

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Domingo, 23 de enero de 2005; 19:05 hora local¹
Lugar	Aeropuerto de Asturias

AERONAVE

Matrícula	EC-GQG
Tipo y modelo	MD DC-9-83
Explotador	Spanair

Motores

Tipo y modelo	PRATT & WHITNEY JT8D-219
Número	2

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Copiloto
Edad	37 años	31 años
Licencia	ATPL	ATPL
Total horas de vuelo	8.520 h	2.879 h
Horas de vuelo en el tipo	4.289 h	2.628 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			6
Pasajeros			37
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Baliza de borde de pista

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Transporte aéreo – Comercial – Regular – Interior – Pasajeros
Fase del vuelo	Aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	1 de octubre de 2009
---------------------	-----------------------------

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

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

La tripulación tenía programado para ese día la ruta Palma de Mallorca-Oviedo-Madrid-Santiago.

La aeronave, MD-83 con matrícula EC-GQG, indicativo de vuelo JKK5811, salió del Aeropuerto de Palma de Mallorca con destino Oviedo a las 17:04. El vuelo tenía una duración prevista de 1 hora y 29 minutos. El piloto a los mandos era el copiloto.

Las condiciones meteorológicas en el Aeropuerto de Asturias eran adversas, había lluvia con niebla y el techo de nubes estaba a 300 ft, según la información ATC. Los procedimientos de baja visibilidad se activaron a las 18:14 h por lo que la aeronave tuvo que realizar esperas sobre el VOR de Asturias a nivel de vuelo 100. Decidieron que a partir de ese momento el piloto a los mandos sería el comandante. Durante la espera la tripulación contactó con la compañía en Asturias y se informó de los posibles alternativos y de la posibilidad de realizar la aproximación para mantener la rotación de la aeronave según la programación.

Una vez que las condiciones meteorológicas mejoraron, se reiniciaron las aproximaciones a la pista 29 del Aeropuerto de Asturias. Dos aeronaves aterrizaron antes que la JKK5811 sin que informaran de ninguna condición anormal.

Dado que la base de las nubes estaba entre 200 y 400 ft los mínimos de aproximación obligaban a realizar una aproximación ILS a la pista 29 ya que las maniobras publicadas para la pista 11 tenían mínimos de aproximación por encima de la base de las nubes.

Según la información que le proporcionó ATC, cuando se encontraban a 3.200 ft y a 10 NM del campo y virando a final, el viento en superficie era de 050°/10 kt, con rachas máximas de 18 kt, lo que implicaba que tenían una componente de viento en cola que oscilaba entre 5 y 9,5 kt. También informó de que la pista se encontraba mojada.

La tripulación era consciente de este hecho y conocía que la limitación de viento en cola de la aeronave en el aterrizaje era de 10 kt. De hecho, ya habían considerado en el «briefing» de aproximación este dato y acordaron que durante la aproximación el copiloto se encargaría de monitorizar la componente de viento en cola. También hablaron sobre la prohibición de realizar aproximaciones CAT II/III en el aeropuerto de Asturias según una nota interna de la compañía.

Cuando la aeronave se encontraba a 270 ft de altura sobre el campo notificó que tenía las luces a la vista. Nueve segundos más tarde, doce segundos antes del primer impacto, el PF desconectó el piloto automático. El sistema de empuje automático (AUTOTHROTTLE) permaneció conectado durante todo el vuelo.

Durante los últimos segundos de la aproximación se incrementó la velocidad vertical superando en algunos momentos los 1.000 fpm. Dos segundos antes del primer impacto se activó el modo ALPHA SPEED del sistema de empuje automático. A continuación se activó el modo RETARD del mismo sistema. Fue en esta última fase cuando el copiloto comprobó por primera vez la componente de viento en cola que nunca excedió los 10 kt, según su declaración.

El piloto en su declaración informó que a aproximadamente 50 ft de radioaltímetro observó una descendencia no comandada de la aeronave e intentó compensarla aumentando el empuje de los motores.

La aceleración vertical que alcanzó la aeronave, a las 19:05:32, al contactar con la pista fue de 4,11g, a continuación volvió al aire con un pequeño alabeo hacia el lado derecho lo que la hizo aterrizar de nuevo a la derecha del eje de pista e impactar con una baliza de borde de pista. Inmediatamente después se recuperó la dirección de la aeronave, centrándola en el eje de pista e iniciando la frenada con la extensión de «spoilers» y activación de reversas.

A continuación la tripulación paró la aeronave y notificó a la Torre de Control que había tenido un problema en el aterrizaje e informó de posible presencia de cizalladura en la fase final de la aproximación. Continuaron el rodaje y, una vez que la aeronave estuvo aparcada, solicitaron asistencia sanitaria para el comandante. El desembarque de los pasajeros se hizo con normalidad.

Debido al primer impacto, en la aeronave se podían apreciar deformaciones en el fuselaje, en la zona próxima a la bodega posterior.

El comandante sufrió una lesión en la columna que le obligó a permanecer ingresado en el hospital durante varias semanas y ser intervenido posteriormente. Esta lesión le incapacitó después del primer impacto y fue el copiloto el que tomó el control de la aeronave cuando rebotó. El rodaje lo realizó el copiloto con la colaboración del comandante para realizar giros pronunciados.

El resto de pasajeros y tripulación no presentaban lesiones de gravedad.

1.2. Lesiones de personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total en la aeronave	Otros
Muertos				
Graves	1		1	
Leves	2		2	No aplicable
Ilesos	3	37	40	No aplicable
TOTAL	6	37	43	

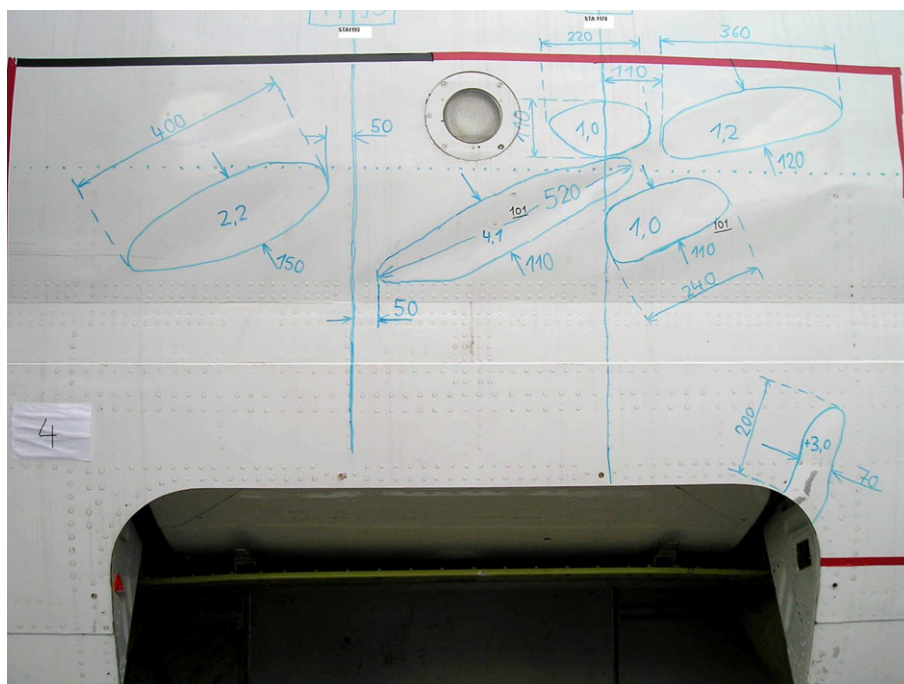


Figura 1. Daños en el fuselaje de la aeronave

1.3. Daños a la aeronave

La aeronave presentaba daños en el fuselaje dado que en la toma alcanzó 4,11 g de aceleración vertical lo que obligó a que se tuviera que realizar una reparación de la misma. En la toma perdió el deflector del tren principal derecho.

1.4. Otros daños

La aeronave impactó con una baliza de borde de pista que tuvo que ser sustituida.

1.5. Información personal

La tripulación de la aeronave estaba compuesta por el piloto, el copiloto, la jefa de cabina y 3 tripulantes de cabina de pasajeros.

1.5.1. Información sobre el piloto

La información más relevante sobre el piloto al mando de la aeronave se relaciona a continuación:



Figura 2. Daños producidos en la baliza de borde de pista

Información sobre el piloto		
Edad	37 años	
Nacionalidad	Española	
<i>Licencia</i>	Piloto de transporte de línea aérea (desde 20-09-1996)	
<i>Habilitación (validez)</i>	DC9 80/MD88/MD90 (hasta 22-08-2005)	
	IR(A) (hasta 22-08-2005)	
<i>Experiencia</i>	Total	8.520:35 h
	En el tipo	4.289:35 h
	Últimos 90 días	48:04 h
	Últimos 30 días	34:30 h
<i>Actividad</i>	Hora comienzo actividad aérea	16:05 h
	Descanso previo	26 h
<i>Certificado médico</i>	Tipo	Clase I

1.5.2. Información sobre el copiloto

La información más relevante sobre el copiloto de la aeronave se relaciona a continuación:

Información sobre el copiloto		
Edad	31 años	
Nacionalidad	Española	
Licencia	Piloto de transporte de línea aérea (desde 23-02-2004)	
Habilitación (validez)	DC9 80/MD88/MD90 (hasta 03-11-2005)	
	IR(A) (hasta 03-11-2005)	
Experiencia	Total	2.879 h
	En el tipo	2.628:42 h
	Últimos 90 días	140:52 h
	Últimos 30 días	44:43 h
Actividad	Hora comienzo actividad aérea	16:05 h
	Descanso previo	Más de 40 h
Certificado médico	Tipo	Clase I

1.6. Información de aeronave

La aeronave EC-GQG, modelo MD-83 tenía el certificado de aeronavegabilidad en vigor y volaba dentro de las limitaciones de carga y centrado establecidas. La planta de potencia la componían dos motores Pratt & Whitney JT8D-219.

1.6.1. Vuelo automático

El sistema de guiado de vuelo del MD-80 consta de los sistemas de piloto automático (AUTOPILOT), director de vuelo (FLIGHT DIRECTOR) y empuje automático (AUTOTHROTTLE) duplicados con capacidad de aterrizaje automático. Está diseñado para dar guiado en todos los regímenes de vuelo, desde el despegue hasta el aterrizaje, pasando por la fase de ascenso, crucero y descenso.

Dos computadores independientes, Digital Flight Guidance Computer (DFGC), realizan los cálculos necesarios basados en información de distintos sensores y proporcionan la presentación de las barras de guiado en los dos Primary Flight Displays (PFD). Cuando el piloto automático está conectado el DFGC que está seleccionado emite las señales que ordenan a dos servo-actuadores controlar el cabaceo, alabeo, guiñada y las superficies de compensación. El DFGC que no está seleccionado recibe la misma

información en paralelo y está preparado para que en caso de que falle el que se está utilizando hacerse cargo del envío de órdenes, una vez que lo seleccione el piloto.

Cuando se conecta el sistema de empuje automático, el DFGC que esté seleccionado envía las órdenes a los servoactuadores que controlan las palancas de empuje.

El panel de control de vuelo automático (FGCP) sirve para controlar el sistema de guiado de vuelo. En el FGCP están los controles para seleccionar los modos de operación del Director de vuelo/Piloto automático y los modos de operación del sistema de empuje automático. También forman parte del FGCP los interruptores para conectar el piloto automático, seleccionar el DFGC 1 ó 2 y los interruptores para hacer desaparecer las barras de guiado del PFD (Primary Flight Display).

1.6.2. *Sistema de AUTOTHROTTLE*

El sistema de AUTOTHROTTLE proporciona el control de la velocidad y la potencia durante todo el vuelo.

Los sensores de posición de la aeronave, los datos de aire y la información del sistema de control de guiado de vuelo se procesan en los DFGC para generar señales de velocidad y potencia que permitan el control de la aeronave en todos los modos de operación.

Cuando se opera el AUTOTHROTTLE, los servos actúan sobre las palancas de empuje y el sistema de control de empuje a través de una caja de engranajes, una cadena de guiado y dos embragues independientes que no permiten el retroceso. Aunque el AUTOTHROTTLE está conectado, las palancas de empuje se pueden sobremandar aplicando una fuerza similar a la de operación manual.

En la figura 3 se muestra los «interfaces» del sistema de AUTOTHROTTLE. Como se puede observar el sistema recibe información de los sensores aerodinámicos y de la aeronave tales como ángulo de ataque, flap, spoilers, datos de aire, girodireccional, etc. Estos datos se procesan en el DFGC para proporcionar las órdenes al servoactuador del AUTOTHROTTLE.

El ángulo de ataque junto con las señales de los flaps, slats, spoiler, timón de profundidad y sensores del estabilizador horizontal se utilizan para calcular el coeficiente de sustentación. A partir del coeficiente de sustentación, la velocidad indicada y la configuración del avión se determina el peso calculado y se establece una velocidad de referencia de seguridad («alpha speed»).

La velocidad «alpha speed» se calcula por el DFGC como una velocidad de referencia basada en la información de los sensores. La «alpha speed» no es la velocidad real de la aeronave, se trata de una referencia para la velocidad de pérdida y para los modos de operación en los que se encuentra la aeronave.

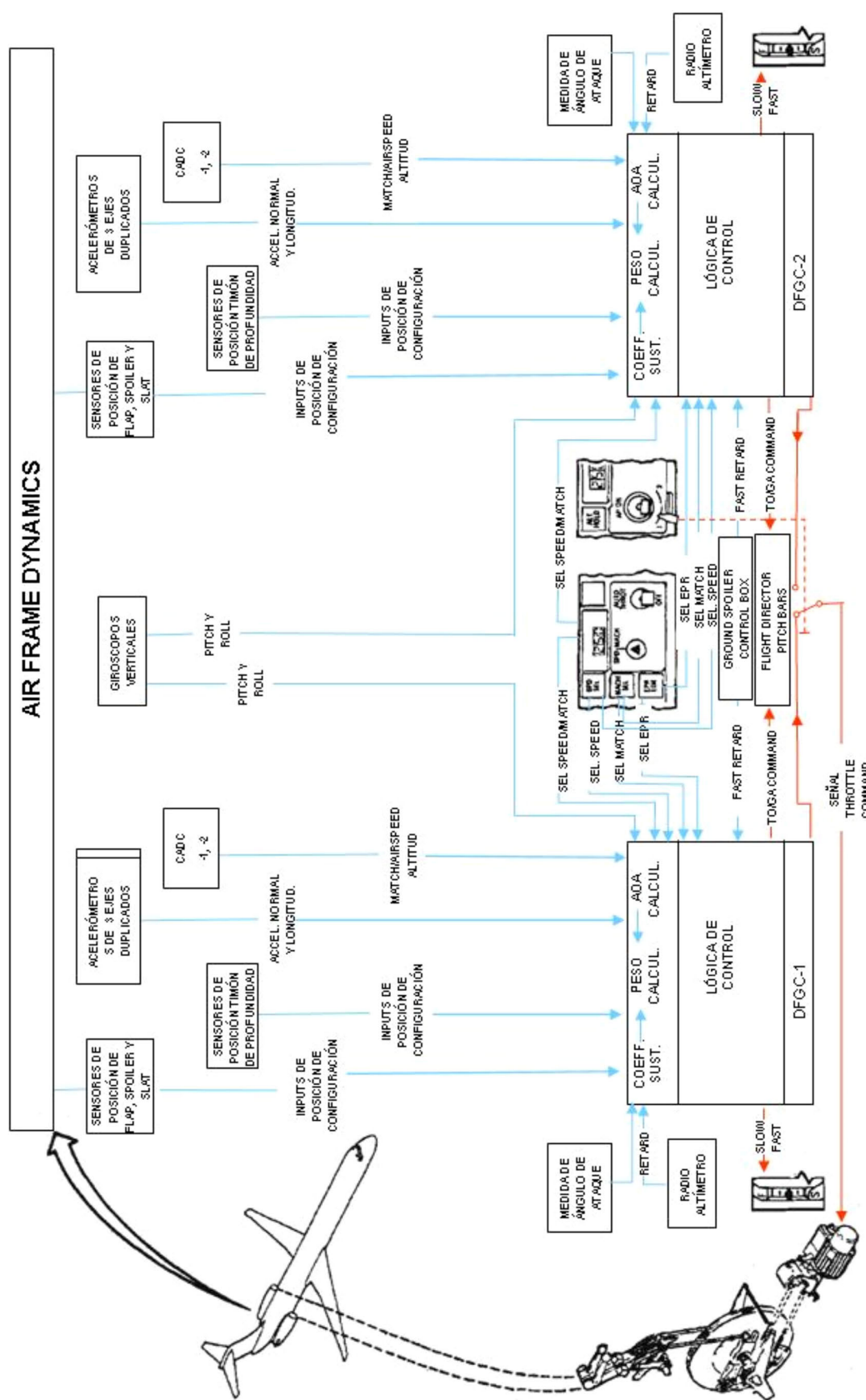


Figura 3. Daños producidos en la baliza de borde de pista

Si se producen variaciones de aceleración, tales como cambios en cabeceo, alabeo, guiñada, etc, como resultado se recalculará automáticamente la velocidad «alpha speed» para mantener los márgenes de seguridad de la maniobra. Los reajustes de esta velocidad pueden ser particularmente significativos con ángulos de alabeo por encima de 30 grados, cuando se opera en turbulencia, cuando los spoilers se deflectan y cuando se decelera rápidamente. Las tolerancias de la información de los sensores pueden producir anuncios de ALPHA SPD a más/menos 15 kt para una configuración de slat/flap retraídos y más/menos 6 kt para una configuración slat/flap extendidos en condiciones de vuelo estables.

En algunas maniobras puede aparecer el anuncio de ALPHA SPD por cortos periodos de tiempo incluso cuando se ha seleccionado la velocidad correcta.

1.6.3. *Modos de Operación del sistema de AUTOTHROTTLE*

Los modos primarios del sistema de AUTOTHROTTLE, que se pueden seleccionar desde el panel de control de vuelo automático son SPEED, MACH y EPR, pero hay otros modos que se presentan de forma automática en el anunciador de modos de vuelo (FMA) durante el perfil de vuelo como RETARD, ALPHA SPEED o LOW LIMIT.

Cuando se selecciona el modo SPEED del AUTOTHROTTLE el sistema intentará alcanzar la velocidad que se ha seleccionado moviendo las palancas de potencia. Este modo es el que se utiliza normalmente para la operación a baja altitud.

Si se alcanza una velocidad por debajo de la velocidad «alpha speed», aparecerá automáticamente en el anunciador de modos de vuelo ALPHA SPD y no desaparecerá hasta que se alcance una velocidad mayor o el valor de «alpha speed» disminuya debido a un cambio en la configuración de la aeronave.

El modo LOW LIMIT se activa automáticamente para advertir que el sistema de AUTOTHROTTLE habría enviado una orden que provocaría un movimiento de las palancas de potencia por debajo del límite de autoridad mínima que se establece para evitar que dichas palancas alcancen el IDLE STOP durante el vuelo.

El modo RETARD, se activa a aproximadamente 50 ft de radioaltímetro. El radioaltímetro o el DFGC emiten una señal que se usa para iniciar el retraso de los mandos de empuje, durante la maniobra de recogida como se establece por el sistema de guiado de vuelo.

1.6.4. *Modos de Operación AUTOPILOT*

Para el caso en que se realice una aproximación con el modo AUTOLAND seleccionado, en primer lugar se capturará el localizador manteniendo la altura. Luego se capturará la

senda de descenso y, si la lógica de los sistemas es correcta para realizar un aterrizaje automático, en el anunciador de modos aparecerá AUT LND.

1.6.5. *Longitud de campo para aterrizaje y distancia de aterrizaje disponible*

Según el Manual de Operaciones de la compañía y teniendo en cuenta la configuración (flap 40°), el peso de la aeronave², que la pista estaba mojada y que había una componente de viento en cola de 9,5 kt la longitud de pista requerida para aterrizaje era de 6.375 ft.

La distancia de aterrizaje disponible de la pista 29 del Aeropuerto de Asturias es de 7.217 ft.

1.7. Información meteorológica

De acuerdo con la información meteorológica, el día del accidente había un anticiclón centrado en Irlanda que se extendía por toda España, contribuyendo a la estabilidad atmosférica con escaso gradiente bórico. Un sistema frontal afectó al Cantábrico. Durante el día estuvo cubierto en el Cantábrico, con precipitaciones débiles, localmente moderadas. En Asturias, por la tarde, los vientos fueron moderados del nordeste.

A la hora y lugar del incidente era de noche, la línea frontal que se extendía desde la Coruña a los Pirineos y que se desplazaba hacia el Sur originó cielos muy nubosos, con nubes muy bajas, a 200 y 400 ft, y lluvia. En cuanto al viento en la cabecera 29 tenía una dirección media de 040° a 050°, y variación en la dirección entre 20° y 70°, velocidad media, aproximadamente, 10 kt, con rachas que pudieron alcanzar los 18 kt, y con una componente transversal máxima de unos 16 kt.

En el METAR de las 18:30 hora local se recoge que:

- Viento: 050°/8kt, con variación entre 020° y 080°.
- Visibilidad: 900 m.
- RVR de las cabeceras 29 y 11: 1.500 m.
- Lluvia con niebla.
- 5 a 7 octas de nubes a 100 ft y 5 a 7 octas a 400 ft.
- Temperatura: 9 °C, y punto de rocío: 8 °C.
- En el TREND se preveía para las dos horas siguientes: Temporalmente visibilidad 4.000 m, lluvia débil, y 5 a 7 octas de nubes a 800 ft.

² Se ha considerado para calcular la longitud de campo para aterrizaje el peso de aterrizaje que aparecía en la hoja de carga, el peso real de la aeronave sería menor dado que en la hoja de carga no se considera la espera que realizó la aeronave antes de aterrizar, por tanto la longitud de campo para aterrizaje sería menor a la calculada.

Según el METAR del Aeropuerto de Asturias de las 19:00 hora local

- Viento: 050°/8kt con variación entre 020° y 080°.
- Visibilidad: 1.800 m.
- RVR de las cabeceras 29 y 11: 1.500 m.
- Lluvia con bruma.
- 5 a 7 octas de nubes a 200 ft y 5 a 7 octas a 400 ft.
- Temperatura: 9 °C, y punto de rocío: 8 °C.
- En el TREND se preveía par las dos horas siguientes: Temporalmente visibilidad 4.000 m, lluvia débil.

1.8. Ayudas para la navegación

Para realizar la aproximación se utilizó el ILS de la pista 29 del Aeropuerto de Asturias. La frecuencia del localizador es 110.1 MHz. La senda de descenso es de 3°.

1.9. Comunicaciones

Las comunicaciones entre la tripulación de la aeronave y el personal ATC se produjeron sin ninguna incidencia.

1.10. Información de aeródromo

El Aeropuerto de Asturias consta de una pista, la 11/29, de 2.200 m de longitud y 45 m de ancho.

Dispone de un sistema de iluminación de aproximación de precisión de categoría II/III en la pista 29.

Para el Aeropuerto de Asturias hay publicados en el AIP procedimientos de visibilidad reducida que se habían activado el día del accidente. Según el AIP los procedimientos se deben aplicar cuando la base de las nubes sea inferior a 250 ft y se desactivan cuando la base de las nubes supera los 300 ft.

Según la carta de aproximación por instrumentos en la maniobra VOR/DME-L-ILS/DME existen unos mínimos de aproximación de 205 ft sobre el umbral de la pista 29 para aproximaciones de categoría I (véase apéndice I). En esta misma carta se indica en una nota lo siguiente: «Se producen oscilaciones en la lectura del radioaltímetro debido a las características orográficas del terreno, hasta 300 m antes THR 29. Ver PATC».

1.11. Registradores de vuelo

Como se recoge en la sinopsis del accidente la notificación se realizó aproximadamente tres meses después de que se produjera el suceso. Por lo tanto la Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil sólo pudo disponer de la información proveniente de los registradores que le proporcionó el operador.

1.11.1. Registrador de datos

El DFDR era un Honeywell 980-4100 con una duración de 25 horas de grabación

La información que se recuperó del FDR recoge el final de la aproximación, desde 2.200 ft de altitud hasta la toma de contacto.

Durante esta parte de la aproximación el AUTOTHROTTLE permaneció conectado. El AUTOPILOT se desconectó 12 segundos antes del primer impacto del aterrizaje. Como ya se ha mencionado en el apartado anterior los mínimos para la maniobra eran de 205 ft sobre el umbral de la pista 29.

En la figura 4 se presentan la variación de velocidad indicada de la aeronave desde los 1.000 ft de altitud hasta el segundo impacto. La velocidad de referencia, para el peso y la configuración de la aeronave era de 121 kt. Como se puede ver en la gráfica se alcanza un valor de 138 kt en el momento en que la tripulación informa a ATC que tiene las luces de pista a la vista. Nueve segundos más tarde se desconectó el AUTOPILOT.

En la gráfica se señalan cinco puntos como claves en la última fase de aproximación:

1. Cuando informan a ATC que tienen las luces a la vista, se alcanza el valor máximo de IAS.
2. Cuando se desconecta el piloto automático.
3. El punto en que se debería realizar la recogida teórica, a 50 ft de radioaltímetro.
4. El primer contacto con la pista, con un valor de 4,11 g.
5. El segundo contacto con la pista, con un valor de 1,68 g.

En la figura 5 se observan los valores de altura sobre el terreno, «pitch», desviación de la senda de planeo y aceleración vertical en los últimos 20 segundos de la aproximación. Se ha calculado la velocidad vertical a partir de la altura de radioaltímetro durante los seis últimos segundos previos al impacto³. También en esta gráfica se han señalado los puntos que se consideran más significativos en esta parte de la aproximación.

³ No se ha calculado la velocidad vertical en los segundos anteriores debido que la irregular orografía del terreno introduciría errores que darían valores de velocidad vertical poco fiables.

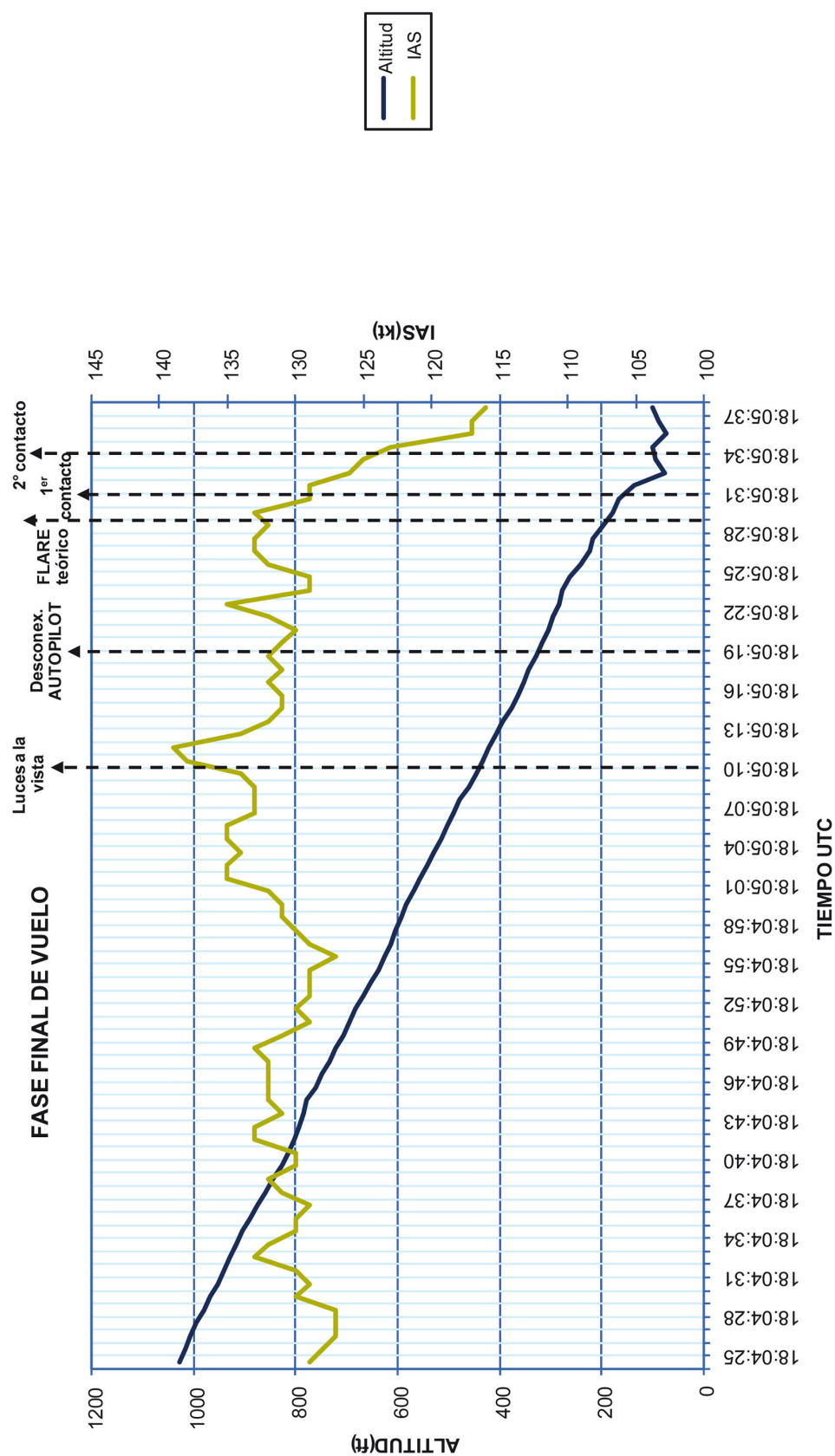


Figura 4. Fase final de la aproximación

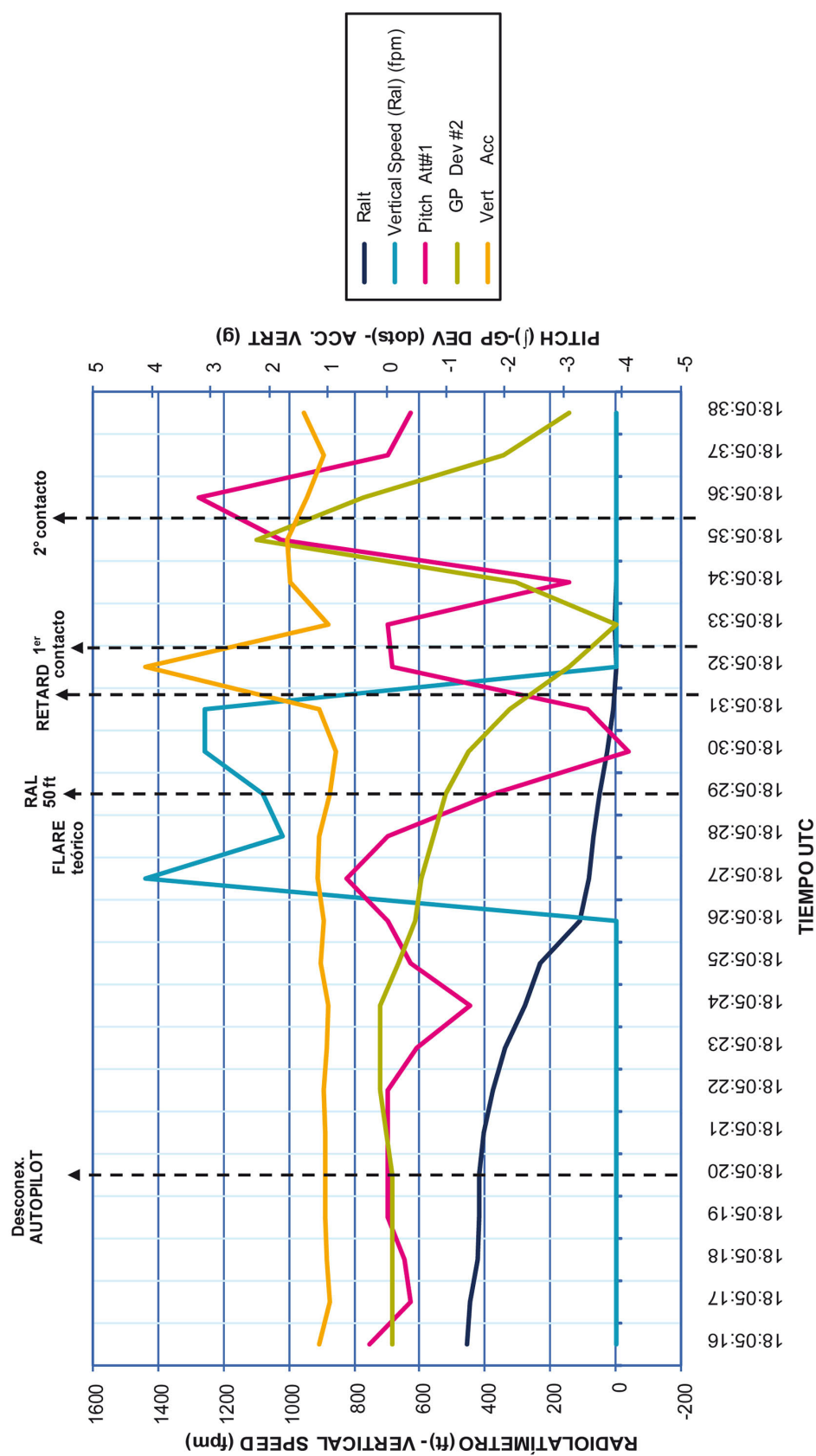


Figura 5. Últimos segundos de aproximación

Como se puede ver desde la desconexión del piloto automático se inicia una desviación de la trayectoria teórica de la senda de planeo hasta alcanzar 2,5 dots de desvío.

Se observa un ligero incremento de «pitch» que podría coincidir con una racha de viento de cara para a continuación disminuir hasta alcanzar un valor de $-4,1$ grados dos segundos antes de la primera toma de contacto. Inmediatamente se produce un aumento de «pitch» y se produce el contacto con la pista con un valor de $-0,1$ grados.

Los cálculos de velocidad vertical muestran valores que superan los 1.000 fpm en los últimos segundos antes del impacto.

Según la información del registrador, se produce un bote de la aeronave después del primer impacto que alcanza una altura de 3 ft.

Durante la última fase de la aproximación, y hasta que se produjo la desconexión, el AUTOPILOT tenía seleccionado el modo de AUTOLAND. Por su parte el AUTOTHROTTLE tenía seleccionado el modo SPEED. En los últimos 5 segundos antes de la primera toma de contacto se activó el modo LOW LIMIT (5 segundos antes), ALPHA SPD (2 segundos antes) y RETARD (1 segundo antes).

Uno de los puntos significativos que se incluye en la figura 5 es el momento en la que el sistema de AUTOTHROTTLE activa el modo RETARD, retrasando de este modo las palancas de potencia automáticamente.

Se ha estudiado la variación del régimen de descenso de la aeronave y se ha observado que aunque la velocidad indicada presenta pocas variaciones, el régimen de descenso muestra variaciones importantes lo que pone de manifiesto cambios de viento en cara y en cola durante la aproximación.

1.11.2. Registrador de voz

El CVR era un Honeyweel 980-6005 con una duración de 30 minutos. La grabación del CVR no contenía información inteligible. No se ha podido determinar la causa de la mala calidad de la grabación del registrador.

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

La aeronave contactó con el terreno con una aceleración vertical de 4,11 g.

Abandonó la pista y rodó hasta el aparcamiento donde el desembarque se realizó con normalidad.

Después de una inspección y evaluación de los daños en el aeropuerto de Asturias se trasladó a Madrid en un vuelo ferry para realizar la reparación.

Los daños que presentaba la aeronave eran los siguientes:

- Dos tornillos de la base del asiento del copiloto estaban cizallados.
- La parte posterior del fuselaje presentaba deformaciones y arrugamientos en distintas áreas, según se indica en la figura 6.
- El deflector del tren principal derecho se seccionó desde la base.

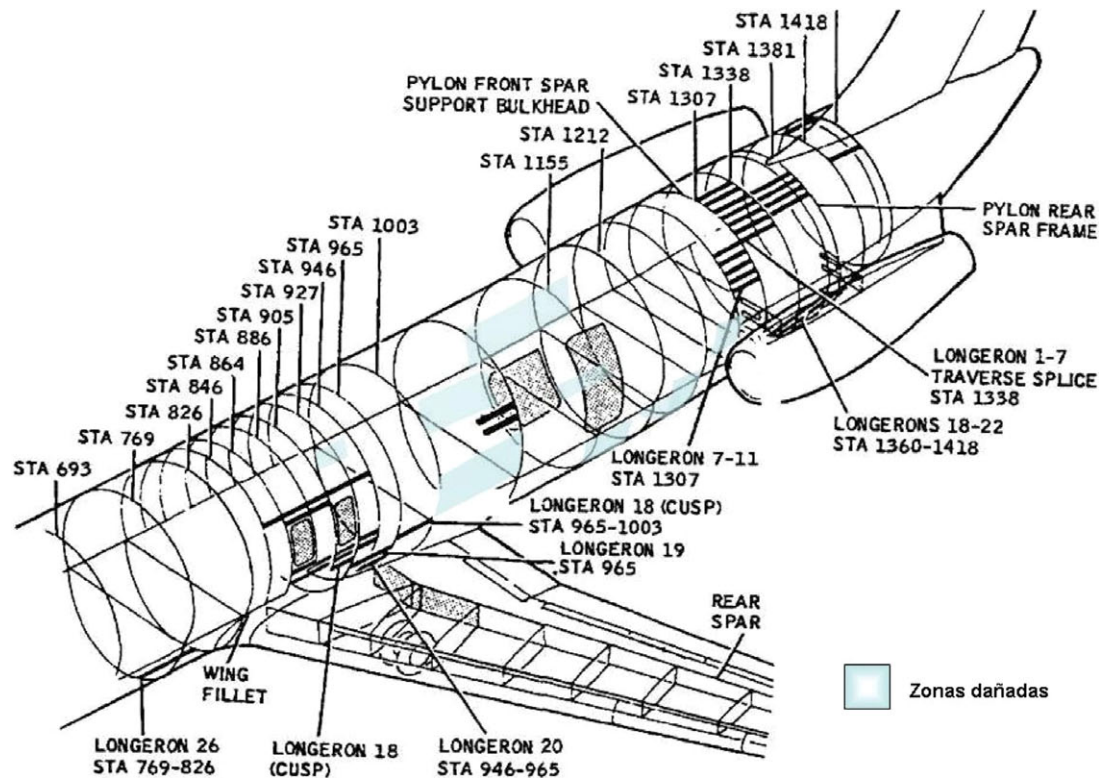


Figura 6. Daños que presentaba la aeronave

1.13. Aspectos de supervivencia

El comandante de la aeronave sufrió una lesión lumbar que le obligó a permanecer varias semanas hospitalizado y a ser intervenido posteriormente. Según su declaración en el momento de la toma de contacto estaba intentando incrementar el empuje de los motores y la postura forzada en la que se encontraba fue lo que probablemente le produjo una lesión de esa magnitud.

1.14. Información sobre organización y gestión

1.14.1. Manual de Operaciones

En el Manual de Operaciones de la compañía se recoge en la Parte A. Sección 8. Capítulo 4. Operaciones Todo Tiempo, que para realizar una aproximación de categoría

II, es obligatorio el uso del piloto automático. Se aclara que el aterrizaje para este tipo de aproximación podrá ser manual o automático.

En cuanto a la obligación de utilizar el AUTOTHROTTLE sólo se considera para aproximaciones de CAT III.

Se recoge en este capítulo, también, que el «briefing» de aproximación debería incluir los puntos de una aproximación instrumental, meteorología del destino y del alternativo, estado operacional del aeródromo CAT II, estado operacional del avión, posición óptima del asiento, repaso del procedimiento de aproximación, acciones en caso de anomalías por debajo de 1.000 ft, repaso de los mínimos aplicables, procedimiento de frustrada y en su caso, notificación del mismo al ATC.

Se establece que el piloto a los mandos sea el comandante y que por lo tanto el copiloto se encargue de la supervisión de los instrumentos.

También se recomienda en el Manual de Operaciones Parte B. Normal Procedures, 2.7/1 Punto 5 Sistemas de vuelo automático, el máximo uso de los sistemas de vuelo automático como el director de vuelo, piloto automático y sistema de empuje automático y especialmente en condiciones IMC y durante la noche.

En el Manual de Operaciones Parte B. Normal Procedures. 2.7/7 Punto 7, se exponen los criterios que establece la compañía para definir una aproximación estable. Son los siguientes:

Flight path	Precision Approach	Maximum deviation from localizer and glidepath one dot.
	Visual Approach	Along the desired flightpath. Wings must be level at or before 500 ft RH.
	Non-precision and circling Approach	Along the desired flight path. Wings must be level at or before 300 ft RH.
Configuration	Landing gear	Down.
	FLAPS/SLAT position	28 or 40/LAND.
Speed		Maximum deviations plus 20 kts and minus 5 kts from corrected final approach speed.
Rate of descent		Maximum 1,500 ft per min.
Power setting		Throttles at minimum LOW LIM position or minimum 1.10 EPR if AT is not engaged.

En el punto 8.4 de la Parte B. Normal Procedures. 2.7/ 7 se recogen los Standard Callouts:

FLIGHT PHASE	PF		PNF	
	Duty	Call-out	Duty	Call-out
Approaching 1,000 ft to level off	Check ALT/FL cleared and selected in FGS	«1000 to level off»	Check ALT/FL cleared and selected in FGS	
Passing 2,500 ft R/A	Check R/A and QNH		Check R/A and QNH	«R/A 2,500 ft»
On final intercept heading	Check FMA	«ARM LOC»	Check FMA	«LOC ARM»
LOC moving	Check PFD/ADI	«LOC ALIVE»	Check PFD/ADI	«LOC ALIVE»
LOC capture	Check FMA	«LOC CAPTURE»	Check FMA	«LOC CAPTURE»
LOC track	Check FMA	«LOC TRACK»	Check FMA	«LOC TRACK»
G/S moving	Check PFD/AD	«G/S ALIVE»	Check PFD/AD	«G/S ALIVE»
G/S capture	Check FMA	«G/S CAPTURE»	Check FMA	«G/S CAPTURE»
G/S track	Check FMA	«G/S TRACK»	Check FMA	«G/S TRACK»
OM or FAF	Check altitude	«OM/FAF»	Check altitude	«OM/FAF»
1,000 ft AAL	Approach stabilized		Approach stabilized	«1,000 ft stabilized» or «1,000 ft not stabilized»
500 ft AAL	Approach stabilized	«FINAL ITEMS»	Check Final Items	«500 ft stabilized» or «500 ft not stabilized-go around»
100 ft to minimum				«APPROACHING MINIMUMS»
Approach lights or runway in sight			If PF has not given visual contact	“LIGHTS or RUNWAYS”
Visual reference		«VISUAL CONTACT”		
Speed deviations (-5/+10 kts)			Check speed	«TARGET PLUS/MINUS»
Rate of descent. (More than 1,000 ft below 2,500 ft R/A)			Check VSI	«SINK RATE»
Glideslope/localizer deviations (more than half DOT)			Check PFD/AD	«GLIDEPATH/ LOCALIZER»
If not visual reference at DA/DH or MDA/DH/DP			Check DA/DH or MDA/DH/DP	«MINIMUMS GO-AROUND»
GO-AROUND	Beginning go-around	«GO-AROUND»	Perform	
100,50,30,20,10 R/A			Check R/A	«R/A 100,50, 30,20,10»

En el manual de operaciones no se recoge información que se refiera a «CALLOUT» de aterrizaje que estén asociados con las limitaciones de ángulo de cabeceo y ángulo de alabeo que aparecen en el manual, 8° de cabeceo y 9° de alabeo, para evitar el impacto con la cola o las alas.

Se ha estudiado otros manuales de vuelo donde se define el Ground Contact Diagram con los amortiguadores comprimidos y extendidos (ver apéndice II) y a partir de ahí se definen los «CALLOUT» para aterrizaje que se refieren a ángulos de cabeceo y alabeo.

En el punto 5.1 del Manual de Operaciones Parte B. Normal Procedures. 2.7/8 se describen las técnicas utilizadas en un aterrizaje normal:

En primer lugar se indica que la aeronave se dirija al eje central de la pista y a aproximadamente a 300 m del umbral.

La técnica que se menciona consiste en efectuar una recogida de 2° a 3° de «Pitch Up» a aproximadamente 30 o 20 ft. Se indica que una recogida muy baja o muy rápida provocaría una toma de contacto positiva debida a que el tren de aterrizaje se comprimiría contra la pista. Y que, por otro lado, una recogida anticipada, finalizaría en un aterrizaje brusco, causado por un desplome de la aeronave al reducirse la sustentación excesivamente a demasiada altura sobre la pista.

1.15. Información adicional

1.15.1. Criterios de aproximación estable

En el documento PANS.OPS, Doc. 8168 Volumen I de OACI, se recogen en la sección 4 dentro del capítulo 3 Procedimientos de aproximación estable, los parámetros que el operador debe definir para una aproximación estable. También se indica en este capítulo que las aproximaciones deben estar estabilizadas a 1.000 ft en IMC y a 500 ft en VMC.

La Flight Safety Foundation define el valor cuantitativo de los parámetros que OACI había establecido para una aproximación estable según se indica a continuación:

Una aproximación debe estar estabilizada a 1.000 ft en IMC y a 500 ft en VMC

1. La aeronave debe estar en trayectoria de vuelo correcta.
2. Sólo se podrán realizar pequeñas variaciones de rumbo y ángulo de cabeceo para mantener una trayectoria de vuelo correcta.
3. La velocidad de la aeronave no será superior a $V_{ref} + 20$ kt y no inferior a V_{ref} .
4. La aeronave tendrá la configuración de aterrizaje.
5. El régimen de descenso no será superior a 1.000 fpm.
6. La potencia que se seleccione será la adecuada para la configuración.
7. Se habrán completado todos los «briefings» y listas de chequeo.
8. Las aproximaciones instrumentales (ILS) se deben realizar con desvíos de la senda o del localizador de un punto como máximo.
9. En las aproximaciones visuales los planos deben estar nivelados en el tramo final antes de 500 ft.
10. En las aproximaciones «en circuito» o «circling» los planos deben estar nivelados en el tramo final antes de 300 ft.

1.15.2. Manual de Entrenamiento del operador para Operaciones Todo Tiempo

En el Manual de Entrenamiento se recoge que:

1. Para realizar una aproximación CAT II se debe solicitar expresamente a ATC la autorización y no debe realizarse hasta que la autorización se reciba.
2. Las desviaciones de los parámetros para emitir CALLOUTS son:

Parameters	If deviation exceeds		Call required
IAS	+20 kt		«TARGET PLUS X»
	−5 kt		«TARGET MINUS X»
RATE of DESCENT	Max 1,500 ft/min		«SINK RATE»
PITCH ATTITUDE	20° ± 2 ANU		«PITCH»
	10 ± 1 AND (all modes except flare)		
BANK ANGLE	10-5° ± 1 (decreasing as a function of R/A)		«BANK»
LOCALIZER	Dev. Below stab. Point	1 dot	«LOCALIZER»
	Deviation below 200'	1/3 dot (PFD)	
GLIDE SLOPE	Dev. Below stab. Point	1 dot	«GLIDE SLOPE»
	Deviation below 200'	1/2 dot (*)	

(*) G/S deviation should not be considering during FLARE.

También en este Manual se recoge la recomendación de realizar aterrizajes automáticos para aproximaciones CAT II.

1.15.3. *Notas internas de la compañía*

Existían las siguientes notas internas de la compañía con relación al aeropuerto de Asturias, que se les proporcionaron a la tripulación con el resto de documentación antes del vuelo:

- HASTA NUEVO AVISO, QUEDAN PROHIBIDAS LAS APROXIMACIONES CAT II/III EN EL AEROPUERTO DE OVD
- APCH CAT II OVD. SE RUEGA SE REALICEN APCH ILS CAT II EN PRÁCTICAS (CONDICIONES VMC) Y SE REPORTE VIA FOR/FDR, A JEFATURAS DE FLOTA, POSIBLES DESVIACIONES O FLUCTUACIONES DE LOS INSTRUMENTOS DURANTE LA APCH.

Según la información proporcionada por la compañía, los problemas que existían eran debidos a fluctuaciones del radioaltímetro en la fase final, no de instrumentos en general. Es decir, que existía, exclusivamente, una dificultad en disponer de una lectura precisa del valor de radioaltímetro y por ello no se podía precisar la altura de decisión. Esto no implicaría que no se pudiese llevar a cabo un aterrizaje automático en condiciones CAT I.

1.15.4. *Información sobre la utilización de los sistemas de vuelo automáticos*

Conversaciones con personal de vuelo de la compañía ha confirmado que sólo se realizan las aproximaciones de CAT II/III durante la sesiones de entrenamiento en el

simulador de vuelo y que no es habitual realizar aproximaciones en prácticas CAT II/III en condiciones VMC.

Según la información recogida la práctica habitual es realizar la desconexión del piloto automático una vez que se tiene la pista a la vista.

2. ANÁLISIS

2.1. Desarrollo de la aproximación

Cuando la tripulación llegó al Aeropuerto de Asturias les informaron que el aeropuerto había activado los procedimientos de Baja Visibilidad. Una aeronave había tenido que frustrar debido a que no tenía referencias visuales para el aterrizaje.

Esta situación les obligó a realizar esperas sobre el VOR de Asturias. Cuando las condiciones meteorológicas mejoraron se reanudaron los aterrizajes. La base de las nubes permitía aproximaciones de CAT I, y dado que la pista 11 del Aeropuerto de Asturias no disponía de ILS la aproximación debía ser por la pista 29. Esta circunstancia complicaba la aproximación dado que existía una componente de viento en cola próxima al límite operacional de 10 kt. La tripulación era consciente de este hecho y de las limitaciones de viento que tenía esta aeronave para aterrizaje.

Se estableció una secuencia de aproximación en la que la aeronave ocupaba el tercer lugar y, dado que las dos anteriores habían aterrizado sin novedad, la tripulación debía esperar hacerlo del mismo modo.

A pesar de que las condiciones meteorológicas habían mejorado, seguían siendo adversas, así que cabe pensar que la atención de los tripulantes se centraba en obtener referencias visuales adecuadas a la Altura de Decisión y de este modo evitar más esperas, el tener que realizar una aproximación frustrada, o incluso el desvío a otro aeropuerto alternativo.

Como se ha mencionado antes, las condiciones meteorológicas habían mejorado y aunque la base de nubes estaba a 300 ft y permitía realizar una aproximación CAT I, la aproximación se realizó, prácticamente, como si fuera una aproximación de CAT II. De hecho habría sido aconsejable con estas condiciones de entorno realizar una aproximación CAT II con un aterrizaje automático dado que así lo permitía la categoría del aeropuerto y de este modo garantizar el aterrizaje si las condiciones meteorológicas se hubieran deteriorado, pero la tripulación conocía la prohibición de la compañía de realizar aproximaciones CAT II/III en este aeropuerto y, además, la segunda nota interna de la compañía que se refería al Aeropuerto de Asturias y en la que se hablaba de posibles fluctuaciones en los instrumentos inducía a pensar que los equipos en tierra daban falsas indicaciones.

El CVR no estuvo disponible durante la investigación, pero según el FDR, en el momento en que se informó a ATC de que tenían las luces a la vista se alcanzó una velocidad indicada de 138 kt. Desde que se descendió de 1.000 ft sobre el umbral se observan valores de velocidad indicada que superan $V_{ref} + 10$ kt en más del 50% del tiempo. Según la definición de CALLOUTS del Manual de Operaciones, el PNF debía haber informado de este hecho para corregir esa desviación.

Normalmente, dado que se trataba de una aproximación acoplada con piloto automático el PF, a partir de 100 ft por encima de la altura de decisión, debería haberse dedicado a la obtención de referencias visuales exteriores. El PNF debería haberse concentrado en la vigilancia y detección de cualquier desvío significativo de la trayectoria y/o de los instrumentos mediante el uso de los CALLOUTS reglamentarios.

Nueve segundos después de adquirir las referencias visuales se desconectó el piloto automático para aterrizar manualmente. Es probable que la tripulación pensara que la toma estaba asegurada al tener la pista a la vista y que desconfiara de los equipos del aeropuerto para realizar un aterrizaje automático debido a la nota interna que había publicado la compañía.

A una altura de radioaltímetro de 84 ft se observó un ligero incremento de «pitch» que podría corresponder a una racha de viento en cola.

A continuación el «pitch» comenzó a ser negativo, lo que provocó un aumento de la velocidad vertical. En los dos últimos segundos antes de la toma de contacto, la tendencia de disminución de «pitch» cambió a aumento de «pitch». Podría corresponder esta variación con un intento de realizar la recogida que debido al incremento de velocidad vertical no pudo completar la tripulación.

Cinco segundos antes de la toma de contacto se activó el modo LOW LIM del AUTOTHROTTLE y dos segundos antes de la toma de contacto se activó el modo ALPHA SPD. En el primer caso se pone de manifiesto que las palancas de empuje alcanzaron su límite inferior y que la potencia se habría reducido más si no tuviese ese límite. En el segundo caso se alcanzó la velocidad «alpha speed», velocidad de seguridad por encima de la de pérdida. Se evidencia que existieron variaciones de viento, que hicieron actuar al AUTOTHROTTLE en un sentido u en otro, instantes antes del aterrizaje.

En el momento del primer impacto se alcanzó una aceleración vertical de 4,11 g lo que hizo que la aeronave rebotara contra la superficie de la pista y volviera al aire durante 2 segundos para contactar de nuevo con la pista. En este caso la tripulación recuperó el control de la aeronave correctamente, decidiendo no iniciar un «go around» manteniendo el control direccional y aplicando frenos para que la aeronave permaneciera en la pista.

Además el comandante en el primer impacto sufrió una lesión que le incapacitó lo que obligó al copiloto a tomar los mandos de la aeronave. La buena coordinación entre la

tripulación permitió que recuperaran rápidamente el control de la aeronave y la alinearan de nuevo con la pista.

Dada la evolución del viento durante la aproximación y las respuestas del AUTOTHROTTLE, es probable que una variación brusca en la dirección del viento provocara que la aeronave incrementara su velocidad vertical. En cualquier caso, con la información meteorológica disponible no se ha podido confirmar que existieran condiciones objetivas para que se diese la posibilidad de cizalladura durante el aterrizaje.

Parece, al estudiar la aproximación, que la tripulación era consciente de que necesitaba obtener referencias visuales antes de alcanzar la altura de decisión y que tenían presente que la pista estaba mojada y no tenía demasiada longitud.

Por el contrario, y aunque el CVR no está disponible, no se observa que haya ninguna respuesta ante las desviaciones de la trayectoria de planeo, la velocidad de la aeronave y la velocidad vertical. Esto hace pensar que no tenían una conciencia tan clara de las variaciones de viento durante la aproximación final, quizá por una falta de monitorización de los instrumentos al centrar la atención en la adquisición de referencias visuales, que una vez obtenidas, les hicieran descartar una aproximación frustrada.

2.2. Manual de Operaciones

2.2.1. Definición de aproximación estable

La definición que recoge el Manual de Operaciones como aproximación estable no sigue exactamente los mismos criterios que los que define la Flight Safety Foundation y que son los que están universalmente aceptados por la comunidad aeronáutica.

En particular, no se consideran en la definición de la compañía variaciones significativas de cabeceo y rumbo, ni tampoco que todas las listas de chequeos y «briefing» se hayan completado como factores a tener en cuenta para definir una aproximación estable.

Se ha observado que el criterio que se utiliza para definir el régimen de descenso como un factor de desestabilización es diferente en la definición de la compañía y en la definición de la Flight Safety Foundation, siendo en el primer caso de 1,500 ft/min y en el segundo de 1,000 ft/min.

2.2.2. CALLOUTS en la fase de aterrizaje

En el Manual de Operaciones se describen los «CALLOUTS» para la fase de aproximación, pero no se recoge ningún «CALLOUT» para el aterrizaje.

Aunque existen unos límites de ángulo de cabeceo para evitar impactos con la cola y ángulo de alabeo para evitar impactos con los extremos de los planos, no se define en el Manual de Operaciones el Ground Contact Diagram, con amortiguadores extendidos y comprimidos ni los «CALLOUTS» de aterrizaje, «PITCH» y «BANK» que alertaran a las tripulaciones de contactos con la cola, o los extremos de los planos.

2.2.3. *Criterios de corrección como respuesta a los CALLOUTS*

En el Manual de Operaciones cuando se describen los CALLOUTS, no se incluyen las acciones correctoras que deberían efectuarse cuando se producen. Por tanto, deberían ir completados con unos criterios de corrección en función del tipo de aproximación que se esté efectuando, manual o automática.

2.2.4. *Uso de sistemas automáticos*

Aunque en el Manual de Operaciones se incluye la recomendación de utilizar al máximo los sistemas de vuelo automáticos como el director de vuelo, piloto automático y sistema de empuje automático durante la noche y en condiciones IMC, se ha detectado que la forma de operar dentro de la compañía no se corresponde con esta recomendación.

El resultado de esta política es la falta de experiencia de la flota en la realización de aterrizajes automáticos, por lo que sería conveniente reforzar durante el entrenamiento el uso de los sistemas automáticos de vuelo y promover el realizar aproximaciones CAT II/III en prácticas, es decir, en condiciones VMC.

Por otro lado, si las condiciones meteorológicas son marginales sería aconsejable realizar aproximaciones y aterrizajes automáticos y solicitarlo así al personal ATC.

2.3. **Manual de Entrenamiento**

Hay que considerar que en el Manual de Operaciones y en el Manual de Entrenamiento no se contemplan las mismas desviaciones de parámetros para emitir CALLOUTS. Esta falta de homogeneidad en la documentación puede producir confusión entre las tripulaciones e incluso puede hacer que tripulaciones distintas utilicen criterios distintos.

Por otro lado aunque en el Manual de Entrenamiento se dice expresamente que se solicite a ATC una autorización para realizar una aproximación CAT II y que si no se obtiene no se lleve a cabo. En el Manual de Operaciones existe ambigüedad en este punto y no se recoge en los mismos términos que en el Manual de Entrenamiento.

2.4. Notificación del accidente

El accidente fue notificado a la CIAIAC por la compañía casi 3 meses después de que éste se produjera.

Por consiguiente, mucha información no pudo ser recopilada. En concreto, el CVR no contenía información útil para la investigación dado que la calidad de la grabación era muy baja. No se pudieron realizar comprobaciones posteriores para determinar la causa de la baja calidad porque el equipo ya se había puesto de nuevo en servicio.

En ese sentido la CIAIAC emitió la siguiente recomendación de seguridad en el año 2002:

REC 24/2002. Se recomienda que todos los operadores, y no sólo los dedicados al transporte aéreo comercial, incluyan en sus Manuales de Operaciones procedimientos para notificar los accidentes e incidentes a las Autoridades aeronáuticas, con mención expresa a la Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil como autoridad encargada de la investigación técnica de estos sucesos.

La compañía ha incluido dentro de su Manual de operaciones la necesidad de notificar a la CIAIAC en caso de accidente. En cualquier caso el accidente se notificó a la DGAC al día siguiente al que se produjo.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

- La tripulación contaba con licencias de vuelo válidas y en vigor.
- Se habían realizado las inspecciones de mantenimiento reglamentarias en la aeronave y volaba dentro de sus márgenes de peso y centrado.
- La aeronave tuvo que realizar esperas debido a que existían condiciones de baja visibilidad, inferiores a los mínimos de operación de ambas pistas de aterrizaje.
- Las condiciones meteorológicas obligaban a realizar aproximaciones de CAT I dado que la base de las nubes, según informó ATC era de 300 ft y los mínimos para la aproximación CAT I eran de 205 ft.
- Existía una prohibición de la compañía para realizar aproximaciones CAT II/III en el Aeropuerto de Asturias.
- Esta prohibición, de hecho, no impedía el uso de los sistemas de vuelo automático para aproximaciones CAT I.
- La pista 29 era la única que disponía de ILS para realizar aproximaciones CAT I.
- Realizar la aproximación a la pista 29 implicaba asumir una componente de viento en cola de no menos de 5 kt.

- La información meteorológica indicaba un viento variable, con una componente de al menos 9 kt de viento cruzado y 5 kt de viento en cola, con rachas de hasta 9 kt de viento en cola.
- ATC les informó que la pista estaba mojada.
- La aproximación se realizó con piloto automático y sistema automático de control de empuje.
- Durante la aproximación hubo variaciones importantes en la componente de viento.
- La tripulación informó de que tenía contacto visual por encima de la altura de decisión.
- Se realizó un aterrizaje manual y con sistema automático de empuje.
- En la toma de contacto se alcanzó una aceleración vertical de 4,11 g.

3.2. Causas

Se considera que la causa probable del accidente fue una variación significativa en la intensidad y dirección del viento en el momento del aterrizaje lo que provocó que se alcanzaran 4,11 g de aceleración vertical, sin embargo, con la información meteorológica disponible, no se ha podido determinar que existieran condiciones objetivas para que se diese la posibilidad de cizalladura durante el aterrizaje.

Como factor contribuyente se considera la maniobra que realizó la aeronave, que no es congruente con una maniobra de recogida estándar, dado que presenta variaciones de pitch, a partir de los 84 ft de radioaltímetro y un descenso del avión respecto a la senda de planeo del ILS que combinadas con la actuación del autothrottle en idle y posibles variaciones de viento en la fase final del aterrizaje situarían a la aeronave en una trayectoria distinta de la nominal.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

Al estudiar el Manual de Operaciones de Spanair se ha observado que la definición de aproximación estable no está de acuerdo con la que recoge la Flight Safety Foundation ni con las mejores prácticas aceptadas por la industria aeronáutica, de manera general.

Por otro lado, en la definición de CALLOUTS no se recogen las acciones correctoras a efectuar cuando se detecten las desviaciones de los parámetros establecidos. Además no se incluyen los CALLOUTS que se refieren a variaciones significativas de alabeo y cabeceo durante la fase de aterrizaje.

También al revisar el Manual de Entrenamiento se ha detectado que los criterios que se siguen para emitir CALLOUTS durante la aproximación no coinciden con los que recogen en el Manual de Operaciones, y que en el Manual de Entrenamiento se requiere una autorización expresa de ATC para realizar una aproximación CAT II que no se recoge en el Manual de Operaciones.

Por lo tanto, se considera conveniente emitir las siguientes recomendaciones de seguridad:

REC 14/2009. Se recomienda a SPANAIR que:

1. Complete la definición de CALLOUTS en la aproximación incluyendo los criterios de corrección que se deben seguir, tanto para aproximaciones manuales como automáticas, en caso de que se detecten desviaciones según se recoge en la propia definición de los CALLOUTS.
2. Incorpore a su Manual de Operaciones de la flota de MD los «CALLOUTS» de aterrizaje necesarios para impedir el contacto de la cola, las góndolas de los motores o los extremos de los planos.

REC 15/2009. Se recomienda a SPANAIR que revise su Manual de Operaciones, y en general toda la documentación donde se recojan los criterios de emisión de CALLOUTS en las aproximaciones, para que exista homogeneidad en la definición de los criterios que se siguen para emitir CALLOUTS en la aproximación.

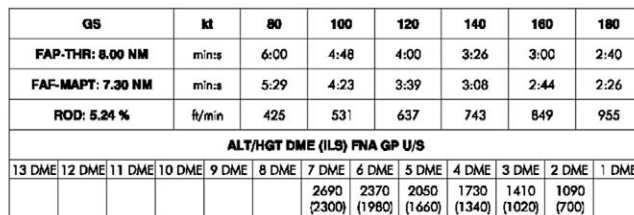
REC 16/2009. Se recomienda a SPANAIR que incluya en su Manual de Operaciones el requisito de solicitar una autorización de ATC para realizar una aproximación de CAT II y de este modo garantizar que todas las acciones relativas a áreas sensibles, luces, etc. relacionadas con este tipo de operación se llevan a cabo por el personal de ATC.

Por otro lado, las condiciones meteorológicas que existían durante la aproximación hacían que se tratara de una aproximación compleja, con mala visibilidad, de noche, lluvia, y variaciones de viento importantes. En ese sentido en el Manual de Operaciones se recomienda el máximo uso de los sistemas automáticos en especial por la noche y en condiciones IMC. Por todo ello:

REC 17/2009. Se recomienda a SPANAIR que se refuerce en el entrenamiento la máxima utilización de los sistemas de vuelo automáticos, tal y como se recoge en el Manual de Operaciones, y que se fomente la realización de aproximaciones de CAT II/III en prácticas con condiciones VMC con objeto de familiarizar a las tripulaciones con estos sistemas automáticos y sus capacidades.

APÉNDICE I

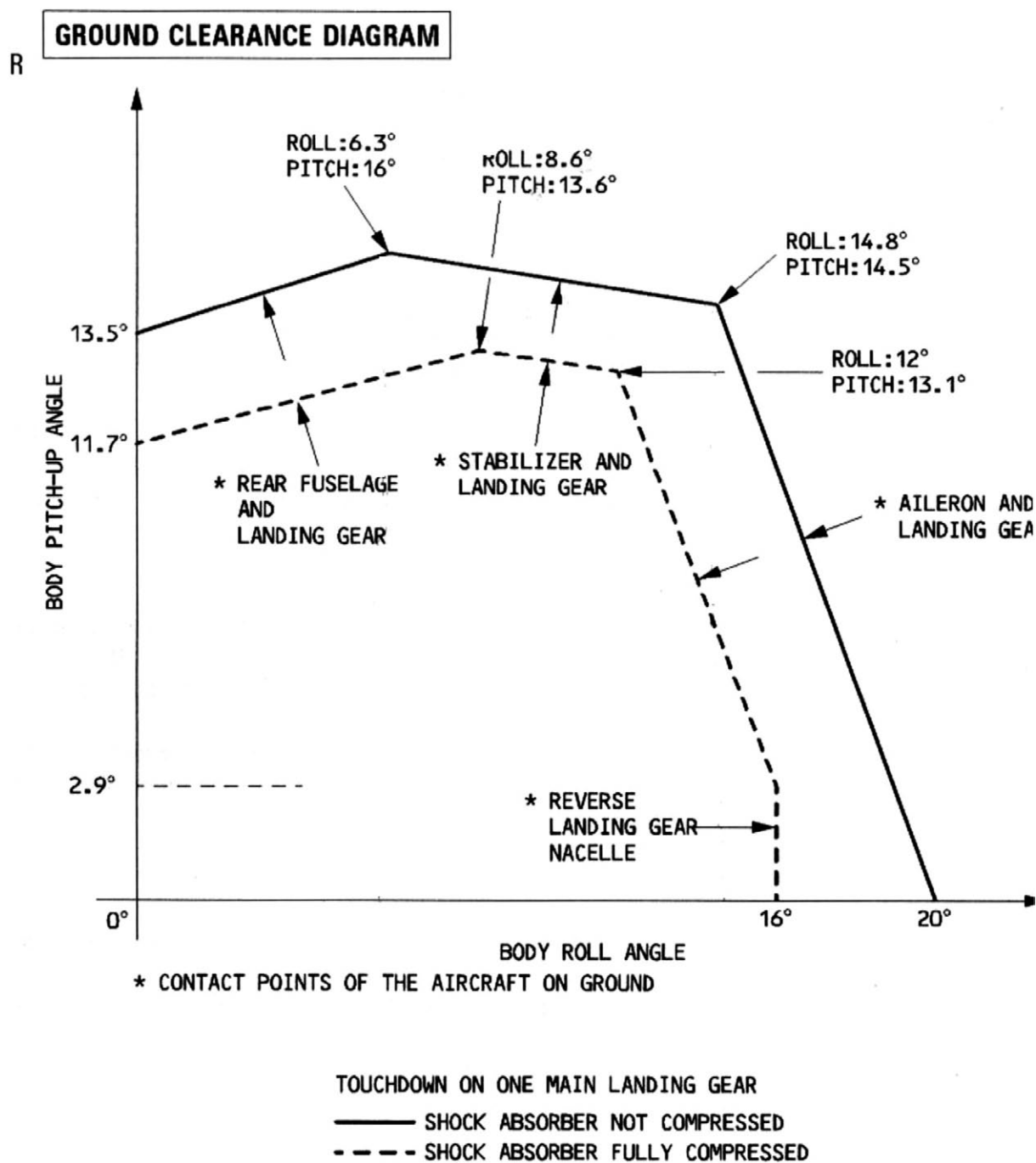
Carta de aproximación por instrumentos Asturias. VOR/DME-L-ILS/DME. RWY 29



AD 2-LEAS AC/3

APÉNDICE II

Ejemplo de Ground Contact Diagram



RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Martes, 16 de enero de 2007; 15:30 h local¹
Lugar	Aeropuerto de Tenerife Sur

AERONAVE

Matrícula	G-VCED
Tipo y modelo	AIRBUS 320
Explotador	My Travel Airways

Motores

Tipo y modelo	
Número	2

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	52 años
Licencia	Piloto de transporte de línea aérea (ATPL(A))
Total horas de vuelo	14.000 h
Horas de vuelo en el tipo	

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			6
Pasajeros		2	176
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Ninguno
Otros daños	Colapso de la plataforma del vehículo de embarque

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación comercial de transporte – No regular
Fase del vuelo	Embarque de pasajeros

INFORME

Fecha de aprobación	1 de octubre de 2009
---------------------	-----------------------------

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

La aeronave, un AIRBUS 320 con matrícula G-VCED perteneciente a la compañía My Travel Airways, estaba aparcado en el puesto E22 de la plataforma de estacionamiento de aeronaves del Aeropuerto de Tenerife Sur y tenía previsto realizar un vuelo no regular de pasajeros con salida prevista a las 16:05 h y destino el Aeropuerto de New Castle (Reino Unido).

Se solicitó a la compañía de asistencia en tierra que opera en el aeropuerto, INEUROPA HANDLING, que enviase un vehículo especial para embarcar a pasajeros con movilidad reducida. Sobre las 15:30 h ya estaban a bordo de la aeronave aproximadamente 30 pasajeros y se hallaban sobre la plataforma delantera del vehículo 3 pasajeras que estaban embarcando, el conductor que estaba manejando el mecanismo de subida y bajada, y un operario que ayudaba a las pasajeras a embarcar. En ese instante el marco que sujetaba la plataforma al camión se soltó de su anclaje horizontal superior y de los anclajes laterales y la plataforma giró un ángulo de 30° sobre el anclaje horizontal inferior (figura 1), quedando un hueco entre la plataforma y el avión por el que cayeron las tres (3) pasajeras, resultando dos de ellas heridas graves, y una tercera de carácter leve. Los operarios pudieron sujetarse a las barandillas laterales, y uno de ellos llegó incluso a retener por unos instantes a la pasajera que resultó herida leve.



Figura 1. Estado del vehículo después del accidente

Finalmente el avión partió hacia su destino a las 17:56 h después de trasladar al hospital a las pasajeras que resultaron heridas, dos de las cuales tuvieron que quedar ingresadas hasta el día 25 de enero.

1.2. Información sobre el vehículo utilizado y el desarrollo de la operación de embarque

El camión tenía detrás de la cabina del conductor una cabina de pasajeros, cerrada, cuyas dimensiones eran 8,2 m de largo, 2,5 m de ancho y 3,4 m de alto que se podía elevar mediante un mecanismo de tijera. En la parte trasera de este habitáculo había una plataforma que podía descender hasta el suelo, y en la parte delantera, había otra plataforma (la que colapsó), que se podía elevar por encima del techo de la cabina del conductor una altura de 1,20 m. Esta plataforma apoyaba en el avión sobre un rodillo que tenía en su parte anterior, sin que existiera ningún elemento que sirviera como anclaje de seguridad.

La placa de características del vehículo no registraba la carga total que podía soportar la plataforma que se desprendió, aunque sí el peso máximo autorizado del camión, que era 9.400 kg.

La empresa de asistencia en tierra contaba con otros tres vehículos operando en el aeropuerto destinados al embarque de pasajeros, los cuales, eran distintos al vehículo causante del accidente. Se da la circunstancia de que el citado camión había sido utilizado originalmente para el servicio de catering, y que había sido readaptado para el transporte de pasajeros con movilidad reducida después de hacerle una serie de modificaciones que afectaron a la parte trasera y a la carrocería en los años 1994 y 1995.

Desde el año 2000 tenía un amplio historial de acciones correctivas de mantenimiento que afectaron a una amplia variedad de sus componentes, pero no al estado de los paneles de madera de la plataforma delantera ni a los remaches.

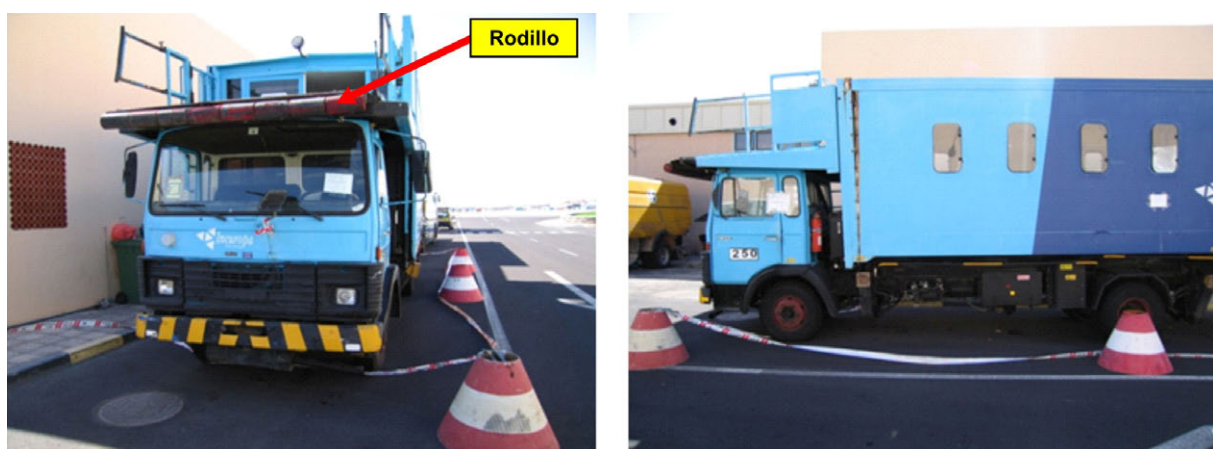


Figura 2. Vistas frontal y lateral del vehículo

El vehículo solamente transitaba por el recinto aeroportuario y nunca por vías públicas por lo que no estaba obligado a estar matriculado y carecía por tanto de matrícula oficial (Artículo 2 de La Ley sobre Tráfico, Circulación de Vehículos a Motor y Seguridad Vial). Tampoco había pasado la Inspección Técnica de Vehículos por no estar obligado a ello como consecuencia de no estar matriculado (Artículo 10.1 del Reglamento General de Vehículos).

Se constató que fue revisado desde el año 2001 hasta el año 2005 con una periodicidad anual por parte de una empresa acreditada por la ENAC (Empresa Nacional de acreditación) para realizar inspecciones de seguridad en máquinas. Durante estas inspecciones, denominadas «Inspección Técnica de Equipos Aeroportuarios», se hicieron comprobaciones visuales de la carrocería, los ejes traseros y delanteros y el chasis con sus soportes y fijaciones y no se reflejó ninguna anomalía en las actas de inspección correspondientes.

1.3. Inspección posterior al accidente

La plataforma que se desprendió estaba cogida a la cabina de pasajeros del camión por un marco que se hallaba sujeto en su parte superior horizontal por doce remaches y en los laterales verticales por otros doce, de los cuales once estaban situados en la línea vertical y otro más situado formando un triángulo con los dos remaches más altos y por delante de ellos. Todos estaban tan corroídos que algunos habían desaparecido totalmente, y otros solamente conservaban la cabeza. Los remaches, iban clavados sobre los tableros de madera de la cabina de pasajeros, la cual estaba totalmente deteriorada por la carcoma.

El estado general del vehículo presentaba un importante deterioro, pudiéndose constatar que había corrosión en todos sus elementos metálicos, y carcoma en todas las partes de madera. En el lateral de la plataforma trasera se podía apreciar un cordón de soldadura en una de las barras que se utilizan como pasamanos, que estaba con



Figura 3. Detalles del marco de la parte superior de la cabina

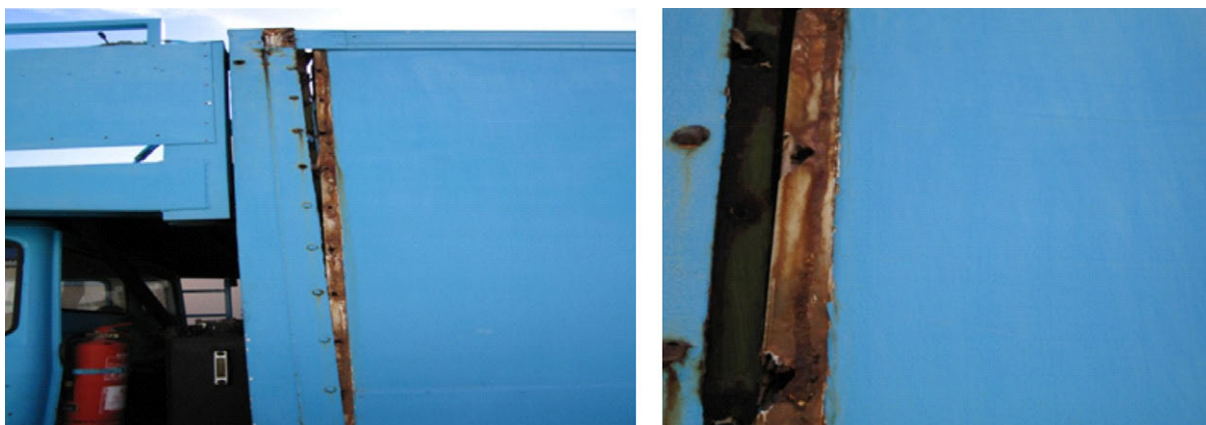


Figura 4. Detalles del lado izquierdo de la cabina

corrosión a la vista. La cabina de pasajeros del camión iba montada sobre un bastidor que tenía cuatro vigas transversales a lo largo de su longitud. La unión de varias de estas vigas con el bastidor presentaba una importante falta de material debido a la corrosión, de manera que alguno de los apoyos quedaba en el aire como se puede observar en la figura 5. También los bajos del vehículo tanto en el interior de la cabina del conductor, como en la cabina de pasajeros presentaban corrosión y falta de material.



Figura 5. Detalles de la unión de las vigas transversales con el bastidor

1.4. Información sobre organización y gestión de los servicios de asistencia en tierra

La prestación de los servicios aeroportuarios de asistencia en tierra en los aeropuertos de interés general está regulada por el Real Decreto 1161/1999, de 2 de julio.

Según el artículo 9 del mismo, para poder realizar la prestación es necesario tener una autorización como agente de asistencia en tierra expedida por la DGAC por un periodo

de siete años que puede ser renovado en base a unas condiciones que deben de ser mantenidas todo el tiempo durante el cual la autorización esté en vigor.

Se establecen en el artículo 10 del Real Decreto una serie de condiciones de carácter económico y administrativo para obtener esa autorización y además se especifica que los servicios de asistencia en tierra «deberán ejercer su actividad de acuerdo con las normas de seguridad aeroportuaria, de protección de las personas, instalaciones, equipos y aeronaves y con la reglamentación técnica sobre seguridad del transporte aéreo».

La empresa INEUROPA HANDLING disponía de autorización como agente de asistencia en tierra desde junio de 2000. La DGAC no ha aportado evidencia de las normas y reglamentación técnica específica que es exigible a las empresas de asistencia en tierra de acuerdo con los requisitos del real decreto.

El artículo 14 expresa que la selección de los agentes de asistencia en tierra corresponderá a AENA, organismo este que tendrá que convocar una licitación en la cual podrán participar los interesados que tengan condición de agentes de asistencia en tierra de acuerdo con la autorización expedida por la DGAC. La licitación se deberá de llevar a cabo en cada caso, basándose en un pliego de cláusulas que fijan las condiciones del contrato.

En el caso del Aeropuerto de Tenerife sur, AENA publicó el «pliego de cláusulas para la prestación del servicio de asistencia en tierra de las aeronaves y pasajeros como segundo concesionario de los aeropuertos de Tenerife» en mayo de 1994. El contrato con la empresa INEUROPA HANDLING se firmó el 3 de octubre de 1994 y el 20 de octubre de 1997 se firmó un anexo al mismo, de manera que en total, el servicio se estuvo prestando desde el 7 de noviembre de 1994 hasta el 28 de enero de 2007.

En la cláusula 10 del pliego se dice que «Los equipos e instalaciones deberán estar en perfecto estado de uso, de forma que su funcionalidad y seguridad no resulte disminuida...», y también se añade que «el concesionario deberá dar cuenta, preferiblemente de inmediato y nunca en un plazo mayor de siete días, a la dirección de los aeropuertos siempre que los equipos o instalaciones queden fuera de servicio o disminuida su funcionalidad o seguridad».

Entre la documentación que aportó la empresa para la adjudicación del concurso en el Tomo III - Documentación Técnica, concretamente en el Apartado B – Metodología del Trabajo, se decía que «se dispondrá de personal especializado y de los recursos materiales o equipos que garanticen la calidad del servicio» (Atenciones Especiales – 2.3), y que «a las personas con movilidad reducida les acompañará personal especializado con el equipo adecuado» (Procesos de Trabajo - 3.8 y 3.9).

Por otra parte en la cláusula 21 del contrato se expresa que *AENA ejercerá el control y la inspección del servicio a través de la dirección de la unidad aeroportuaria.*

El aeropuerto informó que la empresa de asistencia en tierra no había comunicado previamente ninguna anomalía respecto al estado en que se encontraba el vehículo causante del accidente. La investigación no ha conseguido evidencia de que AENA realizara evaluaciones o inspecciones a la empresa INEUROPA HANDLING.

Se averiguó que existía la Norma EN-12312-14 de AENOR de 4 de octubre de 2006 titulada «Equipos de tierra para aeronaves. Requisitos específicos. Parte 14. Vehículos de embarque de pasajeros discapacitados/incapacitados» (ratificada por AENOR en marzo de 2007), que regula cuales son las condiciones de diseño y fabricación de los equipos, pero que en dicha norma no se recogen instrucciones para el mantenimiento y cumplimiento permanente de las condiciones de operatividad más allá de las que se exigen para el diseño y la fabricación.

2. ANÁLISIS

Como reveló la inspección posterior al accidente, el estado en el que se encontraba el vehículo que se utilizaba para el embarque de pasajeros con movilidad reducida en el Aeropuerto de Tenerife Sur, indicaba que su deterioro era considerable y que necesariamente tenía que venir prolongándose desde bastante tiempo atrás y planteaba serias dudas acerca de si tal vez las revisiones a las que había sido sometido se realizaron de manera rutinaria, superficial y con carencia de criterios técnicos. Respecto a este vehículo en concreto, se puede afirmar que no estaba en condiciones de uso, de forma que su funcionalidad y seguridad resultaban disminuidas.

Entre otras cosas, se echó de menos que existiera en el vehículo una indicación claramente visible de cuál era el peso máximo que podía soportar la plataforma de embarque de pasajeros, o en su defecto cuál era el número máximo de personas estimado que podían situarse sobre ella al mismo tiempo. En cualquier caso y a tenor de los datos analizados no parece que existiera un exceso de peso que sobrepasase los límites de carga que en condiciones normales podía soportar la plataforma, sino que ésta colapsó debido a un deterioro significativo de los elementos de anclaje y sujeción.

Durante el transcurso de la investigación no se pudo averiguar en qué criterio técnico se basa la DGAC para conceder la autorización como agente de asistencia en tierra. No fue posible tampoco determinar cuales son los mecanismos de control que permiten asegurar que una empresa de asistencia en tierra ejerce su actividad *de acuerdo con normas y reglamentación técnica que no están especificadas y tampoco existe evidencia de que AENA realice inspecciones sobre los servicios prestados por los agentes de asistencia en tierra en los aeropuertos.*

Analizada toda la documentación que aportó la empresa acerca de las inspecciones y el mantenimiento del vehículo, se puede afirmar que en el aspecto formal había existido un mantenimiento preventivo del mismo y un seguimiento en cuanto a la

documentación generada, sin embargo ese sistema no había garantizado que el vehículo estuviera en condiciones idóneas para el servicio.

3. CONCLUSIONES

Se ha determinado que el colapso de la plataforma del vehículo de asistencia en tierra se produjo porque los remaches de anclaje estaban corroídos y la estructura de madera a la que iban sujetos, carcomida. Ambas circunstancias eran consecuencia del alto grado de deterioro que presentaba el vehículo, en cuanto a corrosión y carcoma generalizadas. Se considera que han contribuido a esta situación un deficiente mantenimiento del vehículo por parte de INEUROPA HANDLING y un deficiente control por parte de AENA.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD

REC 19/09. Se recomienda conjuntamente a la DGAC y a AESA que, como complemento al Real Decreto 1161/1999, de 2 de julio que regula la prestación de servicios de asistencia en tierra (handling), establezcan los requisitos técnicos concretos que deben cumplir los agentes de asistencia en tierra que pretendan ser autorizados.

REC 20/09. Se recomienda conjuntamente a la DGAC y a AESA que definan las especificaciones técnicas que deben de cumplir los equipos de asistencia en tierra (handling) en los aeropuertos en cuanto a su fabricación y mantenimiento.

REC 21/09. Se recomienda a AENA que desarrolle un procedimiento que asegure el cumplimiento de las prescripciones técnicas recogidas en los concursos de adjudicación por parte de los agentes de asistencia en tierra (handling), mediante el control efectivo tanto de los recursos humanos, como del estado de los equipos, vehículos y materiales asignados al servicio en cada aeropuerto.

AENA ha aceptado esta recomendación y ha informado que en los nuevos pliegos de los contratos de asistencia en tierra se había incluido un procedimiento para asegurar el cumplimiento por parte de los agentes contratados de lo establecido en ellos, aportando ejemplos que confirman la implantación de esta medida.

AENA también informó que se había iniciado un proceso de revisión de las inspecciones técnicas aeronáuticas (ITA) que realizaban a los vehículos de los agentes de asistencia en tierra y que se trabajaba en la confección de un procedimiento renovado.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Jueves, 21 de junio de 2007; 18:40 h local¹
Lugar	Abanilla (Murcia)

AERONAVE

Matrícula	EC-HYM
Tipo y modelo	BELL 412
Explotador	Helicópteros del Sureste, S. A.

Motores

Tipo y modelo	PRATT & WHITNEY PT6T-3B
Número	2

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad/nacionalidad	50 años
Licencia	Piloto comercial de helicóptero CPL(H)
Total horas de vuelo	5.040 h
Horas de vuelo en el tipo	2.951 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos – Comercial – Extinción de incendios
Fase del vuelo	Aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	28 de mayo de 2009
---------------------	---------------------------

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

1.- INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1.- Descripción del suceso

El helicóptero estaba participando en la extinción de un incendio forestal en la sierra de El Cantón, situada al norte de la pedanía de Mascivenda, en el término municipal de Abanilla (Murcia). A bordo iba el piloto, que estaba utilizando un helibalde para realizar las descargas de agua. Tras efectuar varias descargas dejó el helibalde en el suelo, en un terreno cercano al incendio, el cual tenía una superficie irregular y con una ligera pendiente. A continuación embarcó el técnico de mantenimiento y se dirigieron a repostar combustible a su base en Alcantarilla (Murcia).

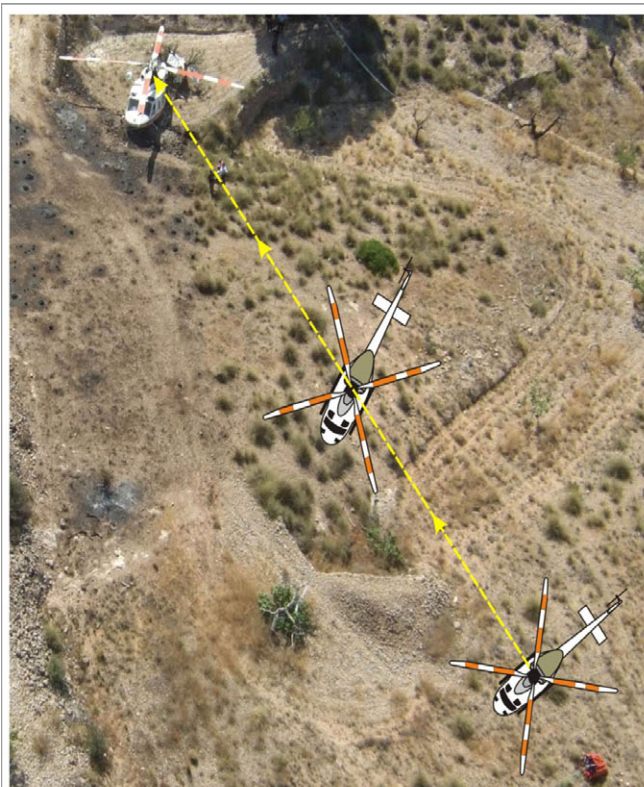


Figura 1. Posiciones relativas del helicóptero y helibalde

Después de repostar, volvieron para recoger el helibalde y aterrizaron. El mecánico descendió con la intención de enganchar el helibalde y se situó por delante del helicóptero. En ese momento, mientras la aeronave estaba posada en el suelo pero con cierta sustentación (el colectivo no estaba completamente abajo y asegurado), comenzó a sufrir una serie de vibraciones en vertical. Según declaró el piloto, decidió ascender para tratar de eliminar las vibraciones, pero a la vista de que no desaparecían, intentó tomar tierra de nuevo, y para ello se desplazó lateralmente una distancia aproximada de 50 m (véase Figura 1) por un terreno que tenía una pendiente aproximada de 8° . Durante esa operación las palas de los dos rotores golpearon contra un árbol y el helicóptero cayó al suelo en un punto de coordenadas $38^\circ 16' 37''$ N, $1^\circ 0' 20''$ W, quedando con el morro orientado hacia el noroeste. Como consecuencia del impacto se originó un incendio que afectó a parte de la cabina de pasajeros y al motor, pero fue sofocado inmediatamente por algunos de los medios que había en la zona.

El piloto resultó ileso y abandonó la aeronave por sus propios medios.

La aeronave sufrió daños importantes localizados en el rotor principal, dos de cuyas palas (azul y amarilla) resultaron muy afectadas, en el cono de cola, cuya mitad trasera se desprendió, y en los patines que forman el tren de aterrizaje.

Según la información facilitada por la AEMET, en la zona había un viento de 14 kt de dirección sur con rachas de hasta 25 kt.

1.2. Información sobre la aeronave

El helicóptero Bell 412 se fabricó en 1981 con número de serie 33045 y estaba dotado de dos motores PRATT & WHITNEY PT6T-3B. Tenía un certificado de aeronavegabilidad de tipo normal en vigor.

Esta aeronave estuvo volando en Centroamérica desde 1982 a 1985 un total de 950 horas. Posteriormente estuvo 16 años parado, hasta que en 2001 se llevó a Canadá para su puesta a punto, empezando poco después su actividad en España, acumulando un total de 2.100 h de vuelo durante los siguientes 6 años, hasta el momento del accidente. Este tipo de helicópteros tiene un Sistema Automático de Control de Vuelo (AFCS), que puede trabajar en modo SAS, para mantener la estabilidad en vuelo, o en modo ATT para mantener la actitud.

El manual de vuelo establece que la máxima velocidad de viento permitida es 35 kt (véase Figura 2) para una altitud de densidad igual o inferior a 3.000 ft cuando el viento incide desde el cuadrante trasero izquierdo ó con un ángulo de entre 45° y 105°. También indica que en vuelo estacionario cuando el helicóptero está sometido al efecto suelo, el movimiento longitudinal de la palanca del cíclico es crítico cuando el viento incide en ese mismo rango de ángulos, y puede interferir en el funcionamiento del AFCS si éste está trabajando en el modo ATT. Durante la investigación no se pudo determinar en qué modo estaba trabajando el sistema.

En el momento del accidente el manual de vuelo también establecía como limitaciones del helicóptero para el aterrizaje una pendiente

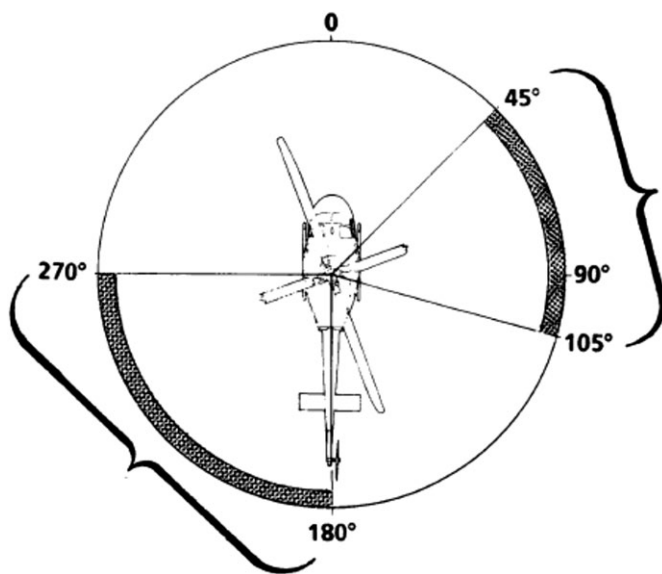


Figura 2. Limitaciones por viento

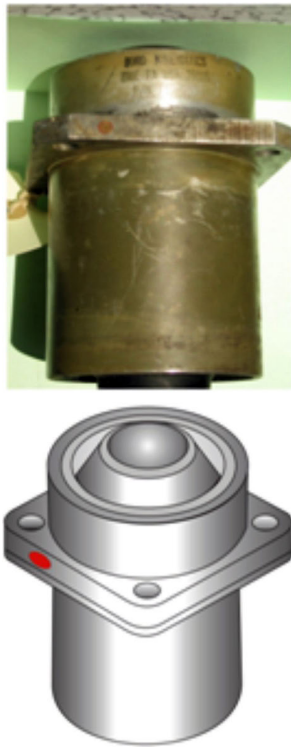


Figura 3. Parte de un montante

lateral de 10°. El 31 de octubre de 2007, hubo una revisión del manual, en la que se mantenía la limitación de pendiente lateral, pero se añadía una limitación de la pendiente longitudinal máxima de 4°. También incluía una nota de precaución indicando que las condiciones de viento, la situación del centro de gravedad y las características de la superficie podían reducir esos valores por debajo de los máximos publicados.

En este helicóptero, la transmisión va conectada a la estructura por dos dispositivos diferentes. Uno de ellos, el accesorio principal (lift-link) es el que conecta directamente la caja de transmisión a la estructura, y está diseñado para absorber todas las cargas entre el rotor y la estructura. Es de acero forjado e incorpora un cojinete en el extremo. El otro elemento lo constituyen cuatro conjuntos de soportes (pylon isolation mounts) que van situados debajo de las cuatro esquinas de la caja de transmisión, unidos a ella, y sujetos además a la estructura del helicóptero por cuatro tornillos cada uno. Estos tornillos tienen diferentes longitudes (dos largos y dos cortos). Los soportes están diseñados para aislar las vibraciones del rotor impidiendo que se transmitan a la estructura. Para ello albergan en su interior un elastómero. Entre la estructura y el

montante hay una pieza de sujeción (spacer) que sirve para fijar el montante en una posición determinada. Cada conjunto de montante está constituido por la pieza que alberga al elastómero en su interior, el espaciador y los tornillos.

El manual de mantenimiento recomienda reemplazar los montantes cuando aparezcan vibraciones por si pudieran estar defectuosos y cuando existan evidencias de un mal funcionamiento. También proporciona un procedimiento de chequeo para determinar el estado de los montantes y si deben de ser reemplazados.

El operador informó que no tenía constancia de la aparición de vibraciones con anterioridad al accidente, ni había notado evidencias de un mal funcionamiento, y que durante las inspecciones visuales realizadas no se observó ninguna anomalía, por lo que no se consideró necesario aplicar dicho procedimiento.

El 20 de julio de 1992, el fabricante editó el Boletín Técnico N° 412-92-111, que afectaba a un número determinado de helicópteros con números de serie entre los que se encontraba el 33045, en el cual se recomendaba sustituir los montantes con Part Number 204-031-927-105 por los de Part Number 204-031-927-107, porque mejoraban el comportamiento en cuanto a la absorción de vibraciones transmitidas por el rotor principal. Según el boletín, para llevar a cabo la sustitución no era necesario que hubiera acumulado un número de horas de vuelo, pero si había que tener en cuenta que los montantes de ambos tipos no se podían mezclar.

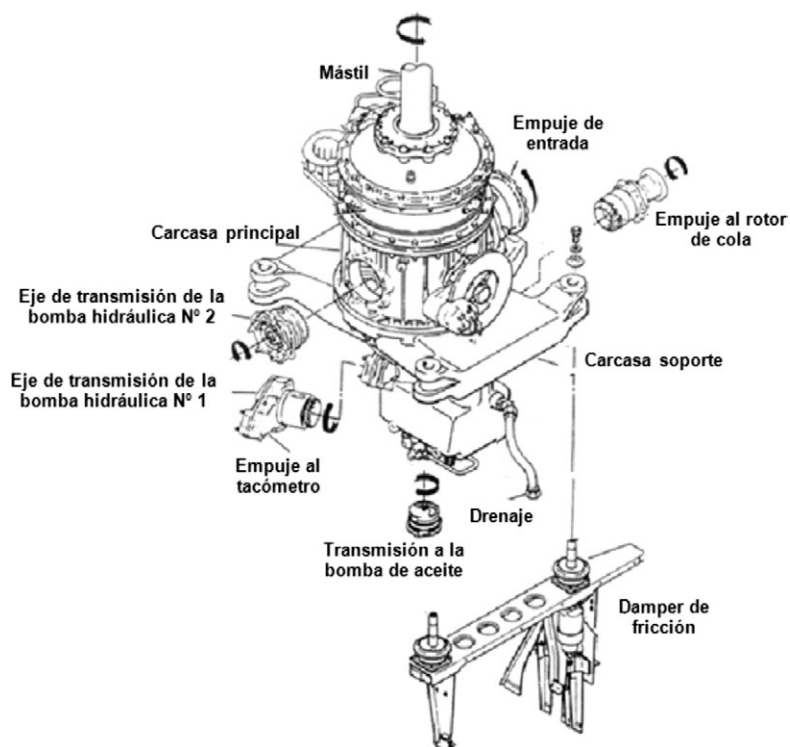


Figura 4. Soporte de unión de la estructura y la transmisión

1.3. Examen de los restos

En la inspección posterior al accidente se comprobó que la fricción del mando colectivo, que solamente puede ser regulada durante las labores de mantenimiento, estaba en el entorno del límite mínimo exigible, y también que los controles de vuelo de la aeronave transmitían adecuadamente su movimiento al rotor principal, el cual se encontraba dentro de los límites establecidos, respecto a holguras y estado de las conexiones (links) para el cambio de paso. No se observaron daños en el cubo de ensamblaje del rotor principal, ni en las uniones de las palas.

El arco trasero del tren de aterrizaje se encontraba en buenas condiciones, pivotando libremente a ambos lados. El tornillo sobre el que pivota el arco no presentaba daños y no se observaron desgastes ni holguras.

Se desmontaron los cuatro conjuntos de montantes, encontrándose que el montante delantero izquierdo tenía cambiados el tornillo delantero izquierdo (corto en vez de largo), y los dos traseros (largos en vez de cortos). El montante trasero derecho también tenía equivocado el tornillo delantero izquierdo (largo en vez de corto). No obstante no se encontraron síntomas de desgaste por frotamiento (fretting) en ninguno de los cuatro conjuntos.

A lo largo de la investigación se constató que durante el tiempo que había estado el helicóptero en servicio en España, no se habían reemplazado los montantes, pero no se tiene constancia si estos eran los que se montaron originalmente cuando se fabricó el helicóptero.

Los cuatro conjuntos de montantes con Part Number 204-031-927-105 (incluyendo los cuatro tornillos que sujetaban a cada uno y las piezas de sujeción) se enviaron al fabricante para su estudio, y se halló que algunos de los tornillos de fijación de los montantes delanteros estaban doblados, aunque todos ellos se ajustaban a los requisitos de dureza de diseño.

El montante delantero izquierdo tenía corrosión en la cara interna de la superficie exterior de su alojamiento, la cual había causado el desprendimiento de parte de la cubierta externa del elastómero.

Se comprobó la profundidad de la grietas de los elastómeros de los montantes y solamente el montante delantero izquierdo estaba dentro de los márgenes establecidos (el manual de mantenimiento dice que los montantes deben de sustituirse si la profundidad de las grietas es superior a 0,25").

Al medir la distancia (la altura) entre el extremo superior de la parte interna del montante y el extremo superior de la parte externa, se constató que ninguno de los cuatro montantes cumplía los requisitos de diseño.

También se comprobaron los índices de elasticidad de los montantes, tanto el estático, como el dinámico, y resultó que dos de ellos tenían el índice de elasticidad estático por debajo del rango requerido en al menos una dirección, y tres tenían el índice de elasticidad dinámico no ajustado a los requisitos de diseño. El fabricante informó que aunque los montantes operan en ambas direcciones durante el vuelo en estacionario, el que los índices de elasticidad de algunos de ellos estuvieran por debajo del rango requerido en al menos uno de los ejes, podría ocasionar que cambiase el modo en el que el conjunto de la transmisión amortigua la frecuencia de las vibraciones, y pudiera entrar en resonancia con las vibraciones del rotor principal causando un movimiento lateral excesivo y dificultando el control del helicóptero.

2. ANÁLISIS

En el instante en el que sobrevinieron las vibraciones, el viento incidía en el helicóptero desde el cuadrante trasero izquierdo, con una intensidad, incluidas las ráfagas, que estaba lejos de alcanzar la máxima permitida por lo que no parece que el viento tuviera una influencia determinante en el control cíclico longitudinal que pudiera haber inducido algún tipo de vibración.

En la inspección posterior al accidente se descubrió que algunos de los tornillos que sujetaban a los montantes no estaban adecuadamente colocados. Es importante que los tornillos estén bien colocados, ya que al poner un tornillo corto en la posición de uno largo, roscarán pocos hilos, y el montante quedará mal sujeto, lo que podría provocar su fallo. Al colocar un tornillo largo en el lugar de uno corto, puede hacer que el cuello del tornillo alcance la rosca de la hembra, antes de haberse alcanzado el apriete necesario, con lo que al seguir atornillando, la zona del cuello interferirá con los hilos de rosca de la hembra, produciendo daños en ambos. Esto puede dar lugar a que se alcance el par de apriete del tornillo solo por la fricción de los hilos de rosca sobre el cuello, haciendo que el montante no quede bien sujeto y como consecuencia aparezca desgaste por frotamiento (fretting). En este caso no se encontró desgaste en ninguno de los cuatro conjuntos, por lo que a pesar de la importancia que tiene el que los tornillos estén montados en el lugar correcto, no parece que en el momento del accidente se hubieran alcanzado unas condiciones de deterioro tales que el hecho de que algunos tornillos estuvieran cambiados de posición hubiera tenido influencia directa en la aparición de las vibraciones.

Sin embargo sí hubo dos factores que probablemente causaron la aparición de las vibraciones.

Uno de ellos fue el deterioro que presentaban los cuatro conjuntos de montantes, ya que alguno de ellos tenía corrosión en su diámetro interior y había causado un importante deterioro en el elastómero, lo que les había situado fuera de las especificaciones de diseño. Es muy posible que la corrosión se hubiera originado porque hubiera entrado agua en los montantes durante todo el tiempo que el helicóptero estuvo inactivo debido a que no hubiera estado preservado adecuadamente y que este hecho también hubiera contribuido a que el índice de elasticidad de alguno de los montantes estuviera por debajo de lo requerido en al menos una dirección.

El otro factor fue el hecho de que cuando aterrizó para dejar el helibalde, lo hizo sobre un terreno situado en pendiente, con una superficie no homogénea y en unas condiciones de viento desfavorables. Aunque el día del accidente no había definida en el manual de vuelo ninguna limitación para la pendiente longitudinal, el hecho de que muy poco tiempo después el fabricante hiciera una modificación del manual imponiendo una limitación de 4° sería indicativo de lo sensible que resulta el helicóptero a este factor.

3. CONCLUSIÓN

Se considera que la causa del accidente fue la aparición de vibraciones que dificultaron el control del helicóptero y degradaron las condiciones de vuelo, lo cual obligó al piloto a realizar un aterrizaje inmediato que tuvo como consecuencia el impacto contra un árbol.

La aparición de vibraciones verticales se pudo producir como conjunción de dos factores:

- La pérdida de capacidad de los montantes para absorber las vibraciones que el giro del rotor transmite a la estructura como consecuencia de la disminución de las características mecánicas del conjunto, presentando grietas y corrosión en el interior de una de sus piezas.
- El aterrizaje previo sobre un terreno de superficie irregular con una pendiente mayor a la que establecen las limitaciones del helicóptero y en condiciones de viento desfavorables.