALLISON 250-C20R**
Número	**2**

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	**39 años**
Licencia	**Piloto comercial de helicóptero**
Total horas de vuelo	**2.475 h**
Horas de vuelo en el tipo	**1.507 h**

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			**2**
Pasajeros			**4**
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	**Importantes**
Otros daños	**Desperfectos en cerramiento vertical plaza de toros de Móstoles**

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	**Trab. aéreos – Comercial – Serv. público de observación y patrullaje**
Fase del vuelo	**Despegue**

INFORME

Fecha de aprobación	**30 de mayo de 2007**

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

El helicóptero Bell 206 L4T de doble motor, matrícula EC-HCT, operado por la compañía Helisureste, se utilizaba en operaciones de servicio público de apoyo a las unidades de policía municipal de diversas poblaciones en virtud de un contrato celebrado con la Comunidad Autónoma de Madrid (CAM). El día 1 de diciembre de 2005 la aeronave despegó del Aeropuerto de Cuatro Vientos a las 10:23 h con destino Móstoles. A bordo iban el piloto y un policía de las Brigadas de Seguridad de la CAM (BESCAM) que actuaba como tripulante de apoyo. El piloto había sido informado antes del despegue que se realizaría ese día una actividad consistente en un traslado de personalidades. El día anterior, al final del último vuelo, se habían repostado los tanques de combustible completando su capacidad.

La aeronave se dirigió a la plaza de toros de la localidad de destino, aterrizando finalmente en el interior de ese recinto 10 minutos más tarde. Desde allí se había dispuesto que embarcarían las personas que habría que transportar más tarde a lo largo de la mañana.

Sin haber parado motores y con la intención de ensayar el vuelo de transporte de personalidades que se debería realizar después, el helicóptero volvió a despegar a los pocos minutos con un total de 5 personas a bordo.

Hicieron un recorrido por las zonas que conformarían el vuelo posterior en el que se desplazaron hasta el parque La Eliana, situado también dentro del término municipal de Móstoles. Allí desembarcaron las últimas tres personas que habían subido previamente a bordo. El piloto estimó que tenía que consumir más combustible de acuerdo con las condiciones de peso que preveía iba a tener la aeronave después y realizó a partir de ahí una nueva etapa de vuelo acompañado por el tripulante de apoyo. Regresaron a Móstoles y tomaron tierra de nuevo en la plaza de toros con rumbo oeste sobre las 11:30 h. El piloto paró los motores y esperaron la llegada de las personalidades que iban a ser transportadas a continuación. Desde el comienzo de la actividad en el Aeropuerto de Cuatro Vientos hasta este momento el helicóptero había completado unos 50 minutos de vuelo.

A las 12:15 h y con un total de 6 personas a bordo, 4 pasajeros más el piloto y el tripulante de apoyo, se arrancaron los motores y dos minutos y medio más tarde se inició el despegue.

Desde el momento en que el helicóptero comenzó a elevarse de modo casi vertical, inició un giro a la derecha sobre su eje vertical, orientándose progresivamente hacia el norte y luego noreste a la vez que ganaba altura. Cuando el helicóptero alcanzó una altura de unos 8 m sobre el suelo y un rumbo de 45° detuvo el ascenso y el giro y comenzó

el desplazamiento hacia delante, para salir del recinto por el punto que mediaba entre una torre de iluminación eléctrica y una parte del edificio que sirve de escenario para espectáculos.

Manteniendo al principio la altura de vuelo, cuando alcanzó la zona de graderío el helicóptero comenzó a girar a la derecha alrededor de su eje vertical, a la vez que avanzaba hacia el exterior de la plaza. La velocidad de giro a la derecha fue aumentando y rebasadas las gradas de la plaza, el helicóptero entró en descenso rápido hasta que impactó contra la pared exterior de la plaza y luego contra el terreno.

La aeronave quedó volcada en el suelo junto al muro exterior de la plaza de toros, apoyada sobre su costado izquierdo. El piloto cortó combustible e interruptores eléctricos. No hubo incendio.

Todas las personas a bordo del helicóptero iban aseguradas con sus correspondientes cinturones de seguridad y los tripulantes llevaban abrochados sus atalajes. Todos los ocupantes permanecieron conscientes y, ayudados por el personal que se encontraba en las inmediaciones y que formaba parte de la comitiva que había acompañado a las personalidades que viajaban a bordo, evacuaron el helicóptero, que quedó destruido. No hubo lesionados de gravedad. Dos ocupantes sufrieron heridas leves debidas a golpes y cortes.

1.2. Lesiones de personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total en la aeronave	Otros
Muertos				
Graves				
Leves		2	2	No aplicable
Ilesos	2	2	4	No aplicable
TOTAL	**2**	**4**	**6**	

1.3. Daños a la aeronave

Se rompieron y desprendieron los patines de aterrizaje, el cono y rotor de cola y las palas y cabeza del rotor principal. El fuselaje principal y habitáculo de los pasajeros y tripulación permaneció prácticamente intacto, con excepción de pequeñas roturas y deformaciones en el exterior del mismo.

Se considera que la aeronave resultó destruida.

1.4. Otros daños

Se produjeron ligeros daños en el muro exterior de la plaza y en una de las puertas, por impactos de los esquís del tren de aterrizaje y de las palas del rotor principal.

1.5. Información personal

1.5.1. *Piloto*

Edad:	39 años
Nacionalidad:	Española
Título y licencia	Piloto comercial de helicóptero
Licencia válida hasta	01-12-2005
Habilitaciones Tipo en vigor:	Bell 206[1], Bell 407
Curso Transformación a Bell 206 L4T:	13-02-2004
Total horas de vuelo:	2.475:00 h
Total horas de vuelo en Bell 206:	1.507:00 h
Total horas de vuelo en Bell 206 L4T:	96:35
Horas de vuelo en las últimas 24 h:	01:30 h
Horas de vuelo en los últimos 7 días:	05:45 h
Horas de vuelo en los últimos 30 días:	13:15 h
Horas de vuelo en los últimos 90 días:	79:50 h

La actividad del piloto se inició a las 09:30 h y previamente había descansado más de doce horas.

El piloto realizó el programa de transición de Bell 206 a Bell 206 L4T el 13 de febrero de 2004 y el último año había realizado un total de 34:05 h en este tipo de helicóptero, distribuidas según el gráfico de la página siguiente.

La experiencia del piloto en el servicio adscrito a las BESCAM era de dos días. Había sido destinado allí de forma provisional para realizar una suplencia y a la vez que hacía las horas necesarias para la revalidación de la habilitación de licencia en dicho modelo. El vuelo de pericia y verificación de competencias para esta revalidación de la habilitación tipo del Bell 206 L4T lo había realizado en dicho helicóptero el día 29 de noviembre de 2005, durante este período de suplencia.

[1] La habilitación tipo para el helicóptero Bell 206 L4T estaba implícita en la de Bell 206, de acuerdo a la demora que permitiría la Disposición Transitoria segunda, punto 2 de la Orden del Ministerio de Fomento 3811/2004 (*BOE* núm. 281). A partir de la entrada en vigor de la OM el 23 de noviembre de 2004 se requiere una habilitación diferente para cada modelo.

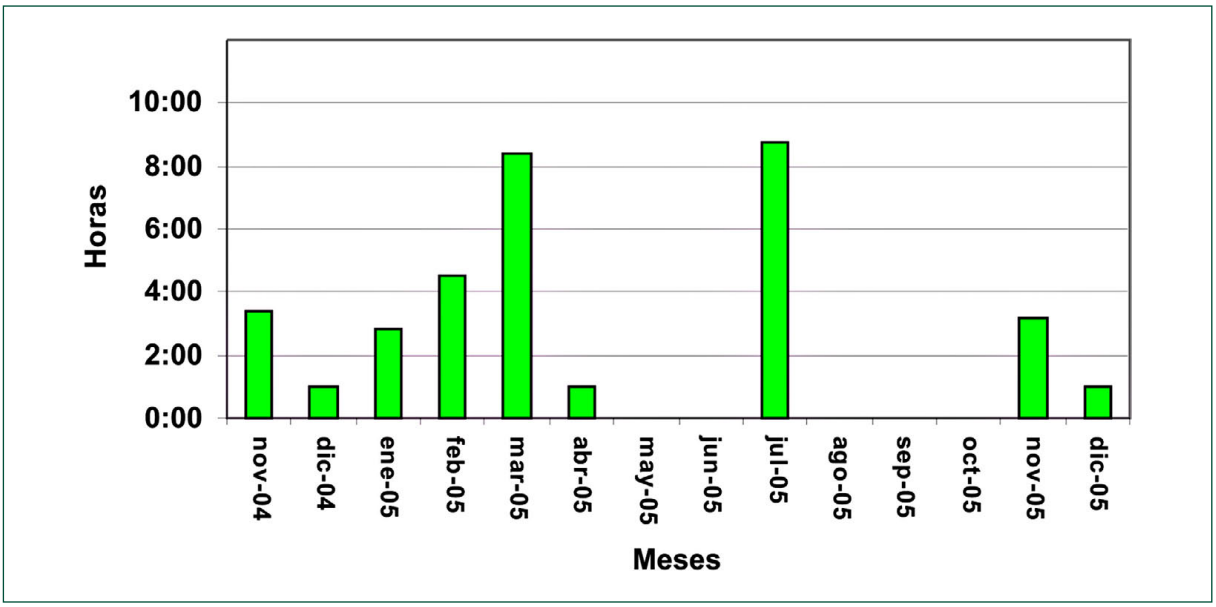


Gráfico 1. Horas de vuelo en el último año en el modelo Bell 206 L4T

En el acto de relevo del piloto saliente al piloto suplente que posteriomente tuvo el accidente, el primero le informó del tipo de vuelos habituales que se realizaban en el servicio: vuelos con un policía a bordo y eventualmente uno más de apoyo y de duración variable, por lo que convenía disponer de la máxima autonomía, y vuelos locales principalmente sobre la localidad de Móstoles con despegue y aterrizaje generalmente desde el Aeropuerto de Cuatro Vientos, base de operaciones del helicóptero.

1.5.2. *Tripulante de apoyo*

Un policía municipal de Móstoles, adscrito a las BESCAM, iba sentado como tripulante de apoyo en el asiento izquierdo, lugar habitual del copiloto, y realizaba tareas de vigilancia y observación policial.

Su experiencia en el servicio del helicóptero era de unas cuarenta horas de vuelo y su relación con el piloto databa desde hacía dos días.

1.6. Información de aeronave

1.6.1. *General*

La aeronave contaba con un certificado de aeronavegabilidad en vigor, y los datos del registro de aeronave eran los siguientes:

Marca:	Bell
Modelo:	B 206 L4T

Número de fabricación:	52062
Año de fabricación:	1994
Matrícula:	EC-HCT
Motores:	2 Allison 250-C20R
MTOW:	2.063,5 kg
Tripulación mínima:	Un piloto
Propietario	Helicópteros del Sureste, S. A. (Helisureste)
Explotador:	Helicópteros del Sureste, S. A. (Helisureste)
Certificado de aeronavegabilidad:	Válido hasta el 5 de septiembre de 2006

La modificación del modelo Bell 206 L4 a doble motorización L4T, se realizó conforme al certificado de tipo suplementario (STC) SR0036SE (Instalación de 2 motores Allison 250-C20R y sistemas asociados) aprobado por la Federal Aviation Administration (FAA) de Estados Unidos de América. A fecha del accidente, un total de trece helicópteros habían sido convertidos en B 206 L4T.

El sentido de giro del rotor principal visto desde arriba es contrario a las agujas del reloj.

1.6.2. *Mantenimiento del helicóptero*

Los registros de mantenimiento del helicóptero correspondían al programa de mantenimiento establecido.

1.6.3. *Combustible*

La tarde anterior el helicóptero se había repostado completando la capacidad de sus depósitos. Ésta era una práctica habitual después de finalizar la actividad del día, dejando el helicóptero listo y con la mayor autonomía de vuelo posible.

En la inspección del helicóptero posterior al suceso, el aforador de combustible situado en el panel de instrumentos marcaba 505 lb.

1.6.4. *Estimación del peso del helicóptero*

El helicóptero realizó dos vuelos desde la plaza de toros, el primero con cinco personas a bordo y el segundo con seis personas a bordo, durante el cual se produjo el accidente. Los pesos estimados al despegue eran los siguientes:

	Vuelo n.° 1	Vuelo n.° 2
Peso Básico[2]	1.449 kg	1.449 kg
Compartimiento de equipaje	24 kg	24 kg
Tripulación	180 kg	180 kg
Pasajeros	243 kg	335 kg
Equipo filmación		5 kg
Combustible	280 kg	229 kg[3]
Totales	**2.178 kg (4.802 lb)**	**2.222 kg (4.899 lb)**

1.7. Información meteorológica

El lugar del suceso se encontraba al suroeste del Aeródromo de Cuatro Vientos (LEVS) y distante 8 km de la cabecera de su pista 28 y al noroeste del Aeródromo Militar de Getafe (LEGT) y distante 13 km del centro de su pista. La zona no presenta accidentes geográficos importantes que puedan representar variaciones significativas en la dirección e intensidad del viento.

La información relevante del METAR en ambos aeródromos es la siguiente:

	12:00 LEGT	13:00 LEGT
Viento (dirección)	230°	260°
Viento variable		220° a 300°
Viento (intensidad)	7 kt	12 kt
Viento rachas		22 kt
Visibilidad	8.000 m	9.000 m
Temperatura	2 °C	2 °C
QNH (mb)	1.013	1.013

	12:30 LEVS
Viento (dirección)	250°
Viento variable	220° a 280°
Viento (intensidad)	11 kt
Viento rachas	
Visibilidad	CAVOK
Temperatura	2 °C
QNH (mb)	1.013

El gráfico histórico de la dirección media del viento y de las velocidades media y máxima del viento en la cabecera de la pista 28 de LEVS mostraba un cambio en dichos valores a partir de las 11:40 h local. La dirección media se estabilizaba en un valor próximo

[2] El peso básico corresponde al peso en vacío, más el aceite de los motores, más los elementos añadidos de la configuración del helicóptero en ese momento.
[3] El combustible fue extraído y medido para calcular su peso. El peso de los ocupantes se estimó a partir de sus propias declaraciones en los casos en que fueron facilitadas para la investigación o, en los casos en que no ocurrió así, de acuerdo con los pesos tipo establecidos en el manual de operaciones de la compañía.

a 240° al igual que la velocidad máxima del viento en un valor de 17 kt. La velocidad media continuó incrementándose hasta las 12:10 h a las que inició un descenso.

De las fotografías y videos de la prensa se extrajeron imágenes de una bandera izada en el exterior de la plaza en la que se podía observar viento procedente del suroeste de cierta intensidad que podría estimarse similar a la de los METAR de LEVS y LEGT.

El viento en el ruedo tenía menor intensidad que en el exterior de la plaza, pero era capaz de mover ligeramente las palas del rotor de cola, como se apreciaba en las imágenes grabadas.

1.8. Ayudas para la navegación

No afecta.

1.9. Comunicaciones

No existen comunicaciones relevantes entre el helicóptero y los servicios de tránsito aéreo.

1.10. Información del punto de despegue

El despegue del vuelo en el que ocurrió el accidente (llamado aquí «segundo despegue») se realizó desde el centro de la plaza de toros de la ciudad de Móstoles. La plaza, con una altitud de 661 m (2.169 ft) sobre el nivel del mar, está a las afueras del casco urbano y aneja a la zona oeste de la plaza existe una amplia superficie de tierra usada como aparcamiento de camiones y cuya zona norte estaba libre el día del accidente.

El ruedo o parte interior de la plaza consiste en un terreno de tierra compacta, de forma circular de 24 m de radio y circundado por una barrera de madera de 1.60 metros de altura (véase Apéndice 1).

Alrededor de dicha barrera y a una distancia radial de 1.60 m se levantan los graderíos cuya parte más alta es la oeste donde alcanza 14 m y dista 48 m del centro del ruedo. La parte más baja de los graderíos se halla al este, alcanzando una altura máxima de 6 m a 34 m del centro.

En esta última zona la pared de cerramiento del edificio tiene una altura de 3 m y dista 44 m del centro del ruedo.

Aneja a la zona más baja del graderío y a la derecha del mismo mirando desde el centro del ruedo se levanta una construcción destinada a escenario que alcanza los 10.5 m de altura y tiene un frente de fachada de 13 m de longitud.

El helicóptero se encontraba posado en el ruedo en la zona más próxima a la parte de menor altura de la plaza, la parte más adelantada de sus esquís se hallaba desplazada 3 m del centro del ruedo y el punto más retrasado de la cola del helicóptero distaba de la barrera 10 m (véase Figura 1).

1.11. Registradores de vuelo

El helicóptero no llevaba registradores de vuelo, que no eran requeridos para los de su tipo.

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

En su descenso el helicóptero golpeó la parte superior del muro exterior de la plaza, con los esquís y la panza, con los rotores principal y de cola, y con el tramo final del cono de cola. El impacto contra el terreno fue con los esquís y a continuación volcó hacia el costado izquierdo. En todo este proceso el helicóptero continúo su viraje sobre el eje vertical hacia la derecha.

En el suelo se encontraban las huellas originadas por el impacto de los esquís y de las palas del rotor principal.

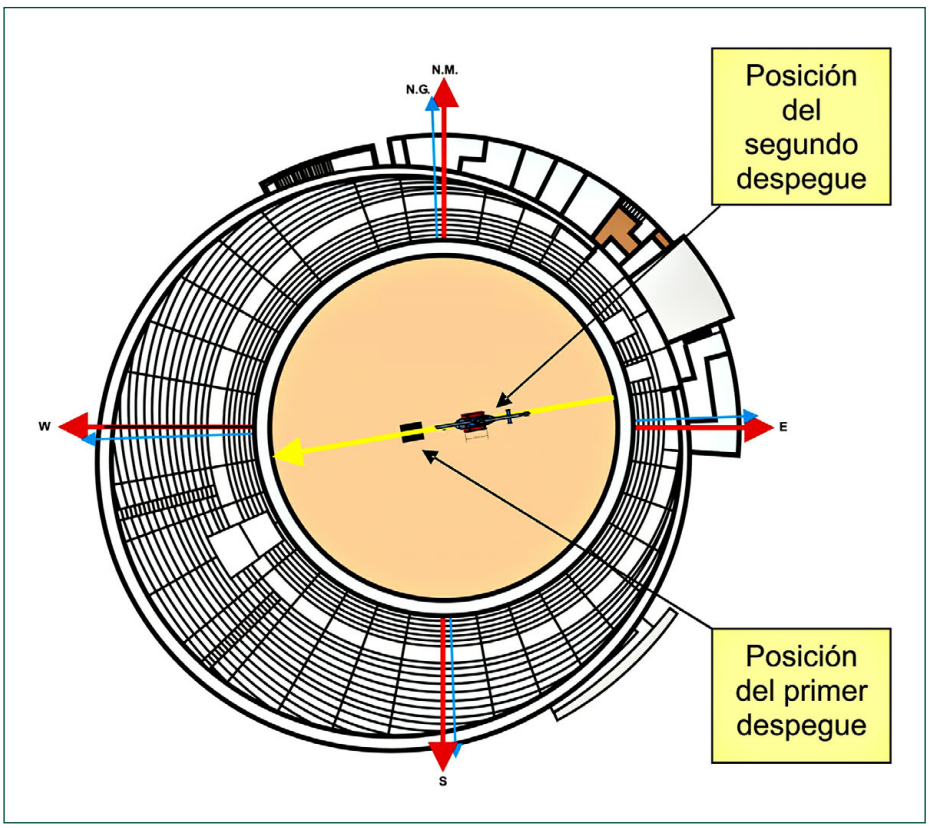


Figura 1. Vista cenital de la plaza de toros

El habitáculo de la cabina presentaba dobleces y rotura de algunos cristales. Los esquís se encontraban desprendidos del helicóptero. El cono de cola estaba seccionado y separado físicamente por el centro y el rotor de cola se hallaba separado de él. Las palas del rotor principal estaban rotas por diferentes partes y separadas del helicóptero desde escasos centímetros de su raíz. El mástil presentaba un corte a la salida de la caja de la transmisión y estaba separado de la misma y las bieletas de cambio de paso se encontraban igualmente rotas y separadas del conjunto.

La planta de potencia, compuesta por los dos motores, la salida de potencia de los mismos hasta la caja combinada, y la propia caja se hallaban en su posición y no presentaban daños externos.

El eje de salida de potencia del motor número dos giraba libremente sin arrastrar a los engranajes de la caja combinada y el eje del número uno giraba arrastrando a los engranajes de la caja combinada.

1.13. Ensayos e investigación

1.13.1. *Vídeos de televisión*

El despegue y la posterior caída del helicóptero fueron grabados en vídeo por diferentes medios de comunicación. Las filmaciones fueron realizadas desde el exterior e interior del helicóptero.

Del análisis de las imágenes y sonidos registrados en las filmaciones se han obtenido datos relevantes para la investigación.

1.13.1.1. Estudio del sonido

Durante la visualización de los videos se apreció un descenso en el volumen del ruido producido por el helicóptero, por lo que se procedió al análisis del sonido en un laboratorio.

Los datos de audio analizados fueron extraídos de un video que se filmó en el interior de la aeronave. Fueron analizados 17 segundos, desde que el helicóptero comenzó a elevarse del suelo hasta que despareció detrás del muro de la plaza. Las conclusiones fueron:

En los seis primeros segundos del análisis del ruido, el funcionamiento de los diversos sistemas es acorde a la actitud de vuelo del helicóptero y no se observan discrepancias en el funcionamiento de los diversos sistemas.

A partir del quinto segundo existe:

- Un descenso claro y suave de las revoluciones en los siguientes sistemas:
  - Caja del rotor principal, entrada de potencia.
  - Caja del rotor de cola, entrada de potencia.
  - Rotor principal.
  - Rotor de cola.
- Y en los motores, la velocidad de la turbina generadora de gas (N1) tiene:
  - Un aumento en el motor izquierdo (motor A o n.° 1) de aproximadamente un 3% durante un tiempo de cinco segundos. A continuación se inicia y se mantiene un descenso de la velocidad de N1.
  - Un descenso en el motor derecho (motor B o n.° 2).

Las RPM del rotor principal inician un descenso hasta alcanzar un valor inferior a 70%.

El aviso acústico de emergencia por bajas RPM del rotor principal no se detectó en la visualización de los videos y tampoco pudo ser identificado en el análisis del sonido. Posteriormente se comprobó en tierra el correcto funcionamiento de las bocinas de aviso acústico.

1.13.1.2. Estudio de las imágenes

Las imágenes fueron analizadas desde el arranque de los motores hasta la finalización de la evacuación del helicóptero.

El tiempo entre el inicio del arranque de los motores y el despegue fue de dos minutos y medio. Durante este tiempo el piloto no realizó prueba alguna de potencia en estacionario.

El despegue se realizó desde el suelo con un ascenso vertical y un giro continuado hacia la derecha hasta alcanzar, entre los segundos 5 y 7 desde la pérdida de contacto con el suelo, una altura aproximada de 5 m (15 ft) y un rumbo aproximado norte, donde el helicóptero redujo su régimen de ascenso y de giro hacia la derecha hasta casi quedar parado en ambos movimientos, e inmediatamente aumentó el régimen de ascenso y de giro hacia la derecha hasta alcanzar la altura aproximada de 8 m (25 ft) sobre el suelo y un rumbo aproximado de 045° iniciando a la vez un desplazamiento hacia delante que continuó hasta que sobrepasó el graderío e inició una caída casi vertical.

Al principio del desplazamiento hacia delante del helicóptero y cuando se encontraba todavía sobre la arena del ruedo, comenzó una suave guiñada de su cola hacia la izquierda (morro hacia la derecha), incrementando posteriormente su régimen de velocidad de giro a medida que avanzaba metros hacia delante y durante su caída.

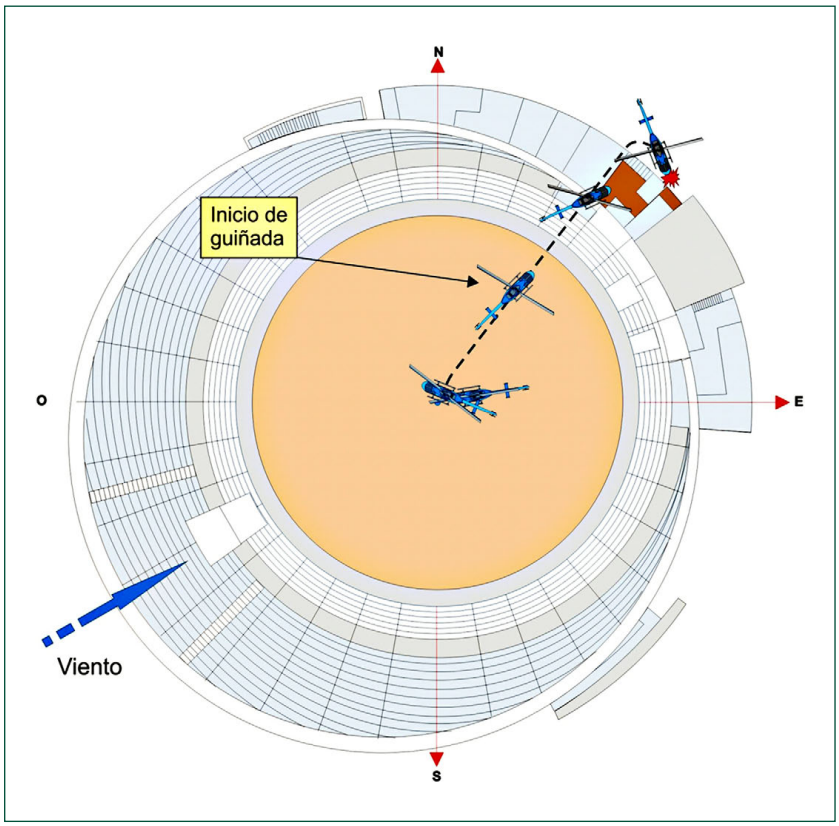


Figura 2. Trayectoria del segundo despegue

En el exterior de la plaza el helicóptero se encontraba volcado sobre el lado izquierdo y los motores estaban en funcionamiento hasta que se apagaron pasados al menos 25 segundos desde su caída.

1.13.2. *Inspección detallada de elementos de la aeronave*

1.13.2.1. Instrumento «Quad Digital Indicador» (QDI)

El instrumento QDI muestra los parámetros de motores correspondientes a la temperatura de los gases de escape (TOT), N1, temperatura y presión de los aceites. Dispone de la posibilidad de procesar los datos de consumo de combustible y mostrar y almacenar las excedencias de los parámetros relativos a ambos motores.

La información visible en el QDI tiene para el piloto un valor redundante, al ser ésta mostrada a través de los correspondientes instrumentos analógicos.

El QDI es un instrumento opcional y la lista de equipo mínimo (MEL) indica que el helicóptero puede volar sin el instrumento instalado o inoperativo.

El instrumento QDI instalado en el helicóptero se encontraba averiado y por tanto no pudieron obtenerse las posibles excedencias registradas en él.

1.13.2.2. Inspección de los motores

El análisis del sonido en laboratorio mostraba un comportamiento diferente en ambos motores: mientras en el motor n.° 1 se iniciaba un descenso del régimen de la turbina generadora de gas (N1), en el n.° 2 aún seguía incrementando su régimen y el descenso se iniciaba varios segundos más tarde. Por ello se creyó necesario realizar una prueba de los motores en un banco de pruebas con el apoyo del fabricante de los mismos.

Ambos motores fueron desmontados del fuselaje con el apoyo del operador y trasladados a las instalaciones de un centro de mantenimiento autorizado donde se probaron en banco.

La inspección de ambos motores mostró daños por ingestión y erosión en los álabes de la primera etapa del compresor. Ambos giraban libremente y de forma suave. No se encontraron daños adicionales visibles en ninguno de los motores y se estimaron con capacidad de ponerse en funcionamiento en el banco de pruebas tal como se recuperaron tras el accidente, sin necesidad de reparación o sustitución de componentes.

La prueba funcional de ambos motores dio resultado positivo. El motor n.° 1 daba ligeramente menos potencia de la especificada y el n.° 2 ligeramente mayor que la especificada. El test en banco de pruebas confirmó que ambos motores eran capaces de producir potencia adecuada para vuelo continuado.

1.13.3. Declaraciones de testigos

1.13.3.1. Declaración del piloto

El piloto declaró que llegó al Aeródromo de Cuatro Vientos sobre las 09:30 h de la mañana con el objeto de realizar un vuelo rutinario programado alrededor de las 10:00 h. Momentos antes de iniciar el vuelo fue informado, por el Policía que le acompañaría en el vuelo, que ese día transportarían a personalidades civiles.

Una vez en el aire se le indicó la plaza de toros de la ciudad de Móstoles como lugar asignado para embarcar, y que el vuelo se realizaría sobre la misma ciudad aterrizando posteriormente en una finca situada en el extrarradio.

Con el objeto de reconocer el itinerario del vuelo, aterrizó en la plaza de toros con rumbo oeste y embarcaron tres personas, sumando un total de cinco personas a bordo. Realizó una prueba de potencia y despegó hacia el oeste. Cuando el helicóptero se hallaba por encima del graderío viró hacia la derecha y abandonó la plaza por una zona de menor altura.

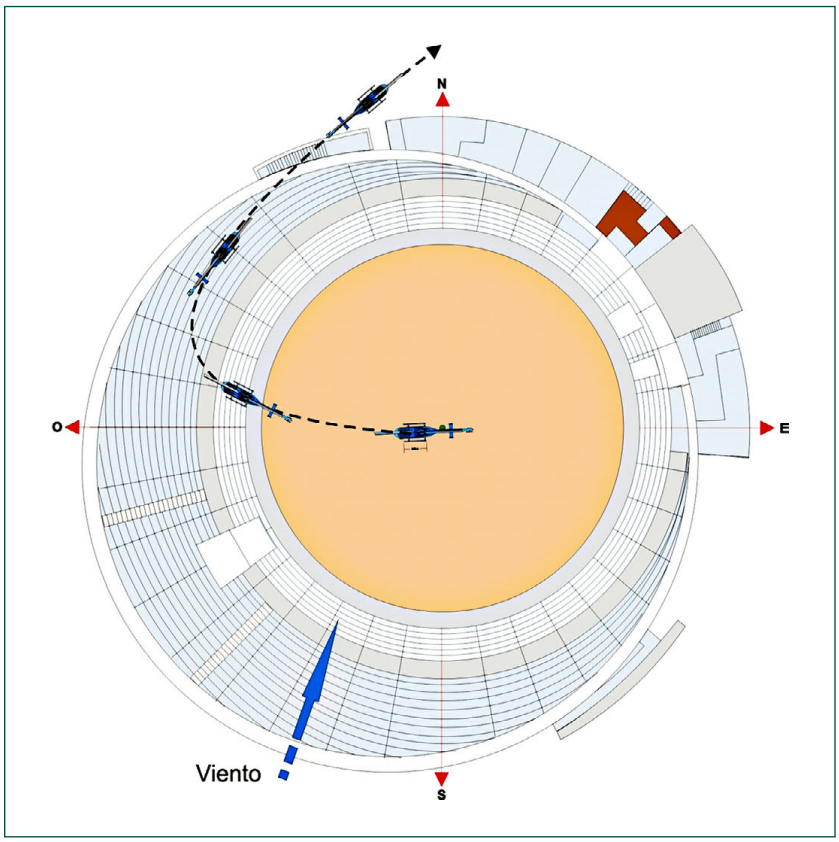


Figura 3. Trayectoria del primer despegue (para el vuelo de reconocimiento)

Finalizado el recorrido del probable itinerario, voló durante unos minutos para hacer un mayor consumo de combustible con el objeto de disminuir el peso al despegue, aterrizando nuevamente en la plaza a las 11:30 h y posicionando el helicóptero lo más cercano posible al muro que quedaba en cola del helicóptero. A continuación paró los motores.

En el tiempo de espera, le propusieron la posibilidad de embarcar cinco personas denegando tal propuesta y aceptando un número máximo de cuatro pasajeros.

Asimismo le comunicaron que se había seleccionado la plaza con el objeto de asegurar un mayor aislamiento del helicóptero en el momento del despegue y que no hubiese ninguna persona, incluida la prensa, en el interior del ruedo.

El suelo de arena del ruedo de la plaza, estaba regado en el primer aterrizaje sin que él lo hubiese requerido.

Informó que no recordaba haber recibido entrenamiento sobre el fenómeno de pérdida de efectividad del rotor de cola (LTE), ni en su formación inicial como piloto ni en la específica de las habilitaciones de los tipos que volaba y tampoco a lo largo de su vida profesional, aunque tenía conocimiento de su existencia.

De acuerdo a su declaración, fue designado para este servicio de forma ocasional con el objeto de realizar unas horas de vuelo y la prueba de pericia y verificación de competencia para este modelo, al estar próxima su renovación.

1.13.3.2. Declaración del tripulante de apoyo

Su misión a bordo consistía habitualmente en realizar tareas de observación policial, para lo que iba sentado en el asiento delantero izquierdo. Contaba con una emisora de radio acoplada a la cabina y que operaba a través de los cascos del helicóptero.

Su experiencia en este helicóptero y en la misión era de cuarenta horas de vuelo y había comenzado a operar con el piloto dos días antes del accidente.

Acompañó a los pasajeros a sentarse, comprobó que quedaban asegurados con los cinturones, cerró las puertas y se sentó y aseguró en su asiento.

Sólo había recibido formación sobre el helicóptero en lo referente a seguridad personal.

1.13.4. *Análisis de la incidencia del viento sobre el helicóptero*

Antes del segundo despegue desde la plaza, el helicóptero se encontraba aproado al viento. En cuanto inició su ascenso y giró a la derecha el viento empezó a incidirle desde la izquierda. Después del primer ascenso el helicóptero tenía un rumbo aproximado de 045° y el viento era dominante de 240°, por lo que la incidencia del viento con respecto al eje del helicóptero era de 195°.

1.14. Información sobre organización y gestión

1.14.1. *Organización del operador*

El operador tenía larga experiencia en la operación del helicóptero modelo Bell 206 L4T.

La operación con las BESCAM se desarrollaba desde hacia 10 meses y con este modelo de helicóptero.

El operador tenía una biblioteca técnica con información para su distribución entre los pilotos y entre su documentación estaban las notas y cartas informativas publicadas por el constructor[4] y relativas a la pérdida de efectividad del rotor de cola (LTE), que habían

[4] El fabricante de la aeronave había emitido las publicaciones Operation Safety Notice (OSN) 206-83-10 en 1983 y la Information Lette (IL) 206-84-41 en 1984 referentes a las guiñadas incontroladas del helicóptero que, si no desaparecen, pueden producir una pérdida de efectividad en el control direccional de la aeronave. Estas publicaciones habían sido distribuidas a los operadores de sus helicópteros con el objeto de que se proporcionasen a los pilotos para que conocieran la forma de evitarlas y en el caso de entrada cómo actuar para salir de la misma.

sido difundidas en el seno de la compañía en el año 1999 mediante la emisión de una circular operativa[5].

El operador informó que desde el año 1992 hasta el 2004 se había impartido formación recurrente a las tripulaciones, para la que había contado con instructores del fabricante Bell y en la que se había abordado el tema de la pérdida de efectividad del rotor de cola.

1.14.1.1. Área confinada y despegue máximo

El manual de operaciones incluía la descripción de área confinada en la parte de trabajos aéreos, sin embargo no se detallaban procedimientos operacionales específicos para la utilización de estas áreas. También existía información de área confinada y despegue máximo en la guía de maniobras[6] del curso de comandante Bell 206 del operador.

Como se ha dicho antes, en el manual de operaciones se define área confinada como un terreno limitado en su perímetro por obstáculos que obligan al empleo de una técnica especial para aterrizar y despegar.

En el caso de ser necesaria la utilización de este tipo de áreas, el manual de operaciones del operador menciona literalmente «...la necesidad de respetar estrictamente cuanto se indica en los procedimientos operativos en las operaciones en "ÁREAS CONFINADAS" de cuya aplicación se derivará la evitación de gran número de accidentes». Sin embargo, no aparecían desarrollados en el manual tales procedimientos y es en la Guía de Maniobras del modelo Bell 206 donde se especifica, por ejemplo, que el despegue requerido en este tipo de operaciones es el denominado como «despegue máximo», que se realizará en aquellos casos en los que por la proximidad de los obstáculos no se pueda efectuar el despegue normal.

Los requisitos fijados en la Guía para este tipo de maniobra son:

1. Rumbo constante y senda rectilínea. Ascenso vertical.
2. Hasta rebasar el obstáculo:

    - Actitud de 45 nudos
    - Aplicar potencia por encima de la necesaria para mantener el vuelo estacionario:

        – 3% de N1
        – 10% de torque

[5] Las circulares operativas son, junto con las circulares informativas, documentos instaurados en el seno del operador para informar a las tripulaciones.
[6] Documento del operador que utiliza como material didáctico para el entrenamiento de las tripulaciones.

3. Rebasado el obstáculo ajustar velocidad a 60 kt y régimen de ascenso de 500 ft/min.

y se describen las pautas a seguir de la siguiente manera:

«Determinar la potencia que se ha de emplear para el despegue. Desde el suelo, aumentar colectivo de manera suave y continua hasta obtener la potencia seleccionada coordinando con los pedales para mantener el rumbo y ascenso vertical.

Al rebasar el obstáculo, poner la actitud de morro que determine la velocidad normal de ascenso y aplicar corrección de deriva para mantener la senda rectilínea sobre el suelo, conservando la potencia de despegue.

Una vez alcanzada esta velocidad, estabilizarla y ajustar la potencia para que el régimen de ascenso sea el adecuado.»

1.14.1.2. Formulario de cálculo de peso y centrado

El manual de operaciones del operador tenía publicado un formulario de peso y centrado.

En el momento del accidente no había ningún formulario del cálculo de peso y centrado a bordo del helicóptero. El piloto declaró que una vez conocido el número de pasajeros había realizado el cálculo del peso aproximado, para el segundo vuelo, determinando una cantidad de combustible a bordo de 350/400 lb.

En la documentación del operador para la realización del entrenamiento recurrente o la verificación de competencia de los pilotos no existía ningún punto para la comprobación del peso y centrado.

1.14.1.3. Entrenamiento de vuelo

El manual de operaciones del operador recoge un programa de entrenamiento recurrente en vuelo, que será como mínimo de 1 h cada 12 meses y podrá ser combinado con la verificación de competencia. En dicho programa se incluyen los fallos principales de los sistemas del helicóptero y los procedimientos asociados a los mismos. El instructor deberá tener una experiencia de 500 h en el tipo de helicóptero.

En el diario de vuelo del piloto había anotados, en los últimos doce meses, dos vuelos de verificación de competencia en el helicóptero Bell 206 L4T, uno el 23 de julio y otro el 29 de noviembre. El vuelo de entrenamiento recurrente coincidía con el vuelo de verificación de competencia efectuado en Julio y la duración total de ambos fue de dos horas.

Se revisaron las pruebas de verificación de competencia realizadas por el piloto en los dos últimos años, no pudiéndose constatar que se hubiesen realizado en las mismas despegues máximos o de máximas características.

Para el control de maniobra el operador utilizaba como registro un único listado de procedimientos y maniobras para el «ENTRENAMIENTO EN VUELO» y la «VERIFICACIÓN DE COMPETENCIA», y en él se observaba que en los dos últimos años, de las cuatro formas de despegue realizadas en ambas pruebas, se repetían el despegue normal y de masa máxima (real o simulada).

1.14.2. *Comunicaciones del cliente con el operador*

Las comunicaciones operacionales sobre la programación diaria de los vuelos, entre el cliente y el operador, es decir, entre el Centro de Coordinación de las BESCAM y el piloto del helicóptero, se realizaban normalmente a través de teléfono. Sin embargo, la información concerniente a este vuelo, para el transporte de personalidades, la transmitió el tripulante de apoyo al piloto momentos antes de su inicio.

El Pliego de Prescripciones Técnicas particulares que regía la contratación de un servicio de helicóptero por las BESCAM, de fecha 29 de octubre de 2004, indicaba que la movilización del helicóptero se efectuaría exclusivamente desde el Centro de Coordinación que se estableciera. El Centro de Coordinación comunicaría a la dotación de guardia el lugar y tipo de misión de que trataría el vuelo con el fin de que pudiera proceder a disponer del equipamiento necesario para la prestación del servicio. La experiencia del centro en operaciones con helicópteros era de diez meses.

1.15. Información adicional

1.15.1. *Pérdida de efectividad del rotor de cola (LTE)*

1.15.1.1. Descripción

La pérdida de efectividad del rotor de cola (LTE) es una característica crítica del vuelo de aquellos helicópteros diseñados con un solo rotor principal y volando con velocidad inferior a 30 kt (55 km/h). La LTE puede resultar en una guiñada no comandada y con un régimen de giro muy rápido. Dicha característica no desaparece por sí misma, por lo que es necesaria una rápida acción del piloto para corregirla, y puede llegar a hacer incontrolable el helicóptero.

En los helicópteros cuyo rotor principal gira en sentido contrario a las agujas del reloj la guiñada se producirá provocando el giro del morro hacia la derecha. La pérdida de efectividad puede aparecer en maniobras a alta potencia y baja velocidad con un viento en

cola o cruzado desde la izquierda. La susceptibilidad a este fenómeno es mayor en giros a la derecha.

Las siguientes cuatro características han sido identificadas[7] como factores contribuyentes para que se produzca una LTE durante el vuelo de un helicóptero (cuyo rotor principal gire a izquierdas) volando a baja velocidad. El viento juega un papel determinante en función de su intensidad y de su dirección relativa con el helicóptero.

- La pérdida de la sustentación traslacional[8] con vientos relativos de todas las direcciones produce un incremento de potencia demandada y el consiguiente aumento del antipar que se solicita al rotor de cola. Con una potencia próxima a la máxima, un incremento de la potencia puede resultar en una disminución de las revoluciones del rotor principal (Nr) y por tanto, en una disminución del empuje del rotor de cola.
- La interferencia de los vórtices producidos por el rotor principal con vientos procedentes del sector comprendido entre los 285° y 315° (tomando como vértice el centro del helicóptero y su eje longitudinal hacia delante como lado de inicio del sector y abriendo su ángulo hacia la derecha) en el flujo de aire del rotor de cola cambiando el efecto del empuje de este rotor al operar en un ambiente muy turbulento.
- Los vientos en cola procedentes del sector comprendido entre los 120° y 240° pueden producir un efecto veleta en la estructura del helicóptero causando una guiñada hacia el viento o bien una aceleración de un régimen de giro ya establecido.
- Los vientos procedentes del sector comprendido entre 210° y 330°, al oponerse al empuje generado por el rotor de cola, pueden generar un «estado de anillo de torbellinos» («vortex ring state»[9]) causando un flujo desestabilizado y una oscilación del empuje generado por el rotor de cola. Esta es la razón de que se necesiten rápidos y continuos movimientos de pedal en estacionario con viento cruzado de la izquierda.

Los siguientes factores también pueden influir severamente en la aparición de la LTE:

- Peso elevado y alta altitud de densidad. Un incremento en cualquiera de estos dos factores disminuirá el margen de potencia existente entre la potencia disponible y la requerida para el vuelo en estacionario.
- Baja velocidad indicada. A bajas velocidades, el control direccional del helicóptero se realiza casi al 100% mediante el rotor de cola. Si la cantidad requerida de empuje es mayor que la que éste puede aportar se iniciará una guiñada hacia la derecha.
- Caída de potencia («power droop»). Una aplicación rápida de potencia puede causar una caída transitoria de potencia. Cualquier disminución de las rpm del rotor princi-

[7] Ver Advisory Circular AC 90-95 «Unanticipated right yaw in helicopters» de la FAA.
[8] Sustentación traslacional («translational lift»): La sustentación adicional que se obtiene en vuelo hacia delante debido a la mayor eficiencia del sistema del rotor (véase FAA-H8083-21 «Rotorcraft Flying Handbook»).
[9] «Vortex ring state»: Una situación transitoria en la cual el rotor pasa a través de su propia estela y una parte significativa de las palas opera a ángulos de ataque superiores al máximo. Los torbellinos de punta de pala se agrandan hasta formar un anillo alrededor del rotor. Hay un flujo turbulento inestable en una gran área del disco del rotor que hace que se pierda la eficiencia del rotor incluso aunque siga recibiendo potencia. En el rotor principal el «vortex ring state» puede ocurrir en descensos verticales con alta potencia (véase FAA-H8083-21).

pal producirá la correspondiente disminución de empuje del rotor de cola. El piloto debe anticipar este efecto para poder aplicar más pedal izquierdo que contrarreste el par del rotor principal. Todas las demandas de potencia deberían realizarse tan suavemente como fuera posible para minimizar el efecto de la caída de potencia.

Por tanto, el piloto debe ser consciente de cuáles son las situaciones en las que se puede producir una LTE para evitarlas y, en el caso de que el rotor de cola pierda su efectividad, de las acciones a tomar para salir de dicha situación crítica, ya que por sí misma la aeronave no puede corregir ésta situación. Estas acciones deben ejecutarse con rapidez y de manera adecuada, o de otro modo la recuperación se puede hacer imposible. Las técnicas recomendadas, según la AC 90-95 de la FAA, son:

- Aplicar pedal izquierdo a tope y mover simultáneamente el cíclico hacia delante. Si la altitud lo permite, disminuir la potencia.
- Conforme se logra la recuperación, ajustar los controles para vuelo normal hacia delante.
- La reducción del paso colectivo ayudará a aumentar el régimen de giro del rotor, pero puede causar un incremento en el régimen de descenso del helicóptero. Cualquier incremento sustancial y rápido del colectivo para evitar un obstáculo o el choque contra el terreno puede incrementar más la velocidad de guiñada y disminuir las revoluciones del rotor principal.
- La reducción de colectivo debe por tanto basarse en las condiciones atmosféricas, de peso y de altura sobre obstáculos.
- Si el giro no puede detenerse y el choque contra el terreno es inminente, una autorrotación puede ser la mejor acción a tomar. El piloto debería mantener pedal izquierdo metido a tope hasta que el giro cese, y entonces ajustar para mantener el rumbo.

1.15.1.2. Otros accidentes o incidentes relacionados con la pérdida de efectividad del rotor de cola

Entre los años 1998 y 2005, ambos inclusive, se han producido en España 16 accidentes e incidentes de helicópteros civiles en los que la causa probable ha sido la pérdida de control de vuelo, de los cuales siete fueron probablemente originados por una LTE.

La CIAIAC expuso información sobre el fenómeno LTE en los informes con referencias A-028/99 (Bell 206L4, 22-07-1999), A-030/2000 BIS (Bell 205(UH-1H), 04-08-2000), IN-066/2002 (Robinson R-22, 07-09-2002), A-043/2003 (Bell 206-L3, 6-8-2003) y. A-74/2004 (Robinson R-44, 20-12-2004).

El informe del accidente de referencia A-043/2003, ocurrido a una aeronave de este operador, incluye el siguiente párrafo: «Debido a la importancia que las guiñadas inadvertidas o pérdidas de efectividad del rotor de cola, tienen como factor contribuyente

en diversos accidentes es importante el conocimiento de las circunstancias que favorecen su inicio, la forma de prevenirlas y como debe reaccionar un piloto si la guiñada se ha iniciado».

En julio de 1994 el National Transportation Safety Board (NTSB) de los Estados Unidos de América emitió tres recomendaciones de seguridad (referencias NTSB A-94-139, A-94-141 y A-94-140, respectivamente) destinadas a la FAA y que incidían en la necesidad de la formación y entrenamiento de los pilotos de helicópteros para prevenir futuros accidentes motivados por este fenómeno.

Recientemente, otras comisiones de investigación de accidentes e incidentes como la AAIB británica[10] y la AAIU irlandesa[11] han emitido diversas recomendaciones[12] para que se incremente la divulgación de dicha característica entre los operadores y los pilotos, incluyendo la necesidad de incluir el fenómeno LTE en los programas de formación de los pilotos publicados por las JAR-FCL 2.

1.15.1.3. Formación de los pilotos

Como parte de las JAR-FCL 2 implantadas en España desde 2004 (BOE, del 22 de noviembre 2004) figuran los programas para los exámenes de conocimientos teóricos, en los cuales no aparece citado expresamente el fenómeno LTE. Tampoco se encontraba incluido este concepto en los programas anteriores a la entrada en vigor de JAR-FCL 2.

Sin embargo, sí se especifica concretamente el LTE en los «syllabi» de formación incluidos en la Sección 2 de JAR-FCL 2, entre los Medios Aceptables de Cumplimiento (AMC) con los requisitos de la norma, no publicados en España.

2. ANÁLISIS

2.1. General

La aeronave había despegado del Aeropuerto de Cuatro Vientos, con el piloto y el policía, miembro de la BESCAM, en el primer vuelo del día para dirigirse hacia la ciudad de Móstoles, con el objeto de realizar el transporte de personalidades. El piloto fue informado de esa misión ese mismo día, y se le propuso y aceptó utilizar la plaza de toros de la ciudad para que embarcaran las personalidades.

[10] Accidente de un Bell 206B Jet Ranger III, G-BAML el 30 de mayo de 2003. Informe final EW/C2003/05/07. Accidente de un Robinson R44, G-SYTN el 8 de mayo de 2005. Informe final No. EW/G2005/05/07.
[11] Accidente de un Bell 206B Jet Ranger II, G-AYMW el 5 de abril de 2004. Informe final No. 2004/0021.
[12] Recomendaciones de seguridad 2003-126 & 2003-127 del AAIB del Reino Unido y SR 39, 41, 42 & 43 de 2004 del AAIU de la República de Irlanda.

En Móstoles aterrizó en la plaza de toros y embarcaron tres personas más para realizar un vuelo simulando el oficial de transporte de personalidades que se realizaría más tarde. Según una estimación realizada a posteriori, el helicóptero despegó hacia el oeste llevando un peso superior en unos 115 kg al máximo autorizado, y cuando alcanzó los graderíos realizó un viraje hacia la derecha y abandonó la plaza por su parte más baja. El vuelo consistió en un reconocimiento del itinerario a seguir con las personalidades y selección de la zona de aterrizaje. El helicóptero tomó tierra en el parque La Eliana donde desembarcaron tres personas. El piloto y el tripulante de apoyo, continuaron el vuelo de vuelta a la plaza de toros. El piloto estimó que debía ampliar el tiempo de vuelo para consumir combustible, de acuerdo con las condiciones de peso que preveía para el siguiente despegue, y aterrizó de nuevo en la plaza a las 11:30 h.

Una vez los cuatro pasajeros del vuelo oficial de transporte de personalidades estuvieron sentados en sus respectivos asientos y asegurados con los cinturones de seguridad, se les impartió unas pautas de seguridad personal por parte del tripulante de apoyo. El total de personas a bordo era seis. El peso del helicóptero para ese segundo despegue se ha estimado en 2.222 kg (4.899 lb), es decir, unos 159 kg superior al máximo autorizado.

Durante el despegue hubo una primera demanda de potencia por parte del piloto que resultó en un ascenso vertical del helicóptero durante seis segundos, alcanzando una altura aproximada de 5 m (15 ft) mientras giraba hacia la derecha. En esta situación el piloto realizó una segunda demanda de potencia hasta alcanzar un valor del par motor («torque») estimado del 100% que resultó en una ralentización del giro hacia la derecha para continuar el ascenso hasta alcanzar una altura aproximada de 8 m (24 ft) e iniciar el desplazamiento hacia delante.

Segundos más tarde el helicóptero inició un suave movimiento de la cola hacia la izquierda (morro hacia la derecha) y la velocidad de giro fue aumentando a la vez que avanzaba hacia delante y una vez rebasadas las gradas de la plaza, el helicóptero giró descontroladamente y entró además en un descenso rápido hasta que impactó contra el terreno.

2.2. Estado de la aeronave

El helicóptero en el momento de iniciar el despegue tenía todos los parámetros de motores y rotores acordes a los requerimientos de potencia necesarios. En la investigación posterior al accidente, los daños que se apreciaron en motores, mecanismos de transmisión de potencia, rotores y sistemas de transmisión de mandos de vuelo eran acordes a los impactos sufridos por la aeronave. Por tanto no se evidenciaron daños anteriores que hicieran presuponer un fallo mecánico de sus sistemas de potencia y transmisión. Tras el análisis del sonido del rotor principal, se considera que el comportamiento del rotor de cola fue emparejado continuamente al rotor principal y por tanto su descenso de revoluciones fue proporcional.

Una vez realizada la prueba en banco de los motores, se descarta la posibilidad de alguna anomalía de funcionamiento en los mismos, y se considera que la diferencia de comportamiento entre ambos se debe solamente a las ligeras diferencias de ajuste y estado entre ellos, pero siempre habiendo estado ambos dentro de unas condiciones de funcionamiento normal.

La aeronave inició el despegue con un peso estimado de 2.222 kg que era unos 159 kg superior al MTOW o límite establecido en el Manual de Vuelo de 2.063,5 kg. El helicóptero ya había realizado un despegue anterior, desde el interior de la plaza, con rumbo oeste y con un peso de 2.178 kg (4.802 lb), superior al MTOW en 115 kg.

No se encontró en el helicóptero ningún formulario del cálculo del peso y centrado. Por ello, se emite una recomendación de seguridad para que el operador se asegure de que las tripulaciones disponen de información clara a bordo para determinar con facilidad y rapidez el peso y centrado del helicóptero y que la usan de modo sistemático.

2.3. Comunicación del vuelo al piloto

La comunicación al piloto de las características especiales del vuelo se realizó por el policía municipal cuando accedió al Aeródromo de Cuatro Vientos, minutos antes de iniciar el primer vuelo del día. El Pliego de Prescripciones Técnicas que regía la contratación del helicóptero requería que la comunicación se realizase a través del Centro de Coordinación y con la suficiente antelación para realizar una adecuada preparación del vuelo.

Esta comunicación tardía al piloto acerca de las características del vuelo, un transporte de personalidades que implicaba llenar la capacidad del helicóptero y que iba a suponer un entorno operacional inhabitual, pudo haber influido en las decisiones operativas del piloto y acortó el tiempo disponible para su preparación y planificación.

2.4. Experiencia de la tripulación

El piloto contaba con una amplia experiencia en helicópteros monomotores, siendo su experiencia en bimotores limitada al Bell 206L4T. Durante el último año había volado un total de 34 horas en este helicóptero que se habían repartido irregularmente en ese periodo, acumulando gran parte de esa experiencia en los primeros seis meses (véase Gráfico 1).

Su experiencia en el Servicio de Helicóptero de las BESCAM era de dos días, y había sido adscrito de forma provisional para realizar una suplencia.

Con fecha de julio de 2005 se había realizado un vuelo de verificación de competencia y entrenamiento recurrente de dos horas de duración. El vuelo de verificación de com-

petencia para la revalidación de su habilitación tipo del Bell 206 L4T lo había realizado en dicho helicóptero el día 29 de noviembre de 2005, durante este período de suplencia. En todo este conjunto de vuelos de prueba y entrenamiento no se ha constatado la realización ó práctica de maniobras de despegue máximo, consideradas como de vuelo avanzado y de cierta exigencia.

El tripulante de apoyo no tenía ninguna función referente a la operación de la aeronave y por tanto no había recibido formación al respecto.

2.5. Área confinada

El helicóptero tiene capacidad para realizar ascensos verticales y superar obstáculos próximos, si bien en ese caso se reduce la capacidad de reacción ante cualquier incidencia al requerir las mayores prestaciones técnicas de la aeronave.

Las distancias y alturas de la plaza de toros de la ciudad de Móstoles la convierten en un área confinada y el viento dominante en el momento del vuelo aumentaba su confinamiento al requerir un despegue por la zona más elevada de la misma.

La selección de un área confinada para un despegue disminuye límites de seguridad disponibles por no tener apenas zonas libres de obstáculos dónde poder realizar un aterrizaje comandado, en el caso de despegues frustrados, y un aterrizaje forzado ante una emergencia sobrevenida.

La peligrosidad de un área confinada está descrita en el Manual de Operaciones del operador del helicóptero que requiere de los pilotos el respetar estrictamente cuanto se indica en los procedimientos operativos en las operaciones en «ÁREAS CONFINADAS». Sin embargo se echa en falta una más completa descripción de procedimientos y características de los obstáculos y alturas que limiten y valoren los riesgos de las áreas confinadas.

2.6. Pérdida de efectividad del rotor de cola (LTE) durante el segundo despegue realizado desde la plaza de toros

El helicóptero se encontraba aproado a rumbo 250° y posicionado próximo al centro del ruedo antes de proceder al despegue que concluyó con el accidente.

El piloto no realizó una comprobación de potencia anterior al despegue, aunque declaró que, aunque no recordaba los valores concretos establecidos, en el momento de iniciar el despegue aplicó potencia necesaria de acuerdo a los valores determinados en la prueba del primer despegue.

Dicha potencia solamente pudo mantener el helicóptero en régimen de ascenso durante los primeros 6 segundos, a partir de los cuales el piloto tuvo que aplicar más potencia para continuar con el ascenso, tirando de la palanca de colectivo hacia arriba hasta su posición más alta, llegando el par motor a alcanzar y rebasar el valor del 100%, de acuerdo a la información analizada.

Con la modificación aplicada al Bell 206 L4, que es un monomotor de 500 HP de potencia, consistente en la instalación de dos motores mediante un STC, prácticamente se duplicó la potencia (450 HP de potencia cada motor) disponible en la misma estructura de helicóptero, aunque la aplicación de potencia en la práctica seguía estando limitada por los diversos sistemas mecánicos de la caja de transmisión de potencia y de los rotores, principal y de cola.

Al exigirle de forma rápida la máxima potencia al helicóptero, con un peso a bordo mayor que el MTOW, se produjo una disminución del número de vueltas del rotor como se aprecia en el análisis del sonido y un aumento del par de reacción del helicóptero.

En esos momentos se requería una gran eficacia del rotor de cola para ser capaz de contrarrestar el par producido.

Cuando el helicóptero había iniciado su desplazamiento hacia delante con el objeto de aumentar la velocidad y antes de sobrepasar la barrera inició un giro sobre su eje vertical hacia la derecha, cuya velocidad fue incrementando hasta hacerlo incontrolable.

En dicho momento de vuelo, el helicóptero tenía un peso muy elevado, una altura cercana a la de estacionario fuera de efecto suelo, una velocidad inferior a 30 kt, un requerimiento de potencia en el límite superior y le afectaba un viento que le entraba de cola debido al primer tramo del ascenso con giro comandado a la derecha.

Estas condiciones del helicóptero durante esta parte del vuelo y la evolución posterior del incremento de la velocidad de giro hacia la derecha son coincidentes con los factores que pueden producir una pérdida de efectividad del rotor de cola y por tanto se estima que la aeronave se vio afectada por ese fenómeno.

Una vez iniciado en el helicóptero el fenómeno de LTE, se requiere una actuación rápida y efectiva del piloto para restablecer las condiciones de vuelo estable del helicóptero. En esta ocasión el piloto no identificó el LTE aparecido en el helicóptero, por lo que no actuó para corregirlo y, aunque hubiera conocido el modo de contrarrestarlo, también estaba limitado debido a la inexistencia en la zona en la que volaba de superficies libres de obstáculos en las que realizar una toma de emergencia.

El piloto declaró que tenía conocimiento de la existencia del fenómeno LTE, pero que desconocía sus características y que no recordaba haber recibido formación sobre el mismo, ni en el periodo de obtención de la licencia de piloto ni durante su vida profesional.

Por otro lado, el operador ha indicado que se distribuyen circulares informativas a las tripulaciones, entre las cuales se encontraban dos relativas al fenómeno de LTE publicadas por Bell y que se había impartido formación a lo largo de años en la que se había abordado este tema. Por tanto, a tenor de todos estos datos cabría cuestionarse la eficacia de esas medidas y su nivel de calado entre las tripulaciones del operador.

Se ha indagado en la normativa actualmente en vigor y en otras referencias todavía no publicadas en España relativas a la formación de pilotos de helicópteros, tanto comercial como privado (JAR-FCL 2, Sección 1, Sección 2 (AMC)). Como parte de las JAR-FCL 2 implantadas en España desde 2004 (BOE, del 22 de noviembre 2004) figuran los programas para los exámenes de conocimientos teóricos, en los cuales no aparece citado expresamente el fenómeno LTE. Sin embargo, sí se especifica concretamente el LTE en los «syllabi» de formación incluidos en la Sección 2 de JAR-FCL 2, entre los AMC con los requisitos de la norma.

Se considera necesaria, por tanto la recomendación de incorporar este fenómeno de LTE en los programas de formación de pilotos de helicópteros en España mediante la publicación de los «syllabi» ya mencionados.

El fenómeno LTE, conocido desde hace muchos años y sobre el que existe mucha información publicada, se ha mostrado como uno de los factores operacionales que han influido en numerosos accidentes de helicópteros. El conocimiento por parte de los pilotos de las causas que lo generan disminuye la probabilidad de situar al helicóptero en condiciones de sufrir una LTE y aumenta la de recuperar la actitud de vuelo controlado en el caso de entrar inadvertidamente en esa situación.

La inclusión del estudio del fenómeno LTE en los conocimientos teóricos en la obtención de los títulos de piloto privado, comercial o de transporte de línea aérea de helicóptero, requiere que se incluya como un ítem dentro del estudio del rotor de cola. A los pilotos que ya han obtenido su licencia de piloto de helicóptero se les podría distribuir al menos parte de la mucha información ya publicada sobre este fenómeno. Por ello, se emiten dos recomendaciones de seguridad al respecto.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

Respecto al funcionamiento de la aeronave y sus sistemas

3.1.1. No se encontraron evidencias de fallos mecánicos o mal funcionamientos de sistemas de la aeronave que hubieran podido influir en el accidente.

3.1.2. Un ensayo en banco de los motores realizado tras el accidente confirmó que ambos motores eran capaces de producir potencia suficiente para vuelo continuado.

Respecto a las cuestiones operacionales

3.1.3. Al piloto se le informó ese mismo día que tendría que hacer un vuelo de transporte de personalidades, y que ese despegue se realizaría desde una plaza de toros. Esta antelación pudo ser insuficiente para permitirle una adecuada preparación del vuelo.

3.1.4. El Centro Coordinador de las BESCAM había seleccionado y propuesto al piloto el despegue desde el ruedo de la plaza de toros. Este no rechazó dicho punto a pesar de existir una zona despejada suficientemente amplia y aneja a la plaza de toros.

3.1.5. El piloto pudo verse afectado en la decisión de aceptar el despegue desde la plaza de toros por la relevancia que implicaba el traslado de personalidades y el de la prensa gráfica y televisión que le acompañaba.

3.1.6. El helicóptero despegó dos veces con un peso que se ha estimado superior al límite establecido en el Manual de Vuelo y la aeronave no contaba con formularios de peso y centrado para realizar rápida y fácilmente los cálculos correspondientes.

3.1.7. Se estima que en el vuelo del accidente el helicóptero llevaba un peso de 2.222 kg, es decir, aproximadamente 159 kg superior al peso máximo autorizado.

3.1.8. El despegue se realizó por la zona más baja de los graderíos, con lo cual el viento incidía en el helicóptero por la cola.

3.1.9. En el despegue del accidente no se mantuvo un rumbo constante. Se realizó de forma rápida una demanda grande de potencia tras la cual se produjo una caída de potencia con disminución de la velocidad de giro del rotor principal.

3.1.10. El helicóptero se encontraba en las siguientes condiciones, en el instante que se inició la guiñada del morro hacia la derecha:

- Solicitud de potencia máxima.
- Peso superior al MTOW.
- Vuelo casi estacionario y saliendo del efecto suelo.
- Caída de vueltas de los rotores.
- Viento entrando de cola, dentro del arco comprendido entre los 120° y 240°.

3.1.11. El piloto no podría haber recuperado la eficacia del rotor de cola, bajando la palanca de colectivo, al no tener espacio físico para realizar un aterrizaje de emergencia frustrando el despegue.

3.1.12. El manual de operaciones del operador incluía la descripción de área confinada sin describir los procedimientos y características de los obstáculos y alturas que limiten y valoren los riesgos de las áreas confinadas.

3.1.13. No existían registros del piloto en los que constara haber realizado despegues máximos ó de máximas características en las últimas verificaciones de competencia y en el último entrenamiento recurrente.

3.1.14. El piloto no recordaba haber recibido formación específica sobre el fenómeno LTE.

3.1.15. Los programas de formación para la obtención de licencias de piloto de helicóptero privado y comercial contenidos en JAR-FCL2 no incluyen explícitamente el fenómeno LTE. Sí está reflejado el tema del LTE en los syllabus que desarrollan esos programas y que constituyen medios aceptables de cumplimiento con los requisitos de la JAR-FCL 2.

3.1.16. El operador había divulgado en el seno de su organización de operaciones información sobre el fenómeno LTE emitida por el fabricante.

3.2. Causas

Puesto que el helicóptero mantenía unas condiciones de peso superior al máximo autorizado al despegue, velocidad inferior a 30 kt, altura próxima a un estacionario fuera del efecto suelo, una potencia solicitada máxima y un viento relativo incidiendo en el helicóptero con un ángulo aproximado de 195° cuando inició un giro incontrolado hacia la derecha sobre su eje vertical, se considera que la causa probable del accidente fue la pérdida de efectividad del rotor de cola (LTE) que originó el descontrol del vuelo y la posterior caída del helicóptero.

Se considera que los siguientes factores contribuyeron a generar las condiciones en las que se produjo el LTE:

a) La selección de un área confinada (la plaza de toros) como zona de despegue.
b) La comunicación de las características especiales del vuelo con poca antelación, lo que impidió una mejor preparación del vuelo.
c) El desconocimiento del fenómeno LTE por parte del piloto.
d) La no realización del procedimiento de peso y centrado de la aeronave anterior al despegue y el inicio del vuelo con un peso superior al MTOW.
e) La carencia de ejecución de despegues de máxima potencia en los vuelos de verificación de competencia y del entrenamiento recurrente del piloto.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

Con el objeto de mejorar la seguridad de las operaciones de vuelo con helicópteros se emiten las siguientes recomendaciones de seguridad:

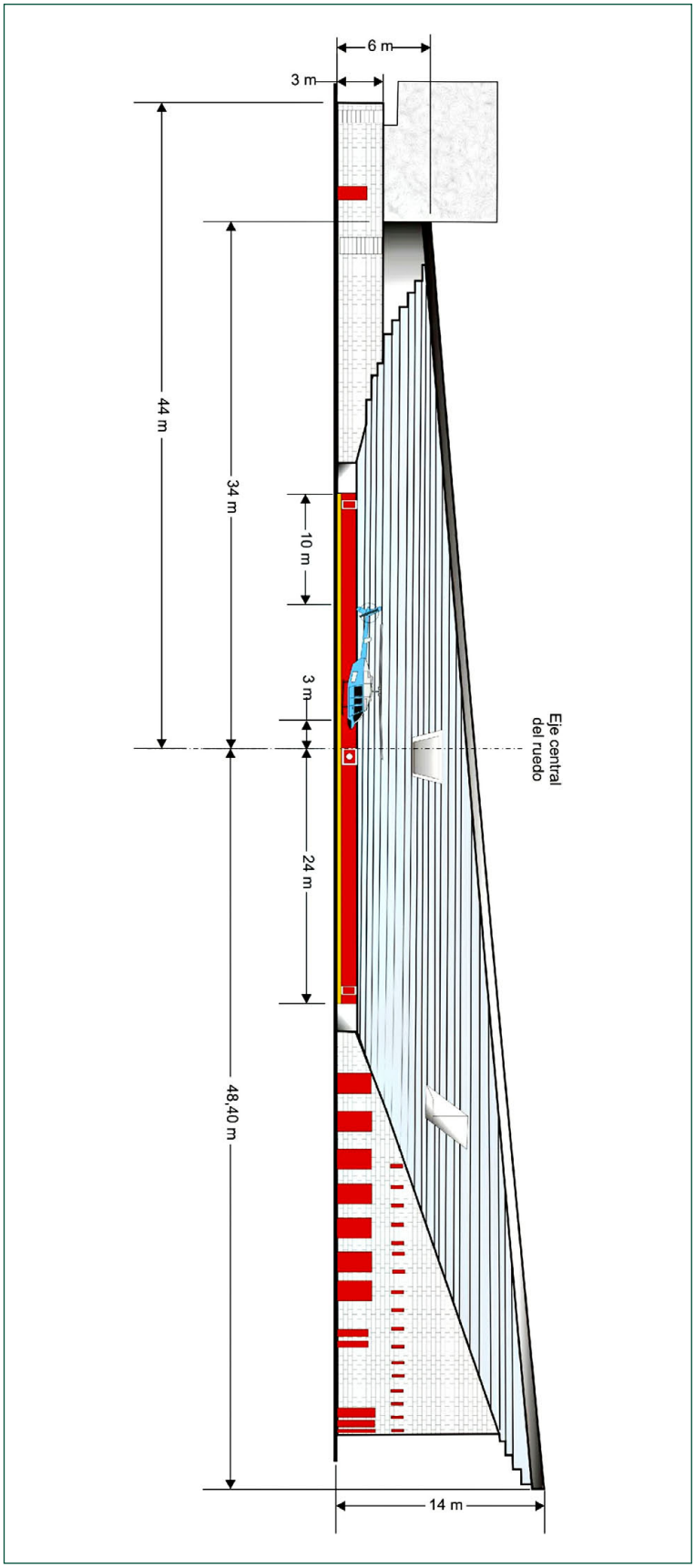
REC 20/07. Se recomienda a la Dirección General de Aviación Civil (DGAC) que se incluya el fenómeno de LTE en los programas de formación de pilotos de helicópteros en España mediante la publicación de los «syllabi» que están admitidos en el ámbito de las JAR-FCL 2.

REC 21/07. Se recomienda a la Dirección General de Aviación Civil (DGAC) que distribuya información relativa al fenómeno LTE a todos los operadores de helicópteros, escuelas de vuelo, sociedades deportivas de vuelo y propietarios particulares de helicópteros.

REC 22/07. Se recomienda a la Dirección General de Aviación Civil (DGAC) que requiera al operador del helicóptero, Helisureste S. A., la adopción de medidas que aseguren que las tripulaciones de vuelo disponen a bordo de los helicópteros de toda la información necesaria para realizar cálculos de peso y centrado de forma rápida y sencilla, y que la usan de modo sistemático.

REC 23/07. Se recomienda al operador del helicóptero, Helisureste S. A., que revise su Manual de Operaciones incluyendo una más completa descripción de procedimientos y características de los obstáculos y alturas que limiten los riesgos de las áreas confinadas.

APÉNDICE 1
Corte lateral de la plaza de toros de Móstoles


Eje central
del ruedo
6 m
3 m
44 m
34 m
10 m
3 m
24 m
48,40 m
14 m

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	**Sábado, 29 de octubre de 2005; 10:13 h UTC[1]**
Lugar	**UW 100 (FL 260) 50 NM de CJN VOR**

AERONAVE

Matrícula	**D-AIRL**	**UR-GAL**
Tipo y modelo	**AIRBUS 321**	**BOEING 737-300**
Explotador	**Lufthansa German Airlines**	**Ukraine Intern. Airlines**

Motores

Tipo y modelo	**IAE 2530-A5**	**N/A**
Número	**2**	**2**

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Piloto al mando
Edad	**39 años**	**45 años**
Licencia	**ATPL**	**ATPL**
Total horas de vuelo	**9.450 h**	**11.804 h**
Horas de vuelo en el tipo	**2.700 h en A320**	**4.700 h [400 como comand. B737 (clásico)]**

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			**N/A**			**2**
Pasajeros			**N/A**			**115**
Otras personas						

DAÑOS

Aeronave	**Ninguno**	**Ninguno**
Otros daños	**Ninguno**	**Ninguno**

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	**Transp. aéreo comercial – Vuelo internac. regular de pasajeros**	**Transp. aéreo comercial – Vuelo internac. regular de pasajeros**
Fase del vuelo	**Descenso**	**Descenso**

INFORME

Fecha de aprobación	**30 de mayo de 2007**

[1] La referencia horaria en este informe es el Tiempo Universal Coordinado (UTC) mientras no se indique lo contrario. Es necesario añadir dos horas para obtener la hora local.

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Reseña del vuelo

El sábado, 29 de octubre de 2005, un Boeing 737-300 de las Líneas Aéreas Internacionales de Ucrania con el indicativo AUI 941 volaba de Kiev (UKBB) a Madrid (LEMD). Un Airbus 321 de las Líneas Aéreas Alemanas de Lufthansa con el indicativo DLH-88C le seguía con la misma trayectoria de vuelo desde Francfort (EDDF) a Madrid (LEMD). Ambas aeronaves estaban siendo controladas por el Centro de Control del Área de Madrid (LECM).

De acuerdo con la notificación del incidente ATS de Lufthansa, cuando el DLH-88C estaba en FL264, haciendo un descenso autorizado a FL250, se emitió un Aviso de Tráfico TCAS (TA) y el controlador de tráfico aéreo (ATCO) de LECM le solicitó mantener FL260. Poco tiempo después, un Aviso de Resolución TCAS (RA) les ordenó subir. La tripulación siguió esta instrucción hasta FL265.

Al mismo tiempo, la tripulación del AUI-941 también seguía una instrucción RA del TCAS que les ordenaba descender. Algunos segundos antes, el ATCO les había autorizado a FL 210 y les había solicitado que incrementasen el régimen de descenso a 2000 ft/min o más. El AUI-941 colacionó el nivel del vuelo asignado pero no la instrucción de aumento del régimen de descenso. El ATCO tampoco les preguntó si lo habían entendido.

Ambas tripulaciones siguieron sus respectivas órdenes RA del TCAS. Las distancias verticales y horizontales mínimas entre ambas aeronaves se estimaron en 600 ft y alrededor 0.41NM respectivamente (según los datos del radar). Después del suceso, ambos aviones continuaron sus vuelos con normalidad. La tripulación del DLH-88C rellenó un informe de TCAS. La tripulación del otro avión no hizo un informe formal del suceso, posteriormente indicarían que no oyeron ningún comentario acerca del suceso por lo que lo consideraron como «un aviso fallido» del TCAS.

No se produjeron lesiones, ni daños en ninguna de las aeronaves.

1.2. Información personal

1.2.1. *Comandante del AUI 941*

Sexo, edad:	Hombre, 45
Nacionalidad:	Ucraniana
Licencia:	ATPL
Última renovación:	12-05-2005

Validez del reconocimiento médico:	Hasta el 04-10-2006
Validez de las habilitaciones:	Hasta el 25-03-2006
Horas totales de vuelo:	11.804 h
Horas en el tipo:	4.700 h, 400 h como comandante B737 (classic)
Horas en las últimas 72 h:	3 h
Horas en los últimos 30 días:	70,1 h
Actividad aérea previa a la fecha del incidente:	4 h 50 min (26-10-2005)
Periodo de descanso antes de la fecha del incidente:	56,5 h (26-10-2005)

1.2.2. *Copiloto del AUI 941*

Sexo, edad:	Hombre, 43
Nacionalidad:	Ucraniana
Licencia:	ATPL
Última renovación:	31-03-2005
Validez del reconocimiento médico:	Hasta el 23-05-2006
Validez de las habilitaciones:	Hasta el 02-10-2006
Horas totales de vuelo:	8.286 h
Horas en el tipo:	1.483 h
Horas en las últimas 72 h:	4 h
Horas en los últimos 30 días:	69,9 h
Actividad aérea previa a la fecha del incidente:	4 h 5 min (28-10-2005)
Periodo de descanso antes de la fecha del incidente:	17 h 20 min (28-10-2005)

1.2.3. *Comandante del DLH 88C*

Sexo, edad:	Hombre, 39
Nacionalidad:	Alemana
Licencia:	ATPL

Horas totales de vuelo:	9.459 h
Horas en el tipo:	2.700 h

1.2.4. *Controlador del Centro de Control de Área de Madrid (LECM)*

Sexo, edad:	Hombre, 50 (cuando se produjo el incidente)
Nacionalidad:	Española
Título profesional:	Controlador de la Circulación Aérea
Licencia:	La oficialmente válida por la DGAC
Habilitaciones obtenidas en LECM:	Ruta, desde 25-01-1996 y TMA, desde 23-02-2001
Reconocimiento medico (CIMA):	Apto, válido hasta 10-03-2007
Tiempo total de experiencia profesional (acumulada) como CCA cuando ocurrió el incidente:	29 años, 9 meses, 21 días

1.3. Declaraciones

1.3.1. *Declaración de la tripulación del DLH-88C*

Según la declaración de la tripulación del DLH-88C, extraída de la notificación del incidente ATS, cuando estaban en FL264 (10:13 h), descendiendo al nivel autorizado FL250, se emitió un Aviso de Tráfico TCAS (TA) y el controlador de tráfico aéreo (ATCO) de LECM les llamó para que pararan el descenso en FL260. El ATCO les informó de que el tráfico que estaba en conflicto estaba alcanzando FL250. Durante esta comunicación se recibió un RA con una instrucción de ascender. La tripulación siguió esta instrucción y subió hasta FL265.

1.3.2. *Declaración de la tripulación del AUI-941*

La tripulación del AUI-941 indicó que estaban autorizados a descender a FL250 por el ATCO de Madrid y momentos antes de alcanzar esa altitud (sobre un minuto) apareció un TA del TCAS seguido por un RA del TCAS. La tripulación llevó a cabo la maniobra indicada por el RA. Entonces recuperaron FL250 con mínimas desviaciones. Cuando estaban ya en FL250 (justo después del RA, probablemente menos de un minuto) recibieron una orden repetida por segunda vez: «Alfa Uniform India 941, descienda a FL250 (voz femenina)». Contestaron: 941 FL250. Pocos minutos después fueron autorizados a descender a FL210 por el ATCO (voz masculina). Permanecieron en la misma frecuencia durante el suceso. No se hizo ningún informe referente a la maniobra de RA que se había realizado.

1.4. Comunicaciones ATC

Tendiendo en cuenta la trascripción de las comunicaciones (véase la tabla 1), a las 10:09:55 ATCO autorizó al AUI-941 a descender a FL210 y a las 10:10:01 AUI-941 colacionó la autorización. Alrededor de un minuto después, el ATCO ordenó al DLH-88C continuar el descenso a FL250 y ellos colacionaron la autorización.

Tiempo	Estación	Texto
10:06:16	AUI 941	MADRID CONTROL BUENOS DÍAS UKRAINE OINTERNATIONAL NINE FOUR ONE DESCENDING TWO FIVE ZERO
10:06:21	LECM	NINE FOUR ONE BUENOS DÍAS RADAR CONTACT DESCEND LEVEL TWO FIVE ZERO
10:06:26	AUI 941	OK. TWO FIVE ZERO UKRAINE INTERNATIONAL NINE FOUR ONE
10:07:27	DLH 88C	MADRID BUENOS DÍAS LUFTHANSA EIGHT EIGHT CHARLIE WE ARE PASSING LEVEL THREE TWO SEVEN DESCENDING LEVEL TWO NINE ZERO
10:07:37	LECM	SAY AGAIN YOU CALL SIGN?
10:07:39	DLH 88C	LUFTHANSA EIGHT EIGHT CHARLIE
10:07:44	LECM	LUFTHANSA EIGHT EIGHT CHARLIE BUENAS RADAR CONTACT DESCENDING LEVEL TWO NINE ZERO
10:07:47	DLH 88C	ROGER DESCENDING LEVEL TWO NINE ZERO, LUFTHANSA EIGHT EIGHT CHARLIE
10:09:08	LECM	LUFTHANSA EIGHT EIGHT CHARLIE CONTINUE DOWN LEVEL TWO SEVEN ZERO
10:09:13	DLH 88C	LUFTHANSA EIGHT EIGHT CHARLIE DESCENDING FLIGHT LEVEL TWO SEVEN ZERO
10:09:55	LECM	UKRAINE NINE FOUR ONE CONTINUE DOWN LEVEL TWO ONE ZERO
10:10:01	AUI 941	CLEAR DOWN TWO ONE ZERO UKRAINE INTERNATIONAL NINE FOUR ONE
10:11:11	LECM	LUFTHANSA EIGHT EIGHT CHARLIE CONTINUE DOWN ...EH CONTINUE DOWN LEVEL TWO FIVE ZERO
10:11:19	DLH 88C	LUFTHANSA EIGHT EIGHT CHARLIE SORRY SAY AGAIN?
10:11:22	LECM	OK. CLEAR LEVEL TWO FIVE ZERO
10:11:23	DLH 88C	CLEAR FLIGHT LEVEL TWO FIVE ZERO LUFTHANSA EIGHT EIGHT CHARLIE, THANK YOU
10:12:31	LECM	LUFTHANSA EIGHT EIGHT CHARLIE CLEAR LEVEL TWO SIX ZERO INITIALLY, MAINTAIN TWO SIX ZERO
10:12:37	DLH 88C	...ININTELIGIBLE... TWO SIX ZERO LUFTHANSA EIGHT EIGHT CHARLIE AND HAVE THE TRAFFIC BELOW IN SIGHT
10:12:40	LECM	ROGER, ALFA UNIFORM INDIA NINE FOUR ONE RATE TWO THOUSAND OR MORE, DESCENDING LEVEL TWO ONE ZERO
10:12:47	AUI 941	OK. TWO ONE ZERO UKRAINE INTERNATIONAL NINE FOUR ONE
10:12:50	LECM	NINE FOUR ONE MADRID APPROACH ONE ONE EIGHT DECIMAL FOUR, ADIOS
10:12:53	DLH 88C	...EIGHT EIGHT CHARLIE T-C-A-S CLIMB
10:12:55	AUI 941	ONE ONE EIGHT DECIMAL FOUR UKRAINE INTERNATIONAL NINE ONE FOUR
10:12:58	LECM	OK. YOUR TRAFFIC IS NOW REACHING LEVEL TWO FIVE ZERO INCREASING RATE OF DESCENT

Tabla 1. Trascripción de las comunicaciones ATC [ver las dos últimas comunicaciones entre AUI 941 y LECM para comparar con los datos del DFDR (gráfico 2)]

Time	Station	Text
10:13:03	DLH 88C	EIGHT EIGHT CHARLIE WE'VE THE T-C-A-S CLIMB WE ARE LEVEL TWO SIX ZERO AGAIN AND AH... MAINTAINING TWO SIX ZERO NOW
10:13:13	LECM	ROGER ROGER
10:13:16	DLH 88C	WHERE IS THE... IT WAS REALLY... ININTELIGIBLE... WAS A RESOLUTION ADVISORY AND EH THAT WAS... ININTELIGIBLE...
10:13:23	LECM	OK. YOUR TRAFFIC IS NOW LEAVING TWO FOUR EIGHT, TWO FOUR EIGHT ALTITUDE
10:14:26	LECM	LUFTHANSA EIGHT EIGHT CHARLIE CLEAR LEVEL TWO THREE ZERO
10:14:30	DLH 88C	LUFTHANSA EIGHT EIGHT CHARLIE WE ARE LEVING NOW LEVEL TWO SIX ZERO DESCENDING LEVEL TWO THREE ZERO
10:14:46	DLH 88C	LUFTHANSA EIGHT EIGHT CHARLIE FOR YOUR INFORMATION WE HAVE TO WRITE A REPORT ABOUT THIS EVENT, IT WAS REALLY... ININTELIGIBLE...
10:14:52	LECM	ROGER
10:15:36	LECM	LUFTHANSA EIGHT EIGHT CHARLIE CLEAR LEVEL TWO ONE ZERO, MADRID FREQUENCY ONE ONE EIGHT DECIMAL FOUR
10:15:43	DLH 88C	EIGHT EIGHT CHARLIE EH…ROGER DESCEND LEVEL TWO ONE ZERO, ONE ONE EIGHT FOUR, BYE
		END OF TRANSCRIPTION

Tabla 1. Trascripción de las comunicaciones ATC [ver las dos últimas comunicaciones entre AUI 941 y LECM para comparar con los datos del DFDR (gráfico 2)] *(continuación)*

A las 10:12:31 ATCO solicitó al DLH-88C mantener FL260. DLH-88C colacionó la instrucción y agregó que tenía el tráfico debajo y a la vista (10:12:37).

Entonces, a las 10:12:40, el ATCO solicitó al AUI-941 mantener un régimen de descenso de 2.000 ft/min o más hacia el nivel autorizado FL210; AUI-941 colacionó el nivel FL210, pero no la instrucción de aumentar el régimen de descenso, y el ATCO no les preguntó si la habían entendido. EL ATCO dio al AUI-941 la frecuencia de aproximación a Madrid y apenas dos segundos antes de que la tripulación del AUI-941 colacionara la instrucción (la última comunicación entre ATCO y AUI-941), DLH-88C informó de que tenía un aviso resolución de «ASCIENDA del TCAS». Entonces el ATCO dijo: «OK. SU TRÁFICO ESTÁ ALCANZANDO AHORA EL NIVEL DOS CINCO CERO INCREMENTANDO EL RÉGIMEN DE DESCENSO» pero no se incluyó ningún indicativo de vuelo en esta comunicación y nadie contestó.

La tripulación del DLH-88C comunicó su intención de rellenar un informe sobre el suceso y el ATCO les indicó que había recibido el mensaje.

1.5. Datos Radar

Ambas aeronaves mantenían la misma ruta en descenso hacia el punto TERSA. Esta es la ruta necesaria para comenzar la entrada instrumental estándar (STAR) llamada TERSA1B para la aproximación al Aeropuerto de Madrid (por las pistas 33L/33R, véase la Figura 1).

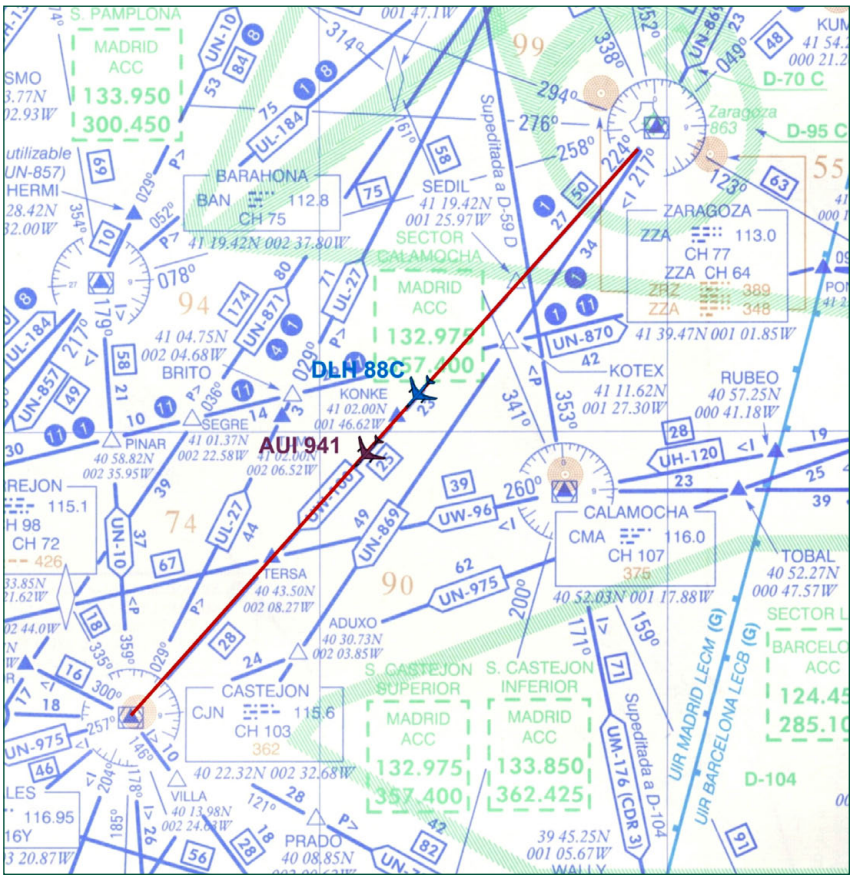


Figura 1. Ruta que mantenían las aeronaves

De acuerdo con los datos del radar, los regímenes medios de descenso de ambos aviones se han calculado desde 10:12:07 hasta el momento en que la primera alerta de conflicto de tráfico (definida como VAC en sistema del radar) apareció en la pantalla del ATC (10:12:37). Los resultados de este cálculo son los siguientes:

Régimen de descenso del AUI-941: 1.200 ft/min
Régimen de descenso del DLH-88C: 2.200 ft/min

Usando FL250 como referencia, AUI-941 alcanzaba este nivel a las 10:13:02 («reloj de datos del radar»). Por otra parte, el ATCO dijo a alguien «OK. SU TRÁFICO ESTÁ ALCANZANDO AHORA EL NIVEL DOS CINCO CERO INCREMENTANDO EL RÉGIMEN DE DESCENSO» a las 10:12:58 («reloj de comunicaciones del ATC»). Si se asume que esta frase es la que informó al DLH-88C sobre la localización del AUI-941, aparece un retraso de alrededor 4 segundos entre el reloj de los datos del radar y el de la comunicación del ATC. Por lo tanto, en el momento en que el DLH-88C dijo al ATCO que tenía el tráfico abajo a la vista estaba aproximadamente en FL264 y AUI-941 estaba a FL256 (alrededor de 800 ft de separación entre ambos aviones). La Figura 1 muestra este momento, momentos antes que apareciera el aviso RA del TCAS. Se puede observar que la distancia vertical entre ambos aviones se reduce de 800 ft a 700 ft.

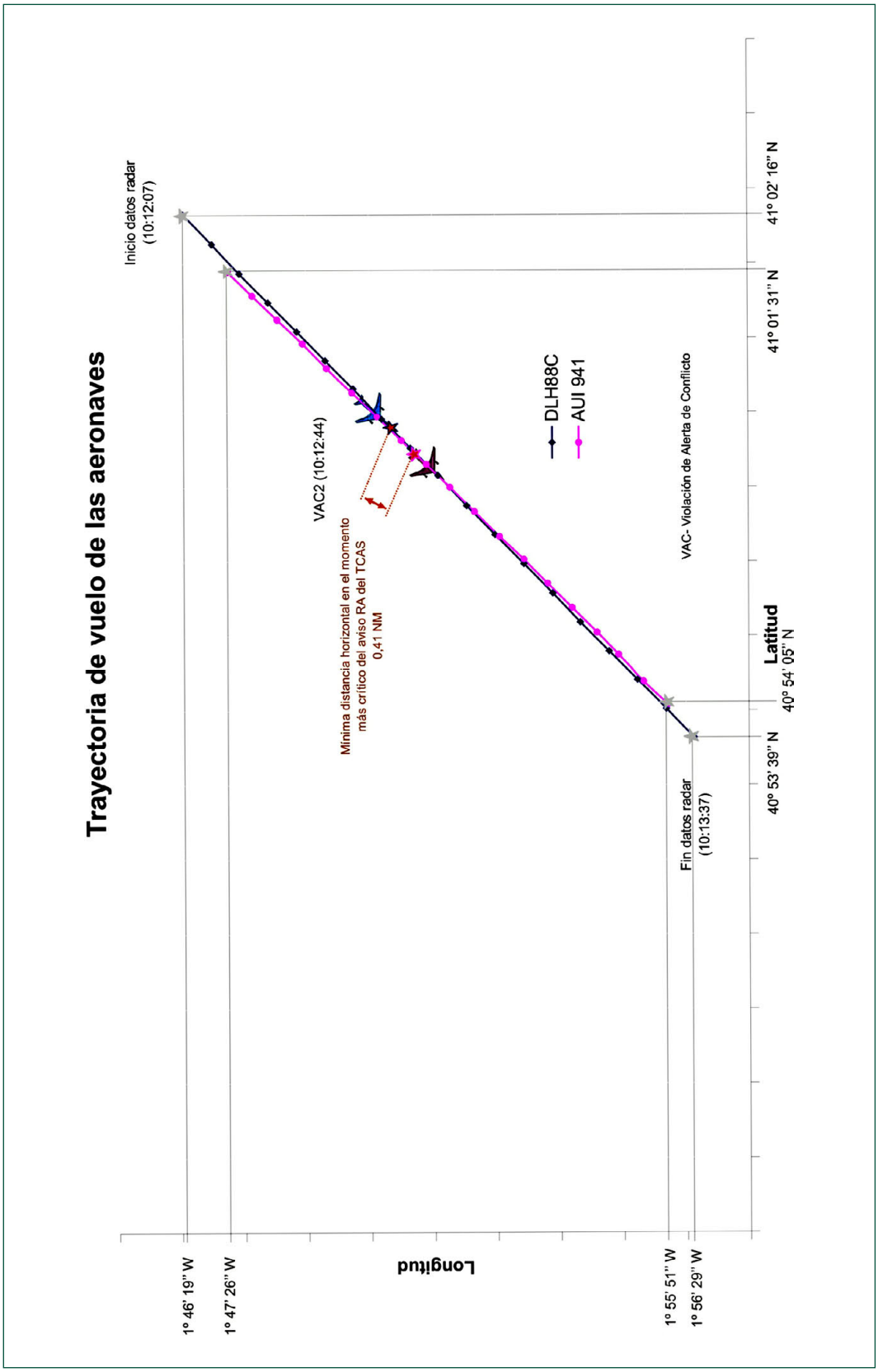


Figura 2. Trayectoria de vuelo de las aeronaves

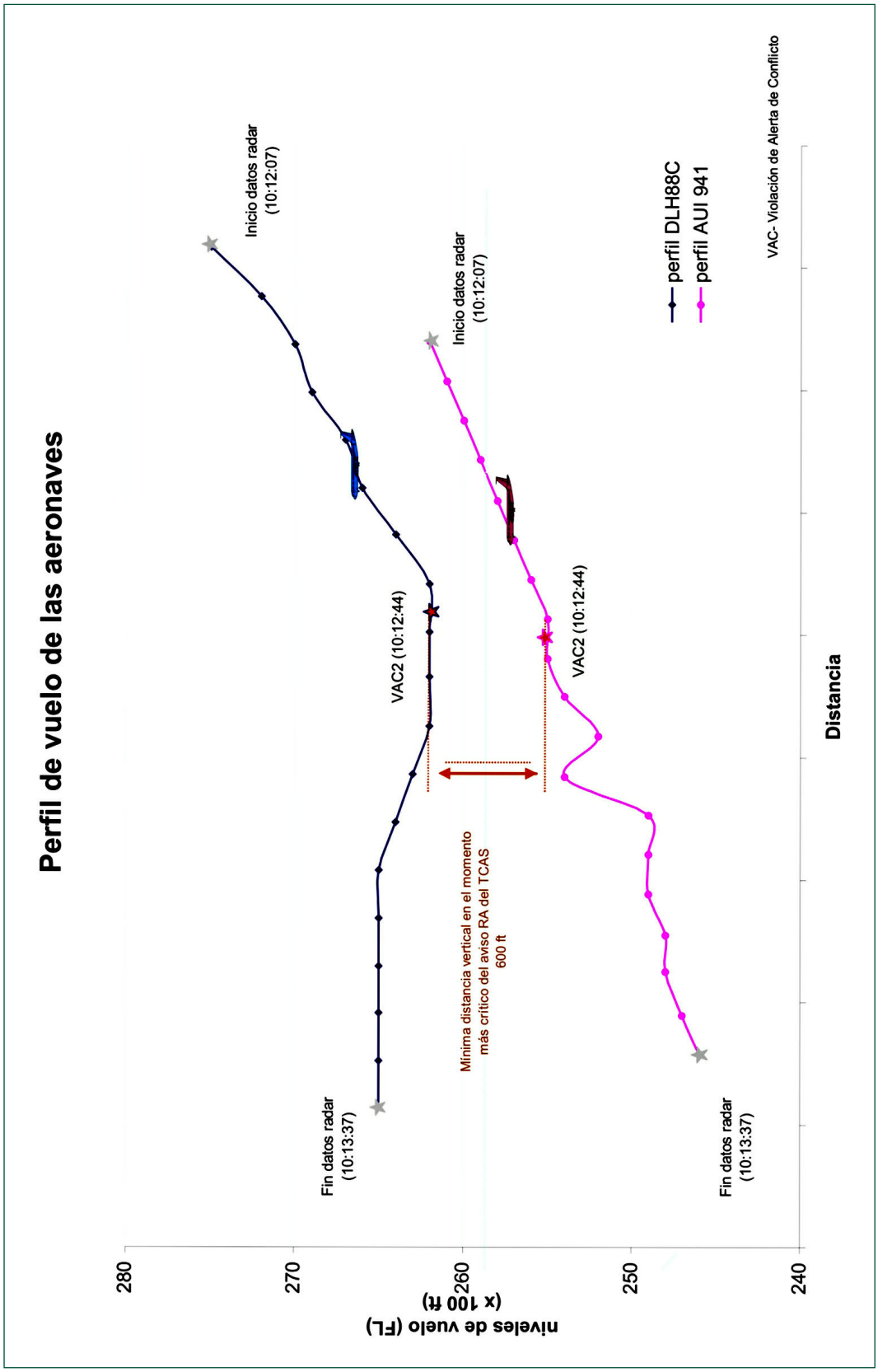


Figura 3. Perfil de vuelo de las aeronaves

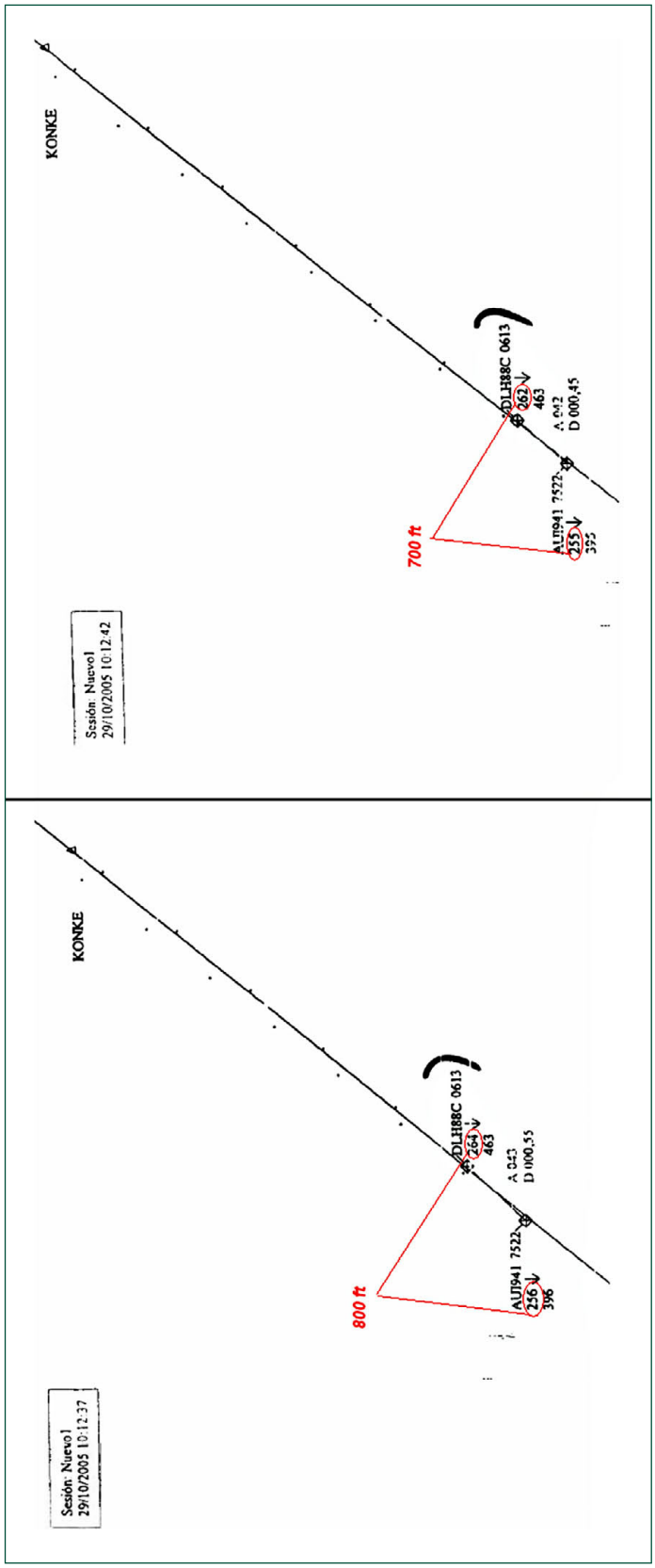


Figura 4. Dos imágenes de presentación RADAR

1.6. Información obtenida de los registradores de datos de vuelo (DFDR)

Los datos DFDR del avión alemán no se reservaron después el incidente y no pudieron usarse en consecuencia durante la investigación. Sí pudo recuperarse la grabación del DFDR del vuelo del avión ucraniano.

Usando como parámetro registrado en el DFDR del AUI-941 el pulso para hablar («Push To Talk», PTT), se ha determinado que el reloj de las comunicaciones del ATC tiene un retraso de alrededor 5 segundos con respecto al reloj del DFDR. Los tiempos usados en este párrafo están basados en el reloj de comunicaciones del ATC.

La tripulación comenzó a aumentar el régimen de descenso a 2.000 ft/min desde el momento en el que apareció el RA del TCAS (aproximadamente en 10:12:44). El ATCO les había solicitado alcanzar un índice de 2.000 ft/min o más en 10:12:40.

La tripulación del AUI-941 continuó hablando (véase el PTTvhf1 del gráfico 2 que muestra el momento en que se presiona el pulsador del micrófono) alrededor de diez segundos después de que hubieran colacionado la frecuencia de aproximación a Madrid (en 10:12:53).

1.7. Información sobre organización y gestión

1.7.1. *Procedimientos TCAS/ACAS de las Aerolíneas Internacionales de Ucrania*

La información extraída de los procedimientos de funcionamiento del Manual General de las Operaciones de Vuelo de las Aerolíneas internacionales de Ucrania muestra lo siguiente:

> 8.3.6 Política y Procedimientos para el uso del TCAS/ACAS- Divulgación
>
> «Se informará de las incidencias del TCAS/ACAS a la compañía.
> Un RA se debe notificar al ATC cuando la maniobra inducida por el sistema lleva al piloto a desviarse de la separación asignada [...]
> Es obligatorio un informe del comandante después de cualquier RA.
> Si el RA del TCAS presentaba un riesgo real de colisión o pérdida de separación se adjuntará "un informe de Incidente de Tráfico Aéreo" y un "informe de TCAS" al Jefe de Pilotos.
> Si el RA de TCAS es considerado como " falso "o "sin riesgo" solamente se adjuntará un "informe del TCAS" al Jefe de Pilotos. Tales informes ayudan a identificar problemas con las actuales versiones del TCAS y a desarrollar un software mejor para el TCAS.»
> [...]

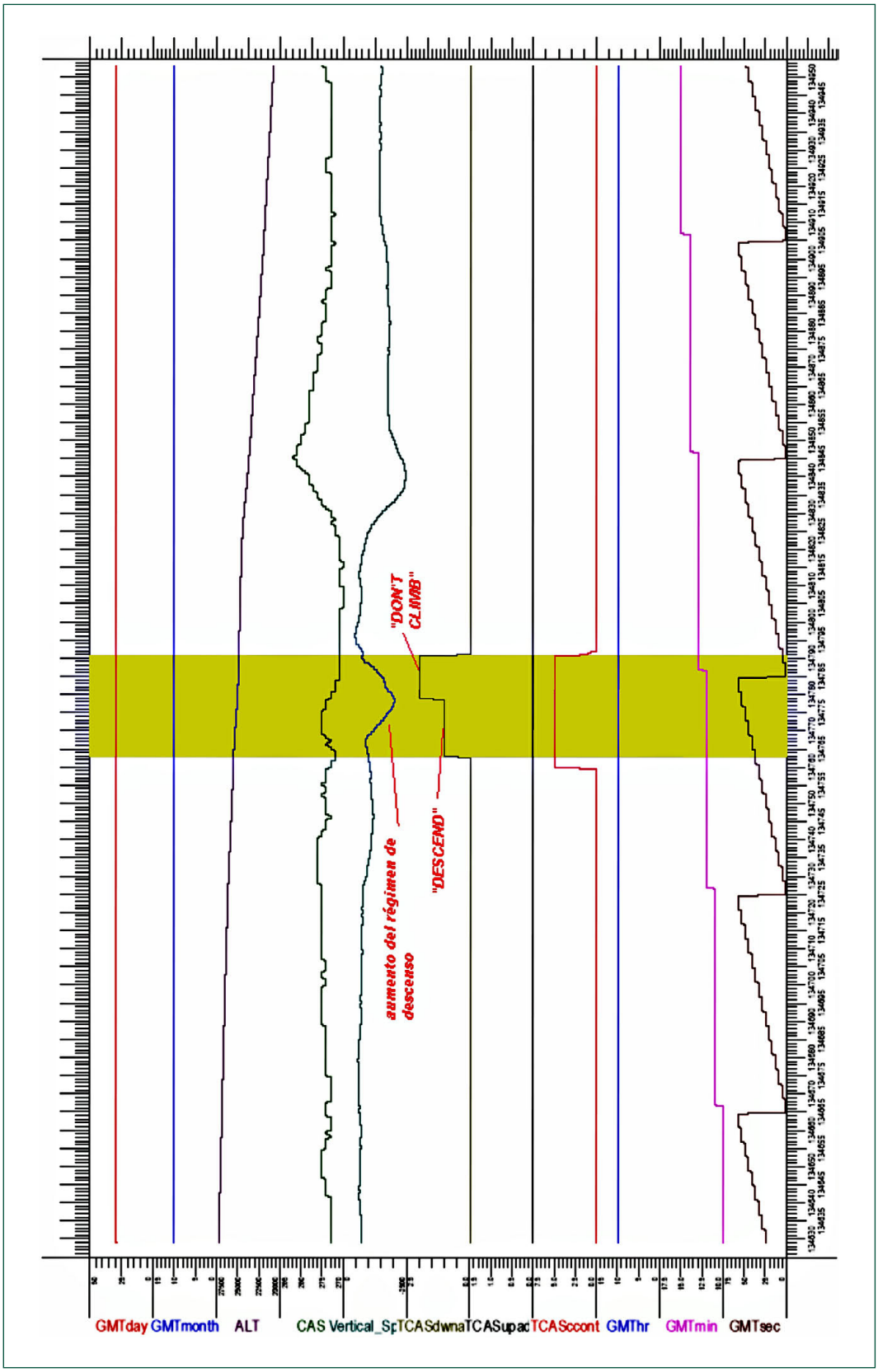


Gráfico 1. Datos I del DFDR del AUI 941

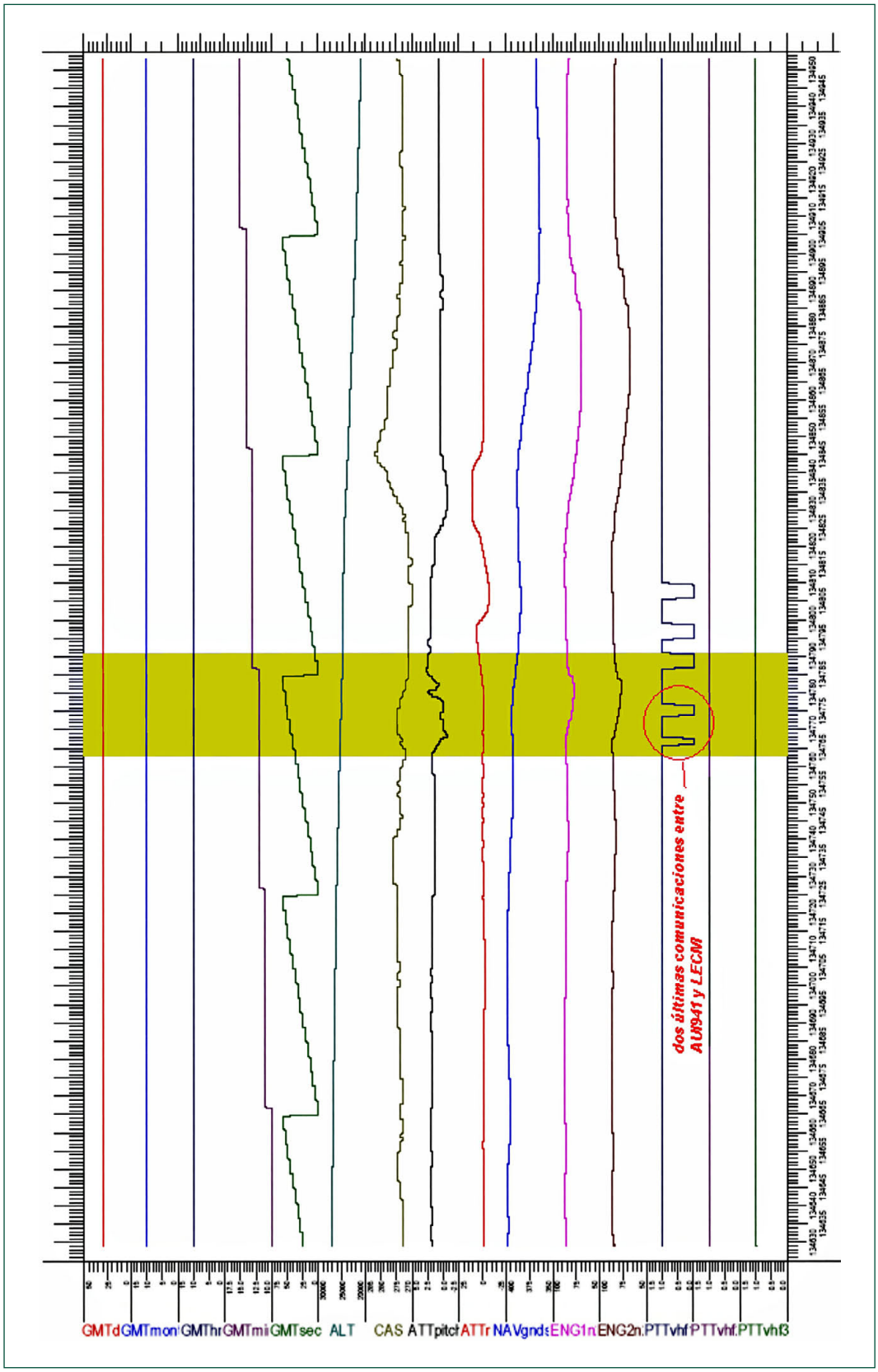


Gráfico 2. Datos II del DFDR del AUI 941

11.4.3 Divulgación (De Sucesos)

«[...] Después de un suceso, **independientemente de su naturaleza,** el **Comandante es** responsable de notificarlo a la compañía, por los medios apropiados, y escribir un informe.[…]

1. Aviso de Resolución del Sistema de Prevención de Colisión en el Aire

El Comandante deberá notificar a la Unidad-ATS interesada y presentar un Informe de Seguridad aérea a la Autoridad siempre que en el vuelo haya hecho una maniobra como respuesta a un Aviso de Resolución /ACAS.

1.7.2. *Organización y funcionamiento de los Centros de Control de AENA*

El centro de control gestiona el tráfico aéreo de las diferentes Regiones de Información de Vuelo (FIR) que a su vez se dividen en sectores. Desde el puesto de supervisión del centro de control se determina la configuración de la sala de operaciones en las distintas posiciones de control en función de los sectores activos.

En el centro de control Centro-Norte existen los puestos técnicos-operativos que a continuación se exponen que, según el Convenio colectivo profesional entre AENA y los controladores de la circulación aérea (CCA), desempeñan entre otras, las siguientes funciones:

- El controlador

  – Ejerce las funciones que se deriven del suministro del servicio de control, información y alerta en uso de las atribuciones que le confiere la posesión de la licencia de Controlador de Tránsito Aéreo y de las correspondientes habilitaciones locales, según normativa nacional e internacional aplicables. [...]

- El supervisor

  – Supervisa las operaciones dentro de un área asignada.
  – Propone al Jefe de Sala las configuraciones operativas para que se atienda, en las mejores condiciones posibles, la demanda de tráfico, teniendo en cuenta las capacidades publicadas, condiciones técnicas o meteorológicas, capacidad, número y pericia de los CCA a su cargo y vigilando que le volumen de tráfico no exceda límites que puedan afectar a la seguridad. [...]
  – Asesora a los CCA que facilitan Servicios de Tránsito Aéreo en la adopción de acciones a tomar en las operaciones.
  – Hace el seguimiento de las cargas de trabajo por sector o posición, con objeto de comprobar la idoneidad de las mismas, informando al Jefe de Supervisión al respecto.

- El jefe de supervisión

  – Dirige y coordina la actuación de los Supervisores y Técnicos Supervisores en el ejercicio de sus funciones, asegurando la debida homogeneidad de criterios y métodos de supervisión.
  – Vela por la adecuada competencia de los Supervisores.

- El jefe de sala es la máxima autoridad y el responsable de la operación y gestión diaria en la sala de operaciones

  – Asegura que los servicios de tránsito aéreo son facilitados de acuerdo con las normas y procedimientos establecidos.
  – Asegura que el trabajo en la sala de operaciones se realiza eficazmente.
  – Vela por el correcto proceder del personal en la sala de operaciones.

1.8. Información adicional

1.8.1. *Información para rellenar un Informe de Incidente de Tráfico Aéreo*

De acuerdo con el documento de OACI Doc 4444 (Gestión de los Servicios de Tráfico Aéreo), párrafo 15.7.3 «los procedimientos en lo que se refiere a las aeronaves equipadas con sistemas para evitar la colisión en el aire (ACAS)» establecen la siguiente frase:

> «15.7.3.5- Después de una aviso RA, u otro aviso del ACAS, los pilotos y controladores deben realizar un informe de incidente de tráfico aéreo.»

La Publicación de Información Aeronáutica de España (AIP) (ENR 1.14.1, Incidentes de tráfico aéreo) y el Reglamento de la Circulación Aérea de España (RCA) (Apéndice Y, Notificación de Incidentes de Tránsito Aéreo) establece que los pilotos notificarán los incidentes usando un "Formato de Informe para Incidente de Tráfico Aéreo".(incluído tanto en el AIP como en el RCA)

1.8.2. *Información sobre instrucciones para el control de la velocidad vertical*

El documento de OACI Doc.4444 (Gestión de los Servicios de Tráfico Aéreo), párrafo 4.7 «Instrucción de Control de la Velocidad Vertical» establece lo siguiente:

> «Para facilitar un flujo de tráfico seguro y ordenado,, se puede requerir a la aeronave ajustar el régimen de ascenso o de descenso. Puede aplicarse el control de la velocidad vertical entre dos aeronaves ascendiendo o descendiendo para establecer o mantener una específica separación vertical mínima.»

1.8.3. *Información sobre la emisión de Alertas de Conflicto en el Sistema Automatizado para el Control del Tráfico Aéreo (SACTA)*

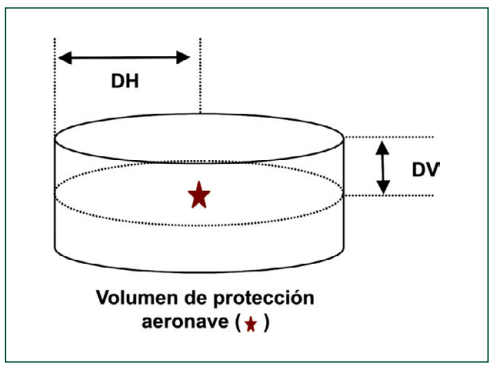
El sistema nacional utilizado para realizar el control del tráfico aéreo se denomina SACTA. Este sistema permite, entre otras muchas utilidades, detectar automáticamente posibles conflictos de tráfico.

Existen dos tipos de alerta de conflicto:

- Predicción de Alerta de Conflicto (PAC).
- Violación de Alerta de Conflicto (VAC).

La *Predicción de Alerta de Conflicto* representa los avisos que emite el sistema cuando prevé que una aeronave va a invadir el volumen de seguridad de la otra en un tiempo inferior al tiempo de alarma (TA). El TA es el tiempo de antelación previsto a la entrada de una aeronave en ese volumen de seguridad y está definido previamente en el sistema. Este volumen de seguridad está definido por un cilindro en cuyo centro se encuentra la aeronave, las medidas de este cilindro son configurables en el sistema. En la versión actual de este sistema los parámetros configurados son:

Nivel vertical	Distancia horizontal (NM) DH	Distancia vertical (ft) DV
0-307	7,2	800
307-1.000	7,2	1.700



La *Violación de Alerta de Conflicto* representa los avisos que emite el sistema cuando se produce la entrada de una aeronave en el volumen de seguridad definido alrededor de otra.

En la versión actual del SACTA el primer PAC se emite con 110 segundos de antelación a la penetración del "intruso" en el volumen de protección de la aeronave. El sistema está configurado de manera que realmente se reciben tres pre-avisos de confirmación antes del emitir el primer PAC, como la periodicidad de actualización de datos es de 5 segundos, los 15 segundos anteriores a la emisión del primer PAC, el sistema está confirmando la existencia de ese PAC. Si debido a inestabilidades en la detección radar se pasara de no existir PAC a existir PAC con previsión de VAC en un tiempo menor al configurado, entonces el sistema avisaría sin esperar la confirmación del PAC, en lo que se denomina *Tiempo de Aviso Inmediato* que equivale a 55 segundos antes de penetrar en el volumen de protección.

En resumen, en condiciones normales el tiempo de aviso de PAC es como mínimo de 110 segundos y en condiciones anómalas el PAC se convertiría en Tiempo de Aviso Inmediato equivalente a 55 segundos.

Los avisos se presentan en pantalla de forma visual con código de colores (Amarillo PAC y Rojo VAC) y acústicamente con un pitido intermitente que sólo puede ser modificado en volumen y cuyo mínimo debería permitir a la señal ser audible en todo momento.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

2.1. Discusión

Basándonos en la información recopilada, se pueden hacer las siguientes consideraciones:

- En un principio, parecía que el AUI-941 no había tenido ningún aviso del TCAS porque la tripulación no indicó ninguna maniobra, ni al ATCO ni a las Autoridades, (con un informe de Incidente de Tráfico Aéreo). Cuando se preguntó a la tripulación después del incidente, indicaron que sí tuvieron un RA, pero no informaron sobre ello porque no oyeron los comentarios del ATCO ni de la tripulación del otro avión. Por este motivo pensaron que esta advertencia era un «falso aviso» del TCAS y no se hizo ningún informe de la maniobra. Tampoco se realizó el informe de TCAS que requiere el Manual General de Operaciones de Vuelo de la compañía. (véase el párrafo 1.7.1 más arriba).

  La Normativa internacional y la española establecen que, después de un suceso RA, se debería realizar un informe (véase el párrafo 1.8.1). En lo que concierne a este caso, el operador informó que se habían tomado las acciones siguientes para corregir este hecho:

  – Preparar un aviso especial a todas las tripulaciones de vuelo y difundirlo a través de la intranet de la compañía.
  – En el encuentro mensual de pilotos posterior al incidente se recordó a todos que siguieran los procedimientos escritos en el GFOM en relación con la divulgación de los RA del TCAS.
  – Revisión del programa de entrenamiento temporal para incluir el procedimiento de divulgación de incidentes

- Considerando los datos del DFDR, la tripulación del AUI-941 continuó hablando (véase el PTTvhf1 del gráfico 2 relacionado con el momento en que se presiona el pulsador del micrófono) alrededor de diez segundos después de que hubieran colacionado la frecuencia de aproximación a Madrid (a las 10:12:53). Por lo tanto, se puede asumir que ya habían cambiado la frecuencia y que podría ser la razón por la que no

oyeron ninguna notificación de TCAS del DLH-88C o del ATCO. En resumen, es posible que cuando el aviso del RA del TCAS apareció, la tripulación del AUI-941 ya hubiera cambiado la radiofrecuencia del VHF y estuviera en contacto con la aproximación de Madrid.

- A pesar de que el AUI-941 no colacionó la instrucción de aumentar el régimen de descenso, sí comenzaron a aumentarla a 2.000 ft/min. Según los datos del DFDR, esta acción solo se realizó cuando se recibió el RA del TCAS (aproximadamente a las 10:12:48). ATCO les había solicitado un régimen de descenso de 2.000 o más ocho segundos antes a las 10:12:40 pero la comunicación tardó un tiempo y es poco probable que, si la tripulación del AUI-941 hubiera oído la instrucción, hubieran tenido bastante tiempo de seguirla antes del aviso del RA.

- Los regímenes de descenso de ambas aeronaves se pueden calcular aproximadamente basándose en los datos del radar momentos antes del incidente. La velocidad vertical del AUI-941 era alrededor 1.200 ft/min al contrario de los 2.200 ft/min del DLH-88C. A las 10:12:37 el DLH-88C había colacionado la instrucción del ATCO de mantener FL260 y le comunicó que tenían el tráfico debajo a la vista (se ha determinado que en ese momento la separación entre el avión era alrededor de 800 ft). A pesar de ver el tráfico tan cerca, no redujeron su régimen de descenso (1.000 ft/min superior al régimen de descenso del AUI-941).

- Lufthansa fue el operador que informó del incidente TCAS al ATCO, comunicándoles su intención de realizar un informe TCAS y notificarlo a las Autoridades, pero no procedieron a preservar los datos relevantes (p.e. DFDR, más detalles de las declaraciones de las tripulaciones...) que permitieran analizar el suceso más tarde. Cuando se les pidió la información, la respuesta fue que los datos no estaban disponibles.

- LECM ATCO no preguntó al AUI-941 si habían entendido la instrucción de aumentar el régimen de descenso. Posteriormente dio una instrucción sin ningún indicativo: «OK. SU TRÁFICO ESTÁ ALCANZANDO AHORA EL NIVEL DOS CINCO CERO INCREMENTANDO EL RÉGIMEN DE DESCENSO». Nadie colacionó esta frase.

- Considerando la normativa internacional con respecto a las instrucciones para el control vertical de la velocidad (véase el párrafo 1.8.2 más arriba), el ATCO ordenó al DLH-88C mantener el nivel 260 y también ordenó al AUI-941 aumentar el régimen de descenso para conseguir la separación mínima requerida entre las aeronaves. Según la trascripción de las comunicaciones del ATC y de los datos radar, el ATCO comenzó a darles las instrucciones a las 10:12:31.

- A las 10:12:05 según información radar había aparecido el primer aviso PAC. Según configuración del sistema SACTA, cuando la separación entre aeronaves descendió por debajo de 800 ft hubiera aparecido el primer VAC (Violación de Alerta de Conflicto) y como mínimo el tiempo de alarma (PAC) anterior a esta alerta de violación

hubiera sido de 55 segundos (en condiciones anómalas de funcionamiento del radar) y de 110 segundos en funcionamiento normal. Se considera que el tiempo transcurrido desde el primer aviso de alerta es suficiente para dar instrucciones de separación a las dos aeronaves. El ATCO también tenía conocimiento de que el régimen de descenso del DLH-88C era casi dos veces la del AUI-88C.

- A pesar de que en la sala de control existe un puesto de supervisión (véase el párrafo 1.7.2) y que desde este puesto se tiene acceso a las distintas posiciones de control configuradas, ni el personal de control, ni el personal de supervisión actuaron de forma inmediata ante los avisos de alerta de conflicto. El jefe de Sala no tuvo conocimiento del incidente según su informe personal remitido al jefe de Supervisión ni tampoco se reflejó nada en el Diario de Novedades.

- La trascripción de las comunicaciones muestra que en varias ocasiones la tripulación del vuelo AUI-941 colacionó los valores pero no las correspondientes magnitudes contenidas en las instrucciones dadas por el ATC («CLEAR DOWN TWO ONE ZERO UKRAINE INTERNATIONAL NINE FOUR ONE» en lugar de «...LEVEL TWO ONE ZERO...»). Esta circunstancia podría conducir a errores (rumbo 210 en lugar de nivel de vuelo 210) y disminuye la seguridad de que los mensajes hayan sido correctamente entendidos.

2.2. Conclusiones

De acuerdo con la información recopilada y analizada, se puede concluir que la causa más probable de la infracción de la separación y las consiguientes maniobras de evasión, fue que los servicios ATC instruyeron a las aeronaves demasiado tarde como para permitir una reacción a tiempo de ambas aeronaves.

3. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

REC 24/07. Se recomienda a AENA que establezca medidas orientadas a que el personal de control actúe de forma inmediata ante los avisos de alerta de conflicto, desde el momento en que aparece en el sistema (visual y acústicamente) la primera predicción de alerta de conflicto (PAC).

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	**Domingo, 28 de mayo de 2006; 17:20 h local**
Lugar	**Aeródromo de Ocaña (Toledo)**

AERONAVE

	Aeronave 1	Aeronave 2
Matrícula	**D-8520**	**BGA 4073**
Tipo y modelo	**LS-1f**	**Duo Discus**
Explotador	**Privado**	**Privado**

Motores

Tipo y modelo	**N/A**	**N/A**
Número		

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	**46 años**	**43 años**
Licencia	**Piloto de velero**	**Piloto de velero**
Total horas de vuelo	**276 h**	**1.150 h**
Horas de vuelo en el tipo	**80 h**	**60 h**

LESIONES

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

DAÑOS

Aeronave	**Menores**	**Menores**
Otros daños	**Ninguno**	**Ninguno**

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	**Aviación general – No comercial – Privado**
Fase del vuelo	**Aproximación final**

INFORME

Fecha de aprobación	**30 de mayo de 2007**

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El domingo 28 de mayo a las 17: 23 hora local, el velero tipo LS-1f de matrícula D-8520, se dispuso a aterrizar en la pista 11 del Aeródromo de Ocaña. Después de haber realizado el circuito correspondiente y cuando ya se encontraba establecido en final, a unos 30 m de altura y a 70-80 m de distancia del umbral, otro velero, tipo Duo Discus con matrícula BGA 4073, irrumpió en su trayectoria colisionando ligeramente con él y obligándole a realizar un aterrizaje forzoso fuera de la pista.

No hubo daños personales. El velero BGA 4073 tuvo daños menores y el velero D-8520 sufrió la retracción del tren en el aterrizaje y perdió una compuerta del mismo.

Las condiciones meteorológicas eran buenas: visibilidad de más de 10.000 m y viento de 6-7 kt de procedencia este, sureste.

1.2. Ensayos e investigaciones

1.2.1. *Declaración del Jefe de Vuelos*

El jefe de vuelos indicó que el incidente se produjo cuando el velero BGA 4073 irrumpió en la aproximación final del velero D-8520 que se encontraba correctamente establecido a unos 30 m de altura y a unos 70-80 m antes del umbral de la pista 11.

Aclaró que mientras que el velero D-8520 había notificado y realizado el tráfico reglamentario (viento en cola, base y final), el BGA 4073 no respetó el tráfico establecido y

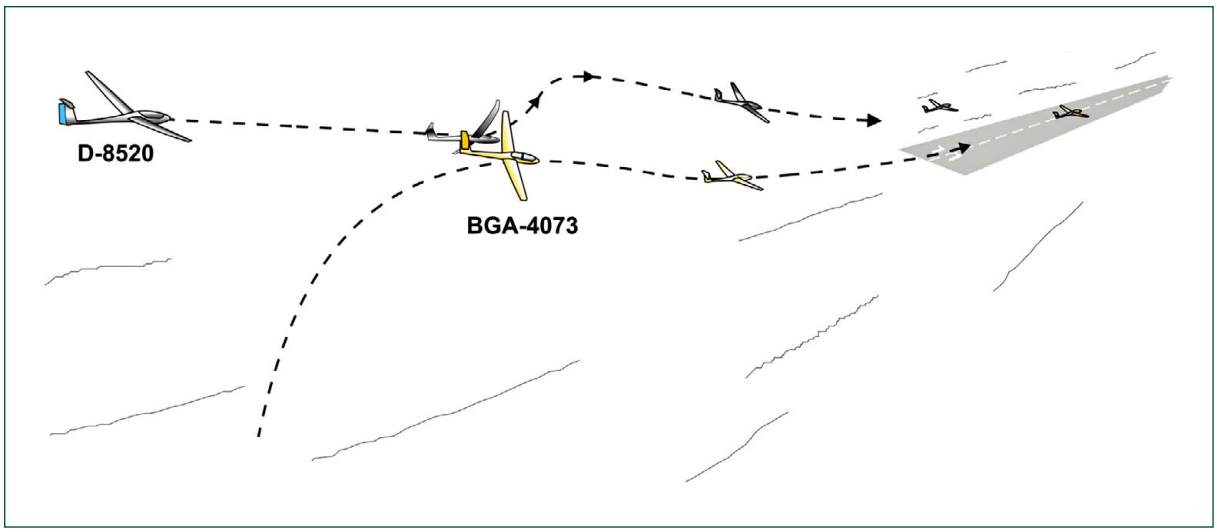


Figura 1. Croquis de situación

se incorporó directamente a final procedente de una amplia base, aún cuando había sido informado por radio, en idioma inglés, de la existencia de otro tráfico en final.

Por último, añadió que el piloto del BGA 4073 le indicó que no había visto al otro planeador y le confirmó su conocimiento de los procedimientos locales del aeródromo.

1.2.2. *Declaración del piloto del velero con matrícula D-8520*

En su declaración el piloto manifestó, que después de notificar por radio y realizar el viento en cola para la pista 11, realizó amplia base para dar más tiempo al tráfico precedente. A continuación entró en larga final, comunicándolo por radio. A unos 80 m del umbral y a 30 m de altura, pudo ver, por su lateral derecho, un velero blanco, inclinado unos 45° hacia la derecha, en rumbo de colisión. Realizó una maniobra evasiva, alabeando unos 50° a la izquierda, a la vez que oía un ligero golpe. A continuación niveló y aterrizó en el campo que tenía debajo.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

El velero de matrícula D-8520 se encontraba correctamente situado en final, después de haber realizado el circuito según procedimiento, y haber notificado en todo momento su posición e intenciones.

El velero BGA 4073 se incorporó directamente a final sin haberlo notificado y sin realizar el circuito completo.

Por tanto la causa del incidente fue el encuentro en el aire de las trayectorias de los dos aviones, motivado por la no observación, por parte del BGA 4073, de los procedimientos locales del aeródromo, que contemplan, además de la notificación de posición e intenciones, la realización correcta del circuito, diferenciando sus diversos tramos de viento en cola, base y final.

ADDENDA

Reference	Date	Registration	Aircraft	Place of the event	
A-002/2005	20-01-2005	EC-HPU	Boeing 767-300	Over the Atlantic Ocean, en route .. from Santo Domingo to Madrid	79
A-068/2005	01-12-2005	EC-HCT	Bell 206 L4T	Móstoles (Madrid)	93
IN-069/2005	29-10-2005	D-AIRL UR-GAL	Airbus 321 Boeing 737-300	UW100 (FL 260) 50 NM of ..... CJN VOR	125
IN-034/2005	28-05-2006	D-8520 BGA 4073	LS-1f Duo Discus	Ocaña Aerodrome (Toledo)	143

Foreword

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

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

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

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

Abbreviations

00 °C	Degrees centigrade
AAIB	Air Accidents Investigation Branch of the United Kingdom
AAIU	Air Accidents Investigation Unit of Ireland
AC	Advisory circular (issued by the FAA)
ACJ	Advisory circular joint
AENA	Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea
AGL	Above ground level
AIP	Aeronautical information publication
AMC	Acceptable means of compliance
ARTCC	New York Air Route Traffic Control Center
ATC	Air traffic control
ATCO	Air traffic controller
ATPL	Airline transport pilot
BESCAM	Brigadas de Seguridad de la Comunidad de Madrid (Community of Madrid Security Brigades)
CAM	Autonomous Community of Madrid (Comunidad Autónoma de Madrid)
CAT	Clear air turbulence
CAVOK	Current clouds and meteorological conditions better than those prescribed
CB	Cumulonimbus
CCA	Acronym of ATCO in Spanish
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil (Civil Aviation Accident and Incident Investigation Commission)
CIT	Convection-induced turbulence
CPA	Conflict prediction alert
CVA	Conflict violation alert
CVR	Cockpit voice recorder
DFDR	Digital flight data recorder
DGAC	Dirección General de Aviación Civil (Civil Aviation Authority)
E	East
FAA	Federal Aviation Administration
FAR	Federal Aviation Requirements
FCTM	Flight crew training manual
FDR	Flight data recorder
ft	Feet
ft/min	Feet per minute
g	Normal acceleration
h	Hour(s)
hh:mm:ss	Hours, minutes and seconds
HP	Horsepower
JAR-FCL	Joint Aviation Requirements – Flight Crew Licensing
ICAO	International Civil Aviation Organization
KCAS	Knot(s) of calibrated airspeed
kg	Kilogram(s)
km	Kilometre(s)
km/h	Kilometre(s) per hour
kt	Knot(s)
lb	Pound(s)
LEGT	Locator indicator of the Getafe military aerodrome
LEVS	Locator indicator of the Cuatro Vientos Airport
LTE	Loss of tail rotor effectiveness
m	Meter(s)
min	Minute(s)
MEL	Minimum equipment list
MTOW	Maximum take-off weight
N	North
N/A	Not available
N.G.	Geographic north

Abbreviations

NM	Nautical mile
N.M.	Magnetic north
Nr	Main rotor revolutions per minute
NTSB	National Transportation Safety Board
OAT	Outside air temperature
PTT	Push to talk
QDI	Quad digital indicator
QNH	Altimeter sub-scale setting to obtain elevation when on the ground
RA	Resolution advisory
rpm	Revolutions per minute
S	South
SACTA	Air traffic control automated system
SAT	Static air temperature
STAR	Standard instrumental arrival
STC	Supplemental Type Certificate
TA	Traffic advisory
TCAS	Traffic alert and collision avoidance system
TMA	Terminal area
TOT	Turbine outlet temperature
UHDT	Unable higher due traffic
UTC	Coordinated universal time
VFR	Visual Flight Rules
VOR	Very high frequency omnidirectional radio range
W	West
Z	UTC Time

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	**Thursday, 20 January 2005; 03:26 h UTC**
Site	Atlantic Ocean, en route from Santo Domingo (SDQ) to Madrid (MAD); coord. 29.6°N 50.7°W

AIRCRAFT

Registration	**EC-HPU**
Type and model	**BOEING B767-300**
Operator	**Air Europa**

Engines

Type and model	**GENERAL ELECTRIC CF6-80C2**
Number	**2**

Crew

	Pilot in command	Copilot
Age	**48 years**	**38 years**
Licence	**ATPL**	**ATPL**
Total flight hours	**13,100 h**	**4,800 h**
Flight hours on the type	**2,100 h**	**2,500 h**

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew		**1**	**10**
Passengers			**269**
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	**Minor**
Third parties	**None**

FLIGHT DATA

Operation	**Comm. air transport – Scheduled international passenger**
Phase of flight	**En-route – Cruise**

REPORT

Date of approval	**30 May 2007**

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

On 20 January 2005, Boeing 767-300 EC-HPU, with 11 crew members and 269 passengers on board, took off from Santo Domingo Airport (Dominican Republic) at 00:53[1] on a scheduled passenger flight to Madrid Airport (Spain). The flight crew was adequately rested for the flight and reported having reviewed the relevant meteorological information before takeoff. The forecast showed the possibility of a cold front line between 25N045W and 50N40W, and also some embedded cumulonimbus clouds, in an area to be crossed later by the aircraft while en route.

The flight proceeded normally. After two and a half hours of flight, the dinner service had finished and the cabin crew was clearing the meal trays. The aircraft was flying at Mach 0.81, FL 330 on a heading of 071°. As it went through 29°N 50°W, the area for which storms were forecast, it started to accelerate to 300 KCAS, Mach 0.84 and 581 kt ground speed. The captain was at the controls at that time. The aircraft was under the control of the central autopilot, with auto thrust engaged and 91.6% of N1 on both engines.

Even under the nighttime conditions, the flight crew could see the moon reflected on the cloud tops and flashes of lightning, so the captain tried to avoid that area. According to FDR data, at 03:26:12 the aircraft was in a turn with a roll gradually increasing from 6° to 16°.

Upon noticing light turbulence, the "fasten seat belt" signs were turned on at 03:26:13. Seven seconds later, the aircraft entered an area of severe turbulence. At that time the cabin attendants were returning to the galley area and one of them was trying to reach the intercom to inform the passengers of the turbulence.

At 03:26:20, while the aircraft continued in a turn with 16° of roll to the right, the Mach number reached 0.868 and then 0.874. Four overspeed warning readings were recorded on the FDR.

At 03:26:23, coinciding with the fourth overspeed warning reading, the upward vertical acceleration increased from 1 to 2 g in a second, and remained close to 2 g for a further two and a half seconds. The warning disappeared the following second, and appeared again for a single and last instance, as the maximum vertical acceleration of 2.081 g was reached. No other overspeed warning was recorded for the duration of the event.

[1] All the times are UTC times unless otherwise noted.

The aircraft climbed at a high rate, with an increasing pitch angle and decreasing calibrated airspeed. The vertical acceleration started to decrease and reached a minimum of 0.318 g at 03:26:36 (with the aircraft at 34,800 ft) and then went back to 1 g in less than a second.

As a result of these significant variations in vertical acceleration, several flight attendants who were standing were thrown against the ceiling and then against the floor of the cabin. A flight attendant (located in the front part of the cabin) suffered a fractured tibia and fibula. Three other cabin crew members suffered injuries due to heavy impacts with the floor, ceiling, seats or trolleys. A passenger standing in the restroom also suffered a foot injury.

The aircraft continued climbing up to 35,800 ft while still enduring turbulence that made acceleration oscillate between 1 and 0.322 g until 03:26:58. The calibrated airspeed and Mach number varied considerably.

The turbulence persisted, with acceleration increases of up to 1.2 g lasting several seconds. At 03:27:11, the autopilot was disconnected. The aircraft started a descent and, upon reaching 34,200 ft, the autopilot was engaged again. The auto thrust remained engaged throughout the whole event.

The aircraft reached 33,000 ft and remained at that altitude for 5 minutes before climbing to 33,300 ft and, after several minutes, returning to the original flight level FL330, still in light turbulence. At around 03:39 they informed the New York Air Route Traffic Control Center (ARTCC) of the severe turbulence, relaying that they had climbed to FL350 and returned back to FL330 and reported a wind of 74 kt from 258°.

They requested a change in flight level and a 10 NM deviation to the right of the planned course. The flight level change was denied (UHDT: "unable higher due traffic") by the ARTCC at 03:49 because of opposing traffic in the area. The 10 NM deviation was approved.

At 03:53 the aircraft informed it was "BACK ON COURSE NOW" (that is, on its previous course) at 33000 ft. There was another communication at 04:36 in which the flight crew informed they were at 33ºN 040ºW with –49° of static air temperature and wind at 32 kt from 311°.

Those injured were assisted on board by a doctor who was travelling as a passenger. Since they had already covered almost half their route, they decided to continue on to Madrid, where they landed at 08:57 without further incident.

Maintenance personnel inspected the aircraft due to the turbulence and overspeed conditions encountered. No discrepancies were found.

1.2. Personnel information

1.2.1. *Pilot in command*

Gender, age:	Male, 49
Nationality:	Spanish
License:	ATPL, valid until 23 Apr 2007
Total flight hours:	13,100 h
Flight hours on type:	2,100 h (as pilot in command)
Flight hours last 28 days:	60

1.2.2. *First officer*

Gender, age:	Male, 39
Nationality:	Spanish
License:	ATPL, valid until 23 Mar 2007
Total flight hours:	4,800 h
Flight hours on type:	2,500 h (as co-pilot)
Flight hours last 28 days:	77

1.3. Flight recorders

The aircraft was equipped with a cockpit voice recorder (CVR), but the information relevant to the accident was recorded over due to the duration of the flight after the event. The digital flight data recorder (DFDR) was downloaded and a copy of the relevant data was available for the investigation.

According to these data, the event started at 03:26:13 when the fasten seat belts signs were turned on after light turbulence was noted and severe turbulence anticipated. The aircraft was at those moments at 29.6°N 50.7°W, FL 330, 300 KCAS and 581 kt of ground speed, with the autopilot and auto throttle engaged. The angle of attack indicator showed –11.3.

A sequence of the most relevant events follows (see evolution in Figure 1):

Tiempo (hh:mm:ss)	Time (seconds after 03:26:13 h)	Comment	Altitude (ft)	Airspeed (KCAS)	Pitch angle (degrees) and cap control column position (degrees)	Vertical acceleration (g)
3:26:13	0	Fasten seat belt signs on	33,011	301	1.4 (0.5)	0.998
3:26:20	7	Overspeed warning sounds for 3 sec	32,955	312 (Mach 0.874 reached in the following second)	0.9 (0.4)	1.092
3:26:25	12	Highest value of vertical acceleration	33,156	309	8.6 (–3)	2.081
3:26:36	23	Lowest value of vertical acceleration	34,823	241	14.1 (–4.4)	0.318
3:26:37,5	24.5	Acceleration goes back to 1.14 g	34,930	235	17.8 (2.3)	1.14
3:26:49	36	Maximum altitude reached	35,865	224	3 (1.8)	0.588
3:27:11	58	Autopilot disconnected	34,936	247	2.8 (–0.7)	1.153
3:28:15	122	Autopilot connected again	34,235	271	3.2 (3.2)	0.922
3:35:00	527	Turbulence subsides	33,023	287	1.9 (0.4)	0.961

Additionally, the aircraft was probably swept up in a strong updraft which led to the high vertical acceleration. The climb rate increased and the aircraft climbed 2,800 ft in 36 s (4,600 ft/min average). The pitch angle increased and leveled out for a period of time before dropping sharply, which resulted in the minimum vertical acceleration value. A new ascent immediately followed which took the pitch angle to a maximum of 19.2° as a local positive acceleration peak of 1.14 g was reached.

The ground speed varied between 507 kt at 03:26:46 and 593 kt at 03:28:46. The aircraft experienced a noticeable variation in the tailwind when the turbulence started (see Figure 2).

The auto thrust was engaged throughout the event. When the turbulence started, the autopilot moved the controls normally to try to counteract its effects, though it could not prevent the peaks in acceleration and overspeed.

The rudder deflexion varied between 2.29° (03:26:28) and –2.02° (03:26:36).

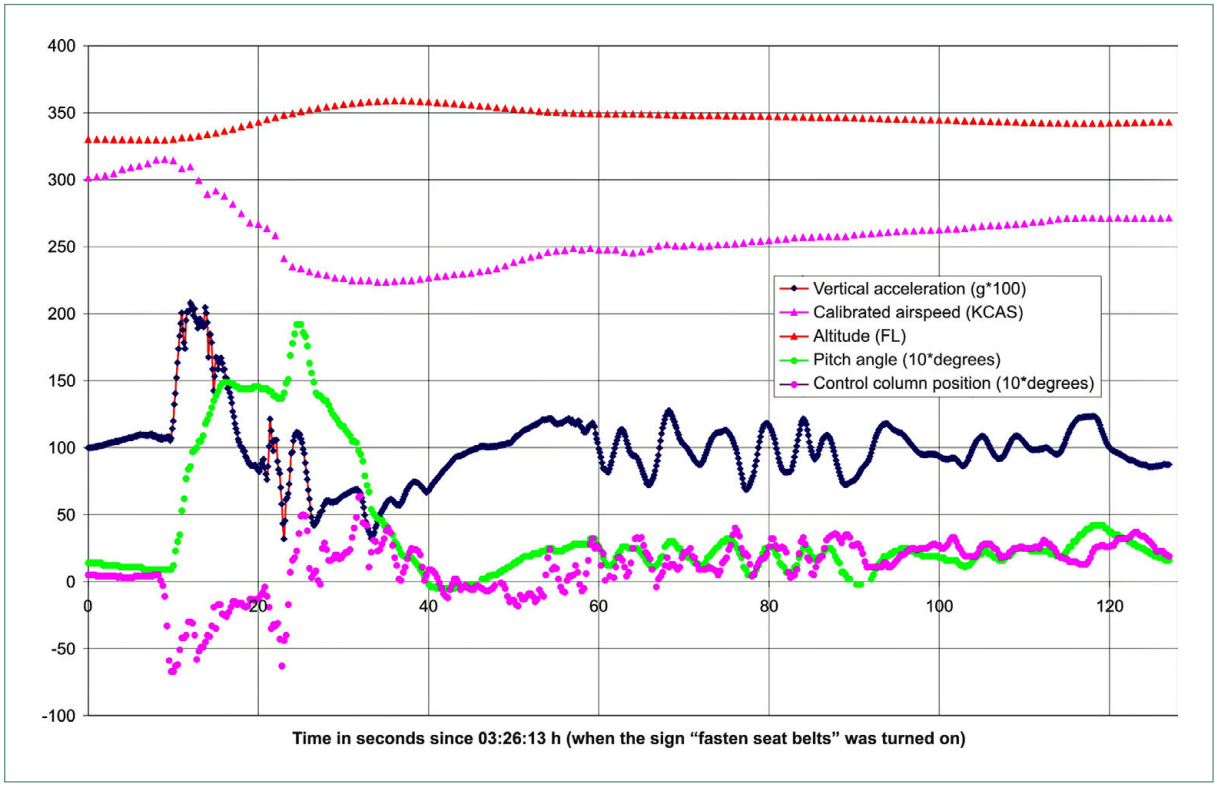


Figure 1.

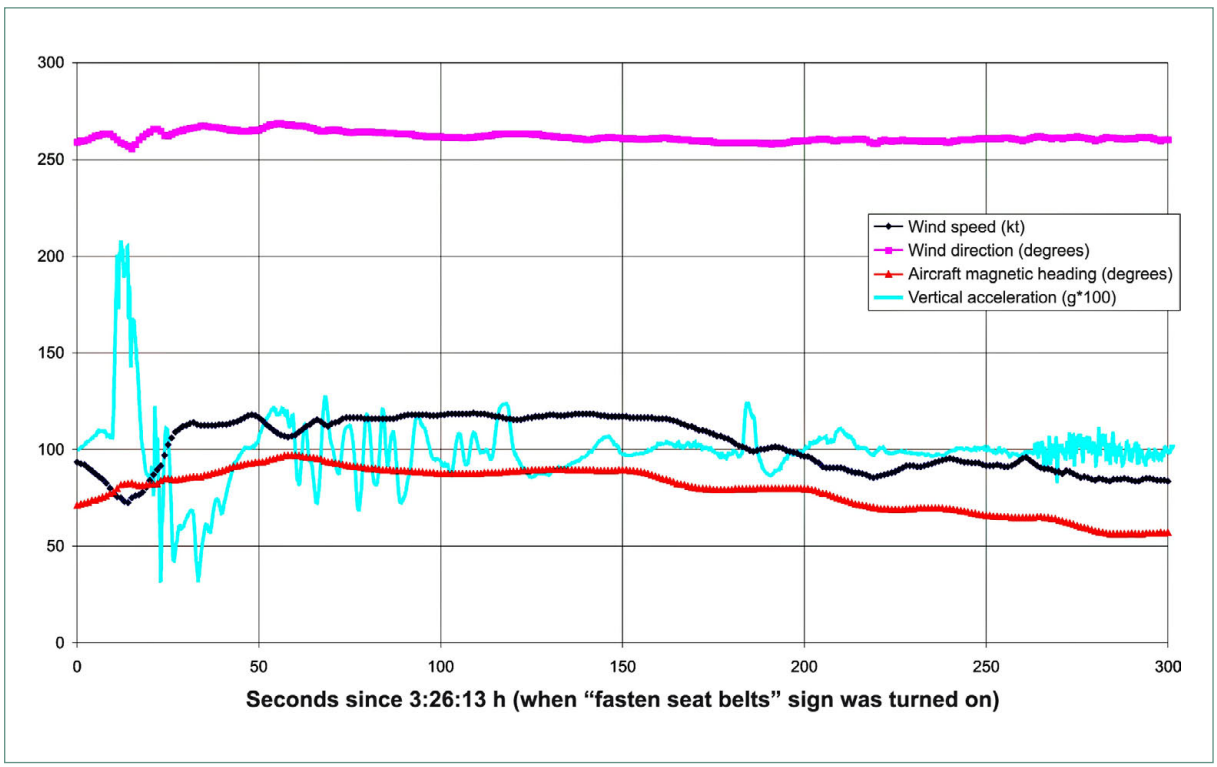


Figure 2.

1.4. Meteorological information

The captain and first officer of the aircraft had received relevant weather information before departing. The forecast chart from the World Area Forecast Centre in London, valid at 00:00 of that day (see Figure 3, with the scheduled route of the aircraft highlighted), showed a front with isolated embedded cumulonimbus clouds from below FL250 up to FL350 in the area of 50° W and latitude 30° N. There was also a west-east jet stream nearby at FL390 with forecast wind speeds of around 100 kt. This jet coincided with a break in the tropopause (from subtropical tropopause at FL500 to polar tropopause at FL350).

Additionally, clear air turbulence (CAT) was forecast for the area between FL330 and FL440 (see Area 5 in the chart, and altitudes in the box "CAT AREAS", lower part of Figure 3).

The forecast from WAFC Washington also included the jet stream with a cold front in the area marked with an arrow, with embedded and isolated cumulonimbus clouds from FL330 to below FL 250.

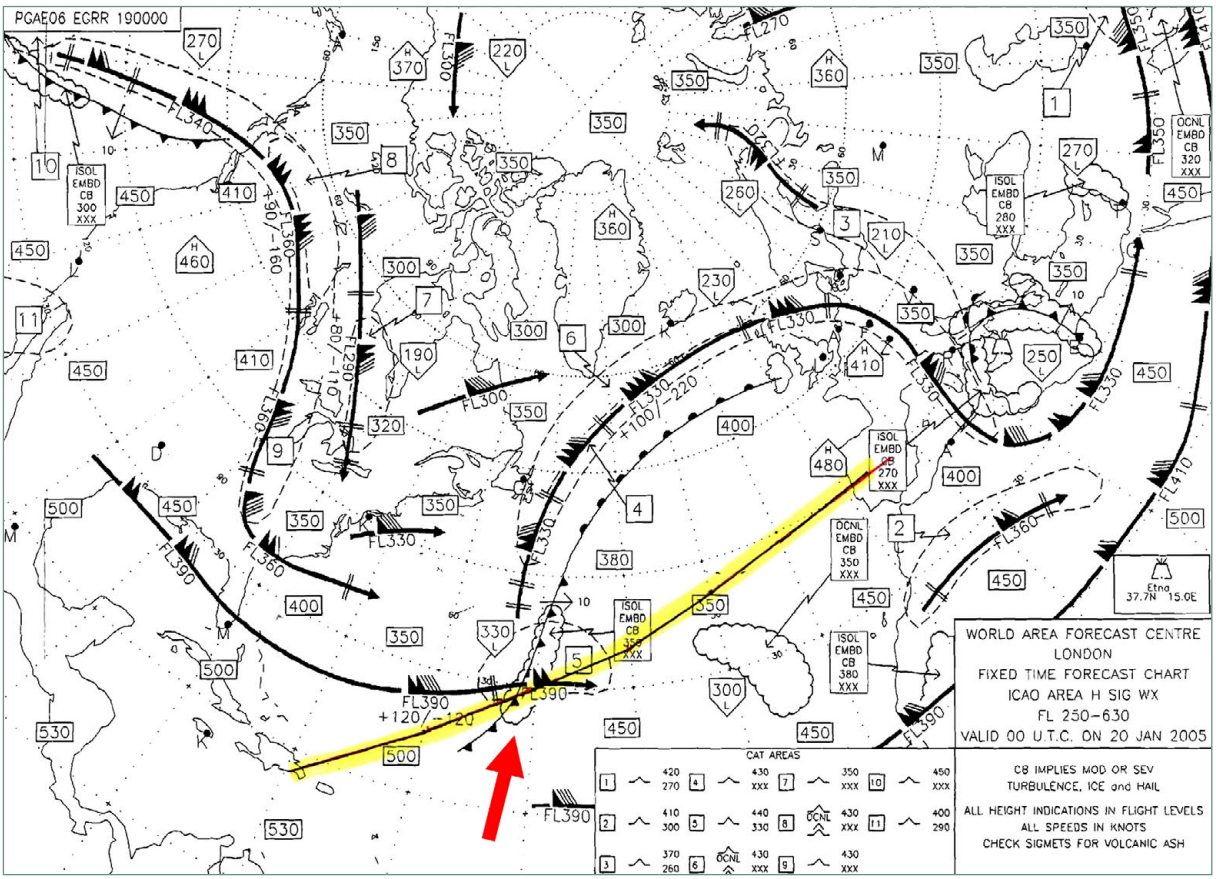


Figure 3. Chart from the London WAFC, with the planned aircraft route highlighted in yellow. An arrow points to the approximate area wher the accident happened

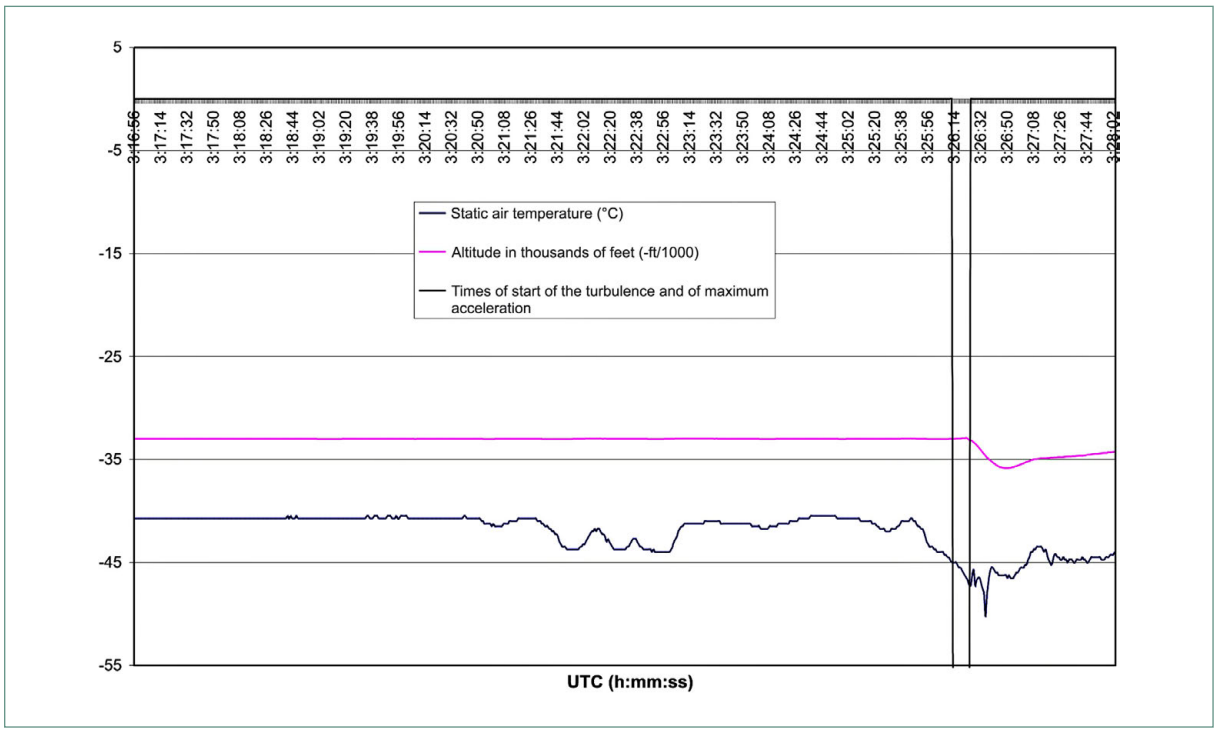


Figure 4. FDR data showing the temperature drop as the aircraft approached the turbulence zone. At 03:26:25 the maximum vertical acceleration was reached and the aircraft climbed abruptly (*Note:* the altitude has a negative sign in the graph to facilitate comparison with the static air temperature)

The FDR data show that the static air temperature (SAT) remained approximately constant until 03:21:40, when it started to oscillate downward. This could have signaled that the aircraft was approaching the jet stream and possible clear air turbulence.

This fact, along with the constant increase in wind that, for a given value…..the time is progressively reduced, given that the width between isotachs slowly decreases when crossing from south to north.

The proximity to the stream takes place when the observed wind reaches its maximum intensity. This value equals the stream's if crossed as the same altitude.

Crossings above and below the jet stream will result in wind speeds below that of the stream.

The height indications shown on the maps provide important supplementary information in that they allow for the interpolation of intermediate values of wind intensity.

1.5. Operational procedures

1.5.1. *Aircraft information*

The Boeing 767 Operations Manual, "Supplementary procedures" section, "Adverse Weather", states that the autopilot may remain engaged while flying in moderate

turbulence unless manual control is required to effect speed, attitude or altitude changes. The turbulence penetration speed is 290 kt/0.78 Mach. The subsection on "Severe Turbulence" states that such turbulence is to be avoided whenever possible. If unavoidable, it recommends increasing the margin to buffet by descending some 4000 ft below the optimum altitude. Auto thrust should be disengaged when in severe turbulence.

Boeing's Flight Crew Training Manual (FCTM), in its section on Turbulent Air Penetration, gives general indications concerning manual operation under turbulent conditions, including the recommendation of using the artificial horizon as a primary instrument, while allowing for variations in speed and altitude within certain limits. Insufficient speed is to be avoided so as not to reduce buffet and stall margins. The ignition should be engaged in accordance with the operating manual.

1.5.2. *Operator's manual*

The operator's Operations Manual (part 8.3.8.1 "Storms", 2-12-2002) indicates that thermal turbulence is almost always associated with storms, and not just within storm cells; thus, the guidance in the manuals concerning flying in turbulent areas is also applicable to surrounding areas. Section 8.3.8.5 "Jet Stream" (2-12-2002) states (in keeping with ICAO guidance) that these streams, especially those resulting in winds in excess of 110 kt, are prone to generating CAT in the tropopause above the center of the stream and below the stream, and in the low pressure area, the turbulence being more pronounced above and to leeward of mountain chains. It gives indications for predicting the chances of encountering CAT based on horizontal and vertical wind shear, which in turn varies with the horizontal temperature gradient. In any case, it recommends adjusting the speed in areas where CAT is forecast or reported to that recommended for flying in turbulence as soon as the first jolt is experienced.

If CAT is encountered with a tail or head wind, a course or altitude change should be initiated since those areas are narrow and thin.

When experiencing CAT with a crosswind, it is generally not necessary to alter level or heading since the turbulence zones are narrow.

It also warns to monitor outside air temperature (OAT) if CAT is expected due to crossing into the tropopause. The lowest temperature in the flight path will indicate entry into the tropopause and the CAT will be more pronounced on the stratosphere side.

1.5.3. *Use of weather radar*

There is no indication that the crew had any problems with the use of the weather radar. Since the crew could see the cloud tops and lightning flashes, they did not need the radar to know they were approaching a stormy area.

Current on-board weather radars can only detect precipitation (water droplets, rain, hail, snow, etc.) inside clouds. Clear air turbulence or turbulence inside clouds without precipitation is not detected by this equipment. Considering this limitation, awareness of the situation and avoiding flying above or below hazardous clouds are the only means of preventing turbulence from affecting the aircraft.

The use of weather radar's TILT capability (i.e. the change of the angle of the antenna with respect to the horizontal) is considered one of the most critical factors in being able to detect the level of precipitation inside a cumulonimbus cloud and, via this indirect method, of anticipating any possible related turbulence. If this feature, along with selecting the adequate distance range, is not adequately used, the effectiveness of the weather radar could be reduced to the point where the flight crew may not be able to detect the hazard levels associated with a cloud area.

1.6. Types of turbulence

For the purposes of this report, the following two types of turbulence may be defined:

a) Clear air turbulence (CAT) which, according to Advisory Circular AC 61-107A, "Operations of aircraft at altitudes above 25,000 ft MSL and/or Mach numbers (Mmo) greater than .75" (2-1-2003), is "a meteorological phenomenon associated with high-altitude winds. This high-level turbulence occurs where no clouds are present and can take place at any altitude (normally above 15,000 feet AGL), although it usually develops in or near the jet stream where there is a rapid change in temperature. CAT is generally stronger on the polar side of the jet and is greatest during the winter months. CAT can be caused by wind shear, convection currents, mountain waves, strong low pressures aloft, or other obstructions to normal wind flow. CAT is difficult to forecast because it gives no visual warning of its presence and winds can carry it far from its point of origin."
b) Turbulence from cumulonimbus clouds: the aforementioned AC 61-107A states that "clouds with extensive vertical development (e.g., towering cumulus and cumulonimbus (CB) clouds) indicate a deep layer of unstable air and contain moderate to heavy turbulence with icing. The bases of these clouds are found at altitudes associated with low to middle clouds but their tops can extend up to 60,000 feet or more. Cumulonimbus clouds are thunderstorm clouds that present a particularly severe hazard to pilots and should be circumnavigated if possible. Hazards associated with cumulonimbus clouds include embedded thunderstorms, severe or extreme turbulence, lightning, icing, and dangerously strong winds and updrafts."

This type of turbulence is sometimes called "convection-induced turbulence" (CIT) since it arises from thermal convection. Of importance to operational safety is the fact that the effects of CIT are noticeable while the clouds where it is developing are still far off, and that the effects are generally worse below and to leeward of the CB.

FAA AC 00-24B, Thunderstorms, provides, among other things, the following guidance for avoiding the effects of thunderstorms:

Do avoid by at least 20 NM any thunderstorm identified as severe or giving an intense radar echo.

Do clear the top of a known or suspected severe thunderstorm by at least 1,000 feet altitude for each 10 knots of wind speed at the cloud top.

Do circumnavigate the entire area if the area has more than 60 per cent of thunderstorm coverage.

Do regard as extremely hazardous any thunderstorm with tops 35,000 ft or higher, whether the top is visually sighted or determined by radar.

If it cannot be avoided penetrating a storm, some recommendations to be applied before entering the storm are:

Establish power settings for turbulence penetration airspeed recommended in the aircraft manual.

If using automatic pilot, disengage altitude hold mode and speed hold mode.

If using airborne radar, tilt the antenna up and down occasionally to detect other thunderstorm activity at altitudes other than the one being flown.

If, in spite of everything, you penetrate an area affected by storm-induced turbulence, apply the following guidelines while crossing it:

Do not change power settings; maintain settings for the recommended turbulence penetration airspeed

Do maintain constant attitude. Let the aircraft "ride the waves".

Don't turn back once you are in the thunderstorm. The hazard can be increased and turning maneuvers increase stress on the aircraft.

2. ANALYSIS

2.1. Anticipated encounter with turbulence

The aircraft was flying at FL330 with the auto pilot and auto thrust engaged at Mach 0.81 near an area where the forecast chart, valid 3 hours earlier, was calling for the confluence of several adverse weather phenomena:

- Confluence of a jet stream in excess of 100 kt at FL390 with a cold front, which was expected to generate CAT over a rather wide area.

- Embedded and isolated cumulonimbus clouds from below FL250 up to FL350.
- Transition zone from tropical to polar tropopause.

The airplane was flying under the jet stream from the warm side to the cold (north), where the maximum turbulence exists.

The recommended penetration airspeed by Boeing was Mach 0.78. At that time, the onboard meal service was concluding. The crew had the clouds in sight and believed they were sufficiently far enough away from the storm area at all times to avoid feeling the effects of the convection-induced turbulence.

They initiated a turn to avoid the area and, upon noticing the first jolts, turned on the fasten seat belt sign.

These actions, however, were not carried out early enough since just 7 seconds later, the strongest disturbances started, with the maximum positive vertical acceleration being reached 12 seconds after having turned on the warning light. The abrupt aircraft movements took place while the cabin crew was still clearing the meal trays or returning to their seats, which led to injuries of varying intensity to several occupants.

Given the lack of exact data concerning the aircraft's horizontal and vertical distance to the cloud tops, it is difficult to determine whether CAT (associated with the jet stream) or CIT affected the airplane; that is, if the turbulence was due to the effects of the jet stream encountering the cold front, or to the influence of the cumulonimbus clouds extending more than expected and affecting the airplane, though the first possibility seems more likely, especially considering the drop in temperature that took place upon approaching the area (see Figure 4). The crew approached the event as a case of CAT since they had previously identified the storm front.

As indicated in 1.6 a), it is generally accepted that clear air turbulence "... normally develops in or near the jet stream where there is a rapid temperature change..." The operator's Operations Manual also warns to take notice of outside air temperature (OAT) if CAT is expected as a result of penetrating the tropopause.

In this case, between 03:21 and 03:23, a drop in OAT took place, recovering shortly before falling more noticeably at 03:25. A minute later the turbulence began. Only the constant monitoring of those temperature values and associated wind variations, if the presence of CAT had been foreseen, could have helped prevent the accident.

2.2. Effects of turbulence on the flight

Given the unexpected swiftness and initial violence of the encounter, it was difficult for the crew to react in the first few seconds. There was no time to reduce speed to that recommended for turbulence penetration.

At the start of the oscillations, the automatic pilot was engaged. It remained engaged and attempted to maintain the initial airspeed against any changes. Since the auto thrust was also engaged, there were significant changes in the engine thrust, which was reduced when the airspeed warnings were received. It is likely, however, that a rise and a subsequent drop in altitude, both very severe, took place which led to the abrupt acceleration changes felt in the cockpit.

According to the aircraft's operations manual, the automatic pilot was allowed to be engaged during light or moderate turbulence, unless changes in attitude or other parameters required manual control, as probably happened in this case once a 19º up angle was reached. The manufacturer's documentation suggests smoothly controlling the attitude. The operations manual recommends disengaging auto thrust.

After the first 60 seconds, during which the airplane suffered the worst effects from the acceleration, the crew was able to control the situation. They later informed ATC and requested a level and course change to avoid the turbulence. Later, with guidance provided by a doctor who was traveling onboard, they decided to continue to their destination despite the injuries suffered onboard, which is considered the proper choice under the circumstances and given that they had been flying for over three hours.

2.3. Risks faced by the cabin crew

Three accidents involving turbulence in international commercial aviation traffic were reported to the CIAIAC in 2004 and 2005, resulting in three serious injuries, two of them to cabin crew and the other to a passenger. The accidents affected three different operators and aircraft models.

In all three cases, it has been determined that, though the event may have initially appeared to be CAT, the presence of cumulonimbus clouds and storm activity had been forecast in the vicinity of the area where they occurred, which could have added instability to the surrounding air. This indicates the need to increase awareness concerning the large area beyond the clouds that could be affected by convection-induced turbulence so that the proper attenuating measures can be taken with as much anticipation as possible.

These measures should include providing enough time to ensure everyone aboard has their seat belt fastened and that there are no loose objects in the cabin.

It is common practice on commercial airline passenger flights to recommend to passengers that they keep their seat belts fastened at all times while seated, though there is no obligation to do so save during certain phases of flight or as required by the crew. This is done in an attempt to keep to a minimum passenger injuries due to turbulence, which is probably one of the leading causes of personal injury on commercial flights.

The current event, however, as well as those previously investigated, serves to highlight the risk from turbulence to cabin crew members, who are on their feet throughout many of the different phases of the flight, whether to perform a necessary onboard safety service or to carry out services of a more commercial nature, which are also of great importance to the companies.

By way of comparison, a study published in 2004 by the FAA on turbulence-related aviation accidents between 1990 and 2001 in the USA[2] indicates that 72 airline accidents (under FAR 121) took place in that period, resulting in 89 serious injuries and no fatalities. For purposes of the study, the types of turbulence (with the number of events and of serious injuries associated with each category in parentheses) were divided into "Turbulence" (24 events and 29 serious injuries), "Clear air" (23 and 27), "Turbulence in clouds" (14 and 19), "Thunderstorm turbulence" (9 and 12), "convection induced" (1 and 1) and "Mountain wave" (1 and 1).

3. CONCLUSION

The most likely cause of the accident is considered to be an unexpected encounter with severe turbulence in the vicinity of a jet stream and of a developing mass of clouds with storm activity, which led to a large rise and drop in altitude over a short period of time.

4. SAFETY RECOMMENDATIONS

Following the accident, the operator issued a series of internal company recommendations, which included increasing crew awareness to use all available weather information to avoid similar events, to maintain the maximum possible distance from cumulonimbus clouds, circling them to windward, to reduce airspeed to that recommended by the manufacturer if the possibility of experiencing turbulence exists, and, in case of any doubt, to delay, modify or even cancel the services provided to passengers and to turn on the seat belt sign.

Since the only parameters that could have helped in any way to anticipate the appearance of clear air turbulence were outside air temperature, as was generically described in the operations manual, and changes in associated winds, the following recommendation is issued to the operator:

REC 19/07. It is recommended that Air Europa provide transatlantic flight crews with detailed material to help them easily anticipate the presence of jet stream related clear air turbulence through the monitoring of static air temperature and associated winds.

[2] «Review of Aviation Accidents Involving Weather Turbulence in the United States 1992-2001», Reference number 04-551, FAA Office of System Safety, August 2004, página 14 y siguientes.

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	**December 1, 2005; 12:17 local time**
Site	**Móstoles (Madrid)**

AIRCRAFT

Registration	**EC-HCT**
Type and model	**BELL 206 L4T**
Operator	**Helisureste, S. A.**

Engines

Type and model	**ALLISON 250-C20R**
Number	**2**

Crew

Pilot in command

Age	**29 years**
Licence	**Commercial pilot (helicopter)**
Total flight hours	**2,475 h**
Flight hours on the type	**1,507 h**

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			**2**
Passengers			**4**
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	**Major**
Third parties	**Some damage to the vertical enclosure at Móstoles bullring**

FLIGHT DATA

Operation	**Aerial work – Commercial – Aerial observation and patrol**
Phase of flight	**Take-off**

REPORT

Date of approval	**30 May 2007**

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

A Bell 206 L4T twin-engine helicopter, registration HC-HCT, operated by Helisureste, was being used in public service operations in a support role assisting municipal police units from different communities, in accordance with a contract agreement signed with the Autonomous Community of Madrid (CAM). On 1 December, 2005 the aircraft took off from the Cuatro Vientos airport at 10:23, en route to Móstoles. On board were the pilot and a police officer from the "Brigadas de Seguridad de la CAM" (Madrid Autonomous Community Security Brigades, BESCAM) who acted as an auxiliary crew member. The pilot had been informed that his activities for that day would consist of transporting public figures. The previous day, following the final flight, the fuel tanks had been fully replenished.

The aircraft headed for the bullring at the destination site, landing inside said facility ten minutes later. Plans called for the passengers to be transported later that morning to be embarked at this site.

Without shutting down the engines, and in order to practice the impending flight which would transport the public figures in question, the helicopter took off once again just minutes later, with a total of 5 persons on board.

The aircraft completed a route over the areas which it was scheduled to subsequently fly over, reaching La Eliana Park, also located within the Móstoles city limits. There the three persons who had previously boarded the aircraft were disembarked. The pilot decided that he had to burn more fuel given the weight conditions that he expected the aircraft to face later, and then completed another flight leg, accompanied by the auxiliary crew member. They returned to Móstoles and landed once again at the bullring, landing, on a westerly heading, at 11:30. The pilot shut down the engines and waited for the arrival of the public figures who were to be transported. From the initial flight at Cuatro Vientos airport until this point the aircraft had completed some 50 minutes of flight time.

At 12:15, with a total of 6 persons on board, 4 passengers plus the pilot and auxiliary crew member, the engines were started, and two and a half minutes later the takeoff was initiated.

From the moment in which the helicopter began to rise, in an essentially vertical manner, it initiated a rightward turn upon its vertical axis, progressively facing north and later Northeast, as it gained altitude. When the helicopter reached an altitude of 8 m and a heading of 150°, it ceased its ascent and turn, and began moving forward in order to leave the facility by passing over the area located between a light tower and a section of the building that serves as a stage for entertainment functions.

Initially maintaining its flight altitude, when it reached the area over the stands, the helicopter began to turn to the right on its vertical axis, while advancing to exit the ring. The speed at which the aircraft turned to the right began to increase, and once it crossed over the ring's stands, the helicopter began a rapid descent, impacting the exterior wall of the ring, and then the ground.

The aircraft came to rest turned over on the ground near the bullring's outside wall, resting on its left side. The pilot activated the switches in order to cut off fuel and electricity. There was no fire.

All the persons on board the helicopter had secured their safety belts, as had the crew members their safety harnesses. All those aboard remained conscious and, assisted by personnel in the area, individuals that formed part of the retinue which had accompanied the public figures travelling aboard, evacuated the helicopter, which had been destroyed. There were no serious injuries. Two passengers suffered slight injuries from the impact, with some cuts and bruises.

1.2. Injuries to persons

Injuries	Crew	Passengers	Total on the aircraft	Others
Fatal				
Serious				
Minor		2	2	Not applicable
None	2	2	4	Not applicable
TOTAL	2	4	6	

1.3. Damage to the aircraft

The landing skids, tail cone and rotor, and the blades and head of the main rotor head were detached. The main fuselage and the passenger and crew compartment were almost fully intact, except for minor breakage and deformation on its exterior.

It is considered that the aircraft was destroyed.

1.4. Other damage

Slight damage was noted on the outside wall of the ring, and to one of the doors, due to the impact with the landing skids and the main rotor blades.

1.5. Personnel information

1.5.1. *Pilot*

Age:	39 years
Nationality:	Spanish
Certificate and licence	Commercial helicopter pilot
Licence valid until	01-12-2005 (1 December 2005)
Valid type ratings:	Bell 206[1], Bell 407
Transition Course for Bell 206 4LT:	13-02-2004
Total flight hours	2,475:00 h
Total flight hours on Bell 206:	1,507:00 h
Total flight hours on Bell 206 L4T:	96:35 h
Flight hours in last 24 hours:	01:30 h
Flight hours in last 7 days:	05:45 h
Flight hours in last 30 days:	13:15 h
Flight hours in last 90 days:	79:50 h

The pilot initiated his activity at 09:30, and had previously rested more than 12 hours.

The pilot completed the transition program for the Bell 206 to Bell 206 L4 on 13 February, 2004, and over the last year had accumulated a total of 34:05 h on this type of helicopter, distributed according to the following diagram:

The pilot had 2 days of experience in the service of the BESCAM. He had been sent there on a temporary basis as a substitute pilot, at the same time logging the hours necessary for the renewal of his licence rating on the model in question. The pilot had completed the proficiency flight and competency check for his rating renewal on the Bell 206L4T on 29 November 2005, during this substitution period.

Upon relieving the outgoing pilot, the incoming pilot, who would later pilot the accident flight, was informed by the outgoing pilot regarding the types of flights regularly carried out as part of this service: flights with police on board, and possibly one more support

[1] The type rating for the Bell 2064LT was implicitly covered by that held for the Bell 206, in accordance with the reprieve permitted under the second «Disposición Transitoria» (Transitional Ordinance), Point 2 of the Ministerio de Fomento´s Regulation (OM) 3811/2004 (*BOE* Num. 281). Following the entrance into effect of the OM on 23 November, 2004, a different rating is required for each model.

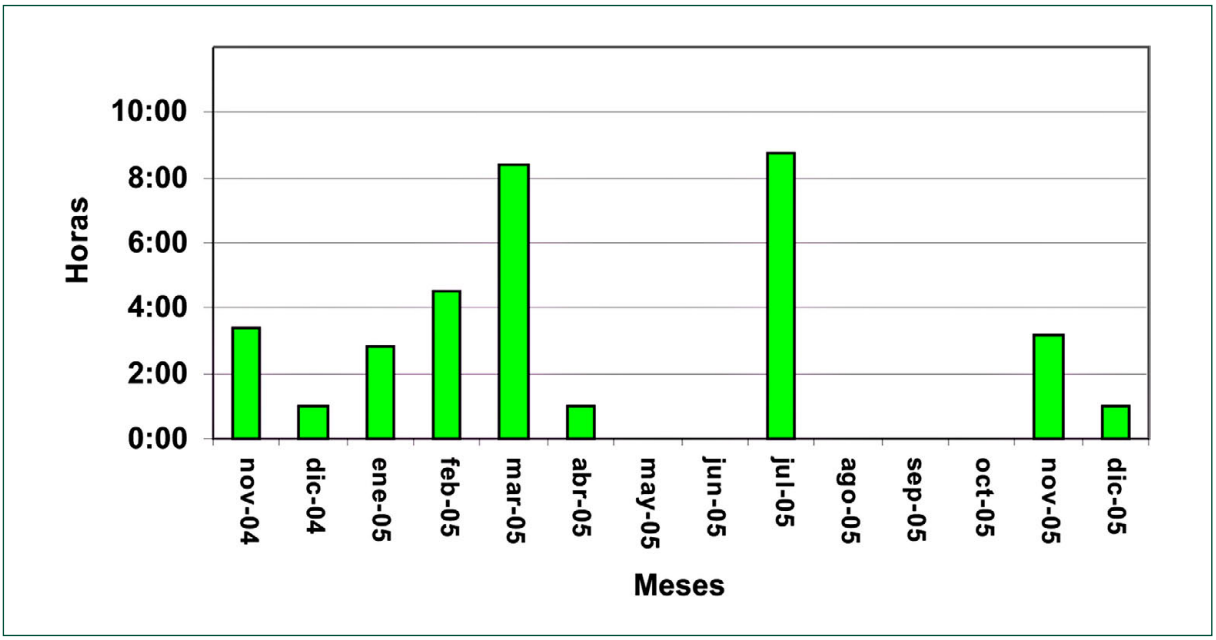


Figure 1. Flight hours over the last year on the Bell 206 L4T model

flight of variable duration, for which it was advisable to ensure maximum range, and local flights, principally over the locality of Móstoles, with take-off and landing generally carried out at the Cuatro Vientos Airport, the helicopter's base of operations.

1.5.2. *Auxiliary crew member*

A Móstoles municipal police officer, attached to BESCAM, was seated as an auxiliary crew member in the left seat, the spot normally occupied by the copilot, and was carrying out surveillance and observation tasks.

He had some 40 flight hours aboard the helicopter and had known the pilot for 2 days.

1.6. Aircraft information

1.6.1. *General*

The aircraft held a valid airworthiness certificate, and its registration information was the following:

Type:	BELL
Model:	B 206 L4T
Construction number:	52062

Year of construction:	1994
Registration	EC-HCT
Engines:	2 Allison 250-C20R
MTOW:	2,063.5 kg
Minimum crew:	One pilot
Owner:	Helicópteros del Sureste, S.A. (Helisureste)
Operator:	Helicópteros del Sureste, S.A. (Helisureste)
Airworthiness Certificate:	n° 4445. Issued on 30 November 2006

The modification of the B 206 L4 model to the twin-engine L4T was carried out in accordance with the supplemental type certificate (STC) SR0036SE (with the installation of 2 Allison 250-C20R engines and associated systems) approved by the U.S. Federal Aviation Administration (FAA). As of the date of the accident, a total of thirteen helicopters had been converted to B 206 L4T models.

The spin direction of the main rotor as seen from above is counter-clockwise.

1.6.2. *Helicopter maintenance*

The helicopter's maintenance logs were in compliance with the established maintenance program.

1.6.3. *Fuel*

The previous afternoon the helicopter had fully refueled its tanks. This was a common practice after completing the day's activity, as it left the helicopter ready and with the greatest possible flight range.

During the inspection of the helicopter after the accident, the fuel gauge located on the instrument panel was found to read 505 lb.

1.6.4. *Estimate of the helicopter's weight*

The helicopter completed two flights from the bullring, the first with five persons on board, and the second with six persons on board, during which the accident occurred. The estimated takeoff weights were the following:

	Flight no. 1	Flight no. 2
Basic Weight[2]	1,449 kg	1,449 kg
Luggage Compartment	24 kg	24 kg
Crew	180 kg	180 kg
Passengers	243 kg	335 kg
Film Equipment		5 kg
Fuel	280 kg	229 kg[3]
Totals	**2,178 kg (4,802 lb)**	**2,222 kg (4,899 lb)**

1.7. Meteorological information

The event in question took place southwest of the Cuatro Vientos aerodrome (LEVS), 8 km from the head of its Runway 28, and Northwest of the Getafe Military Aerodrome (LEGT), 13 km from the runway centerline. The area does not include any important geographical features which could result in significant variations in wind direction or intensity.

The relevant METAR information in both aerodromes is the following:

	12:00 LEGT	13:00 LEGT
Wind (direction)	230°	260°
Variable Winds		220° a 300°
Winds (intensity)	7 kt	12 kt
Gusts		22 kt
Visibility	8,000 m	9,000 m
Temperature	2 °C	2 °C
QNH (mb)	1,013	1,013

	12:30 LEVS
Winds (direction)	250°
Variable Winds	220° a 280°
Winds (intensity)	11 kt
Gusts	
Visibility	CAVOK
Temperature	2 °C
QNH (mb)	1,013

The diagram reflecting the history of the wind's average direction and minimum and maximum speeds at the head of the LEVS runway 28 showed a shift in these readings beginning at 11:40 local time. The average direction stabilized at a reading of

[2] The basic weight refers to the weight of aircraft when empty, plus the engine oil, plus the added elements forming part of the helicopter's configuration at the time.

[3] The fuel was extracted and measured in order to calculate its weight. The weight of the passengers was estimated based on their own statements in the cases in which they were provided for the investigation or, in those cases in which they were not, according to the standard weights as established in the company's operations manual.

approximately 240°, while the maximum wind speed stabilized at approximately 17 kt. The average speed continued to increase until 12:10, at which time it began to drop.

Press photos and video footage included images of a flag raised outside the ring in which a southwesterly wind of some intensity was in evidence, and which could be estimated to be similar to the METAR readings at LEVS and LEGT.

The wind inside the ring at ground level was of less intensity than that outside the bullring facility, but it was sufficient to slightly move the blades on the tail rotor, as could be observed in footage taken.

1.8. Aids to navigation

Not applicable.

1.9. Communications

There was no communication between the helicopter and air traffic control services.

1.10. Take-off point information

The take-off during which the accident occurred (referred to here as the "second take-off") was carried out from the center of the city of Móstoles' bullring. The bullring, at an altitude of 661 m (2169 ft) above sea level, is located on the outskirts of the urban area, and adjacent to the western side of the bullring there is a large dirt area used as a parking zone for trucks, the northern end of which was empty on the day of the accident.

The interior, ground level area of the ring consists of a compact earth surface in a circular shape with a radius of 24m, enclosed by a wooden barrier measuring 1.6 meters high (see Appendix 1).

Around said barrier and at a radial distance of 1.6m are the stands, which reach their highest point on the western side, there measuring 14m high and standing 48 m from the center of the ring. The lowest part of the stands is located on the eastern side, where they reach a maximum height of 6m and stand 34 m from the center.

In the latter area the building's enclosure wall stands 3m high and 44m from the center of the ring.

Adjoining the lowest area of the stands and to their right, looking from the center of the ring, is a structure designed to serve as a stage, measuring 10.5m high and with a facade measuring 13 m in length.

The helicopter was resting inside the bullring in the area closest to the facility's lowest side, with the forward end of its skids located 3m from the center of the ring, and the rear end of the helicopter's tail at a distance of 10 m from the barrier (see Figure 1).

1.11. Flight recorders

The helicopter was not equipped with flight recorders, as they were not required for its type.

1.12. Wreckage and impact information

In its descent the helicopter struck the upper right of the building's exterior wall, with the skids and the undercarriage, main rotors and tail rotors, and the aftmost section of

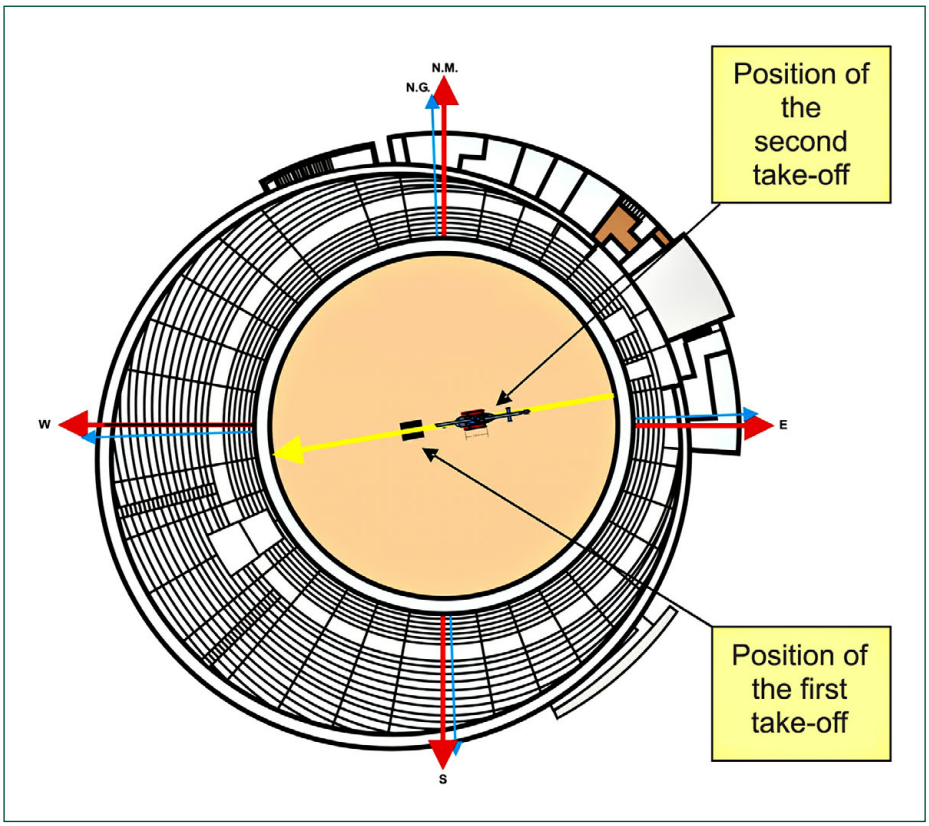


Figure 1. Overhead view of the bullring

the tail cone. It impacted the ground with the skids, and then turned over onto its left side. Throughout this process the helicopter continued its rightward turn around its vertical axis.

The original tracks produced by the impact of the skids and main rotor were found on the ground.

The passenger area of the cabin showed warping and some broken glass. The skids were detached from the helicopter. The tail cone was severed and physically separated at its center, and the tail rotor was separated from it. The main rotor blades were broken in multiple locations and separated from the helicopter, just centimeters from their root. The mast revealed breakage at the outlet of the transmission gear box, and was separated from it, while the pitch control rods were found broken and separated from the structure.

The powerplant, consisting of two engines and their output reduction gear boxes up to the main gear box, and the box itself were found in proper position and did not reveal any external damage.

The output reduction gear shaft on number 2 engine spun freely, without turning the gears on the main box, while rotating the shaft on the number 1 engine did turn the gears on the main box.

1.13. Test and research

1.13.1. *Television footage*

The helicopter's take-off and subsequent crash were filmed on video by different media sources. The footage was shot from both outside and inside the helicopter.

Analysis of the images and sounds captured on the footage has provided information relevant to the investigation.

1.13.1.1. Study of the sound

On the video footage taken a decrease in the volume of the noise generated by the aircraft could be detected. As a result, laboratory analysis of the sound was carried out.

The audio data analyzed were taken from a video filmed from the interior of the aircraft. 17 seconds were analyzed, from the point at which the helicopter began to leave the ground until it disappeared behind the bullring wall. The conclusions reached were the following:

In the first six seconds of the sound analyzed, the functioning of the different systems matches the helicopter's flight attitude, and no discrepancies in the functioning of the different systems can be noted.

As of the sixth second the following can be heard:

- A clear and smooth drop in the revolutions of the following systems:

  – Main rotor box, input reduction gear
  – Tail rotor box, input reduction gear
  – Main rotor
  – Tail rotor

The main rotor's RPMs dropped, reaching a reading below 70%.

The audible warning alarm for low main rotor RPMs was not detected in the review of the videos, nor could it be identified in the analysis of the sound. Ground testing subsequently confirmed the correct functioning of the alarm horns.

1.13.1.2. Study of video footage

The footage was analyzed from engine start-up until the completion of the helicopter's evacuation.

The time elapsed between the initiation of engine start-up and the take-off was two and a half minutes. During this time the pilot did not perform a static power test.

The take-off was executed with a vertical ascent off the ground and a gradual rightward turn until reaching, between 5 to 7 seconds after losing contact with the ground, an approximate altitude of 5 m (15 ft) and an approximate northerly heading, when the helicopter reduced its ascent and rightward turn rate until almost ceasing both of these movements, and immediately increased its ascent and rightward turn rate until reaching an approximate altitude of 8 m (25 ft) above the ground and an approximate heading of 045°, at the same time initiating a forward movement that continued until the aircraft crossed over the stands, and initiated a virtually vertical drop.

At the start of the helicopter's forward movement, and when it was still located above the earth area inside the ring, it began a slight leftward tail yaw (with the nose moving rightward), then increasing its turn rate while moving forward a few meters, and during its drop.

Outside the ring, the helicopter came to rest turned over on its left side. The engines continued to function until they were shut down at least 25 seconds after the crash.

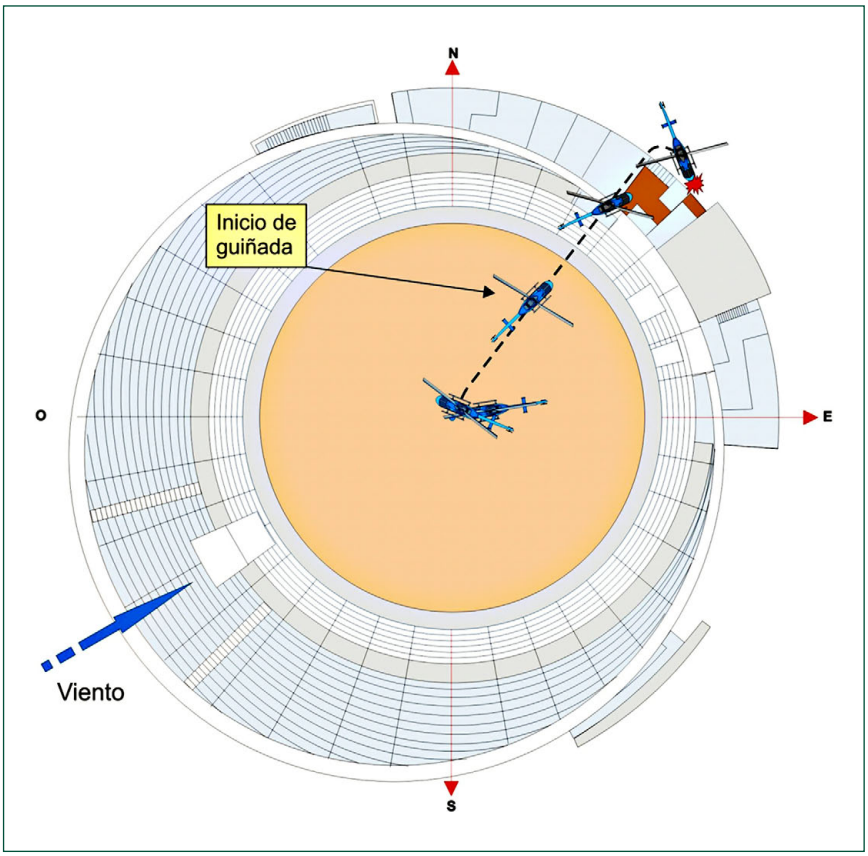


Figure 2. Trajectory of the second take-off (inicio de guiñada = initiation of vaw)

1.13.2. *Detailed inspection of the aircraft's components*

1.13.2.1. Quad Digital Digital Indicator (QDI) Instrument

The QDI instrument gives an indication of engine parameters corresponding to the turbine outlet temperature (TOT), N1, and oil temperatures and pressures. It features the possibility of processing fuel consumption information and showing and storing any exceedance readings of the parameters as related to both engines.

The visible information on the QDI represents redundant information for the pilot, given that this information is readable on the corresponding analog instruments.

The QDI is an optional instrument and the minimum equipment list (MEL) indicates that the helicopter can fly with the instrument not installed or inoperative.

The QDI instrument installed in the helicopter was not in working order. As a result, the possible exceedances recorded by it could not be obtained.

1.13.2.2. Inspection of engines

Laboratory sound analysis revealed different behaviors in the two engines: while in engine no. 1 a drop was initiated in the rate of the gas generator, (N1), on no. 2 this rate continued to increase, and a drop began several seconds later. For this reason, it was deemed necessary to carry out an engine test in a bench test facility, with the manufacturer's assistance.

Both engines were disassembled from the fuselage with the help of the operator and transferred to facilities in an authorized maintenance center where they were bench tested

The inspection of both engines showed intake damage and erosion in the blades of the first stage of the compressor. Both spun freely and smoothly. No additional, visible damage was detected on either of the engines, and they were judged to be capable of functioning in the test facility just as they were recovered after the accident, without any need to repair or substitute any components.

The functional test of both engines yielded a positive result. Engine n° 1 revealed slightly less power than that specified, and n° 2 slightly more than that specified. The bench test confirmed that both engines were capable of producing power sufficient for sustained flight.

1.13.3. Statements from witnesses

1.13.3.1. Pilot's statement

The pilot stated that he arrived at the Cuatro Vientos aerodrome at approximately 09:30 in the morning, in order to complete a routine flight scheduled for approximately 10:00. Moments prior to initiating this flight he was informed by the police officer that was to accompany him on the flight that they would be transporting public figures on that day.

Once in the air, he was informed that the City of Móstoles bullring would be the designated location where the passengers would be embarked, and that the flight would be carried out over said city, with a subsequent landing to be made on property located on the city's outskirts

In order to review the flight itinerary and conduct a practice run, he landed at the bullring on a westerly heading and three persons were embarked. Thus, a total of five persons were then on board. He carried out a power test and took off towards the west. When the helicopter was located above the stands, it turned towards the right and departed the ring, passing over a lower area of the facility.

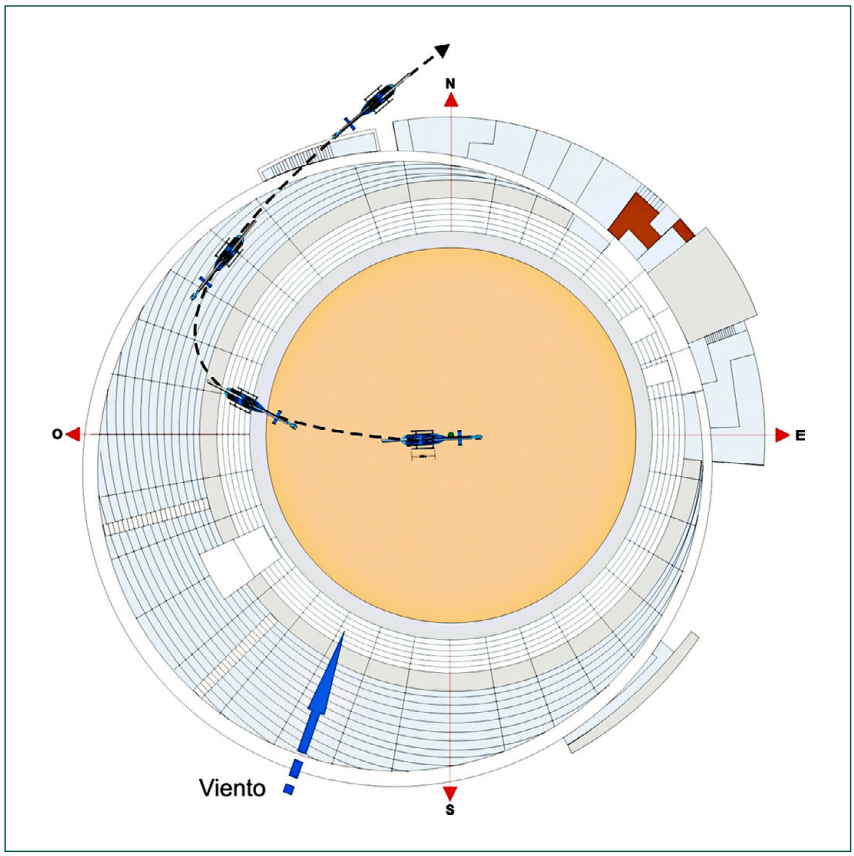


Figure 3. Trajectory of the first take-off (for the practice flight)

Once covering the route of the probable itinerary, he flew for a few minutes in order to consume fuel, so as to reduce the take-off weight. He landed again in the bullring at 11:30, positioning the helicopter as close as possible to the wall located behind the helicopter's tail. He then shut down the engines.

During the waiting period, he was asked about the possibility of embarking 5 persons, which he rejected, agreeing to embark a maximum of four passengers.

In addition, he was informed that the bullring had been selected in order to assure greater isolation for the helicopter at take-off, and that there should be nobody, including the press, inside the ring.

The sandy earth of the ring's ground level was watered down for the first take-off, without him having requested this action.

He reported that he did not remember having received training with regard to the loss of tailrotor efectiveness (LTE) during his initial pilot training, nor in the specific training for ratings on the types he was flying, nor over the course of his career, although he was aware of its existence.

According to his statement, he was occasionally designated for this service, with the objective of completing some flight hours and the proficiency test and competency check on this model, as his renewal was coming up.

1.13.3.2. Auxiliary crew member statement

His mission on board regularly consisted of carrying out tasks of police surveillance, for which he was seated on the left forward seat. He was using a radio transmitter installed in the cabin, which operated via the helicopter's headphones.

His experience on this helicopter and on the mission was 40 flight hours, and he had begun to work with the pilot two days prior to the accident.

He accompanied the passengers while they took their seats, confirmed that their seat belts were secured, closed the doors, sat down and fastened his harness.

He had only received training on the helicopter in issues related to personal safety.

1.13.4. *Analysis of wind effects on the helicopter*

Before the second take-off from the ring, the helicopter was situated facing into the wind. As soon as it initiated its ascent and turned to the right, the aircraft felt the effect of the wind, which was coming from its left. After the first ascent, the helicopter had an approximate heading of 045° and the prevailing wind was from 240°, such that the relative wind direction was from 195°.

1.14. Organizational and management information

1.14.1. *Operator organization*

The operator had extensive experience with the operation of the Bell 206 L4T model helicopter.

Operations with the BESCAM had begun 10 months prior, and with this model of helicopter.

The operator possessed a technical library with information for distribution to pilots. This information included the informative notes and letters published by the manufacturer[4]

[4] The manufacturer of the aircraft had issued the publications Operation Safety Notice (OSN) 206-83-10 in 1983 and the Information Letter (IL) 206-84-41 in 1984 regarding uncontrolled helicopter yaws which, if they do not disappear, may produce a loss of effectiveness in the aircraft's directional control. These publications had been distributed to the operators of their helicopters in order for them to be provided to pilots, so that the latter might know the way to avoid the yaws, and know how to get out of them in the event that they occur.

with regards to LTE (loss of tail rotor effectiveness) that had been distributed within the company in the year 1999 by means of an operational circular[5] to the pilots.

The operator stated that between 1992 and 2004 they had provided recurrent training to flight crews, with the support of Bell flight instructors, and in which the topic of loss of tail rotor effectiveness had been covered.

1.14.1.1. Confined area and maximum take-off

The operations manual included information regarding confined areas in the section on aerial work, but it did not contain detailed operational procedures for the use of confined areas. There was also information on confined areas and maximum take-offs in the Maneuvering Guide[6] of the operator's Bell 206 Captain's Course.

As stated above, the operations manual defines a confined area as a section of land surrounded at its perimeter by obstacles that require the use of special techniques to land and take off.

When the use of these types of areas is necessary, the operator's operations manual literally states "the need to strictly follow all information provided as regards operating procedures in "CONFINED AREAS," the observance of which will prevent a great number of accidents". However, those procedures did not appear in detail in the manual, and it is in the Maneuvering Guide of model Bell 206 where it is stated, for example, that the take-off required in this type of operation is that referred to as "maximum take-off", which is to be carried out in those cases in which, due to the proximity of obstacles, a normal take-off can not be executed.

The requisites included in the Guide for this type of maneuver are:

1. Constant heading and a straight flight path. Vertical climb.
2. Until clear of the obstacle:
   - Attitude of 45 knots
   - Apply more power than that necessary to hover:
     - 3% of N1
     - 10% of torque
3. Once clear of the obstacle, adjust velocity to 60 kt and adopt an ascent rate 500 ft/min.

[5] The operational circulars, together with the information circulars, are documents established within the operator's organization to provide crews with information.
[6] Document of the operator used as didactic material for flight crew training.

and the guidelines established in the Guide for this type of maneuver are as follows:

> "Determine the power level to be employed during take-off. From the ground, increase the collective smoothly and continue until obtaining the selected power level, coordinating with the pedals in order to maintain heading and vertical ascent. Upon clearing the obstacle, adjust nose attitude as determined by normal ascent speed, and apply drift correction in order to maintain the straight flight path over the ground, conserving the take-off power level.
>
> Once this speed is reached, stabilize it and adjust power so that the climb rate is appropriate."

1.14.1.2. Form for calculation of weight and balance

The operator's operations manual included a weight and balance form.

At the time of the accident there was no form for the calculation of weight and balance on board the helicopter. The pilot reported that, once the number of passengers was known, he had completed a calculation of approximate weight for the second flight, estimating the fuel amount on board at 350/400 lb.

In the operator's documents for the execution of recurrent training or pilot competency checks, there was no mention regarding the confirmation of weight and balance.

1.14.1.3. Flight training

The operator's operations manual includes a recurrent flight training program, calling for a minimum of 1h every 12 months, which may be combined with the competency check. In said program the main failures of helicopter systems are outlined, and the procedures associated with them. The instructor is to have 500 h of experience on this type of helicopter.

In the pilot's flight log, two competency check flights had been recorded in the Bell 206 4LT helicopter during the last twelve months, one on July the 23rd and another on November the 29th. The recurrent flight training was the same as the competency check in July and the total duration of the flight was two hours.

The proficiency check tests completed in the last two years were reviewed, and no maximum take-offs or any under any maximum conditions could be verified. To document maneuvers the operator used as a log a single list of procedures and maneuvers for "FLIGHT TRAINING" AND "PROFICIENCY VERIFICATION." On said list it

was observed that in the last two years, of the four types of take-off carried out in both tests, normal take-off and maximum take-off weight (real or simulated) appeared repeatedly.

1.14.2. *Client communications with the operator*

The operational communications regarding the daily scheduling of the flights, between the client and operator, that is, between the BESCAM Coordination Center and the helicopter pilot, were normally conducted by telephone. Nevertheless, the information concerning this flight transporting VIPs was transmitted by the auxiliary crew member to the pilot moments before take-off.

The Technical Specifications Document that governed the contracting of helicopter service by the BESCAM, of 29 October 2004, indicated that the mobilization of the helicopter was to be exclusively carried out from the Coordination Center, wherever established. The Coordination Center would communicate the place and type of mission that would affect the flight at hand to the staff in service, with the objective of allowing them to acquire the equipment necessary for the provision of the service. The Center had 10 months of experience in operations with helicopters.

1.15. Additional information

1.15.1. *Loss of tail rotor effectiveness*

1.15.1.1. Description

The loss of tail rotor effectiveness is a critical flight characteristic of all those helicopters designed with one main rotor and flying at slower than 30 kt (55 km/h). LTE can result in an uncommanded yaw and with a very rapid spin rate. Said characteristic does not go away by itself. Thus, rapid action by the pilot is necessary in order to correct it, and it can render the helicopter uncontrollable.

In helicopters whose main rotor spins counter-clockwise, the yaw produced will cause the nose to turn rightward. The loss of effectiveness may appear in maneuvers at high power and low speed with tail winds or cross winds from the left. The aircraft is more susceptible to this phenomenon when turning to the right.

The following four characteristics have been identified[7] as factors contributing to the production of LTE during the flight of a helicopter (whose main rotor spins to the left)

[7] See FAA Advisory Circular AC 90-95 "Unanticipated right yaw in helicopters".

when flying at low speed. Wind plays a crucial role, depending upon its intensity and its direction relative to the aircraft.

- The loss of translational lift[8] with winds from all directions produces an increase in power needed, and the consequent increase in anti-torque demanded of the tail rotor. With a power level close to maximum, an increase in power can result in a drop in the main rotor's (Nr) revolutions, and, consequently, in a drop in thrust from the tail rotor.
- The interference from the vortexes produced by the main rotor with winds blowing from the region between 285° and 315° (taking as the vertex the center of the helicopter and its longitudinal axis forward as the initiating side of the sector, spanning out to the right) on the flow of air on the tail rotor alters the thrust effect from this rotor, as it is operating in a very turbulent environment.
- Tail winds proceeding from the region lying between 120° and 240° (see Figure 4) can produced a weathervane effect on the structure of the helicopter, causing a yaw into the wind, or the acceleration of an established spin rate.
- The winds proceeding from the region between 210° and 330°, as they oppose the thrust generated by the tail rotor, can generate a "vortex ring state"[9] causing a destabilized flow and oscillation in thrust generated by the tail rotor. This is why rapid and continuous pedal movements are necessary when hovering in crosswinds from the left.

The following factors can also seriously affect the appearance of LTE:

- High gross weight and density altitude. An increase in either of these factors will decrease the power margin between the maximum power available and the power required to hover. The pilot should conduct low-level, low-airspeed maneuvers with minimum weight.
- Low indicated airspeed. At airspeeds below translational lift, the tail rotor is required to produce nearly 100 percent of the directional control. If the required amount of tail rotor thrust is not available for any reason, the aircraft will yaw to the right.
- Power Droop. A rapid power application may cause a transient power droop to occur. Any decrease in main rotor rpm will cause a corresponding decrease in tail rotor thrust. The pilot must anticipate this and apply additional left pedal to counter the main rotor torque. All power demands should be made as smoothly as possible to minimize the effect of the power droop.

[8] Translational lift. The additional lift obtained in forward flight owing to the greater efficiency of the rotor system (see FAA-H8083-21 "Rotorcraft Flying Handbook.")

[9] "Vortex ring state." A temporary situation in which the rotor passes through its own wake and a significant part of the blades operate at attack angles in excess of maximum. The blade tip vortices increase in size until they form a ring around the rotor. There is a turbulent, unstable flow in a large area around the rotor disc which causes the rotor to lose efficiency, even if it continues to receive power. On the main rotor the "vortex ring state" may occur in vertical descents at high power (see FAA-H8083-21).

As a result, pilots should be conscious of those situations in which LTE may occur in order to avoid them, in the event that the tail rotor loses effectiveness, and in order to be aware of the actions to take in order to escape from this critical situation, given that the aircraft can not correct this situation on its own. These actions should be taken quickly and correctly. If they are not, recovery from LTE can become impossible. The recommended techniques, according to the FAA's AC 90-95, are:

- Apply full left pedal. Simultaneously, move cyclic forward to increase speed. If altitude permits, reduce power.
- As recovery is effected, adjust controls for normal forward flight.
- Collective pitch reduction will aid in arresting the yaw rate but may cause an increase in the rate of descent. Any large, rapid increase in collective to prevent ground or obstacle contact may further increase the yaw rate and decrease rotor rpm.
- The amount of collective reduction should be based on the height above obstructions or surface, gross weight of the aircraft, and the existing atmospheric conditions.
- If the rotation cannot be stopped and ground contact is imminent, an autorotation may be the best course of action. The pilot should maintain full left pedal until rotation stops, then adjust to maintain heading.

1.15.1.2. Other accidents or incidents related to the loss of tail rotor efffectiveness

Between 1998 and 2005, both years included, 16 civil helicopter accidents occurred in Spain in which the probable cause was loss of flight control. In seven of these cases, the probable cause of said loss of control was LTE.

The CIAIAC presented information on the LTE phenomenon in its reports A-028/99 (Bell 206L4, 22-07-1999), A-030/2000 BIS (Bell 205(UH-1H), 04-08-2000), IN-066/2002 (Robinson R-22, registration EC-GVR, 07-09-2002), A-043/2003 (Bell 206-L3, registration D-HALT, 6-8-2003) and in A-74/2004 (Robinson R-44, registration EC-ITD, 20-12-2004).

The accident report (reference A-43/2003) involving an helicopter of this operator, includes the following paragraph: "Due to the importance that unexpected yaws or losses of tail rotor effectiveness represent as contributing factors in a number of accidents, knowledge of the circumstances which favor their appearance is important, as are ways of preventing them, and how pilots should react if the yaw has been initiated."

In July of 1994 the National Transportation Safety Board (NTSB) in the United States of America issued three safety recommendations (NTSB references A-94-139, A-94-141 and A-94-140 respectively) addressed to the FAA in reference to the need for helicopter pilot education and training in order to prevent future accidents caused by this phenomenon.

Recently, other accident and incident Investigation commissions such as the British AAIB[10] and the Irish AAIU[11] have issued a number of recommendations[12] in order to raise awareness of this phenomenon among operators and pilots, including the necessity of including the LTE effect in pilot education programs published by the JAR-FCL 2.

1.15.1.3. Pilot education

The syllabi for the theoretical knowledge exams are a part of JAR-FCL 2 in force in Spain since 2004 (published in the BOE on 22 November 2004), and they do not specifically mention the term LTE. This concept was also not included in the programs previous to the entry into force of JAR-FCL 2.

However, the LTE was specifically mentioned in the training syllabi included in Section 2 of JAR-FCL 2, among the acceptable means of compliance (AMC) with the requirements, which had not been published in Spain.

2. ANALYSIS

2.1. General

The aircraft had taken off from the Cuatro Vientos aerodrome, with the pilot and police officer, a member of the BESCAM, on the first flight of the day in order to head for the city of Móstoles, with the objective of transporting public figures. The pilot was informed of this mission the same day, and it was proposed that he use the city's bullring to embark the figures, to which he agreed.

In Móstoles he landed in the bullring and three more persons embarked in order to complete a flight that would simulate the subsequent official flight for the transport of the public figures in question. According to an estimate carried out after the fact, the helicopter took off towards the west, carrying approximately 115 kg of weight in excess of the authorized maximum. When it reached a point over the stands, it carried out a rightward turn and left the ring over its lowest point. The flight consisted of a practice run to reconnoiter the route to follow when transporting the public figures, and for the selection of the landing area. The helicopter touched down in El Eliana Park where three persons disembarked. The pilot and the auxiliary crew member continued the flight, returning to the bullring. The pilot deemed it expedient to prolong the flight in order to consume more fuel, given the weight conditions forecasted for the upcoming take-off, and landed again in the ring at 11:30 h.

[10] Accident of a Bell 206B Jet Ranger III, G-BAML on 30 May, 2003. Final Report EW/C2003/05/07. Accident involving a Robinson R44, G-SYTN on May 8, 2005. Final Report EW/G2005/05/07.
[11] Accident involving a Bell 206 Jet Ranger, G-AYMW on April 5, 2004. Final Report No. 2004/0021.
[12] Safety recommendations 2003-126 and 2003-127 of the AAIB United Kingdom and SR 39, 41, 42 and 43 (year 2004) of the AAIU of Ireland.

Once the four passengers for the official flight for the transport of public figures were seated in their respective seats and their seat belts were secured, the auxiliary crew member issued them some safety guidelines. The total number of persons on board was six. The weight of the helicopter for that second take-off has been estimated at 2,222 kg (4,899 lb), that is, some 159 kg over the authorized maximum.

During the take-off there was an initial power demand from the pilot that resulted in the helicopter's vertical ascent for six seconds, reaching an approximate altitude of 5 m (15 ft) while it turned to the right. At this point, the pilot made a second power demand until reaching a torque value of 100%, which resulted in a slowdown in the rightward turn, as the aircraft continued its ascent until reaching an approximate altitude of 8 m (24 ft), and initiated forward movement.

Seconds later the helicopter initiated a smooth, leftward tail movement to (nose to the right) and the turn rate began to increase while the aircraft moved forward. Once it crossed over the ring's stands, the helicopter turned, out of control, and went into a rapid descent until hitting the ground.

2.2. State of the aircraft

At the moment it initiated its take-off, all the helicopter's engine and rotor parameters were in line with necessary power requirements. In the investigation following the accident, damage was noted to the engines, power transmission mechanisms, rotors and flight control systems were in line with the impacts suffered by the aircraft. Thus, there was no evidence leading to any suspicion of mechanical failure in its power or transmission systems. Following the analysis of the sound of the main rotor, it is considered that the behavior of the tail rotor was continually matched to that of the main rotor. Thus, its drop in revolutions was proportional.

Once the engine stand tests were completed, the possibility of any anomaly in their functioning was ruled out, and it is considered that the difference in their behavior was owing only to their slight differences in adjustment and state, but that both were in normal functioning condition.

The aircraft initiated the takeoff with an estimated weight of 2,222 kg, which was 159 kg over the MTOW, or established limit in the Flight Manual, 2,063.5 kg. The helicopter had already carried out a previous take-off, from inside the ring, with a westerly heading and a weight of 2,178 kg (4,802 lb), 115 kg over the MTOW.

No weight and balance form was found in the helicopter. For this reason, a safety recommendation is issued for the operator to assure that crews carry clear information on board in order to easily and quickly determine the helicopter's weight and balance, and that they use it systematically.

2.3. Communication to the pilot regarding the flight

The communication to the pilot of the special flight characteristics was carried out by the municipal police officer when he reached the Cuatro Vientos aerodrome, minutes before initiating the first flight of the day. The Technical Specifications Document which governed the contracting of the helicopter mandated that the communication be carried out through the Coordination Center, and with sufficient advance warning to allow for adequate flight preparation.

This tardy communication to the pilot regarding the characteristics of the flight for the transport of public figures, which would require the helicopter to be filled to capacity, and which would involve an unusual operational environment could have influenced the pilot's operating decisions, and reduced the time available to him for their preparation and planning.

2.4. Crew experience

The pilot had extensive experience on single-engine helicopters, while his experience on twin-engine models was limited to the Bell 2064LT. Over the preceding year he had flown this helicopter for a total of 34 h, which had been irregularly distributed throughout the period, because most of the hours had been flown during the first six months (see Graphic 1).

His experience with the BESCAM Helicopter Service was two days. He had been provisionally appointed in a substitute role.

In July 2005 he had flown for two hours in a proficiency check and recurrent training flight. He had completed his competency check flight for the renewal of his type rating on the Bell 206 4LT on 29 November, 2005, within this substitution period. No evidence has been found that during that set of check and training flights they carried out maximum take-off practice maneuvers, which were considered demanding and advanced flight maneuvers.

The auxiliary crew member had no role with regards to the operation of the aircraft, and thus had not received any education in this regard.

2.5. Confined area

The helicopter is capable of vertical ascent and clearing nearby obstacles, although in these cases reaction capacity is reduced in the event of any difficulties, as the aircraft's technical capabilities are being fully exploited.

The distances and heights at the Móstoles bullring classify it as a confined area, and the prevailing wind at the time of the flight increased its confinement, as it demanded a take-off over its highest point.

The selection of a confined area for a take-off decreases available safety margins, as there are barely any obstacle-free areas in which to carry out a commanded landing in the event of failed take-offs or a forced landing in the event of a sudden emergency.

The danger posed by confined areas is outlined in the operator's Operations Manual for the helicopter, and mandates that pilots strictly observe all information provided in the operating procedures regarding "CONFINED AREAS." Nevertheless it is lacking a more complete description of the obstacles and heights defining said areas, their characteristics, an assessment of the risks they pose, and the procedures to be followed when dealing with them.

2.6. Loss of tail rotor efectiveness (LTE) during the second take-off executed from the bullring

The helicopter was situated facing into the wind, with a heading of 250° and positioned near the center of the ring before proceeding to carry out the take-off which ended in the accident.

The pilot did not complete a power check prior to take-off, although he did report that, though he did not remember the exact figures reached, when initiating the take-off he applied the necessary power, in line with the figures determined in the test of the first take-off.

Said power level was only capable of providing lift for the first six seconds, after which the pilot had to apply more power in order to continue his ascent, maxing out the collective stick, according to his statement and all the information analyzed, which led to a drop in his turn rate to the right, until virtually halting it. The torque reached and exceeded 100%, according to his statement.

With the modification made to the Bell 2064LT, a single-engine helicopter of 500HP of power, consisting of the installation of two engines via an STC, practically doubled the power (450HP of power from each engine) available in the structure of the helicopter, although the application of power in practice continued to be limited by the different mechanical systems of the power transmission gearbox and the rotors, both main and tail.

Upon abruptly demanding maximum power from the helicopter, with a weight on board in excess of the MTOW, a reduction in the number of rotor turns was produced, as could be detected in the sound analysis, as well as an increase in the helicopter's reaction torque.

At that time, great efficiency was required of the tail rotor in order to counteract the torque produced.

When the helicopter had initiated its forward motion, with the objective of increasing speed and prior to crossing over the barrier, it initiated a rightward turn upon its vertical axis, the speed of which gradually increased, until it became uncontrollable.

At this point during the flight, the helicopter was carrying a great amount of weight, was at an altitude near that of hover outside ground effect, a speed below 30 kt, a power demand close to its limit, and was being affected by a tail wind resulting from the initial ascent leg and its commanded right turn.

These conditions which the helicopter faced during this phase of the flight and the subsequent increase it suffered in rightward turn speed coincide with the factors that can produce a loss of tail rotor effectiveness. As a result, it is believed that the aircraft was affected by this phenomenon.

Once a helicopter begins to suffer the effects of the LTE phenomenon, rapid and effective action by the pilot is necessary in order to recover stable flight conditions. In this case the pilot did not identify the LTE affecting the helicopter, and thus did not act to correct it. Even if he had been aware of the method for counteracting it, he was also faced with the limiting absence of obstacle-free areas in his flight area in which to carry out an emergency landing.

The pilot reported that he was aware of the LTE phenomenon, but that he was not aware of its characteristics, and that he did not remember being trained on it, neither in the period for the obtaining of his pilot licence, nor over the course of his career.

On the other hand, the operator stated that they do disseminate information circulars to the crews, among which there were two related to the LTE phenomenon published by Bell and that training had been provided for years since the topic was first covered. Therefore, in view of this information, the effectiveness of those measures and their real impact on the operator's flight crews seems questionable.

The regulations currently in force have been reviewed, as well as other norms not yet published in Spain regarding the training of commercial and private helicopter pilots (JAR-FCL-2, Section 1 and Section 2 (AMC)). The syllabi of the theoretical knowledge exams are a part of JAR-FCL 2 published in Spain in 2004 (BOE dated 22 November 2004), and they do not specifically mention the LTE phenomenon. However, it is referred to in the training syllabi of Section 2 of JAR-FCL 2, among the Acceptable Means of Compliance (ACJ) with the requirements.

Therefore, it is considered necessary to issue a safety recommendation to include this LTE phenomenon in the training programs of helicopter pilots in Spain through the publication of the above mentioned syllabi.

The LTE phenomenon, known for many years and about which much information has been published, has been shown to be one of the operational factors which has played a role in numerous helicopter accidents. In addition, it has been demonstrated that pilot knowledge of the causes that generate it decreases the probability of pilots placing the helicopter in conditions rendering it vulnerable to suffering LTE, and increases the probability of recovering controlled flight attitudes in the event that they suddenly experience this situation.

The inclusion of studies of the LTE phenomenon in the theoretical knowledge for the obtaining of private, commercial or airline helicopter pilot licences, requires that it be included as an item within the study of the tail rotor. Pilots who have already obtained their helicopter pilot's licences could be distributed at least part of the abundance of information already published on this phenomenon. To this end, two safety recommendations are issued in this regard.

3. CONCLUSION

3.1. Conclusions

Regarding the functioning of the aircraft and its systems

3.1.1. No evidence of any mechanical failure or malfunctioning of the aircraft's systems which might have led to the accident was discovered.

3.1.2. A bench test of the engines conducted after the accident confirmed that both engines were capable of producing power sufficient for sustained flight.

Regarding operational aspects

3.1.3. The pilot was informed that same day that he would have to carry out a transport flight of public figures, and that the take-off would be conducted from a bullring. This advance notice may have been insufficient to allow him to adequately prepare for the flight.

3.1.4. The BESCAM Coordination Center had selected the site and proposed to the pilot the take-off from inside the bullring. The pilot did not object to this point, despite the fact that there was a clear area of sufficient size adjacent to the bullring.

3.1.5. The pilot's decision to accept the take-off from the bullring may have been influenced by the importance the flight took on given that he was to transport public figures and that print press and television crews were present in the area.

3.1.6. The helicopter took off twice with a weight calculated to be above the limit established in the Flight Manual, and the aircraft was not carrying weight and balance sheets in order to quickly and easily complete the relevant calculations.

3.1.7. It is estimated that the helicopter was carrying a weight of 2,222 kg at the time of the accident flight, that is, approximately 159 kg in excess of the maximum authorized weight.

3.1.8. The take-off was carried out over the lowest area of the stands, in such a manner that the wind struck the helicopter from its tail.

3.1.9. During the take-off of the accident flight, a constant heading was not maintained. A rapid demand for great power was made, after which a drop in power occurred, with a decrease in the main rotor's rotation speed.

3.1.10. The helicopter was facing the following conditions at the instant in which its initiated its rightward nose yaw:

- Demand for maximum power
- Weight in excess of the MTOW
- A near hover and leaving ground effect
- A drop in rotor rotation
- A tail wind, within an arc defined between 120° and 240°

3.1.11. The pilot could not have recovered the tail rotor's effectiveness by lowering the collective, as he did not have sufficient physical space in which to carry out an emergency landing and abort the take-off.

3.1.12. The operator's Operations Manual included a description of confined areas, but without outlining their characteristics as regards the obstacles and heights that define them, the risks they pose, and the procedures to be taken when dealing with them.

3.1.13. There were no records showing that the pilot had carried out take-offs under maximum conditions during the last competency checks and the last recurrent training.

3.1.14. The pilot did not remember having received specific education regarding the LTE phenomenon.

3.1.15. The JAR-FCL 2 training programs to obtain private and commercial helicopter pilot licenses do not specifically cover the LTE phenomenon. It is, however, included in the syllabi that further expand those programs and that form a part of the acceptable means of compliance with JAR-FCL 2.

3.1.16. The operator had transmitted within its operations department the information issued by the manufacturer regarding the LTE phenomenon.

3.2. Causes

Given that the helicopter was carrying weight in excess of the authorized maximum at take-off, speed below 30 kt, an approximate altitude of a hover out of ground effect, maximum demand for power, and a relative wind striking the aircraft at an approximate angle of 195º when it spun out of control to its right about its vertical axis, it is considered that the probable cause of the accident was the loss of tail rotor effectiveness (LTE), which caused the loss of flight control and the helicopter's subsequent crash.

It is considered that the following factors contributed to generating the conditions under which the LTE occurred:

a) The selection of a confined area (the bullring) as the take-off site.
b) The communication of the flight's special characteristics with little prior notice, which impeded a more thorough preparation of the flight.
c) The pilot's limited knowledge of the LTE phenomenon.
d) The failure to observe the aircraft's weight and balance procedure prior to take-off and the initiation of flight with a weight in excess of the MTOW.
e) The lack of actual training in take-offs at maximum power during the pilot's competency check and recurrent training flights.

4. SAFETY RECOMMENDATIONS

With the objective of improving safety in helicopter flight operations, the following safety recommendations are hereby issued:

REC 20/07. It is recommended that the Dirección General de Aviación Civil (DGAC) [Spain's Civil Aviation Authority] include the concept of loss of tailrotor effectiveness (LTE) in training programs for the obtaining of helicopter pilot licenses through the publication of the syllabi accepted in the framework of JAR-FCL 2.

REC 21/07. It is recommended that the Dirección General de Aviación Civil (DGAC) distribute information regarding the LTE phenomenon to all helicopter operators, flight schools, recreational flight groups, and private helicopter owners.

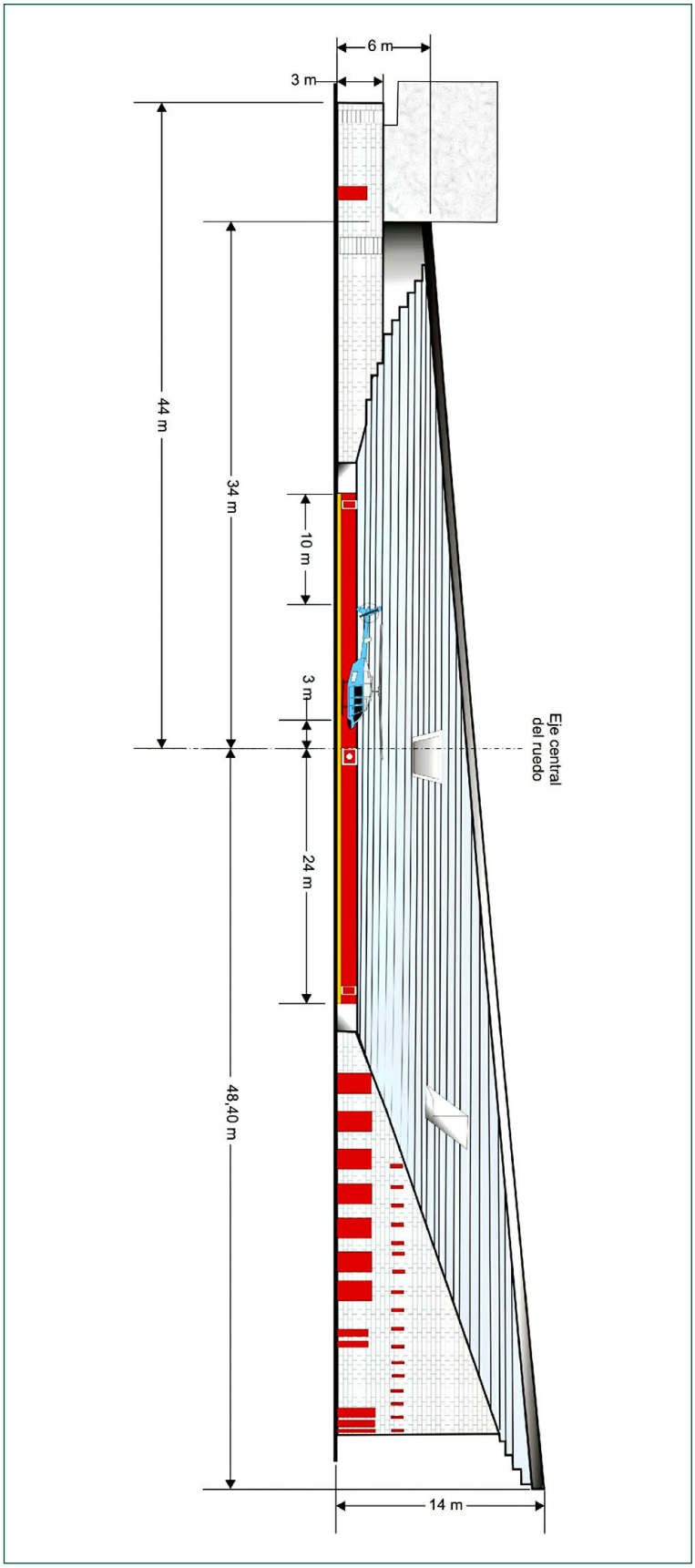
REC 22/07. It is recommended that the Dirección General de Aviación Civil (DGAC) require the helicopter's operator, Helisureste S.A, to adopt measures

assuring that its flight crews carry on board their helicopters all the information necessary to quickly and easily carry out weight and balance calculations.

REC 23/07. It is recommended that the helicopter's operator, Helisureste S.A. revise their Operations Manual to include a more comprehensive description of the obstacles and heights which define confined areas and the procedures to be taken when dealing with them.

APPENDIX 1

Side view of the Móstoles bull ring


Eje central
del ruedo
6 m
3 m
44 m
34 m
10 m
3 m
24 m
48,40 m
14 m

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	**Saturday, 29 October 2005; 10:13 UTC[1]**
Site	**UW100 (FL 260) 50 NM of CJN VOR**

AIRCRAFT

Registration	**D-AIRL**	**UR-GAL**
Type and model	**AIRBUS 321**	**BOEING 737-300**
Operator	**Lufthansa German Airlines**	**Ukraine Intern. Airliness**

Engines

Type and model	**IAE 2530-A5**	**N/A**
Number	**2**	**2**

Crew

Pilot in command

Age	**39 years**	**45 years**
Licence	**ATPL**	**ATPL**
Total flight hours	**9,459 h**	**11,804 h**
Flight hours on the type	**2,700 h on A320**	**4,700 h [400 h as capt. B737 (classic)]**

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			**N/A**			**2**
Passengers			**N/A**			**115**
Third persons						

DAMAGE

Aircraft	**None**	**None**
Third parties	**None**	**None**

FLIGHT DATA

Operation	**Comm. air transport – Scheduled intern. passenger flight**	**Comm. air transport – Scheduled intern. passenger flight**
Phase of flight	**Descent**	

REPORT

Date of approval	**30 May 2007**

[1] Time reference in this report is Coordinated Universal Time (UTC) unless otherwise stated. It is necessary to add two hours to obtain the local time.

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

On Saturday 29 October 2005, a Ukraine International Airlines Boeing 737-300 with call sign AUI 941 was flying from Kiev (UKBB) to Madrid (LEMD). A Lufthansa German Airlines Airbus 321 with call sign DLH-88C was following it with the same track in a flight from Frankfurt (EDDF) to Madrid (LEMD). Both aircraft were being controlled by the Madrid Area Control Centre (LECM).

According to the ATS incident notification from Lufthansa, when DLH-88C was at FL264, making a descent to the cleared FL250, a TCAS Traffic Advisory (TA) was issued and the LECM air traffic controller (ATCO) requested them to maintain FL260. Shortly afterwards, a TCAS Resolution Advisory (RA) instructed the crew to climb. They followed this instruction, climbing up to FL265.

Meanwhile, the AUI-941 crew was also following a TCAS RA instruction to descend. A few seconds before, ATCO had cleared them to FL 210 and had requested them to increase the rate of descent to 2,000 ft/min or more. AUI-941 read back the flight level assigned but not the instruction to increase the rate of descent. ATCO did not ask them to acknowledge it either.

Both crew followed their respective TCAS RA commands. The minimum vertical and horizontal distances between both aircraft were estimated to be 600 ft and around 0.41NM respectively (according to the radar data). After the event, both aircraft continued their flights normally. The crew of the DLH-88C filled in a TCAS report. The crew of the other aircraft did not prepare a formal report of the event. The crew stated that they did not hear any comment about the event and they considered it as a nuisance warning from TCAS.

No injuries or damages were reported by any aircraft.

1.2. Personnel information

1.2.1. *AUI 941 Captain*

Sex, age:	Male, 45
Nationality:	Ukrainian
Licence:	ATPL
Type rating renewal:	12-05-2005

Medical check valid:	Till 04-10-2006
Proficiency check valid:	Till 25-03-2006
Total flight time:	11,804 h
Hours on the type:	4,700 h, 400 as captain B737 (classic)
Hours in the last 72 h:	3 h
Hours in the last 30 days:	70,1 h
Duty period previous to the incident date:	4 h 50 min (26-10-2005)
Rest period previous to the incident date:	56,5 h (26-10-2005)

1.2.2. *AUI 941 First Officer*

Sex, age:	Male, 43
Nationality:	Ukrainian
Licence:	ATPL
Type rating renewal:	31-03-2005
Medical check valid:	Till 23-05-2006
Proficiency check valid:	Till 02-10-2006
Total flight time:	8,286 h
Hours on the type:	1,483 h
Hours in the last 72 h:	4 h
Hours in the last 30 days:	69,9 h
Duty period previous to the incident date:	4 h 5 min (28-10-2005)
Rest period previous to the incident date:	17 h 20 min (28-10-2005)

1.2.3. *DLH 88C Captain*

Sex, age:	Male, 39
Nationality:	German
Licence:	ATPL

Total flight time:	9,459 h
Hours on the type:	2,700 h

1.2.4. *Madrid Area Control Centre (LECM) Controller*

Sex, age:	Male, 50
Nationality:	Spanish
Title:	Air Traffic Controller
Licence:	Officially issued by the DGAC
Rating in LECM:	En route, since 25-1-1006, and TMA, since 23-02-2001
Medical check:	Valid up to 10-3-2007
Experience as ATCO:	29 years, 9 months, 21 days

1.3. Statements

1.3.1. *DLH-88C crew statement*

According to the statement of the DLH-88C crew, extracted from the ATS incident notification, when they were at FL264 (10:13 h), making a descent to the cleared FL250, a TCAS Traffic Advisory (TA) was issued and the LECM air traffic controller (ATCO) called them, instructing them to stop their descent at FL260. ATC advised them that the conflicting traffic was reaching FL250. During the ATC call a RA was received with an instruction to climb. They followed this instruction and climbed up to FL265.

1.3.2. *AUI-941 crew statement*

The AUI-941 crew stated that they were cleared for descent to FL250 by Madrid ATCO and just before reaching that altitude (about a minute) a TCAS TA was displayed followed by a TCAS RA. The RA manoeuvre was carried out. Then they regained FL250 with minor deviations. And when they were already at FL250 (just after RA, probably less than a minute) they received a command for the second time: "Alfa Uniform India 941, descend to FL250 (female voice)". They answered: 941 FL250. A few minutes later they were cleared for a further descent may be for FL210 by ATCO (male voice). They stayed on the same frequency during these events. No reports concerning the RA manoeuvre were made there.

1.4. ATC communications

According to the communications transcription (see table 1), at 10:09:55 ATCO cleared AUI-941 to descend to FL210 and at 10:10:01 AUI-941 read back the clearance. Around a minute later, ATCO instructed DLH-88C to continue their descent to FL250 and they read back the clearance.

Time	Station	Text
10:06:16	AUI 941	MADRID CONTROL BUENOS DÍAS UKRAINE OINTERNATIONAL NINE FOUR ONE DESCENDING TWO FIVE ZERO
10:06:21	LECM	NINE FOUR ONE BUENOS DÍAS RADAR CONTACT DESCEND LEVEL TWO FIVE ZERO
10:06:26	AUI 941	OK. TWO FIVE ZERO UKRAINE INTERNATIONAL NINE FOUR ONE
10:07:27	DLH 88C	MADRID BUENOS DÍAS LUFTHANSA EIGHT EIGHT CHARLIE WE ARE PASSING LEVEL THREE TWO SEVEN DESCENDING LEVEL TWO NINE ZERO
10:07:37	LECM	SAY AGAIN YOU CALL SIGN?
10:07:39	DLH 88C	LUFTHANSA EIGHT EIGHT CHARLIE
10:07:44	LECM	LUFTHANSA EIGHT EIGHT CHARLIE BUENAS RADAR CONTACT DESCENDING LEVEL TWO NINE ZERO
10:07:47	DLH 88C	ROGER DESCENDING LEVEL TWO NINE ZERO, LUFTHANSA EIGHT EIGHT CHARLIE
10:09:08	LECM	LUFTHANSA EIGHT EIGHT CHARLIE CONTINUE DOWN LEVEL TWO SEVEN ZERO
10:09:13	DLH 88C	LUFTHANSA EIGHT EIGHT CHARLIE DESCENDING FLIGHT LEVEL TWO SEVEN ZERO
10:09:55	LECM	UKRAINE NINE FOUR ONE CONTINUE DOWN LEVEL TWO ONE ZERO
10:10:01	AUI 941	CLEAR DOWN TWO ONE ZERO UKRAINE INTERNATIONAL NINE FOUR ONE
10:11:11	LECM	LUFTHANSA EIGHT EIGHT CHARLIE CONTINUE DOWN …EH CONTINUE DOWN LEVEL TWO FIVE ZERO
10:11:19	DLH 88C	LUFTHANSA EIGHT EIGHT CHARLIE SORRY SAY AGAIN?
10:11:22	LECM	OK. CLEAR LEVEL TWO FIVE ZERO
10:11:23	DLH 88C	CLEAR FLIGHT LEVEL TWO FIVE ZERO LUFTHANSA EIGHT EIGHT CHARLIE, THANK YOU
10:12:31	LECM	LUFTHANSA EIGHT EIGHT CHARLIE CLEAR LEVEL TWO SIX ZERO INITIALLY, MAINTAIN TWO SIX ZERO
10:12:37	DLH 88C	...ININTELIGIBLE... TWO SIX ZERO LUFTHANSA EIGHT EIGHT CHARLIE AND HAVE THE TRAFFIC BELOW IN SIGHT
10:12:40	LECM	ROGER, ALFA UNIFORM INDIA NINE FOUR ONE RATE TWO THOUSAND OR MORE, DESCENDING LEVEL TWO ONE ZERO
10:12:47	AUI 941	OK. TWO ONE ZERO UKRAINE INTERNATIONAL NINE FOUR ONE
10:12:50	LECM	NINE FOUR ONE MADRID APPROACH ONE ONE EIGHT DECIMAL FOUR, ADIOS
10:12:53	DLH 88C	…EIGHT EIGHT CHARLIE T-C-A-S CLIMB
10:12:55	AUI 941	ONE ONE EIGHT DECIMAL FOUR UKRAINE INTERNATIONAL NINE ONE FOUR
10:12:58	LECM	OK. YOUR TRAFFIC IS NOW REACHING LEVEL TWO FIVE ZERO INCREASING RATE OF DESCENT

Table 1. ATC Communication Transcription [see last two communications between AUI-941 and LECM to compare with the DFDR data (Graph 2)]

Time	Station	Text
10:13:03	DLH 88C	EIGHT EIGHT CHARLIE WE'VE THE T-C-A-S CLIMB WE ARE LEVEL TWO SIX ZERO AGAIN AND AH... MAINTAINING TWO SIX ZERO NOW
10:13:13	LECM	ROGER ROGER
10:13:16	DLH 88C	WHERE IS THE... IT WAS REALLY... ININTELIGIBLE... WAS A RESOLUTION ADVISORY AND EH THAT WAS... ININTELIGIBLE...
10:13:23	LECM	OK. YOUR TRAFFIC IS NOW LEAVING TWO FOUR EIGHT, TWO FOUR EIGHT ALTITUDE
10:14:26	LECM	LUFTHANSA EIGHT EIGHT CHARLIE CLEAR LEVEL TWO THREE ZERO
10:14:30	DLH 88C	LUFTHANSA EIGHT EIGHT CHARLIE WE ARE LEVING NOW LEVEL TWO SIX ZERO DESCENDING LEVEL TWO THREE ZERO
10:14:46	DLH 88C	LUFTHANSA EIGHT EIGHT CHARLIE FOR YOUR INFORMATION WE HAVE TO WRITE A REPORT ABOUT THIS EVENT, IT WAS REALLY... ININTELIGIBLE...
10:14:52	LECM	ROGER
10:15:36	LECM	LUFTHANSA EIGHT EIGHT CHARLIE CLEAR LEVEL TWO ONE ZERO, MADRID FREQUENCY ONE ONE EIGHT DECIMAL FOUR
10:15:43	DLH 88C	EIGHT EIGHT CHARLIE EH…ROGER DESCEND LEVEL TWO ONE ZERO, ONE ONE EIGHT FOUR, BYE
		END OF TRANSCRIPTION

Table 1. ATC Communication Transcription [see last two communications between AUI-941 and LECM to compare with the DFDR data (Graph 2)] *(continuation)*

At 10:12:31 ATCO requested DLH-88C to maintain FL260. DLH-88C read back the command and they added that they had the traffic below in sight (10:12:37).

Then, at 10:12:40, ATCO requested AUI-941 to maintain a rate of two thousand or more towards the cleared level FL210; AUI-941 read back the FL210, but not the rate of two thousand or more, and ATCO did not ask for further acknowledgment either. ATCO gave AUI-941 the frequency of Madrid Approach, and just two seconds before the readback of this instruction by the crew of AUI-941 (it was the last communication between ATCO and AUI-941), DLH-88C informed they had a "TCAS CLIMB" resolution advisory. ATCO then said***: "****OK. YOUR TRAFFIC IS NOW REACHING LEVEL TWO FIVE ZERO INCREASING RATE OF DESCENT"* but no call sign was included in this communication and nobody answered.

The crew of DLH-88C communicated their intention to file a report about the event and this was acknowledged by the ATCO.

1.5. Radar data

Both aircraft were maintaining the same track on descent to point TERSA. This is the track needed to begin the STAR (Standard Instrumental Arrival) called TERSA1B to approach Madrid Airport (runways 33L/33R, see Figure 1).

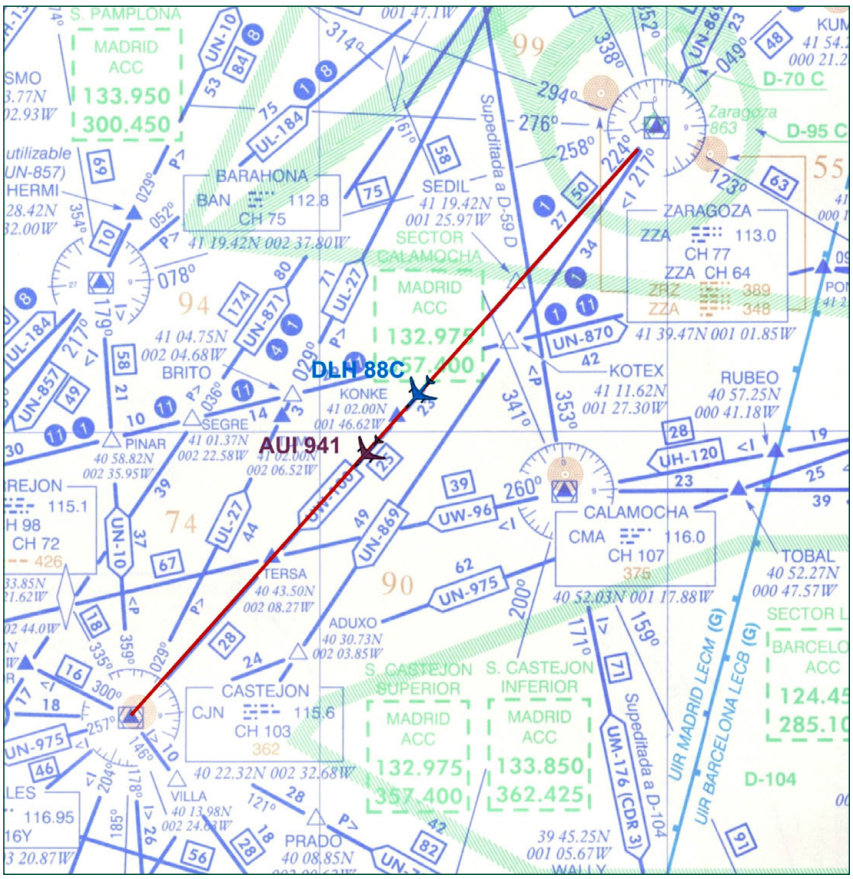


Figure 1. Track that the aircraft were maintaining

Based on the radar data, the average rates of descent of both aircraft have been calculated from the 10:12:07 to the moment when the first alert of conflict traffic violation (defined as VAC on radar system) was issued on the ATC screen (10:12:37). The results of this calculation are the following:

Rate of descent of AUI-941	1,200 ft/min
Rate of descent of DLH-88C	2,200 ft/min

Using FL250 as a reference, AUI-941 was reaching this level at 10:13:02 ("Radar data clock"). On the other hand, ATCO told somebody "OK. YOUR TRAFFIC IS NOW REACHING LEVEL TWO FIVE ZERO INCREASING RATE OF DESCENT"" at 10:12:58 ("ATC communication clock"). If this sentence can be assumed to be addressed to DLH-88C to inform them about the AUI-941 location, a delay of around 4 seconds appears between Radar data clock and ATC communication clock. Therefore, at the moment when the DLH-88C told the ATCO that they had the traffic below in sight they were at approximately FL264 and AUI-941 was at FL256 (800 ft of separation between both aircraft). Figure1 shows this moment, just before the TCAS RA warning was issued. It can be observed that the vertical distance between both aircraft decreases from 800 ft to 700 ft.

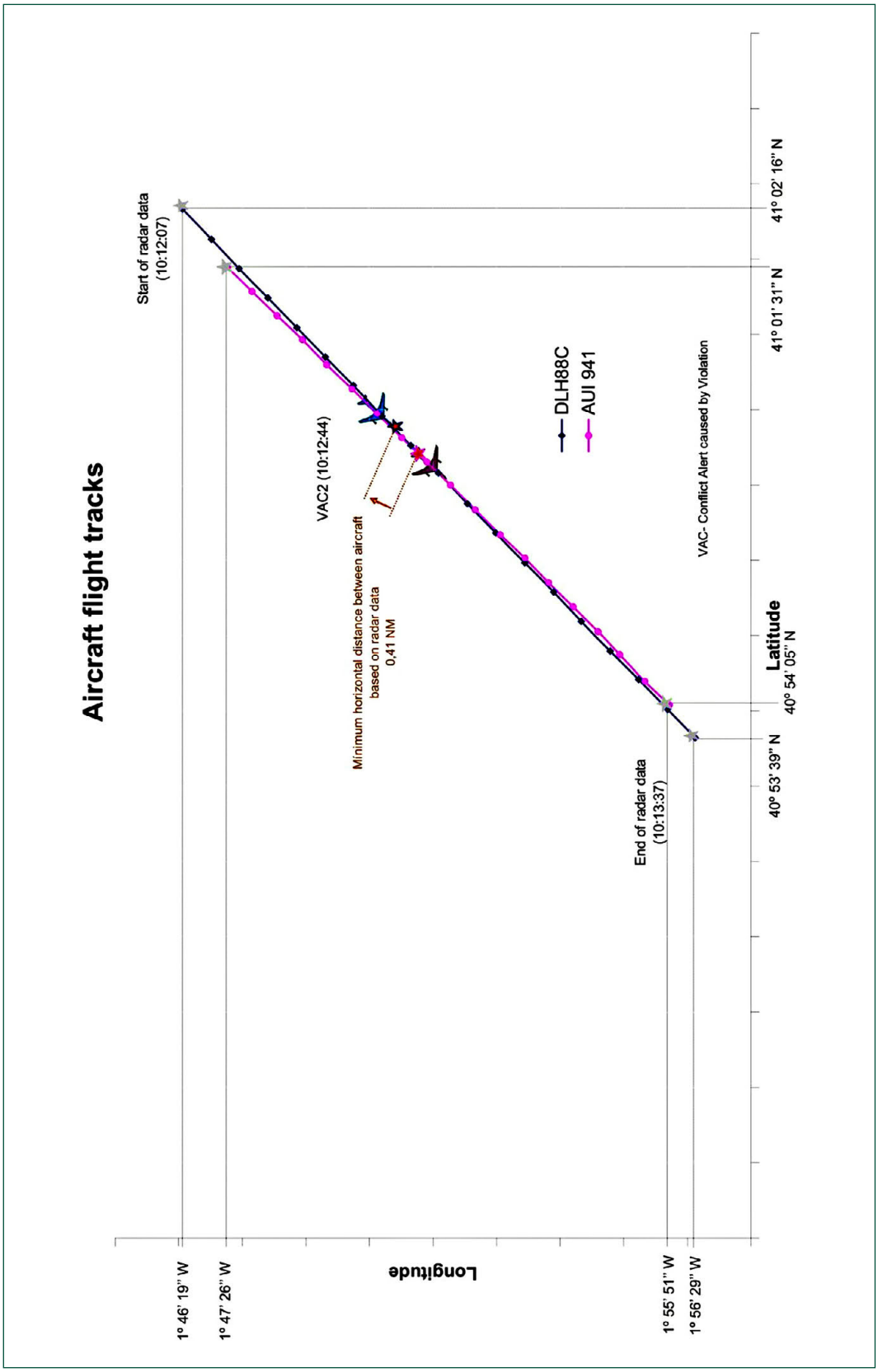


Figure 2. Aircraft flight tracks

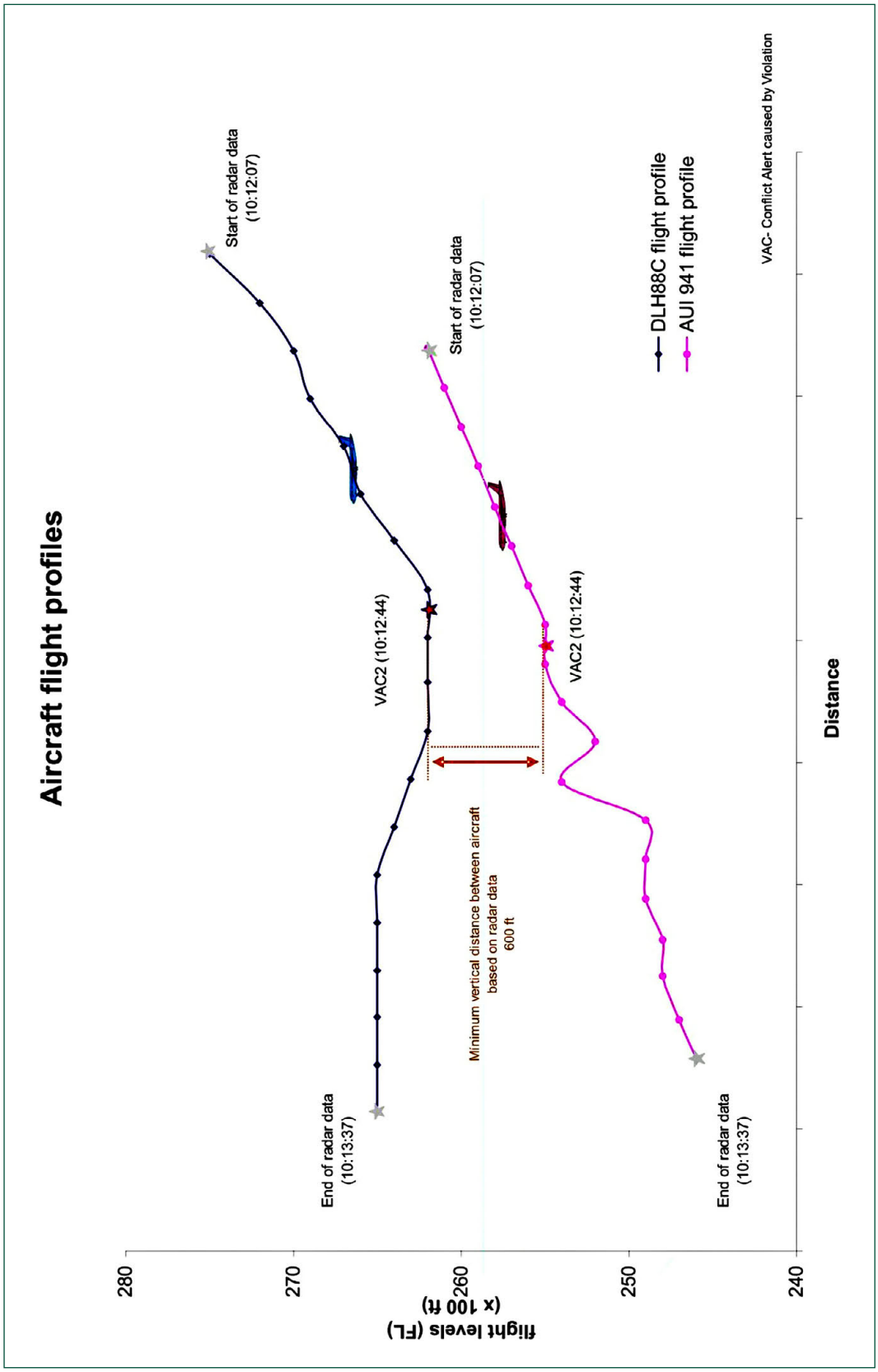


Figure 3. Aircraft flight profiles

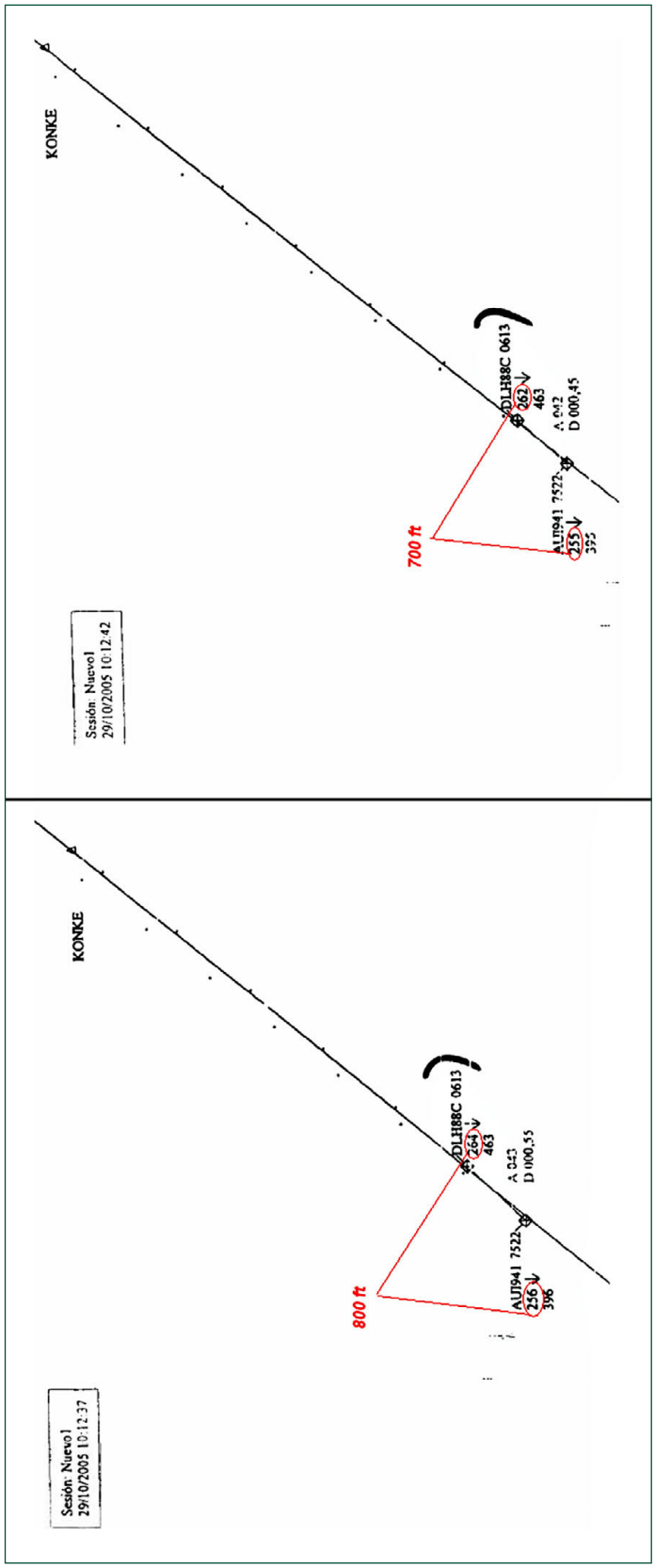


Figure 4. Two pictures of RADAR presentation

1.6. Information obtained from the DFDR

The DFDR data from the German airplane were not kept after the incident and thus were unavailable for the investigation. The DFDR recording from the Ukrainian airplane was available.

Using the push to talk (PTT) parameter recorded in the AUI-941 DFDR, it has been determined that the ATC communications clock has a delay of around 5 seconds with respect to the DFDR clock. Times used in this paragraph are those based on the ATC communications clock.

The crew began to increase their rate of descent to 2000 ft/min from the moment the TCAS RA was issued (at approximately 10:12:44). ATCO had requested them to maintain a rate of 2000 ft/min or more at 10:12:40.

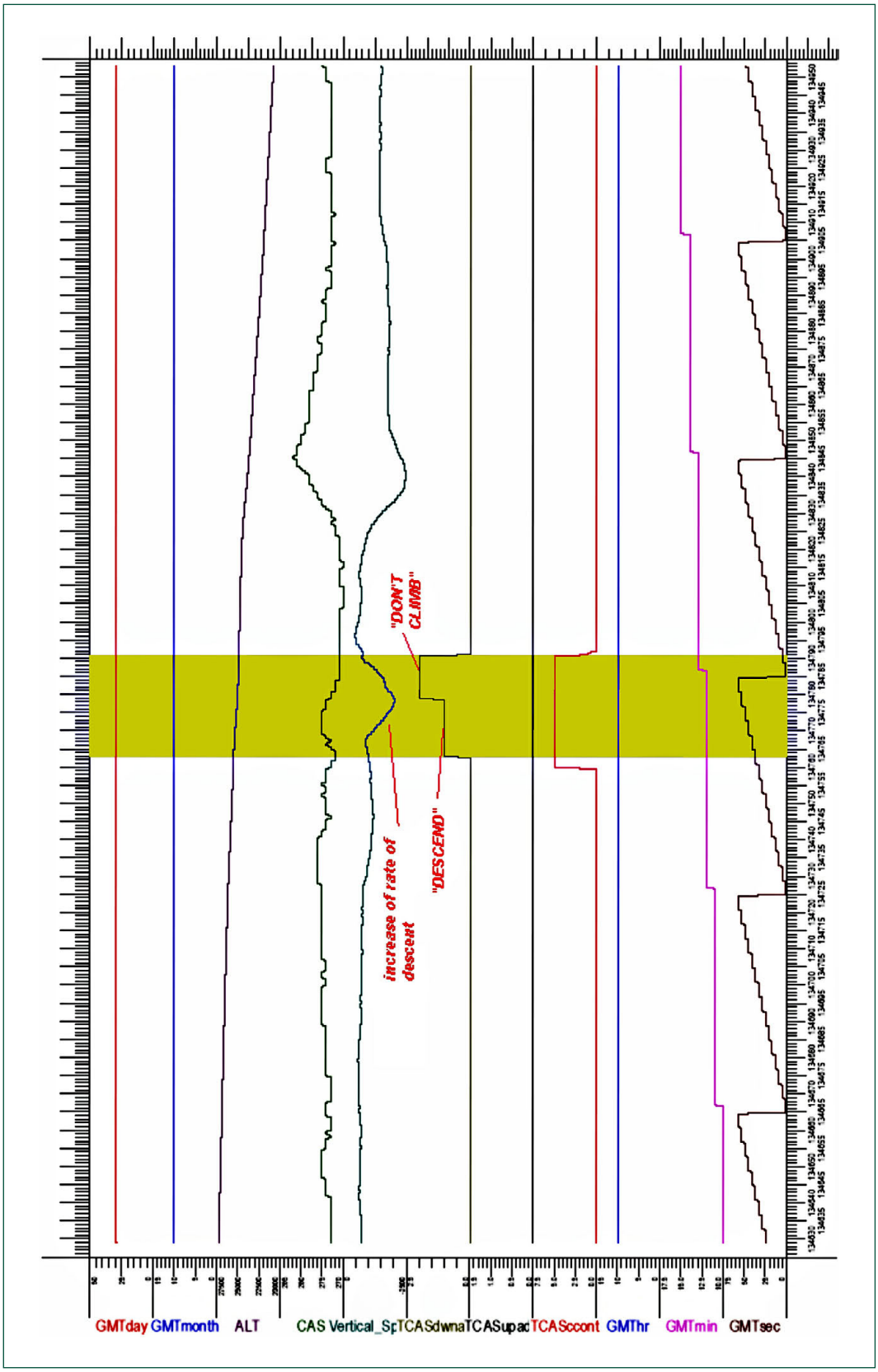
The AUI-941 crew continued talking (see the PTTvhf1 of Graph 2 that shows the moment when the microphone key is pressed) around ten seconds after they had read back the Madrid Approach frequency (at 10:12:53).

1.7. Organizational and management information

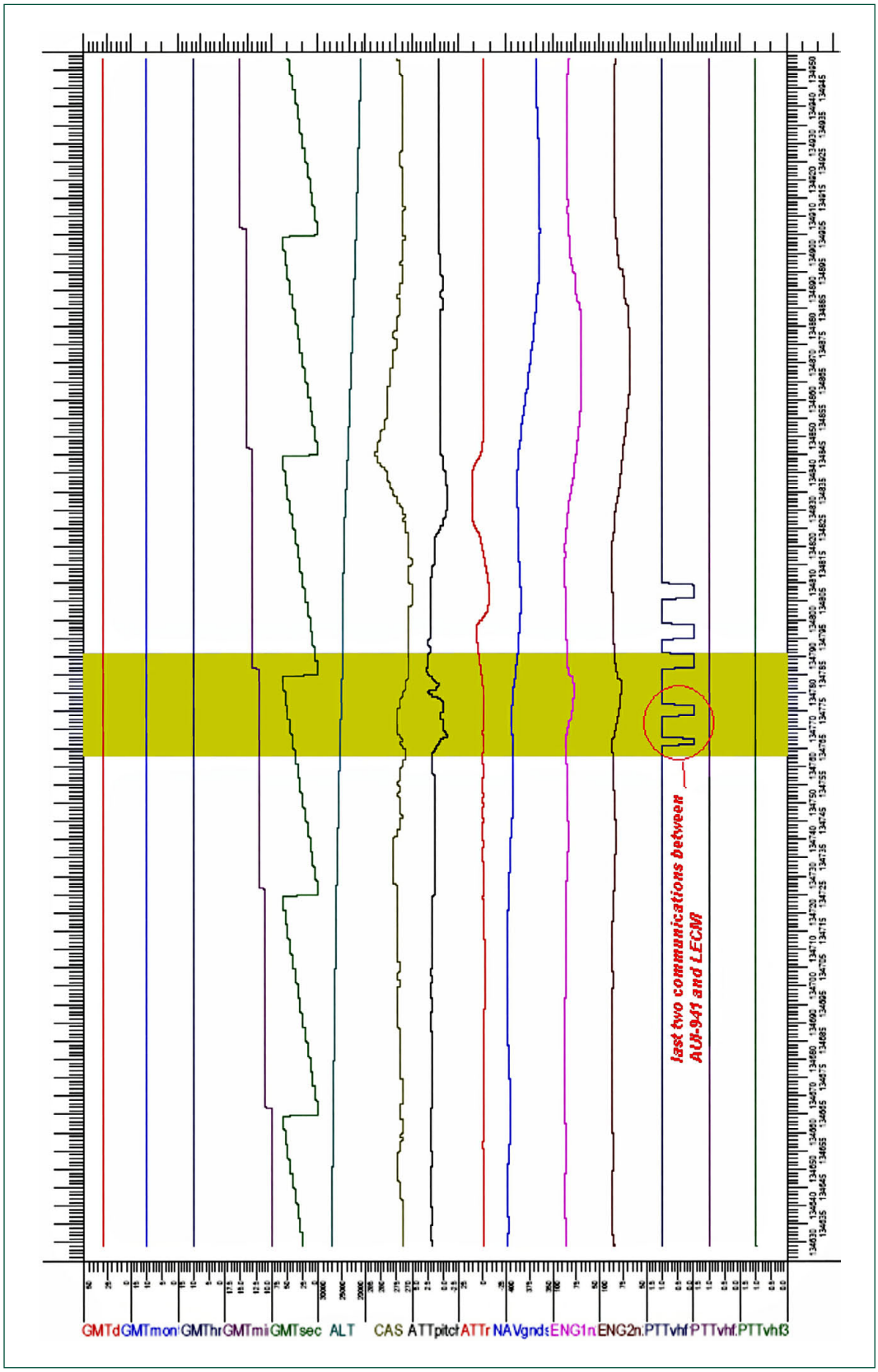
1.7.1. *Information about TCAS/ACAS reporting on Ukraine International Airlines*

Information extracted from the Operating Procedures of the Ukraine International Airlines General Flight Operations Manual shows the following:

> 8.3.6 Policy and Procedures for the use of TCAS/ACAS- Reporting
>
> "TCAS/ACAS occurrence shall be reported to the company.
> A RA should be notified to ATC when a manoeuvre induced by the system leads the pilot to deviate from the assigned clearance. [...]
> A Commander´s report is compulsory after any RA.
> If the TCAS RA was from an actual risk of collision or loss of separation an "Air Traffic Incident Report" and a "TCAS Report" shall be appended to the Chief pilot.
> If the TCAS RA is to be considered as "false" or "nuisance," risk only a "TCAS Report" shall be appended to the Chief pilot. Such reports help to identify problems with current TCAS versions and to develop better TCAS software."
> [...]
>
> 11.4.3 Reporting (Of Occurrences)
>
> "[…] After an occurrence, regardless of its nature, the **Commander is** responsible to notify the company, by appropriate means, and to write a report.[…]



Graph 1. AUI 941 DFDR data I



Graph 2. AUI 941 DFDR data II

2. Airborne Collision Avoidance System Resolution Advisory

A Commander shall notify the ATS-unit concerned and submit an Air Safety Report to the Authority whenever a flight has manoeuvred in response to an ACAS/Resolution Advisory.

1.7.2. *AENA Control Centre organization and operation*

The control centre manages air traffic throughout the different Flight Information Regions, which are in turn divided into sectors. The configuration of the different positions in the operations room is determined from the supervisor's post at the control centre depending on the active sectors.

The Centre-North control centre maintains the technical-operational posts listed below which, in keeping with the collective bargaining agreement between AENA and the air traffic controllers (CCA in Spanish), carry out, among others, the following duties:

- The controller

  [...] Carries out the duties involving control, information and alert services in accordance with the powers granted to him by virtue of holding an Air Traffic Controller's licence and the corresponding local ratings, in keeping with applicable national and international norms. [...]

- The supervisor

  – Supervises operations within an assigned area,
  – [...] Proposes the operational configurations to the Watch Manager to best meet traffic demands, keeping in mind published capacities, technical and weather conditions, and the capacity, number and experience of the controllers under his direction, while ensuring that the traffic volume does not exceed limits which may compromise safety. [...]
  – Advises controllers providing ATC services on operating actions to take.
  – Tracks work load by sector or position to verify their suitability and informs the Chief Supervisor in this respect.

- The Chief Supervisor

  – Directs and coordinates the Supervisors and Technical Supervisors in the performance of their duties, ensuring proper uniformity of criteria and supervisory methods.
  – Ensures the Supervisors exercise proper competence.

- The Watch Manager is the maximum authority and is responsible for the daily operation and running of the operations room. He ensures

  – ATC services are provided in accordance with established norms and procedures asegura que los servicios de tránsito aéreo son facilitados de acuerdo con las normas y procedimientos establecidos
  – Work in the operations room is performed efficiently
  – Operations room staff conduct themselves appropriately.

1.8. Additional information

1.8.1. *Information about filling an Air Traffic Incident Report*

According to ICAO Doc.4444 (Air Traffic Services Management), paragraph 15.7.3. "Procedures in regard to aircraft equipped with airborne collision avoidance systems (ACAS)" the following sentence appears:

> "15.7.3.5- Following an RA event, or other significant ACAS event, pilots and controllers should complete an air traffic incident report."

The Aeronautical Information Publication (AIP) Spain (ENR 1.14.1, Air traffic incidents) requests pilots to notify incidents using an "Air Traffic Incident Report Form".

1.8.2. *Information about vertical speed control instructions*

ICAO Doc.4444 (Air Traffic Services Management), paragraph 4.7 "Vertical Speed Control Instruction" establishes the following:

> "In order to facilitate a safe and orderly flow of traffic, aircraft may be instructed to adjust their rates of climb or rates of descent. Vertical speed control may be applied between two climbing aircraft or two descending aircraft in order to establish or maintain a specific vertical separation minimum."

1.8.3. *Information provided on the radar screen. Conflict alerts*

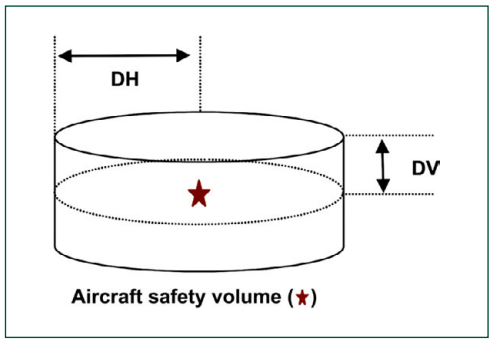
The information presented on the controller's radar screen concerning a loss of separation between aircraft is issued by way of *conflict alerts*. The aim of these alerts is to anticipate or detect the moment at which the proximity between two or more aircraft exceeds established safety limits.

There are two types of conflict alerts:

- CPA (Conflict Prediction Alert)
- CVA (Conflict Violation Alert)

A conflict prediction alert is issued when the system forecasts that an aircraft is going to violate another aircraft's safety volume within a time period below the alarm time (AT). The AT is the predicted time to entering said safety volume and is defined beforehand in the system. The safety volume is delineated by a cylinder, with the aircraft at its center, whose dimensions can be configured within the system. In the current version of this system, the parameters are set as follows:

Vertical level	Horizontal distance (NM) DH	Vertical distance (ft) DV
0-307	7.2	800
307-1,000	7.2	1,700



A conflict violation alert is issued when the system detects the entry by one aircraft into another's defined safety volume.

In the current version of the SACTA (Air Traffic Control Automated System), the first CPA is issued 110 seconds before the "intruder" penetrates the aircraft's safety volume. The system is set up so that three pre-warning confirmations are actually received before the first CPA is issued. Since the data are updated every 5 seconds, in the 15 seconds prior to issuing the first CPA the system is confirming the existence of that CPA. If, due to instabilities in radar detection, the system went from a no-CPA condition to one which anticipates a CPA with CVA in a time below the setpoint, then the system would immediately warn without waiting for a PAC confirmation, in what is called the *Immediate Warning Period*, which is 55 seconds before the safety volume violation occurs.

In brief, under normal conditions the warning time for a CPA is at least 110 seconds, which would become the 55 seconds of the Immediate Warning Period in abnormal conditions.

Warnings are relayed visually on the screen with colour codes (yellow for CPA and red for CVA) and audibly with an intermittent beep whose minimum volume should make the signal audible at all times. The beep may not be turned off.

2. ANALYSIS AND CONCLUSION

2.1. Discussion

On the basis of the information gathered, the following considerations can be made:

- At first, it seemed that AUI-941 had not received any TCAS warning because the crew did not report any manoeuvre neither to the ATCO nor to the Authorities (with an

Air Traffic Incident Report). When the crew were asked after the incident, they stated they actually had received this resolution advisory, but they did not inform about it because no comments either from the ATCO or from the crew of the other aircraft were heard. Therefore they thought this warning was an "unnecessary warning" issued by the TCAS, and no report of the manoeuvre was made. The TCAS Report required by terms in the Company´s General Flight Operations Manual was not filled out either (see paragraph 1.7.1 above).
International and Spanish regulations establish that, after a RA event, a report should be filled out (see paragraph 1.8.1 above). As regards this case, the operator informed that they had taken the following actions so as to correct this fact:

– Prepared a special notice to all their flight crew and disseminated it through the company intranet.
– At the next monthly pilot's meeting reminded all of them to obey the procedures written in the GFOM related to TCAS RA reporting.
– Reviewed their seasonal training programme to include occurrence reporting procedures.

- According to the DFDR data, the AUI-941 crew continued talking (see the PTTvhf1 of Graph 2 related to the moment when the microphone key is pressed) around ten seconds after they had read back the Madrid Approach frequency (at 10:12:53). Therefore, it can be assumed that they had already changed the frequency and that this could be the reason why they did not hear any TCAS report from the DLH-88C or ATCO. In summary, it is possible that, when the TCAS RA warning was issued and followed, the AUI-941 crew was switching the VHF radio frequency and contacting Madrid Approach.
- Despite the fact that AUI-941 did not read back the instruction to increase their rate of descent, they began to increase it to 2000 ft/min. According to the DFDR data, this action was performed only from the moment TCAS RA was issued (at approximately 10:12:48). ATCO had requested them to adopt a rate of 2000 or more eight seconds before at 10:12:40 but the communication took some time and it is doubtful that, even if the AUI-941 crew had heard the instruction, they would have had enough time to follow it before the RA warning.
- The rates of descent of both aircraft can approximately be calculated based on the radar data just before the moment of the incident. AUI-941 vertical speed was around 1,200 ft/min as opposed to 2,200 ft/min of DLH-88C. At 10:12:37 DLH-88C read back the command from ATCO to maintain FL260 and they communicated that they had the traffic below in sight (it has been determined that at that moment the separation between aircraft was around 800 ft). In spite of seeing the traffic so near, they did not reduce their rate of descent (1,000 ft/min above the rate of descent of AUI-941).
- Lufthansa was the operator that reported the TCAS event to ATCO, communicated to him their intention to file a TCAS report form, and notified the Authorities, but they did not proceed to preserve the relevant data (i.e. DFDR data, more detailed crew statements...) so as to permit subsequent analysis of the event. When enquiries were made, the requested information was no longer available.

- LECM ATCO did not ask for further acknowledgment of the "rate of descent" command to AUI-941 and some minutes later he provided an instruction without any call sign: "OK. YOUR TRAFFIC IS NOW REACHING LEVEL TWO FICE ZERO INCREASING RATE OF DESCENT". Therefore, nobody read back this sentence.
- Following international regulations regarding vertical speed control instructions (see paragraph 1.8.2 above), ATCO instructed DLH-88C to maintain flight level 260 and he also instructed AUI-941 to increase its rate of descent in order to get the minimum separation required between aircraft. According to ATC communications transcription and to radar data, he began to instruct them at 10:12:31.
- According to radar data, the first CPA warning appeared at 10:12:05. According to the SACTA system configuration, the first CVA (conflict violation alert) would have appeared when the separation between the aircraft dropped below 800 ft. The minimum CPA alarm time prior to this alert would have been 55 seconds (under abnormal radar working conditions) and 110 seconds under normal conditions. The elapsed time between the initial alert is considered adequate for issuing separation instructions to both aircraft. The ATCO was also aware that the descent rate of DLH-88C was almost twice that of AUI-941.
- Although a supervisory post exists in the control room (see paragraph 1.7.2) from which the various control positions can be accessed, neither control nor supervisory personnel reacted promptly to the conflict alert warnings. According to the personal report he forwarded to the Chief Supervisor, the Watch Manager was not aware of the incident, nor was anything recorded in the logbook.
- The review of the communications transcript shows that on several occasions the crew of flight AUI-941 read back the instructions provided by the ATC, but did not confirm the navigational settings to which the values referred ("CLEAR DOWN TWO ONE ZERO UKRAINE INTERNATIONAL NINE FOUR ONE" instead of "...LEVEL TWO ONE ZERO..."). This circumstance could have lead to mistakes (heading 210 instead of flight level 210) and reduces the likelihood that the messages had been correctly understood.

2.2. Conclusions

According to the information gathered, it can be concluded that the most probable cause of the separation infringement and the subsequent evasive manoeuvres was that the ATCO instructions were given too late to allow a timely reaction by both aircraft.

3. SAFETY RECOMMENDATIONS

REC 24/07. It is recommended that AENA establish measures intended to ensure control personnel act promptly in response to conflict alert warnings from the instant the first conflict prediction alert (CPA) (visual and audible) is received.

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	**Sunday, 28 May 2006; 17:20 local time**
Site	**Ocaña Aerodrome (Toledo)**

AIRCRAFT

	Aircraft 1	Aircraft 2
Registration	**D-8520**	**BGA 4073**
Type and model	**LS-1f**	**Duo Discus**
Operator	**Private**	**Private**

Engines

Type and model	**N/A**	**N/A**
Number		

Crew

Pilot in command

Age	**46 years**	**43 years**
Licence	**Glider pilot**	**Glider pilot**
Total flight hours	**276 h**	**1,150 h**
Flight hours on the type	**80 h**	**60 h**

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			**1**			**1**
Passengers						
Third persons						

DAMAGE

Aircraft	**Minor**	**Minor**
Third parties	**None**	**None**

FLIGHT DATA

Operation	**General aviation – Non-commercial – Private**
Phase of flight	**Final approach**

REPORT

Date of approval	**30 May 2007**

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

On Sunday, 28 May 2006, at 17:23 local time, the LS-1f glider, registration D-8520, was preparing to land on runway 11 at the Ocaña Aerodrome. Once on final, after having flown the appropriate pattern, at an altitude of 30 m and 70-80 m away from the threshold, another glider, this one a Duo Discus, registration BGA 4073, crossed in its path, making slight contact with it. Glider D-8520 had to make a forced landing off runway.

There were no injuries. Glider BGA 4073 suffered minor damage and the landing gear on glider D-8520 retracted on landing, resulting in a detached hatch.

Meteorological conditions were good: visibility greater than 10,000 m and winds at 6-7 kt from the east-southeast.

1.2. Tests and research

1.2.1. *Statement from the runway supervisor*

The runway supervisor indicated that the incident took place when glider BGA 4073 cut off glider D-8520, which was on final approach and correctly positioned some 30 m. above the ground and 70-80 m. away from the runway 11 threshold.

He stated that while glider D-8520 had notified him of and flown the approved traffic pattern (downwind, base and final), glider BGA 4073 did not adhere to the established

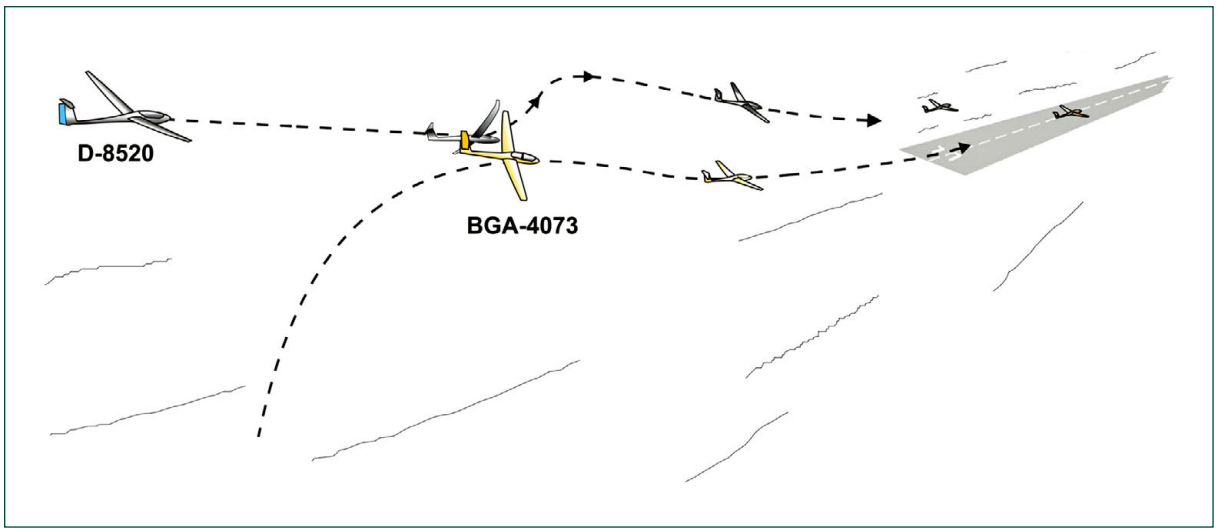


Figure 1. Diagram of the event

pattern and entered directly on final from a wide base, even after having been notified by radio, in English, of the presence of other traffic on final.

Lastly, he added that the BGA 4073 pilot informed him that he had not seen the other glider and was aware of local procedures at the aerodrome.

1.2.2. *Statement from the pilot of glider D-8520*

In his statement the pilot said that, after having notified by radio and executed the downwind leg for runway 11, he made a wide base turn to give more time to preceding traffic. He then entered long final, relaying this by radio. At some 80 m from the threshold, while at an altitude of 30 m, he saw a white glider to his right, tilted about 45° to the right and on a collision course. He took evasive actions, rolling some 50° to the left. He heard a slight bump. He then levelled off and landed on the field below.

2. ANALYSIS AND CONCLUSIONS

Glider D-8520 was correctly lined up on final after having flown the prescribed pattern and relaying its position and intentions at all times.

Glider BGA 4073 entered directly on final without communicating it and without flying the entire pattern.

The cause of the incident, therefore, was the crossing in mid-air of the two aircraft's trajectories, resulting from the failure of BGA 4073 to observe the aerodrome's local procedures which specify that, in addition to conveying position and intentions, the landing pattern will be followed, differentiating between its downwind, base and final legs.