

# CIAIAC

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

## Boletín Informativo

1/2006



MINISTERIO  
DE FOMENTO

# **BOLETÍN INFORMATIVO**

## **1/2006**



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: 161-03-048-4  
Depósito legal: M. 14.066-2002  
Imprime: Centro de Publicaciones

Diseño cubierta: Carmen G. Ayala

---

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](mailto:ciaiac@fomento.es)  
<http://www.ciaiac.es>

C/ Fruela, 6  
28011 Madrid (España)

## **Advertencia**

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

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

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

## Índice

|                    |    |
|--------------------|----|
| ABREVIATURAS ..... | vi |
|--------------------|----|

### RELACIÓN DE ACCIDENTES/INCIDENTES

| Referencia      | Fecha      | Matrícula        | Aeronave                     | Lugar del suceso                                    |    |
|-----------------|------------|------------------|------------------------------|-----------------------------------------------------|----|
| (*) IN-009/2003 | 26-02-2003 | EC-ICX           | Bombardier<br>DHC-8-315      | Aeropuerto de Palma de Mallorca .....               | 1  |
| A-066/2004      | 19-10-2004 | EC-IVC           | Partenavia P-68B             | Aeródromo de Igualada-Ódena .....                   | 23 |
| A-030/2005      | 09-07-2005 | EC-ICP           | Velero Schleicher<br>ASW 20  | Término municipal de Loporzano .....                | 33 |
| A-040/2005      | 23-07-2005 | D-ELBW           | Cessna F 172N                | Sollana (Valencia) .....                            | 53 |
| A-048/2005      | 13-08-2005 | EC-HAT<br>D-ECHM | Cessna 172N<br>Cessna FR172G | Aeropuerto de Cuatro Vientos .....                  | 65 |
| IN-064/2005     | 16-11-2005 | EC-GDF           | Piper PA-28R-201T            | Aeródromo de Son Bonet (Palma<br>de Mallorca) ..... | 77 |

|              |    |
|--------------|----|
| ADENDA ..... | 83 |
|--------------|----|

(\*) 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                                                               |
| 00° 00' 00" | Grados, minutos y segundos                                                       |
| AD          | Directiva de aeronavegabilidad                                                   |
| APP         | Control de aproximación                                                          |
| ATC         | Control de Tráfico Aéreo                                                         |
| ATPL(A)     | Licencia de piloto de transporte de líneas aéreas (aviones)                      |
| CPL(A)      | Licencia de piloto comercial (avión)                                             |
| CVR         | Registrador de voz en cabina                                                     |
| dd-mm-aaaa  | Fecha en día, mes y año                                                          |
| DFDR        | Registrador digital de datos de vuelo («Digital Flight Data Recorder»)           |
| DGAC        | Dirección General de Aviación Civil                                              |
| DME         | Equipo de medición de distancia                                                  |
| ft          | Pie(s)                                                                           |
| g           | Aceleración de la gravedad                                                       |
| GPS         | «Global Positioning System»                                                      |
| h           | Hora(s)                                                                          |
| HV          | Horas de vuelo                                                                   |
| IAS         | Velocidad indicada                                                               |
| IBZ         | Código IATA de IBIZA                                                             |
| IGC         | International Gliding Comission                                                  |
| ILS         | Sistema de aterrizaje por instrumentos                                           |
| kg          | Kilogramo(s)                                                                     |
| KIAS        | Nudos de velocidad indicada                                                      |
| km          | Kilómetro(s)                                                                     |
| km/h        | Kilómetros por hora                                                              |
| kt          | Nudo(s)                                                                          |
| l           | Litro(s)                                                                         |
| LEHC        | Indicativo OACI del Aeródromo de Monflorite                                      |
| LEPA        | Indicativo OACI del Aeropuerto de Palma de Mallorca                              |
| LT          | Hora local («Local Time»)                                                        |
| m           | Metro(s)                                                                         |
| m/s         | Metros por segundo                                                               |
| mb          | Milibar(es)                                                                      |
| MC          | Master Caution                                                                   |
| min         | Minuto(s)                                                                        |
| MTOW        | Máximo peso al despegue                                                          |
| N           | Norte                                                                            |
| NE          | Noroeste                                                                         |
| NM          | Milla(s) náutica(s)                                                              |
| NNE         | Norte-Noroeste                                                                   |
| NW          | Noroeste                                                                         |
| PMI         | Código IATA de PALMA DE MALLORCA                                                 |
| PPL(A)      | Licencia de piloto privado de avión                                              |
| PRM         | Pilots Reference Manual                                                          |
| psi         | Libras por pulgada cuadrada                                                      |
| QNE         | Ajuste del altímetro respecto del nivel del aeródromo en atmósfera internacional |
| QNH         | Ajuste del altímetro respecto del nivel del mar en atmósfera internacional       |
| QRH         | «Quick Reference Handbook»                                                       |
| RoD         | Velocidad vertical                                                               |
| rpm         | Revoluciones por minuto                                                          |
| s           | Segundo(s)                                                                       |
| SB          | Boletín de Servicio                                                              |
| SH 1        | Sistema hidráulico n.º 1                                                         |
| SH 2        | Sistema hidráulico n.º 2                                                         |
| SL          | «Service Letter»                                                                 |
| SSW         | Sur-Suroeste                                                                     |

## **Abreviaturas**

|          |                                                                 |
|----------|-----------------------------------------------------------------|
| SW       | Suroeste                                                        |
| TAS      | Velocidad verdadera                                             |
| TWR      | Torre de control                                                |
| UTC      | Tiempo universal coordinado                                     |
| $V_A$    | Velocidad de maniobra                                           |
| $V_B$    | Velocidad en aire turbulento                                    |
| $V_{bs}$ | Velocidad máxima de maniobra con aerofrenos                     |
| $V_{FE}$ | Velocidad máxima con flaps defelctado                           |
| $V_{le}$ | Velocidad máxima de maniobra y salida con el tren de aterrizaje |
| $V_{NE}$ | Velocidad máxima operativa o velocidad de nunca exceder         |
| $V_t$    | Velocidad máxima de remolque con aire en calma                  |
| $V_w$    | Velocidad máxima de ascenso en térmica                          |
| VMC      | Condiciones meteorológicas visuales                             |
| VOR      | Radiofaro omnidireccional VHF                                   |
| VOR/DME  | Estación conjunta VOR y DME                                     |
| W        | Oeste                                                           |
| WGS-84   | Elipsoide World Geodetic System de 1984                         |
| WOW      | Señal de «Weight on Wheels»                                     |

**RESUMEN DE DATOS**
**LOCALIZACIÓN**

|              |                                           |
|--------------|-------------------------------------------|
| Fecha y hora | <b>26 de febrero de 2003; 19:35 h UTC</b> |
| Lugar        | <b>Aeropuerto de Palma de Mallorca</b>    |

**AERONAVE**

|               |                             |
|---------------|-----------------------------|
| Matrícula     | <b>EC-ICX</b>               |
| Tipo y modelo | <b>BOMBARDIER DHC-8-315</b> |
| Explotador    | <b>Air Nostrum</b>          |

**Motores**

|               |                                   |
|---------------|-----------------------------------|
| Tipo y modelo | <b>PRATT AND WHITNEY PW-123 E</b> |
| Número        | <b>2</b>                          |

**TRIPULACIÓN**

|                           | Piloto al mando | Copiloto       |
|---------------------------|-----------------|----------------|
| Edad                      | <b>57 años</b>  | <b>29 años</b> |
| Licencia                  | <b>ATPL(A)</b>  | <b>CPL(A)</b>  |
| Total horas de vuelo      | <b>10.664 h</b> | <b>2.282 h</b> |
| Horas de vuelo en el tipo | <b>387 h</b>    | <b>94 h</b>    |

**LESIONES**

|                | Muertos | Graves | Leves/ilesos |
|----------------|---------|--------|--------------|
| Tripulación    |         |        | <b>4</b>     |
| Pasajeros      |         |        | <b>51</b>    |
| Otras personas |         |        |              |

**DAÑOS**

|             |                                               |
|-------------|-----------------------------------------------|
| Aeronave    | <b>Daños menores en el tren de aterrizaje</b> |
| Otros daños | <b>Ninguno</b>                                |

**DATOS DEL VUELO**

|                   |                                        |
|-------------------|----------------------------------------|
| Tipo de operación | <b>Transporte regular de pasajeros</b> |
| Fase del vuelo    | <b>Carrera de aterrizaje</b>           |

**INFORME**

|                     |                              |
|---------------------|------------------------------|
| Fecha de aprobación | <b>22 de febrero de 2003</b> |
|---------------------|------------------------------|



## **1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS**

### **1.1. Reseña del vuelo**

La aeronave Bombardier Dash 8, con matrícula EC-ICX, aterrizaba en el Aeropuerto de Palma autorizada por Control de Tráfico Aéreo (ATC) el día 26-03-2003. Procedía de la isla de Ibiza y a bordo viajaban 51 pasajeros. La tripulación estaba compuesta por el piloto al mando, el copiloto y dos auxiliares de cabina de pasajeros. Eran las 19:30 h UTC y la tripulación efectuaba el sexto y último aterrizaje de la rotación que desde las 14:45 volaban ese día.

En el momento del aterrizaje era de noche, las condiciones meteorológicas eran visuales, y solamente se registraba un viento ligero con 3 kt de componente cruzada con la pista 24R.

El vuelo había sido normal en todos los aspectos salvo unas diferencias en las cantidades de líquido hidráulico de los dos sistemas de los que el avión dispone. Los tripulantes técnicos trataron de corregir la discrepancia, con poco éxito, mediante un procedimiento de trasvase de líquido hidráulico en vuelo. Llegados a destino, como la discrepancia de cantidades era menor y había más del mínimo de cantidad requerida, se dispusieron a aterrizar en operación normal.

En el momento de tocar tierra se constató que los frenos de las cuatro ruedas del tren principal estaban bloqueados y, a consecuencia de ello, el avión patinó y reventaron neumáticos y también se perdió presión en el sistema 2 de hidráulico. El avión paró, tras una reducida carrera, en el centro de la pista, controlado en su movimiento por la rueda de morro.

Aunque se desprendieron muchas chispas en el roce de las llantas y los conjuntos de freno con el asfalto, no se produjo incendio. Enseguida el comandante comprobó que habían reventado las cuatro ruedas principales y que se había perdido el líquido hidráulico del sistema número 2.

El pasaje desembarcó por las escaleras del avión en mitad de la pista, lugar al que se desplazaron las jardineras para recoger a los pasajeros.

### **1.2. Lesiones a personas**

Todos los ocupantes, tripulantes y pasajeros, resultaron ilesos.

### **1.3. Daños sufridos por la aeronave**

La aeronave sufrió el reventón de cuatro neumáticos del tren principal, y roturas y daños en varios componentes.

#### 1.4. Otros daños

La pista 06L-24R permaneció cerrada desde las 19:30 UTC del día del accidente hasta las 3:56 UTC del día siguiente, debido a las operaciones de retirada de la aeronave y limpieza de la pista.

#### 1.5. Información sobre la aeronave

##### 1.5.1. *Piloto al mando*

Varón de 57 años de edad, poseía licencia ATPL(A) y recientemente había realizado el curso de verificación de competencia en simulador. Pasó el reconocimiento médico periódico el 12-09-2002, teniendo validez hasta el 11-04-2003.

Su experiencia en vuelo comprendía 10.664 HV totales, siendo 387 en el tipo.

Antes de presentarse al primer vuelo ese día había disfrutado de 12 horas de descanso.

Comenzó la actividad firmando a 12:00 UTC. El último despegue de IBZ, a las 19:00, lo hizo en hora, y era el sexto y último salto del día.

##### 1.5.2. *Copiloto*

Varón de 29 años de edad, tenía en vigor sus licencias CPL(A) y PPL(A).

Recientemente había pasado el curso de verificación de competencia en simulador y el reconocimiento médico el 23-10-2002, teniendo validez hasta el 23-11-2003.

Había acumulado un total de 2.282 h de vuelo, siendo 94 en el tipo.

Su descanso previo a la rotación del día fue superior a 10:30 h, presentándose a ella a las 11:40.

#### 1.6. Información sobre la aeronave

El Bombardier DHC-8-315, conocido como Dash 8, es un avión biturbohélice para el transporte regional.

El avión del incidente tenía una cabina de pasajeros con acomodo para 52 personas y un peso máximo al despegue de 19.495 kg.



#### 1.6.1. *Certificado de aeronavegabilidad*

Se había expedido por la DGAC un certificado de aeronavegabilidad para la aeronave, el 06-05-2002, válido hasta el 21-04-2003.

#### 1.6.2. *Estado de mantenimiento*

Con 4.104 h de vuelo y 4.172 aterrizajes, se le había efectuado el pasado día 25-02-2003 la revisión A01 de 500 HV.

En el momento del accidente la aeronave había acumulado unas 9 HV y 17 ciclos más.

#### 1.6.3. *Sistema hidráulico*

Existen dos sistemas hidráulicos, n.º 1 y n.º 2. Cada uno de ellos consta de una bomba hidráulica movida por el motor principal respectivo. Además, una bomba eléctrica auxiliar o «stand-by» presuriza el sistema en el caso de fallo de la bomba principal. La presión normal de trabajo es de 3.000 psi.

El sistema hidráulico n.º 1 (SH 1) suministra potencia hidráulica para bajar y subir los flaps, para la actuación de frenos principales y antiskid, para mover los spoilers interiores y para accionar el timón de dirección inferior.

Normalmente el sistema hidráulico n.º 2 (SH 2) alimenta la extensión y retracción del tren de aterrizaje, dirección de rueda de morro, spoilers exteriores, timón de dirección superior y el sistema de frenos de aparcamiento/emergencia.

El SH 1 puede transferir potencia hidráulica al SH 2 en el caso de que fallen simultáneamente las dos bombas principal y auxiliar del SH 2, por medio de un conjunto de turbina-bomba hidráulica.

Ambos sistemas disponen de un panel de servicio con conectores rápidos.

Los sistemas de indicación asociados comprenden: una luz de baja presión que se enciende cuando es menor de 2.000 psi, indicadores principal y auxiliar de presión, indicadores de cantidad de líquido hidráulico y los indicadores, principal y auxiliar, de sobretemperatura.

La capacidad del SH 1 es de 2,5 l de líquido, y la del SH 2 es de 5,19 l.

#### 1.6.4. *Sistemas de freno*

Cada rueda principal del tren de aterrizaje se frena por un conjunto de frenos, en los que los discos que giran con las ruedas son aprisionados entre un plato de presión y un plato de torsión cuando se aplica presión a unos bombines integrados en el conjunto.

La presión hidráulica llega a los bombines por dos caminos o sistemas de frenos diferentes.

El sistema normal de frenos aplica presión, del SH1, cuando se pisan los pedales. La frenada se aplica directamente o por medio del sistema de antiskid, modulándose la fuerza de la frenada según el desplazamiento de cada uno de los pedales.

El sistema de frenos de aparcamiento/emergencia envía presión, del SH2, a los conjuntos de frenos, a las cuatro ruedas a la vez, cuando se acciona una palanca en el pedestal central de la cabina de vuelo. Aunque no se puede actuar diferencialmente la frenada de las ruedas de cada pata, sí se puede modular la fuerza de frenada proporcional al desplazamiento de la palanca al frenar en emergencia. La posición de freno de aparcamiento corresponde a palanca atrás. La posición adelantada corresponde a la no selección de freno de aparcamiento/emergencia.

Los dos sistemas de frenos —cada uno de ellos energizado por un sistema hidráulico distinto SH 1 y SH 2—, tienen un elemento común, que es la válvula de lanzadera. A la válvula de lanzadera llegan las tuberías de los dos sistemas de frenos y su pistón interno es desplazado a uno u otro lado dependiendo de la presión diferencial

entre los sistemas, permitiendo así que sea uno u otro sistema el que actúe los bombines de los frenos.

#### 1.6.5. *Sistemas de antiskid*

El sistema de antiskid protege la frenada para que el avión no patine. Existen dos subsistemas que monitorizan las revoluciones de las ruedas interiores y de las exteriores. Cuando una rueda pierde revoluciones respecto a las de su pareja el sistema disminuye presión de frenado para que recupere las revoluciones. El sistema da presión de frenado proporcional al desplazamiento de los pedales de freno, pero está inhibido en tierra cuando la velocidad del avión es inferior a 12 kt. A esas bajas velocidades toda la presión de frenado está disponible para el piloto, aunque pueda llegar a bloquear las ruedas. Por el contrario, en vuelo, sin señal de WOW, el sistema no permite que llegue presión de frenado a los conjuntos de frenos, para que las ruedas comiencen a girar enseguida al tocar tierra en el aterrizaje.

El sistema cuenta con una única unidad electrónica de control de antiskid y dos válvulas dobles de control antiskid.

#### 1.6.6. *Sistemas de avisos*

La luz MASTER CAUTION (MC), en el panel principal de instrumentos de cabina de vuelo, se enciende cuando se produce alguna anomalía o condición especial en los sistemas de avión monitorizados. Una campanada o aviso sonoro avisa del encendido de la MC. En un panel anunciador aparte se enciende simultáneamente un letrero identificando la anomalía. La luz MC puede ser reseteada o apagada por los pilotos para que pueda avisar de otra eventual anomalía posterior en cualquier otro sistema. El letrero permanece encendido en tanto se mantenga la anomalía o condición especial detectada.

Con tren de aterrizaje abajo se enciende una luz de «Parking Brake» en el panel anunciador y se dispara la MC cuando se ha accionado la palanca de freno de aparcamiento/emergencia.

Estando en vuelo con tren abajo y bloqueado, al seleccionar antiskid desde OFF a ON, o desde ON a TEST, se encienden unos avisos de «INBD ANTISKID» y «OUTBD ANTISKID» durante unos tres segundos aproximadamente y después se apagan.

### 1.7. Información meteorológica

Las condiciones meteorológicas de vuelo eran visuales (VMC).

## 1.8. Información sobre el aeródromo

El Aeropuerto de Palma, indicativo LEPA, dispone de dos pistas con orientación 06-24 denominadas izquierda y derecha, en cada uno de los sentidos.

La pista 24R tiene una longitud disponible para el aterrizaje de 3.200 m.

Una tercera pista 06-24 Central, se encuentra entre las otras dos, que normalmente no se usa y sus luces permanecen apagadas.

La pista 24 R tiene procedimientos publicados para el aterrizaje ILS y VOR/DME.

## 1.9. Registradores de vuelo

La aeronave iba equipada con un registrador digital de datos de vuelo (DFDR) y con un registrador de voces en cabina (CVR).

### 1.9.1. Registrador de voces en cabina (CVR)

No se ha dispuesto de información procedente del CVR. La grabación no se conservó después del incidente por no tomarse las precauciones necesarias para evitar su borrado automático.

### 1.9.2. Registrador digital de datos de vuelo (DFDR)

Se ha dispuesto para la investigación de los datos del DFDR en papel y en formato de gráficos (véase Anexo B). Cabe reseñar que este equipo, por su configuración, no registraba la aplicación de Parking Brake ni la selección o uso de antiskid.

Con referencia al tiempo medido desde el instante de la toma, se enumeran a continuación ciertos eventos y observaciones:

- -28 min Despega el avión de Ibiza según la señal de WOW (peso sobre las ruedas).
- -12 min Paso por SABAS (estimado). (SABAS es un punto de notificación.)
- -695 s Comienzan a observarse una serie de 16 sucesivos avisos de la luz de avisos MC<sup>1</sup>. El período durante el cual saltan los avisos de MC es de un minuto y medio. En el FDR no se registra la anomalía que hizo saltar la MC. Durante ese período el avión desciende con velocidad de unos 230 kt desde el nivel de 8.000 ft hasta los 5.000 ft.

<sup>1</sup> Véase punto 1.6.5 en relación con MC.

- -590 s Último aviso MC que no se resetea inmediatamente.
- -549 s Paso por MJV (estimado). (MJV es una estación VOR.)
- -524 s Reseteado último del MC.
- -417 s Viraje a base (estimado).
- 0 s El avión toca en Palma según señal WOW. Su velocidad IAS es de 109 kt.
- +16 s Intento de abandonar la pista incrementando el par motor.
- +26 s Avión parado.
- +28 s El sistema hidráulico 2 pierde presión. Motores a ralentí.
- +151 s Se empiezan a reducir las revoluciones de los motores.
- +338 s Se paran los motores definitivamente.

La figura B-1 muestra los avisos de MC junto con las gráficas de altitud y velocidad IAS.

Desde el instante 0 en el que la aeronave toca en Palma se observa en los datos del DFDR el incremento significativo de la aceleración longitudinal que toma valores hasta de -0,391 g, equivalentes a 3,83 m/s<sup>2</sup>.

### 1.10. Comunicaciones

Se mantuvieron comunicaciones con los servicios de ATC de APP y TWR.

Las comunicaciones con TWR se facilitaron en transcripción. En los sucesos que se indican a continuación, las referencias horarias están ajustadas aproximadamente al instante de la toma:

- -104 s TWR autoriza el aterrizaje pista 24R.
- -5 s TWR provee una frecuencia de TWR-ground.
- 0 s Air Nostrum colaciona la frecuencia normalmente.
- +10 s Air Nostrum informa de que tiene un problema en la rueda derecha.
- +27 s Air Nostrum confirma que han reventado una rueda y que está parado obstruyendo la pista.
- +270 s Llegan los bomberos.
- +12 min 40 s Llegan las jardineras.

### 1.11. Inspección del lugar del incidente y de la aeronave

#### 1.11.1. Huellas y restos sobre la pista

La aeronave dejó huellas y marcas de su derrape por la pista como se observa en la fotografía adjunta.





#### 1.11.2. *Inspección de la aeronave tras el incidente*

La inspección del tren de la aeronave después del incidente mostró que cuatro neumáticos de las ruedas principales habían reventado.

La abrasión de las llantas con el suelo había limado el aluminio y los conjuntos de frenos hasta los bombines.





Se descubrió que había perdido líquido hidráulico del sistema n.º 2.

Se comprobó que el sistema hidráulico n.º 1, que durante el vuelo mostró un nivel bajo de líquido hidráulico, estaba casi lleno.

### **1.12. Incendio**

Las chispas, que el roce de las llantas y los frenos con el suelo produjeron, no prendieron ningún incendio. Los bomberos acudieron en escasos minutos.

### **1.13. Supervivencia**

Los ocupantes abandonaron la aeronave por sus escaleras y fueron trasladados al edificio terminal en jardineras sin ningún entorpecimiento.

### **1.14. Ensayos e investigaciones**

#### **1.14.1. *Pruebas sobre avión y componentes del sistema de frenos***

Después del incidente se realizó una prueba funcional del sistema de frenos de aparcamiento/emergencia con resultado satisfactorio.

Se desmontó la unidad de control de antiskid y se comprobó en taller, superando todas las pruebas satisfactoriamente.

#### **1.14.2. *Estimación de la carrera de aterrizaje***

Teniendo en cuenta que la velocidad en el momento de la toma era de 109 kt y que las deceleraciones longitudinales durante el frenado del avión en el aterrizaje no superaron 0,391 g, se estima que la distancia recorrida en el aterrizaje fue superior a 400 m.

### **1.15. Información orgánica y de dirección**

#### **1.15.1. *Normas de transvase de líquido hidráulico***

En el manual de vuelo de la aeronave y en el QRH («Quick Reference Handbook») no figuran procedimientos para el transvase de líquido hidráulico durante la operación del avión, tanto en vuelo como en tierra.

Normalmente, los servicios de mantenimiento comprueban en las inspecciones de servicio el nivel de líquido hidráulico y corrigen las desviaciones que hubiera, purgando o rellenando directamente sin necesidad de poner en marcha los motores, en los paneles de hidráulico de desconexión rápida.

### 1.15.2. *Nota técnica interna*

El mismo día 27 de febrero de 2003, la Dirección de Operaciones en Vuelo de la compañía explotadora de la aeronave publicó una nota interna, dirigida a los tripulantes de vuelo DASH, en la que se dice que «A partir de este momento queda prohibido cauteramente el procedimiento de transvase de líquido hidráulico de un sistema a otro en fase de vuelo».

### 1.15.3. *Service Letter<sup>2</sup> (SL) DH8-SL-29-002A*

Una Service Letter (DH8-SL-29-002A) del fabricante de la aeronave, fechada el 19-01-2001, alerta de la posibilidad de que haya transferencia de líquido hidráulico de un sistema a otro, al actuar secuencialmente los dos sistemas de frenado, normal y aparcamiento/emergencia.

Como ambos sistemas llegan hasta las válvulas de lanzadera, si un sistema presuriza y otro libera presión se produce un trasvase de líquido de uno a otro sistema.

La SL ofrece información sobre procedimientos para evitar el trasvase o para corregir desequilibrios de cantidades de hidráulico entre los sistemas actuando sobre los frenos normales y los frenos de aparcamiento/emergencia en tierra cuando el avión está parado.

Las secuencias simétricas en la actuación de esos mandos evitan el transvase de fluido:

| Típica de taxi-in                     | Típica de taxi-out                    |
|---------------------------------------|---------------------------------------|
| — PISAR PEDALES DE <i>FRENOS</i>      | — APLICAR FRENO <i>APARCAMIENTO</i>   |
| — APLICAR FRENO <i>APARCAMIENTO</i>   | — PISAR PEDALES DE <i>FRENOS</i>      |
| — (eventualmente poner calzos)        | — (eventualmente quitar calzos)       |
| — QUITAR FRENO DE <i>APARCAMIENTO</i> | — SOLTAR PEDALES DE <i>FRENOS</i>     |
| — SOLTAR PEDALES DE <i>FRENOS</i>     | — QUITAR FRENO DE <i>APARCAMIENTO</i> |

<sup>2</sup> SL. Una Service Letter es un documento del fabricante de aviones o material aeronáutico mediante el cual comunica a los operadores en general —propietarios, operación de vuelo y mantenedores— información, consejos y recomendaciones relativas a la operación y servicio del avión.

Las secuencias antisimétricas producen trasvase de fluido, que se puede aprovechar para corregir desequilibrios:

| Pasa líquido de SH 1 a SH 2           | Pasa líquido de SH 2 a SH 1           |
|---------------------------------------|---------------------------------------|
| — PISAR PEDALES DE <i>FRENOS</i>      | — APLICAR FRENO <i>APARCAMIENTO</i>   |
| — APLICAR FRENO <i>APARCAMIENTO</i>   | — PISAR PEDALES DE <i>FRENOS</i>      |
| — SOLTAR PEDALES DE <i>FRENOS</i>     | — QUITAR FRENO DE <i>APARCAMIENTO</i> |
| — QUITAR FRENO DE <i>APARCAMIENTO</i> | — SOLTAR PEDALES DE <i>FRENOS</i>     |

Se advierte en la SL que estos procedimientos deben ser ejecutados con el avión estacionario y por personal familiarizado con este procedimiento. Por otro lado, se dice que los operadores deben familiarizarse con los métodos que pueden usar para controlar la transferencia de fluido.

#### 1.15.4. *Procedimientos de emergencia y anormales*

El QRH establece los procedimientos de emergencia cuando se producen fallos en los sistemas hidráulicos.

La pérdida de todo el líquido hidráulico de un sistema se considera como una situación de operación de emergencia y/o anormal.

#### 1.15.5. *Procedimientos especiales en operación normal*

La compañía Air Nostrum publicó, en fecha 02-02-2004, en su manual PRM (Pilots Reference Manual) un procedimiento de transferencia en tierra de líquido hidráulico, de acuerdo con lo establecido en la SL (DH8-SL-29-002A).

### 1.16. Información adicional

#### 1.16.1. *Declaraciones de la tripulación*

Se celebraron entrevistas por separado y otra conjunta con los dos pilotos.

Según dijo el comandante acerca del vuelo de Ibiza a Palma:

- Entraron en circuito en SEBAS (un punto de notificación), y sacaron tren de aterrizaje.
- No se encienden luces de Parking Brake al bajar tren.
- En el punto MJV (Estación VOR), pusieron 5° de flap.

- Está seguro de que no puso antiskid en OFF.
- Nunca entra pisando frenos de pies.

Según declaración del copiloto:

- Para facilitar el mantenimiento en tierra hicieron un procedimiento de transvase de líquido hidráulico. Él no conocía ese procedimiento directamente.
- La marcación del sistema n.º 1 era de QTY 1,5 (escala de 0-3), mientras que en el sistema n.º 2 era QTY 3,0 (escala de 0-5).
- El procedimiento no dio el resultado esperado; no se transvasó mucho líquido.
- No pusieron el selector de antiskid en OFF.
- Hicieron la operación de transvase 10 minutos antes de la toma.
- En el momento de la toma exclamó: «Has aterrizado con Parking Brake», pero vio cómo el piloto llevaba el actuador del freno hacia atrás.

En general, sobre los procedimientos de frenada en la carrera de aterrizaje, dicen que normalmente no necesitan usar los frenos de pies, incluso requieren poner motor para salir de pista. Solamente en pistas cortas como Melilla, San Sebastián y León pisan los frenos. No usan reversa, les basta «ground idle».

Sobre la toma de tierra en sí, declararon que fue muy suave, que el viento cruzado era ligero, de unos tres nudos, y que la aeronave no hizo una guiñada al reventar las ruedas. Pararon en «150 m». Observaron chispas en la frenada, pero no fuego.

#### 1.16.2. *Sobre los procedimientos de transvase de hidráulico*

Distintas informaciones apuntan que se enseñaba en el ámbito de operaciones, desde la instrucción inicial en Bombardier, un cierto procedimiento de transvase de líquido hidráulico en vuelo, semejante al descrito en el punto 1.6.6, con una acción previa de desconexión del antiskid. En vuelo el sistema de antiskid impide que llegue presión hidráulica a las ruedas si éstas no giran. Seleccionando antiskid en OFF se permite que llegue presión de SH 1 a las válvulas de lanzadera.

## 2. ANÁLISIS

### 2.1. Ejecución del vuelo

El avión salió puntualmente de Ibiza. El recorrido Ibiza-Palma se realiza normalmente en media hora, siendo la distancia ortodrómica que las separa de unas 76 NM, a la que se debe incrementar unas 15-18 NM por el circuito de tráfico a la pista de aterrizaje 24R para obtener la distancia volada.

Era el sexto salto del día para la tripulación y la aeronave había acumulado 17 saltos desde la última revisión por parte de mantenimiento. Había probabilidad, por lo tanto, de que en todo ese tiempo se hubieran producido desequilibrios de líquido hidráulico entre los dos sistemas, como explica la SL descrita en el punto 1.15.3.

A la vista del desnivel experimentado, y teniendo en cuenta los riesgos de una pérdida total de líquido en el sistema SH2, la tripulación decidió intentar un trasvase cuando se encontraban a mitad de camino en el punto de notificación SABAS, en el punto más alto del trayecto, con el tren de aterrizaje ya bajado según declaraciones del piloto al mando.

Durante un par de minutos, antes de llegar al radiofaro VOR MJV en el que comienza el circuito de tráfico de aterrizaje, realizaron un procedimiento aprendido en la instrucción inicial en los vuelos conjuntos con el fabricante. Al parecer, el procedimiento no está escrito en ningún manual ni libro de procedimientos. Por olvido de alguno de los pasos de configuración de los sistemas, el procedimiento no consiguió el fin previsto; no obstante, en ambos sistemas hubo cantidad suficiente de líquido, pues funcionaron correctamente los flaps, spoilers, bajada del tren de aterrizaje, etc.

En el procedimiento espurio, al hacer los intentos de trasvase de líquido hidráulico se actúa sobre el selector de antiskid, se pisan pedales de frenos y se actúa con la mano el freno de aparcamiento/emergencia. Todo ello se hace secuencialmente varias veces, y como consecuencia surgen los avisos correspondientes en los letreros anunciadores de «Parking Brake» e «INBD y OUTBD ANTISKID», y también se dispara la MASTER CAUTION. En el vuelo en cuestión, según las grabaciones del FDR, aparecieron los avisos 16 veces consecutivas en el espacio de un minuto y medio. Se puede suponer que esos avisos grabados correspondían a los intentos de trasvase de hidráulico.

El último aviso de la MC no se reseteó hasta que pasaron 74 s. Lo normal es que el sistema MC se resetee inmediatamente para que esté disponible para cualquier otra eventual alarma. En este caso no se haría así por la saturación de los pilotos al recibir 16 alarmas seguidas previas durante los intentos de transvase, por la dedicación a la lectura de las listas de chequeo anteriores al aterrizaje y por la atención a las comunicaciones con TWR.

Es posible que, o bien el selector de antiskid estuviera en OFF —aunque la tripulación asegura que no movió el selector de antiskid—, o bien que el mando de freno de aparcamiento/emergencia estuviera en posición de «Parking» en el momento en el que se reseteara el MC sin que lo advirtiera la tripulación, ocupada en la preparación del aterrizaje; las listas de chequeo anteriores al aterrizaje tampoco contemplan y alertan de la eventualidad de que el freno de aparcamiento esté activado, porque es un mando que no se usa en vuelo y no debe haber ocasión de que se descoloque desde que se recogiera al iniciar el taxi previo al vuelo.

## 2.2. Aterrizaje

Según declararon los tripulantes, en pistas sobradas de longitud como la de Palma nunca entran pisando los pedales para optimizar la frenada con el antiskid, ni siquiera suelen usar frenos; normalmente, les basta dejar correr el avión con potencia en ralentí, y hasta es normal que tengan que aumentar la potencia de los motores para abandonar pista.

Las deceleraciones observadas, sin embargo, demuestran que en este aterrizaje comenzó a frenar el avión en cuanto descansó el peso sobre las ruedas. Si los pilotos no pisaron los frenos, se puede descartar como causa posible de una frenada brusca haber pisado demasiado los frenos con antiskid desconectado.

El copiloto exclamó que habían aterrizado con el freno de aparcamiento puesto. Fue su primera impresión, aunque declarara a continuación que había visto cómo el piloto llevaba el mando de ese freno hacia atrás, a la posición de parking, después de aterrizar. En esos momentos el copiloto observaba la operación anormal, las chispas que en la noche eran más evidentes y vigilaba el posible inicio de un incendio.

Reventaron las cuatro ruedas, lo cual indica que estaban frenadas, o bloqueados los cuatro conjuntos de frenos que las hicieron patinar.

El avión frenó la carrera más enérgicamente de lo habitual; la apreciación de los pilotos de una carrera de 150 m se debe desestimar por cuanto que, con una velocidad inicial de 109 kt y deceleraciones del orden de 0,391 g, la carrera fue mayor de 400 m. De todas formas, el avión se detenía muy pronto y el piloto intentó aumentar la velocidad para abandonar la pista incrementando la potencia de los motores, observada en el DFDR, sin que el avión respondiera por la resistencia a la rodadura de las ruedas reventadas.

Cuando el avión se detuvo al fin y el roce de las llantas con el asfalto había deteriorado los pistones de los conjuntos de freno por donde se escapaba el líquido hidráulico. El poco contenido de líquido hizo que enseguida cayera la presión por debajo de 2.000 psi y se encendieran las luces de aviso correspondientes.

La tripulación pidió ayuda a TWR y, después de comprobar que no había incendio, dejaron enfriar los motores y los pararon. Con la presencia de los bomberos, sus ocupantes desembarcaron por los medios normales de salida y se dirigieron hacia las jardineras que acudieron a pie de avión.

## 2.3. Los sistemas

Los sistemas de flap, spoilers, dirección de rueda de morro, timón de dirección, extensión del tren, etc., funcionaron normalmente, lo que demuestra que no hubo escasez de líquido hidráulico en ninguno de los dos sistemas.

El bloqueo simultáneo de las cuatro ruedas induce a buscar una causa común. Existen cuatro conjuntos de freno, cuatro válvulas de lanzadera y dos de antiskid, cuyos fallos hubieran afectado, sólo, a algunas de las ruedas.

Como elemento común, en el sistema normal de frenos se investigó en taller la unidad de control de antiskid y se encontró en perfecto estado de funcionamiento.

Por el lado del sistema de frenos de aparcamiento/emergencia (que actúa sobre las cuatro ruedas a la vez como se vio en 1.6.5), se comprobó la válvula selectora de freno de aparcamiento/emergencia con resultado satisfactorio.

En definitiva, no se encontró ningún fallo en los sistemas de frenos; sin embargo, la pérdida de líquido hidráulico del SH 2 demuestra que la línea de frenos de aparcamiento/emergencia estaba presurizada, lo cual sólo puede ocurrir en ausencia de otro malfuncionamiento, si se selecciona freno de aparcamiento/emergencia.

Los sistemas de frenos se manipularon 12 minutos antes del aterrizaje, tal y como se reconoce por las declaraciones de los pilotos y por los registros del DFDR. Si los avisos de MC hubieran tenido un origen diferente del funcionamiento de los sistemas de freno y antiskid, los tripulantes lo habrían expuesto en sus declaraciones.

La tripulación aseguró que nunca accionó el selector de antiskid; nunca lo puso en OFF. En esa condición cualquier intento de trasvase de líquido hidráulico sería vano. Como el sistema antiskid evita que llegue presión a los frenos normales sin señal de WOW, no es posible presurizar las válvulas de lanzadera, por el lado del SH 1, con antiskid en ON.

Otro sistema, el CVR, no ha sido útil en esta investigación por no haberse preservado sus grabaciones.

## 2.4. Los procedimientos

Cualquier procedimiento no escrito, confiado a la memoria y no sujeto a permanente revisión, es un mal procedimiento.

El copiloto no conocía el supuesto procedimiento de trasvase sino por la tradición oral de los pilotos que lo aprendieran en Canadá. El piloto al mando olvidó que, para que eso funcionara, tenía que seleccionar primero antiskid en OFF. Por último, posiblemente olvidó volver a la configuración inicial de los sistemas, dejando supuestamente el freno de aparcamiento/emergencia puesto cuando las preparaciones para el aterrizaje requirieron su atención.

Como este caso ha puesto de manifiesto, un procedimiento de transvase de líquido hidráulico en vuelo manipulando los sistemas de frenos tiene el doble riesgo de des-

configurar el avión para el aterrizaje dejando el selector de freno de aparcamiento/emergencia en ON, o bien dejar el selector de antiskid en OFF.

En cambio, un procedimiento para corregir desniveles de fluido hidráulico en tierra con el avión estacionado o para evitar que esos desniveles se produzcan, puede ser conveniente y aconsejable, teniendo presente que siempre se debe evitar y prevenir una falta total de hidráulico.

Algunas veces se ha interpretado que el procedimiento de la SL (DH8-SL-29-002A) es aplicable sólo a mantenimiento. No parece que sea así el caso; mantenimiento tiene procedimientos más expeditos para corregir discrepancias de nivel de hidráulico, y debe seguirlos en las inspecciones reglamentarias y ante requerimientos de las tripulaciones.

El procedimiento establecido por la compañía Air Nostrum a partir de febrero de 2004, reseñado en el punto 1.15.5, de acuerdo con la Service Letter (DH8-SL-29-002A), permite la corrección de posibles desequilibrios de cantidad de líquido hidráulico durante la operación normal de vuelo, cuando el avión está en tierra y estacionario.

Por otro lado, se deben refrescar los procedimientos sobre CVR. En los casos de incidentes, en los que la alimentación de los grabadores no se interrumpe, existe el peligro de que la información grabada se pierda. Se debe en esos casos tomar las precauciones para evitar el borrado en aras de un buen conocimiento de las circunstancias en las que se produjo el incidente.

En este caso las grabaciones de cabina de vuelo hubieran permitido conocer cómo se hicieron los intentos de trasvase, las reacciones que suscitaban los resultados y la carga de trabajo en cabina ante el inminente aterrizaje.

### **3. CONCLUSIONES**

#### **3.1. Evidencias**

- Los pilotos contaban con las licencias apropiadas.
- El avión era aeronavegable y se habían ejecutado las labores de mantenimiento programadas.
- Se siguió un procedimiento espurio, mal aprendido y mal ejecutado de transvase de fluido hidráulico.
- En vuelo, con el tren abajo, se accionaron varias veces los mandos de frenos normales y de emergencia doce minutos antes del aterrizaje.
- El avión aterrizó, en condiciones VMC nocturnas, con los cuatro conjuntos de freno bloqueados, sin que la tripulación lo advirtiera.
- La toma fue suave y el avión frenó dentro de la pista.



- Las cuatro ruedas reventaron y las llantas de las ruedas patinaron y rozaron sobre la superficie de asfalto.
- No se produjo incendio y se recogió al pasaje, que descendió por las escalerillas, en jardineras.

### 3.2. Causas

Probablemente se efectuó el aterrizaje en la configuración de mando de freno de aparcamiento/emergencia en posición de «Parking».

El error provino de la ejecución, previa durante el vuelo, de unos procedimientos no escritos ni sancionados de trasvase de fluido entre los dos sistemas hidráulicos con que cuenta la aeronave.

## 4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

En el curso de la investigación de este incidente se ha puesto de manifiesto que el CVR no conservó la grabación de la información correspondiente a ese vuelo debido a que, después de producirse éste, no se adoptaron las precauciones necesarias para evitar su borrado automático. Por ello se emite la siguiente recomendación de seguridad:

**REC 07/06.** El operador de la aeronave debería adoptar las medidas necesarias para que en los registradores de voz en cabina (CVR) instalados en sus aeronaves se conserve la información correspondiente a los vuelos en que se hayan producido accidentes o incidentes, de acuerdo con lo establecido en la norma JAR-OPS 1.160.

## **ANEXO A**

### **Aeropuerto de Palma**

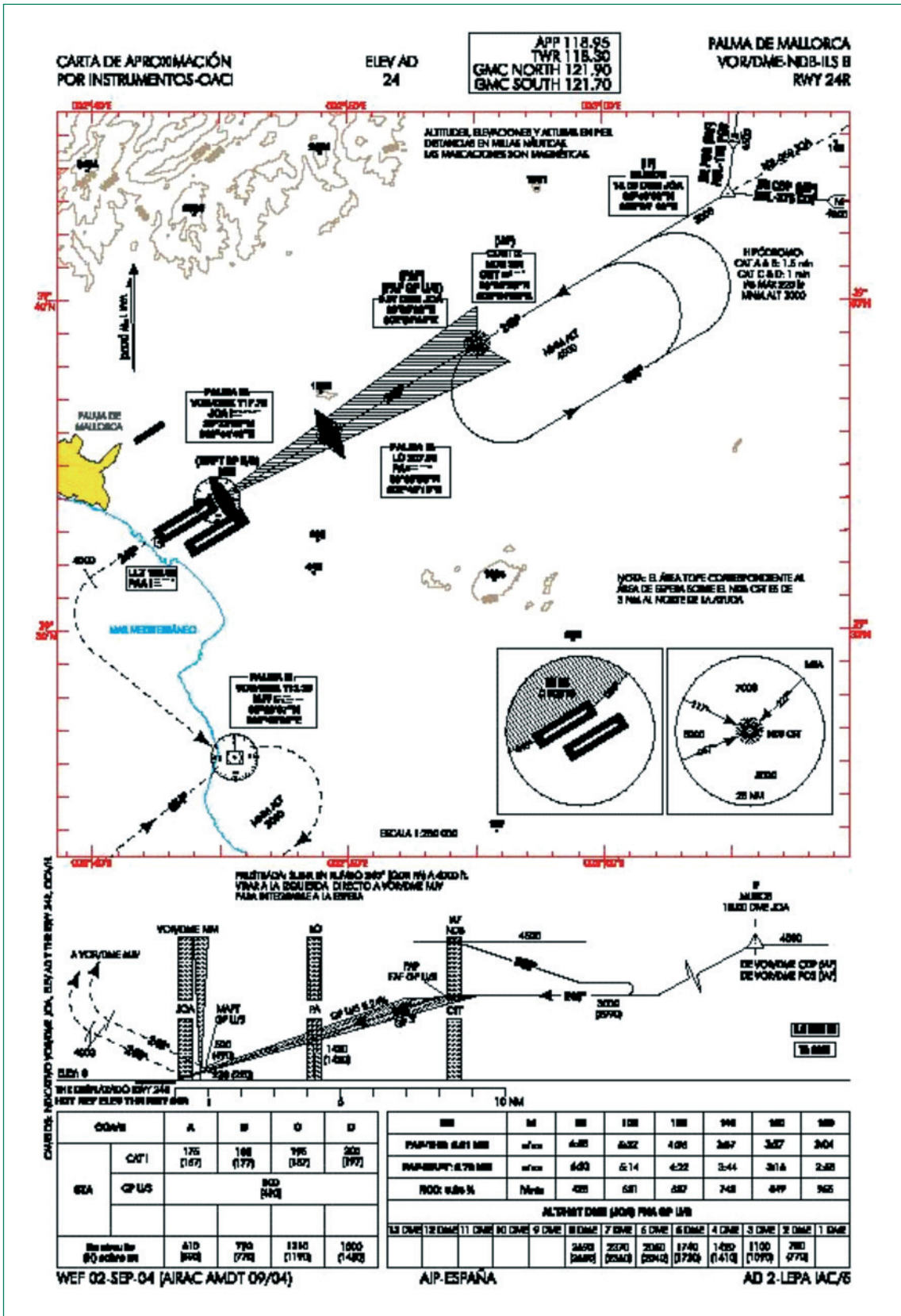


Figura A-1. Carta de aproximación ILS RWY 24R

## **ANEXO B**

### **Gráficos del «Digital Flight Data Recorder»**

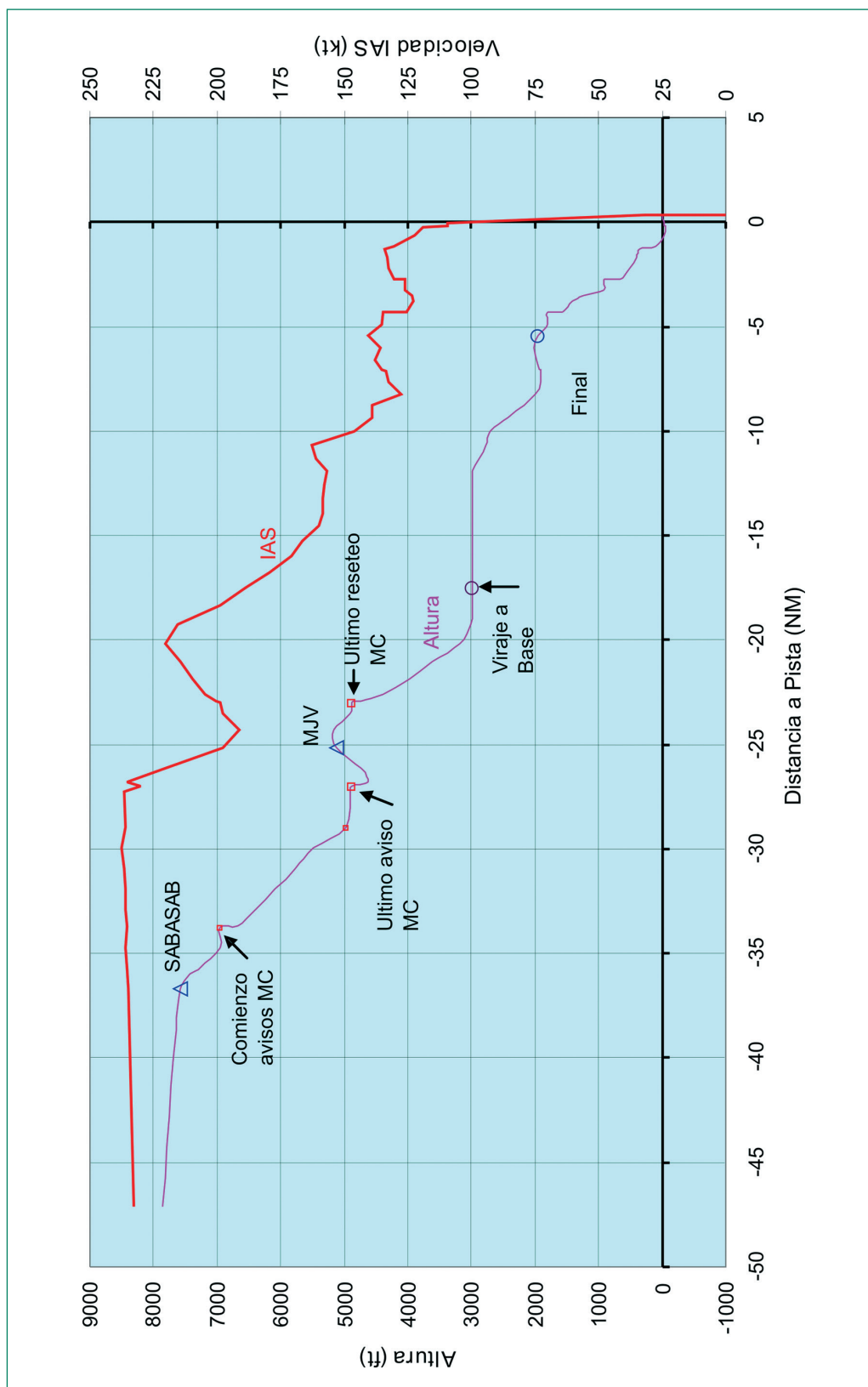


Figura B-1. Efectos del DFDR en relación con la distancia recorrida antes del aterrizaje, estimada por integración de la velocidad

**RESUMEN DE DATOS**
**LOCALIZACIÓN**

|              |                                                     |
|--------------|-----------------------------------------------------|
| Fecha y hora | <b>Martes, 19 de octubre de 2004; 12:35 h local</b> |
| Lugar        | <b>Aeródromo de Igualada-Ódena (Barcelona)</b>      |

**AERONAVE**

|               |                           |
|---------------|---------------------------|
| Matrícula     | <b>EC-IVC</b>             |
| Tipo y modelo | <b>PARTENAVIA P-68B</b>   |
| Explotador    | <b>Grup Air-Med-S. A.</b> |

**Motores**

|               |                             |
|---------------|-----------------------------|
| Tipo y modelo | <b>LYCOMING IO-360-A1B6</b> |
| Número        | <b>2</b>                    |

**TRIPULACIÓN**
**Piloto al mando**

|                           |                                  |
|---------------------------|----------------------------------|
| Edad                      | <b>30 años</b>                   |
| Licencia                  | <b>Piloto comercial de avión</b> |
| Total horas de vuelo      | <b>1.850 h</b>                   |
| Horas de vuelo en el tipo | <b>535 h</b>                     |

**LESIONES**

|                | Muertos | Graves | Leves/ilesos |
|----------------|---------|--------|--------------|
| Tripulación    |         |        | <b>4</b>     |
| Pasajeros      |         |        |              |
| Otras personas |         |        |              |

**DAÑOS**

|             |                         |
|-------------|-------------------------|
| Aeronave    | <b>Importantes</b>      |
| Otros daños | <b>Valla perimetral</b> |

**DATOS DEL VUELO**

|                   |                                                 |
|-------------------|-------------------------------------------------|
| Tipo de operación | <b>Trabajos aéreos – Comercial – Fotografía</b> |
| Fase del vuelo    | <b>Carrera de despegue</b>                      |

**INFORME**

|                     |                              |
|---------------------|------------------------------|
| Fecha de aprobación | <b>22 de febrero de 2006</b> |
|---------------------|------------------------------|

## 1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

### 1.1. Descripción del suceso

El vuelo en el que se produjo el accidente tenía como objeto realizar un vuelo fotográfico para el Departamento de Medio Ambiente de la Generalitat de Cataluña.

A tal fin, a las 11:58 hora local, la aeronave despegó del Aeropuerto de Sabadell, con dos personas a bordo, el piloto al mando y un técnico piloto del Departamento de Medio Ambiente y Vivienda de la Generalitat de Cataluña, con intención de dirigirse al Aeródromo de Igualada-Ódena, donde tenían previsto recoger a un técnico forestal y a un agente rural, cuya presencia a bordo era necesaria, con objeto de definir las zonas a fotografiar, ya que conocían perfectamente el territorio objeto del vuelo fotográfico.

El vuelo se realizó con plena normalidad, y a las 12:15 hora local aterrizaron por la cabecera 17 del Aeródromo de Igualada-Ódena, y a continuación se dirigieron a la plataforma de estacionamiento.

Quince minutos después, y una vez que habían recogido a las dos personas que habían ido a buscar, el piloto dirigió la aeronave hacia la cabecera 35 de la pista, con la intención de despegar.

De acuerdo con la declaración del piloto, inició la carrera de despegue y, cuando la aeronave había alcanzado una velocidad de 55 o 60 kt, observó que la indicación de revoluciones del motor derecho caía 200 rpm, por lo que decidió abortar el despegue. Continuó indicando que inmediatamente después retrasó las palancas de gases y aplicó frenos, pero, a causa de la poca pista que quedaba, no pudo detener la aeronave dentro de la misma, de forma que se salió por su extremo. Atravesó la franja de pista y poco después impactó contra la valla de cerramiento perimetral del aeródromo, produciendo su rotura, y penetró unos 30 metros en la parcela contigua, donde finalmente se detuvo.

Los cuatro ocupantes de la aeronave resultaron ilesos y pudieron abandonarla por sus propios medios.

### 1.2. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave sufrió daños de importancia que afectaron fundamentalmente a la pata de morro, pata derecha del tren de aterrizaje principal, que resultó arrancada, parte inferior del fuselaje, timón de profundidad y hélices.



Foto 1. Vista general de la aeronave

### 1.3. Otros daños

Tras la salida de pista, la aeronave impactó contra la valla de cerramiento del aeródromo, causando su rotura.

### 1.4. Información sobre la tripulación

#### *Piloto al mando*

|                                           |                           |
|-------------------------------------------|---------------------------|
| Edad:                                     | 30 años                   |
| Licencia:                                 | Piloto comercial de avión |
| Total horas de vuelo:                     | 1.850 h                   |
| Horas de vuelo en el tipo:                | 535 h                     |
| Horas últimos 90 días:                    | 167 h                     |
| Horas últimos 30 días:                    | 44 h                      |
| Hora de comienzo período actividad aérea: | 11:00                     |
| Descanso previo a la hora de comienzo:    | 48 h                      |



## 1.5. Información sobre la aeronave

### 1.5.1. Célula

|                        |              |
|------------------------|--------------|
| Marca:                 | Partenavia   |
| Modelo:                | P-68B Víctor |
| Número de fabricación: | 160          |
| Año de fabricación:    | 1978         |
| Matrícula:             | EC-IVC       |
| MTOW:                  | 1.960 kg     |

### 1.5.2. Motores

|                          |             |
|--------------------------|-------------|
| Marca:                   | Lycoming    |
| Modelo:                  | IO-360-A1B6 |
| Número de serie (n.º 1): | L-19141-51A |
| Número de serie (n.º 2): | L-19140-51A |

### 1.5.3. Certificado de aeronavegabilidad

|                      |                                                                             |
|----------------------|-----------------------------------------------------------------------------|
| Clase:               | Normal                                                                      |
| Empleo:              | Trabajos aéreos                                                             |
| Prestación técnica:  | Aeronave idónea en cualquier condición ambiental excepto formación de hielo |
| Fecha de renovación: | 20-07-2004                                                                  |
| Fecha de caducidad:  | 07-04-2005                                                                  |

### 1.5.4. Mantenimiento

|                                       |                             |
|---------------------------------------|-----------------------------|
| Horas totales de vuelo:               | 2.976:14 h                  |
| Fecha última revisión de 100 h:       | 18-08-2004 a las 2.878:00 h |
| Horas desde última revisión de 100 h: | 98:14 h                     |
| Fecha última revisión de 50 h:        | 14-09-2004 a las 2.926:00 h |
| Horas desde última revisión de 50 h:  | 50:14 h                     |

### 1.5.5. *Procedimientos*

De acuerdo con la información contenida en el manual de vuelo de la aeronave, el procedimiento de despegue normal es el siguiente:

- Potencia: 2.700 rpm y máxima potencia.
- Mínima velocidad de control en el aire: 62 KIAS.
- Control del timón de profundidad: elevar la rueda de morro a 65 KIAS.
- Velocidad de mejor ángulo de ascenso: 76 KIAS.

En lo que respecta al procedimiento de fallo de motor durante la carrera de despegue, el manual contempla las siguientes tres hipótesis:

- a) Fallo durante el despegue con velocidad inferior a 62 KIAS:
  - 1. Gases: cerrar inmediatamente.
  - 2. Frenos: como se requiera.
- b) Fallo durante el despegue con velocidad superior a 62 KIAS y suficiente longitud de pista para aterrizar:
  - 1. Cerrar gases.
  - 2. Manteniendo la dirección, aterrizar directamente.
- c) Fallo durante el despegue con velocidad superior a 62 KIAS y sin suficiente longitud de pista para aterrizar:
  - 1. Palancas de mezcla totalmente rica.
  - 2. Palancas de paso totalmente adelante.
  - 3. Palancas de gases totalmente adelante.
  - 4. Establecer velocidad de mejor ángulo de ascenso: 76 KIAS y alabear 5° al lado del motor inoperativo.
  - 5. Motor inoperativo:
    - Gases cerrados.
    - Paso en bandera.
    - Mezcla cerrada.
  - 6. Retraer flaps (si estaban extendidos).
  - 7. Velocidad de mejor ascenso: 88 KIAS.
  - 8. Ajustar el compensador.
  - 9. Motor inoperativo:
    - Selector de combustible: cerrado.
    - Bomba auxiliar de combustible: OFF.

- Magnetos: OFF.
- Alternador: OFF.

10. Tan pronto como sea posible: aterrizar.

#### 1.5.6. *Cálculo de actuaciones*

De acuerdo con la tabla que proporciona las distancias de despegue que figura en la sección 5 del manual de vuelo de la aeronave, la distancia necesaria para despegar en el aeródromo de Igualada, en las condiciones existentes el día del accidente, y efectuando un despegue estático (2.700 rpm y gases al máximo antes de soltar frenos) es de 490 m.

En esta misma tabla se indica que el recorrido de despegue en tierra es aproximadamente el 60% de la distancia de despegue, que, en este caso resulta un valor de 294 m.

#### 1.6. **Declaración del piloto**

El piloto indica en su declaración que efectuó un despegue rodado por la pista 35 del Aeródromo de Igualada-Ódena. La aeronave iba ganando velocidad con normalidad, pero que, cuando prácticamente había alcanzado la velocidad de rotación, unos 55 o 60 kt, observó que el indicador de régimen del motor derecho reflejaba una bajada de 200 rpm. En ese momento estima que la aeronave habría recorrido unos 600 m de pista.

Decidió abortar el despegue, retrasando las palancas de gases y aplicando frenos.

Continuó indicando que, a causa de la poca pista que quedaba y de que los frenos de esta aeronave tienen una eficacia limitada, le resultó imposible detener la aeronave dentro de la pista, saliéndose por su extremo.

Posteriormente impactaron contra la valla y, finalmente, la aeronave se detuvo unos pocos metros más allá.

Por último, manifestó que una vez fuera de la aeronave observó que había unas pequeñas llamas en la zona del freno de la rueda izquierda, que se extinguieron por sí solas poco después.

#### 1.7. **Declaración de uno de los acompañantes**

Esta persona, que es piloto de avión, manifestó que en el momento de despegar del Aeródromo de Igualada y cuando estaban cogiendo velocidad por la pista 35, vio cómo

el piloto intentaba tirar de los cuernos para despegar el avión, pero que decidió abortar el despegue, y al frenar el avión no tuvo bastante pista para hacerlo, por lo que se salieron por el extremo.

### 1.8. Huellas del impacto contra el terreno, distribución de restos y secuencia de impactos

La aeronave, tras abortar el despegue, siguió rodando por la pista, alcanzó su extremo y continuó por la zona de parada que hay más allá, rebasándola y prosiguiendo por la zona de terreno natural. Después impactó contra la valla perimetral del aeródromo, derribándola parcialmente y arrancando uno de sus postes. Continuó su avance, ya fuera de los límites del aeródromo, atravesó un terraplén, donde resultó arrancada la pata derecha del tren de aterrizaje y rota la pata de morro. Luego cruzó el camino de tierra que rodea el aeródromo, y finalmente se detuvo en un campo aledaño, a unos 30 m de la valla.

En la inspección efectuada posteriormente, tanto en la pista como en la zona de tierra, no se apreciaron huellas que indicaran que se había efectuado una frenada enérgica. En la zona de tierra se observó una huella en la que se distinguía claramente el dibujo del neumático, lo que evidenciaba que la acción de los frenos no había sido muy fuerte, puesto que de haberlo sido se habría producido un arrastre del neumático, que habría borrado el dibujo.

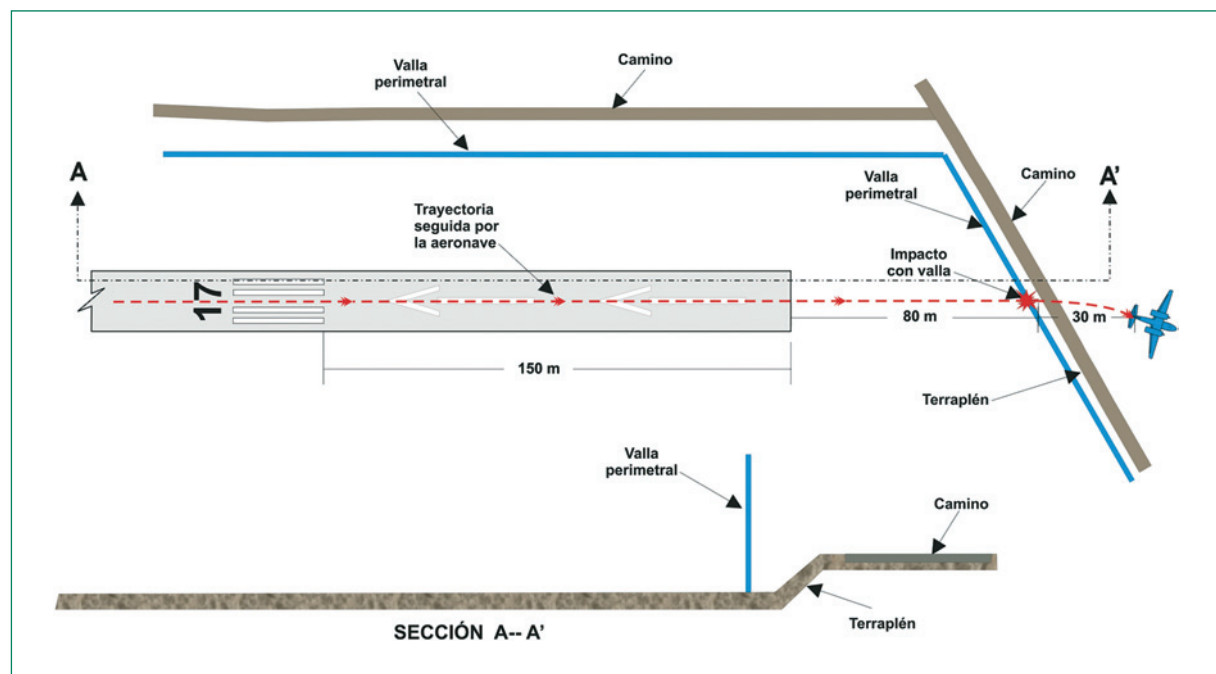


Figura 1. Croquis del extremo de la pista 35 y de la zona de impacto

### 1.9. Información de aeródromo

El Aeródromo de Igualada-Ódena dispone de una única pista de vuelo, denominada 17-35, de 640 m de longitud y 15 m de anchura.

Cuenta con una zona de parada, situada a continuación del final de la pista 17, de 150 m de longitud.

### 1.10. Inspección de la aeronave

Se extrajo combustible de los depósitos y del conducto que va desde la válvula selectora al filtro decantador de combustible, observándose que el mismo se encontraba limpio y exento de partículas de agua.

Se decidió comprobar el motor poniéndolo en marcha. Para ello, se procedió a su puesta en marcha de manera estándar, arrancando sin ningún problema. Tras alcanzar la temperatura operativa, se le aceleró a máximas revoluciones y se desaceleró sin brusquedad. Se repitió el proceso de aceleración, no observándose ninguna anomalía.

A continuación se comprobaron las magnetos, encontrándose en condiciones normales.

Seguidamente se hizo una inspección visual del motor, en la que no se observó ninguna anomalía y se comprobó que los cordoncillos del producto «torqueseal», aplicados en la unión de la capucha a la bujía, no se habían roto. Este producto se utiliza para sellar cualquier tornillo tras la aplicación de un par de apriete. Si se hubiera producido algún fallo en cualquiera de los cilindros, las vibraciones que se habrían producido habrían roto los cordoncillos.

No se encontró evidencia del malfuncionamiento del tacómetro.

El operador de la aeronave informó de que, aunque de forma bastante infrecuente, alguna vez se producen malfuncionamientos en los mecanismos de control del régimen de giro de los motores (tacómetros), de manera que su indicación es errónea.

Finalmente, se procedió a examinar el tren principal de la aeronave en busca de evidencias de fuego. Tanto la parte exterior de las ruedas como las pastillas y discos de freno estaban exentas de señales de incendio. Únicamente se encontraron restos de hierba quemada en la parte interna de la llanta de la rueda izquierda.

## 2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

### 2.1. Análisis

En la inspección y pruebas a las que fue sometido el motor derecho de la aeronave no se evidenció anomalía o malfuncionamiento alguno de éste, por tanto, se considera que

probablemente no se produjo una disminución real de prestaciones en el motor que se correspondiera con la caída de revoluciones que observó el piloto.

Tampoco se detectaron problemas en el tacómetro. Sin embargo, no es completamente descartable que se produjera alguna oscilación en su indicación, tal como dijo el piloto.

El piloto indicó en su declaración que en el momento en que se produjo la caída de revoluciones en el motor derecho, la velocidad de la aeronave era de unos 55 a 60 kt. Por otra parte, uno de los ocupantes de la aeronave indicó que vio cómo el piloto intentaba tirar de los cuernos para despegar el avión, pero que decidió abortar el despegue. Si bien esta persona no aportó información sobre la velocidad de la aeronave, de acuerdo con el procedimiento de despegue la elevación de la rueda de morro debe efectuarse a una velocidad de 65 KIAS. Si bien de la información disponible no es posible determinar este extremo, a la vista de lo anterior se considera que probablemente la velocidad de la aeronave en ese instante estaría próxima a la velocidad de decisión (62 kt), no siendo posible precisar si por encima o por debajo de ella.

De acuerdo con la tabla de despegue de la aeronave, el recorrido en tierra que ésta necesitaría para alcanzar la velocidad de rotación, sería de 294 m, que es claramente inferior a la distancia que el piloto declaró que había recorrido la aeronave hasta el momento en el que observó la caída de revoluciones. Este hecho puede obedecer a varios factores. En primer lugar, hay que tener en cuenta que las tablas de actuaciones están confeccionadas a partir de las medias obtenidas en vuelos de prueba efectuados con aviones y motores en buenas condiciones y utilizando unas técnicas de vuelo concretas, por lo que el comportamiento de una aeronave en particular puede tener desviaciones de esos estándares. En segundo lugar, el hecho de que el despegue no se hiciera con la técnica de despegue estático, implica un aumento del recorrido en tierra. Por otra parte, el Aeródromo de Igualada no dispone de calle de rodaje paralela a la pista, por lo que para llegar hasta la cabecera es preciso efectuar el rodaje por la propia pista, y, una vez alcanzada ésta, debe hacerse un viraje de 360° y después alinear la aeronave con el eje de pista, resultando de todo ello que la carrera de despegue no se inicia en el umbral, sino unos metros más allá. Por último, debemos considerar que el valor del recorrido en tierra facilitado por el piloto es una apreciación, sujeta por tanto a errores.

A la vista de las consideraciones anteriores, se puede concluir que, en este caso concreto, probablemente la carrera de despegue fue mayor que la estimada en las tablas, debido a las menores actuaciones de la aeronave con respecto a los estándares, al hecho de no haberse ejecutado un despegue con la técnica de despegue estático y a que la carrera de despegue no se inició en el mismo umbral.

El tiempo de reacción estándar de un piloto, entendiendo como tal el que va desde la observación de la indicación del instrumento hasta la ejecución de una acción de respuesta, puede llegar a ser de 5 segundos. Suponiendo que la aeronave llevaba una velo-

cidad de 60 kt, en esos 5 segundos recorrería una distancia de 154,30 m, que sumados a los 600 que el piloto estimaba haber consumido anteriormente, arrojarían una cifra en torno a los 750 m. Es decir, pudo ocurrir que cuando el piloto actuara sobre los frenos, la aeronave ya hubiera rebasado incluso el extremo de pista y agotado casi toda la zona de parada.

Las pequeñas llamas que vio el piloto cuando abandonó la aeronave debieron ser producidas por algunas briznas de hierba seca, que se inflamaron al contacto con el disco del freno, que se encontraría a temperatura elevada a causa de la frenada.

## **2.2. Conclusiones**

El piloto decidió abortar el despegue tras detectar una caída en la indicación de revoluciones del motor derecho, que probablemente no se correspondió con un fallo real del motor, y aplicó el procedimiento de fallo de motor en despegue para una velocidad inferior a la mínima de control en el aire, no llegando a evitar que la aeronave se saliese de la pista por su extremo.

**RESUMEN DE DATOS**
**LOCALIZACIÓN**

|              |                                                  |
|--------------|--------------------------------------------------|
| Fecha y hora | <b>Sábado, 9 de julio de 2005; 18:30 h local</b> |
| Lugar        | <b>Término municipal de Loporzano (Huesca)</b>   |

**AERONAVE**

|               |                                 |
|---------------|---------------------------------|
| Matrícula     | <b>EC-ICP</b>                   |
| Tipo y modelo | <b>Velero SCHLEICHER ASW 20</b> |
| Explotador    | <b>Privado</b>                  |

**Motores**

|               |  |
|---------------|--|
| Tipo y modelo |  |
| Número        |  |

**TRIPULACIÓN**
**Piloto al mando**

|                           |                            |
|---------------------------|----------------------------|
| Edad                      | <b>67 años</b>             |
| Licencia                  | <b>Piloto de planeador</b> |
| Total horas de vuelo      | <b>1.500 h</b>             |
| Horas de vuelo en el tipo | <b>35 h</b>                |

**LESIONES**

|                | Muertos | Graves   | Leves/ilesos |
|----------------|---------|----------|--------------|
| Tripulación    |         | <b>1</b> |              |
| Pasajeros      |         |          |              |
| Otras personas |         |          |              |

**DAÑOS**

|             |                    |
|-------------|--------------------|
| Aeronave    | <b>Importantes</b> |
| Otros daños | <b>Ninguno</b>     |

**DATOS DEL VUELO**

|                   |                                                 |
|-------------------|-------------------------------------------------|
| Tipo de operación | <b>Aviación general – No comercial – Placer</b> |
| Fase del vuelo    | <b>Planeo final</b>                             |

**INFORME**

|                     |                              |
|---------------------|------------------------------|
| Fecha de aprobación | <b>22 de febrero de 2006</b> |
|---------------------|------------------------------|



## 1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

### 1.1. Reseña del vuelo

La aeronave había despegado remolcada por un avión del Aeródromo de Monflorite, Huesca (LEHC), sobre las 15:30 hora local para realizar un vuelo por la zona. Tras soltarse del avión remolcador inició su vuelo libre. Alrededor de las 18:30 h regresaba hacia el punto de partida y estaba aproximadamente a unos 24 km de Monflorite, sobre la sierra de Guara, cuando con altura suficiente inició un planeo final<sup>1</sup> a alta velocidad aporado hacia su base. Cuando se encontraba a unos 10 km de distancia notó una fuerte ráfaga vertical ascendente, turbulencias y vibraciones que le hicieron perder el control de la velocidad del avión, el cual incrementaba su ángulo de picado. Se soltó el arnés para abandonar la aeronave, y su propia inercia le impulsó fuera del planeador rompiendo la cúpula de la cabina con la cabeza. Tiró de la anilla de apertura del paracaídas y descendió hasta un campo de labor segado, por el que fue arrastrado unos 50 m por el viento. Fue inicialmente socorrido por unos ciclistas que circulaban por una carretera aledaña. El golpe en la cabeza al romper la cúpula, el contacto con el suelo y el arrastre por el campo le produjeron la rotura de algunas costillas y otras lesiones que



Figura 1. Fotografía del estado de la aeronave

<sup>1</sup> En la práctica del vuelo sin motor se llama «planeo final» en los vuelos de distancia o campo a través al planeo que se hace en dirección al campo de aterrizaje o meta, cuando se tiene altura suficiente para alcanzarlos sin necesidad de buscar ninguna nueva ascendencia. En los vuelos de competición o de récord, el exceso de altura sobre la necesaria se puede aprovechar para aumentar la velocidad del planeo final y mejorar la velocidad media. En los vuelos de entrenamiento se puede practicar el planeo final a alta velocidad como medio para ganar experiencia.

requirieron la atención de los servicios médicos en el lugar del accidente y la hospitalización durante varios días. El avión cayó más al Este del piloto, aproximadamente a 400 m de distancia, y quedó en posición invertida.

## 1.2. Información sobre la aeronave

### 1.2.1. Características técnicas y aerodinámicas

El velero SCHLEICHER ASW 20, fabricado en 1977, con número de serie 20400, tiene 15 m de envergadura, 6,82 m de longitud y 1,42 m de altura. El ala es rectangular en el encastre y trapezoidal en el extremo, con un perfil laminar. El empenaje tiene forma de T. La sección del fuselaje es elíptica. La estructura es de fibra de vidrio y resina epoxy. En este tipo de avión los flaps y los alerones están interconectados. En las posiciones de flap negativo los alerones se deflexan también hacia arriba para reducir la resistencia aerodinámica. En posiciones de flap positivo los alerones se deflexan hacia abajo, pero recobran la posición neutra al seleccionar flap de aterrizaje para mantener el control lateral con grandes ángulos de ataque. Al mover la palanca de mando lateralmente se deflexan tanto los alerones como los flap, pero con distinto ángulo.

A continuación se recogen las limitaciones y procedimientos descritos en el manual de vuelo del avión y en el manual de operación del ASW 20.

#### 1.2.1.1. Velocidades límite

En el manual de vuelo se definen una serie de velocidades límite de uso que vienen expresadas como velocidad indicada (IAS):

- Velocidad de maniobra, a la que se puede deflexar completamente los timones de profundidad  $V_A = 175$  km/h.
- Velocidad en aire turbulento  $V_B = 180$  km/h.
- Velocidad máxima operativa o Velocidad-nunca-exceder  $V_{NE} = 265$  km/h. A la velocidad  $V_{NE}$  sólo se permite una deflexión del timón de profundidad de un tercio de su recorrido.

Atendiendo a la posición de flap seleccionada, los límites de velocidades máximas ( $V_{FE}$ ) son:

| Posición de flap | Ángulo de deflexión de flap | Velocidad mínima | Velocidad máxima ( $V_{FE}$ ) |
|------------------|-----------------------------|------------------|-------------------------------|
| 1                | -11°                        | 113 km/h         | 265 km/h                      |
| 2                | -6°                         | 92 km/h          | 200 km/h                      |
| 3                | 0°                          | 92 km/h          | 200 km/h                      |
| 4                | 9°                          | 51 km/h          | 130 km/h                      |
| 5                | 40°                         | 48 km/h          | 120 km/h                      |
| 6                | 55°                         | 48 km/h          | 120 km/h                      |

- Velocidad máxima de remolque con el aire en calma  $V_t$ : 170 km/h.
- Velocidad máxima de ascenso en térmica  $V_w$ : 125 km/h.
- Velocidad máxima de maniobra con los aerofrenos  $V_{bs}$ : 265 km/h.
- Velocidad máxima de salida y maniobra del tren de aterrizaje  $V_{le}$ : 170 km/h.

#### 1.2.1.2. Factores de carga límite de maniobra

A  $V_A = 175$  km/h el máximo factor de carga positivo es +5,3 g.

A  $V_{NE} = 265$  km/h el máximo factor de carga positivo es +4 g.

#### 1.2.1.3. Valores de ráfaga máxima permisible

A la velocidad  $V_B = 180$  km/h la ráfaga máxima de diseño es de 15 m/s.

A la velocidad  $V_{NE} = 265$  km/h la ráfaga máxima de diseño es de 7,5 m/s.

#### 1.2.1.4. Otras consideraciones sobre cargas estructurales

El manual de vuelo, en su prefacio, alerta de que los requisitos de aeronavegabilidad de cargas de maniobra y de cargas por ráfagas según las normas se deben cumplir aisladamente, por lo que es posible sobrecargar la estructura del avión si se suman cargas ejecutando maniobras cuando se vuela en aire turbulento.

También expone que una limitación de ráfaga de +7,5 m/s se puede encontrar cuando se pasa de una descendencia de 4,5 m/s a una ascendencia de 3 m/s, por ejemplo.

#### 1.2.1.5. Consideraciones sobre el flameo

El manual de vuelo recomienda la instalación en el avión de amortiguadores de flameo de alerón si se vuela en países cálidos, bajo ciertas condiciones (temperaturas superiores a 35 °C, flap en posición 1, velocidades de vuelo de 230 km/h, etc.).

Además, para prevenir el flameo, da directrices sobre el equilibrado másico de los alerones, el sellado de las ranuras de las superficies de control de las alas con cinta de plástico o de acero y hace referencia a distintas directivas e instrucciones de mantenimiento para evitar holguras en los mandos, vibraciones de alerón, etc. (LBA-AD-No. 87-141, LBA-AD-No. 81-54, Maintenance Instruction D).

#### 1.2.1.6. Procedimiento de emergencia de salto en paracaídas

El manual de vuelo establece el siguiente procedimiento:

1. Abrir los pestillos (blancos) de la cúpula.

2. Tirar de la bola roja de apertura en emergencia de la cúpula y empujar hacia fuera.
3. Soltar los atalajes de seguridad.
4. Tratar de salir del planeador. ¡Mirar la cola!

El paracaídas de emergencia proporciona una velocidad de descenso, en función del peso del piloto y de las condiciones ambientales, de 6 a 8 m/s.

### 1.2.2. *Certificado de aeronavegabilidad*

- Tipo y categoría: Velero. Semiacrobatia.
- Emisión y validez: Emitido el 02-02-2005 y válido hasta el 03-02-2006.

La aeronave tenía cumplimentadas todas las directivas de aeronavegabilidad aplicables.

### 1.2.3. *Mantenimiento de la aeronave*

- Última revisión de 100 h: 14-05-2005.
- Horas totales: 2.317 h y 8 minutos.

La aeronave había pasado las revisiones de mantenimiento satisfactoriamente.

## 1.3. **Meteorología**

La información facilitada por el Instituto Nacional de Meteorología es la siguiente:

### Situación general

En niveles bajos el anticiclón de las Azores se extendía por el norte peninsular y área mediterránea. La presión se debilitaba por el sur peninsular por la presencia de una potente dorsal térmica.

### Provincia de Huesca

La predicción para el día 09-07-2005 fue: «En los Pirineos, intervalos nubosos con probables chubascos y tormentas en los macizos orientales durante la tarde. Poca nubosidad en el resto de la provincia». No se aprecia en las imágenes radar actividad tormentosa alguna a la hora del accidente. En las fotos del satélite se aprecia nubosidad escasa.



Datos de la estación meteorológica automática del Aeródromo de Monflorite.  
Altura: 541 m

| Hora (UTC) | Viento medio |           | Viento máximo |           | Temperatura | Presión  |
|------------|--------------|-----------|---------------|-----------|-------------|----------|
|            | Dirección    | Velocidad | Dirección     | Velocidad |             |          |
| 16:20      | 245°         | 18 kt     | 290°          | 25 kt     | 28,5 °C     | 1.016 mb |
| 16:30      | 236°         | 17 kt     | 245°          | 24 kt     | 28,3 °C     | 1.016 mb |

## Lugar del accidente

Aunque no se llegasen a formar nubes, lo más probable es que las altas temperaturas en superficie hubiesen dado lugar a actividad térmica convectiva que originaba turbulencias moderadas en los niveles bajos de la atmósfera. Estas turbulencias provocarían vientos racheados.

## 1.4. Declaración del piloto

Volaba a 200 km/h desde la sierra de Guara hacia Monflorite con una altura entre 1.100 y 1.200 m. Llevaba viento en cola de dirección norte y velocidad entre 27 y 37 km/h. Le informaron de que en superficie el viento era de 27 km/h y dirección 278°.

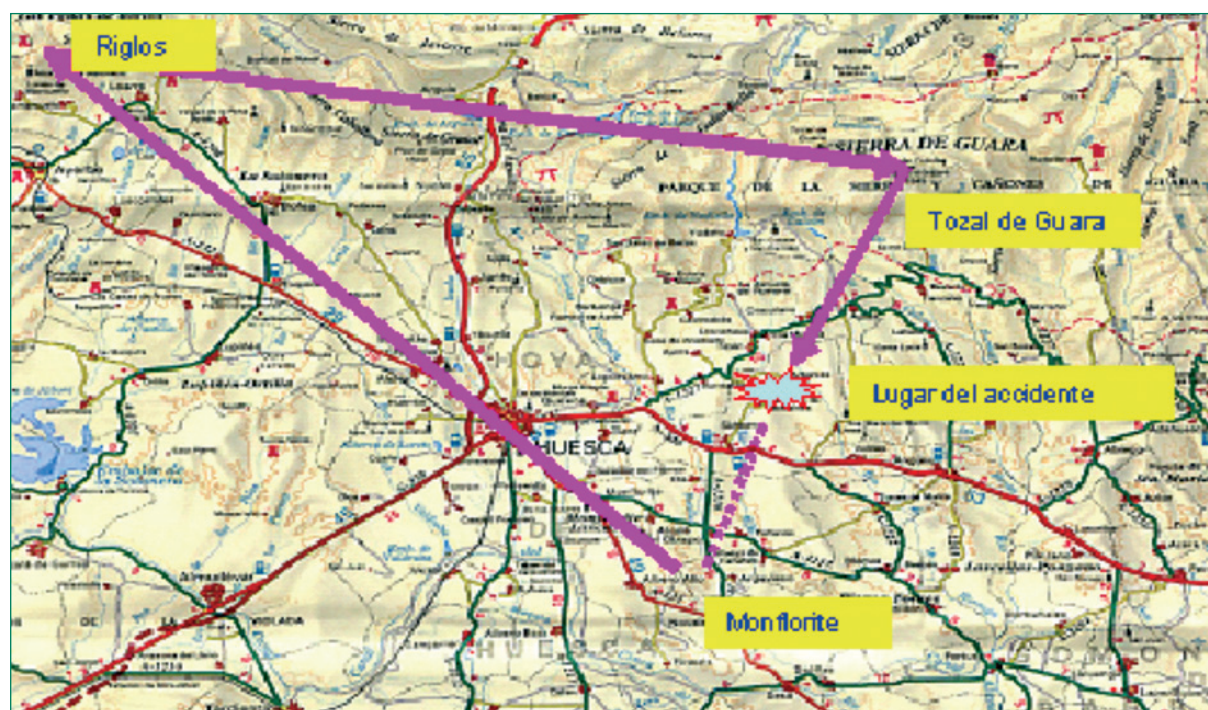


Figura 2. Recorrido realizado por la aeronave

De repente notó un fuerte impacto y empezó a vibrar. Tiró del mando de profundidad y se le escapó la palanca de sus manos. Intentó equilibrar el vuelo del avión, que experimentaba vibraciones y entraba en un picado sin control. Como no paraba de vibrar aflojó la presión sobre el mando y empezó a caer en picado. No llegaba a los pedales debido a la aceleración negativa a la que estaba siendo sometido. Se soltó el arnés y salió despedido rompiendo el techo de la cabina con la cabeza. El paracaídas se abrió completamente en unos 3 s desde que tiró de la anilla. Calcula el piloto que en unos 10 s más alcanzaba el suelo. El viento le desplazó horizontalmente en su descenso en paracaídas y después sobre el suelo lo arrastró unos 50 m más.

## 1.5. Inspección en el lugar del incidente

### 1.5.1. Orografía y emplazamiento de toma de tierra del piloto y del planeador

El accidente se produjo entre la sierra de Guara, de 2.000 m de altura, y el campo de Monflorite cuando el planeador estaba volando por encima de los primeros cerros en la ladera sur de la montaña. En la figura 8 se dibuja el perfil del terreno sobrevolado.

El velero cayó en un campo de cereal, ya segado, en el término municipal de Loporzano, cerca del punto kilométrico 6 de la carretera A-1227. El punto en el que se hallaron los restos estaba a 10 km al NE del Aeródromo de Monflorite y sus coordenadas geográficas, WGS-84, eran aproximadamente: N 42° 10' 34" / W 0° 16' 16". El piloto aterrizó con su paracaídas a unos 400 m hacia el oeste respecto del planeador.

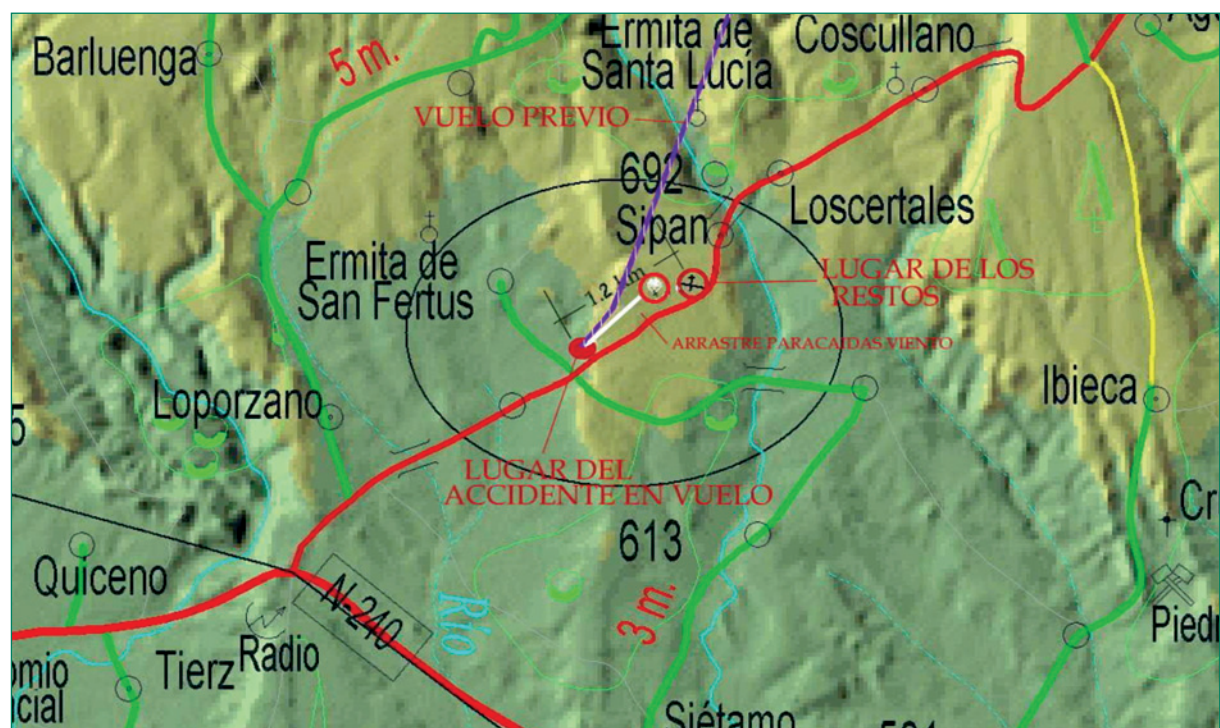


Figura 3. Emplazamiento de los puntos del accidente y aterrizaje de planeador y piloto

En la zona del accidente se suele producir la confluencia de los vientos generales de componente norte que vienen de la cordillera Cantábrica a altitudes superiores a la de las crestas de las montañas, con los vientos del oeste originados a altitudes inferiores en la cordillera Ibérica y encauzados por el valle del Ebro, dando lugar a cizalladuras.

### 1.5.2. Inspección de la aeronave

Los restos del planeador estaban bastante agrupados (véase figura 4). El fuselaje estaba en posición invertida y orientado al SW. No se encontraron señales de arrastre del planeador sobre el terreno. El tren de aterrizaje estaba recogido.

El ala izquierda estaba partida por una sección irregular, separándose un trozo, de unos 3,5 m de longitud, que comprendía todo el alerón izquierdo y una pequeña parte del flap. Este trozo del ala se encontró a 6,5 m de distancia del plano, en un ángulo de unos  $15^\circ$ , a la derecha respecto de la orientación del fuselaje del avión. En la punta del ala se apreciaron daños de impacto. Un trozo del flap izquierdo y otros tres trozos menores se encontraron a la derecha del avión y a distancias de 3 a 14 m. El borde de ataque del ala izquierda estaba abierto por una gran grieta en el sentido de la envergadura.

El plano derecho estaba completo, pero se descubrieron en su intradós fisuras y grietas en el sentido de la cuerda, en varias secciones del mismo, desde la estación 1,5 m hasta la estación 5 m aproximadamente, de la envergadura. El mismo tipo de grietas eran observables en el plano izquierdo y en el trozo separado de él. Estas grietas se extendían al extradós por el borde de ataque. Se atribuyó el origen de las fisuras y grietas a la flexión extrema del ala.

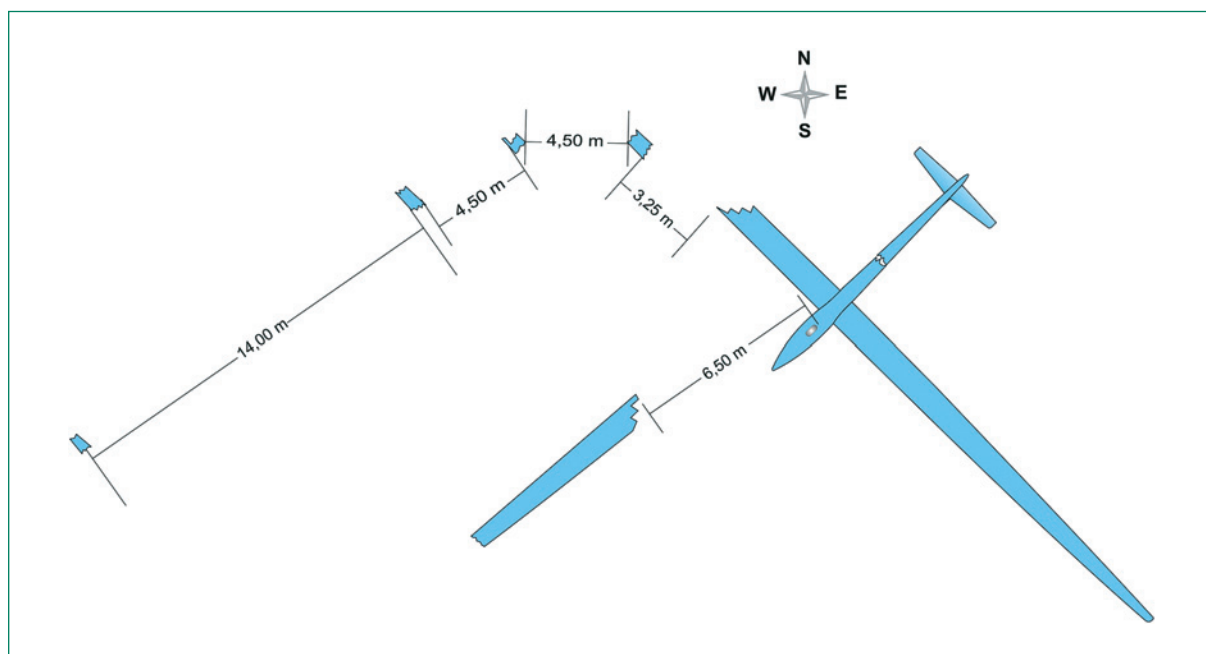


Figura 4. Croquis de la situación de los restos



En el alerón del plano derecho se observó una grieta que arrancaba de una charnela central.

El extradós del estabilizador horizontal y el lomo del avión presentaban daños de impacto vertical. El fuselaje estaba quebrado sin separarse totalmente la cola del fuselaje anterior y alas. El timón de profundidad estaba intacto y su movimiento tenía continuidad con el de la palanca de mando.

El flap estaba en posición positiva y los spoilers deflectados. El cerco de la cúpula permanecía en su posición y apestillado, pero faltaba toda la superficie de metacrilato. No se encontró un GPS portátil que probablemente iría sujeto al parabrisas con una ventosa. Todo el panel de instrumentos estaba vencido hacia fuera y algunos instrumentos separados impulsados por la inercia del golpe vertical.

## 1.6. Registradores de vuelo

El planeador estaba provisto de un registrador o «logger». Este registrador se usa deportivamente para la homologación de vuelos en competiciones, pruebas y medallas FAI.

Los datos fuente se registran en un fichero informático tipo IGC (International Gliding Commission) en la memoria de estado sólido que lleva. El grabador dispone de un sensor GPS y de un sensor barométrico. Registra parámetros de coordenadas geográficas del punto sobrevolado, altitud barométrica (QNE; 1.013,25 mb) y altitud geométrica GPS, así como un código de error que determina la precisión de los datos grabados. Los datos de altitud que se indican se han corregido por la diferencia de presión barométrica del día del accidente, 1.016 mb, con la estándar. El vuelo del accidente comenzó con el «logger» apagado y no se puso en funcionamiento hasta las 16:52 LT cuando volaba a una altitud de unos 2.600 m. Estaba ajustado para grabar puntos cada 10 segundos. De los datos grabados se pueden deducir velocidades medias, horizontales y verticales, en períodos de 10 segundos.

### 1.6.1. Trayectorias generales del vuelo según el «logger»

En la figura 5 se puede distinguir la trayectoria definida por los puntos grabados, desde las 16:52 LT, cuando se puso en funcionamiento, hasta el final del vuelo, a las 18:28:17.

El planeador se desplazó por los montes al norte de Monflorite a unas distancias de 25 a 45 km. En las fases de vuelo circular el velero era arrastrado por el viento. Del arrastre del viento se han deducido unas velocidades y orientaciones del mismo que se muestran en la figura 7. Se estima, por los datos del «logger», que a altitudes superiores a 2.000 m el viento era de 310°/10 km, mientras que a altitudes por debajo de 2.000 m era de 220°/20 km/h.

En la figura 6 se representa el barograma del vuelo desde el momento en que se puso en funcionamiento el registrador.



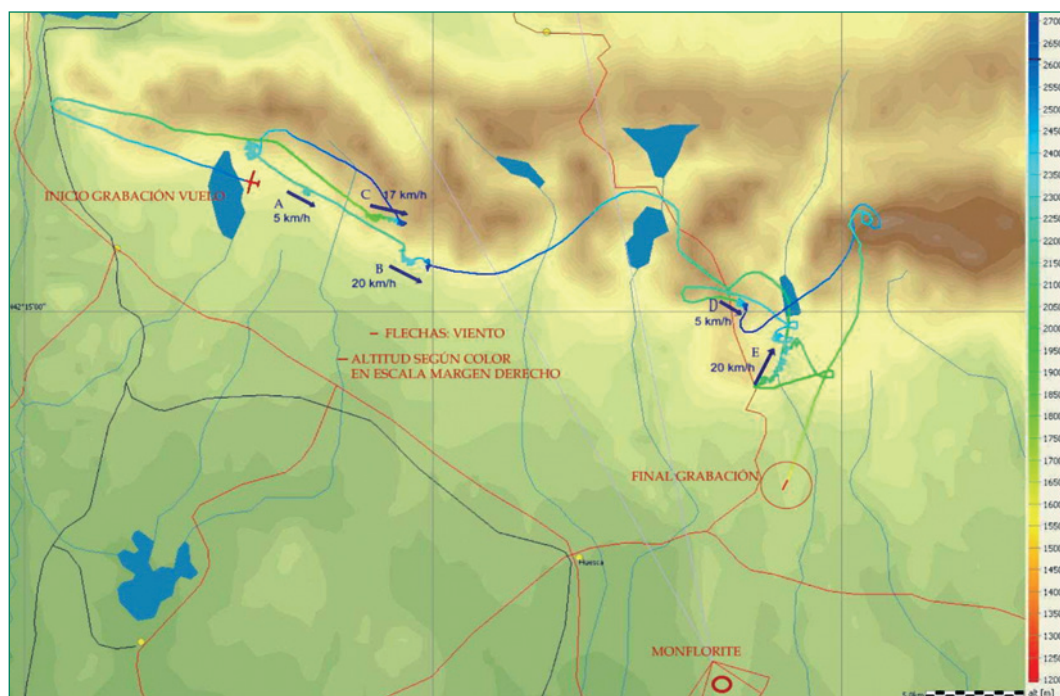


Figura 5. Trazo del vuelo grabada por el logger

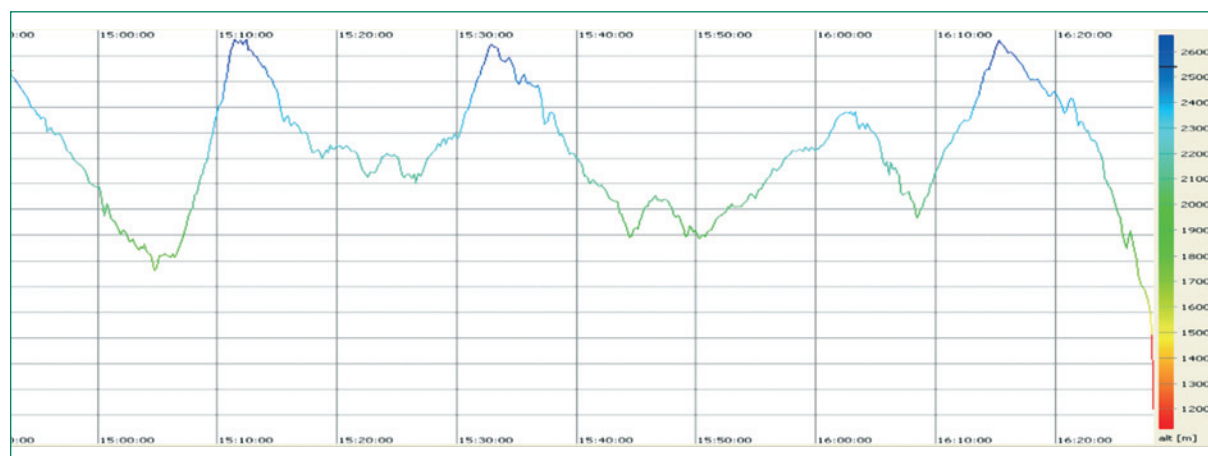


Figura 6. Barograma del vuelo

### 1.6.2. Últimos minutos del vuelo. Velocidad y rumbo derivados de los datos del «logger»

En los últimos cinco minutos de vuelo la aeronave siguió una trayectoria rectilínea en dirección SSW, picando inicialmente a velocidades del orden de los 200 km/h.

La velocidad horizontal respecto al terreno, deducida de las posiciones GPS, se ha combinado con la velocidad vertical para hallar la velocidad en la trayectoria respecto del suelo; después se ha corregido por los vientos en cara o en cola a cada altitud y luego

se ha convertido, la TAS resultante, en velocidad IAS. Los resultados de IAS y rumbo, juntamente con la evolución de la altitud, se representan en la figura 7. Son los valores medios que tomó la velocidad, velocidad vertical y rumbo deducidos de las posiciones del avión en instantes sucesivos a intervalos de 10 segundos según los cálculos que se muestran en el apéndice A.

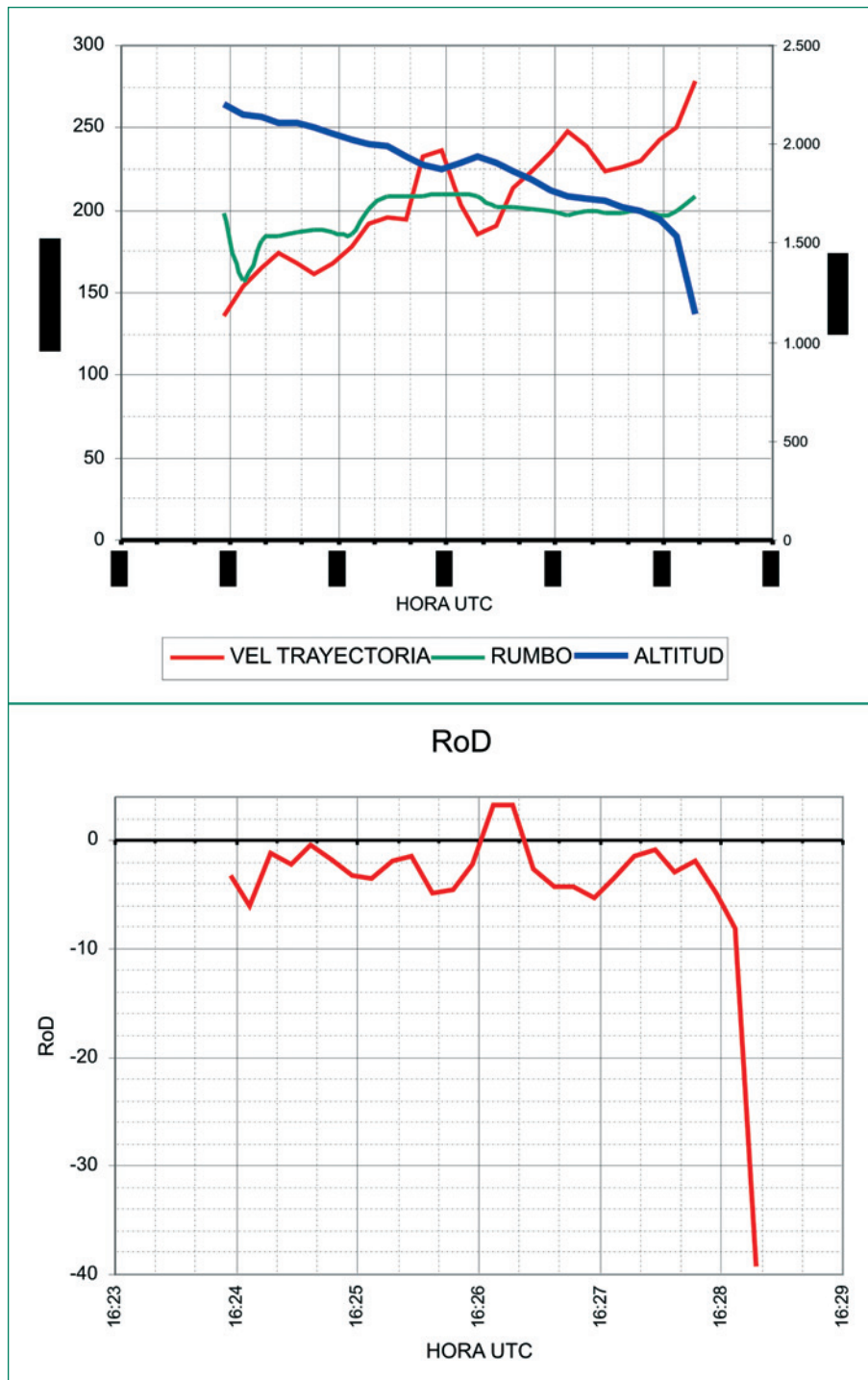


Figura 7. Altitud, velocidad sobre la trayectoria, rumbo y velocidad vertical

Antes de encontrarse con una ráfaga vertical a las 16:26, la velocidad IAS calculada era 230 km/h. En el último instante la velocidad IAS en la trayectoria de picado era superior a 278 km/h.

El último punto se grabó a las 18:28:17 (hora local), cuando la altitud barométrica era de 1.145 m, es decir, unos 525 m sobre el terreno en esos parajes. El ángulo medio de picado, en los 10 últimos segundos, era de 36°. En el penúltimo período de 10 s el ángulo promedio de la trayectoria de picado era de 8°.

Este último punto está identificado en el registro del «logger» como no confiable, por lo que todos los valores correspondientes al último período deben tomarse como aproximados.

### **1.7. Supervivencia**

La supervivencia al accidente fue posible por la utilización del paracaídas, porque en la última fase del vuelo el planeador no era aeronavegable. Como la altura a la que volaba no era muy grande y la velocidad de descenso elevada, la rápida evacuación rompiendo la cúpula permitió la apertura a tiempo del paracaídas. Asimismo, la llamada por telefonía móvil del propio piloto y el auxilio de dos ciclistas que circulaban por la zona coadyuvaron a la supervivencia.

No obstante, al no abrir la cúpula se corrieron riesgos elevados de quedarse el piloto atrapado en la cabina cerrada con los atalajes sueltos e incapacitado por golpes en la cabeza para las acciones subsiguientes que oportunamente tomó.

## **2. ANÁLISIS**

### **2.1. Desarrollo del vuelo**

Era un día típico de verano y el sol había calentado mucho. Por ello la capa inferior de la atmósfera se había inestabilizado. En altura, los vientos, de unos 20 km/h, tenían dirección del NW, mientras que en niveles bajos tomaban dirección SW. El arrastre y la deriva al NE del descenso del piloto en paracaídas confirman la condición de viento en cara que tenía el planeador en los niveles bajos.

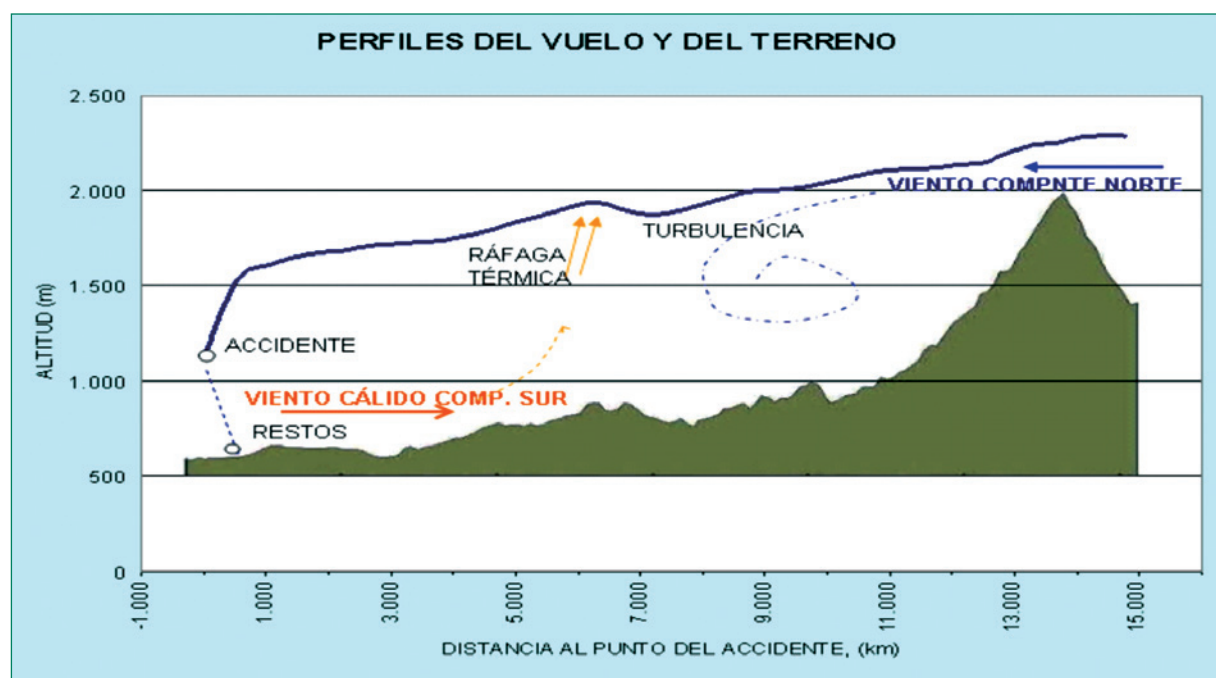
La capa de aire inferior, sobrecalentada e inestable, ascendía por los cerros que preceden a la sierra de Guara tomando el impulso inicial que desencadenaban las térmicas. El aire ascendente entraba en contacto con el aire en altura generándose turbulencia y fuertes ráfagas.

Por otro lado, el piloto del planeador ponía rumbo hacia la base de Monflorite después de tres horas de vuelo. Tenía altura suficiente para hacer el planeo final y eligió hacerlo a alta velocidad. En la sierra de Guara, con 1.800 m sobre el campo de Monflorite, a 24 km de distancia, comenzó a picar a 200 km/h. Respecto al suelo llevaba una velocidad superior, impulsado por una componente de viento en cola. Al descender por debajo de los 1.500 m de altura se encontró repentinamente con viento en cara, aumentando su velocidad IAS, al menos en unos 30 km/h, como se estima en el estudio de los datos GPS del «logger» en el apéndice A.

A esa altura, y con velocidad superior a la limitativa de vuelo en turbulencia, experimentó una ráfaga vertical fuerte que cambió la velocidad de descenso que llevaba por un ascenso, y momentáneamente disminuyó algo su velocidad respecto a tierra.

En estos veleros de gran envergadura, las ráfagas asimétricas en zona de turbulencias pueden inclinar el avión y hacerlo difícil de controlar.

No sabemos si en esos momentos accionó la palanca bruscamente, ni qué posición de flap llevaba. Los restos del avión quedaron con los flaps en posición positiva. Parece que la inercia del impacto tendería a desplazarlos en sentido de flap negativo, pero, por otro lado, la rotura del flap del plano izquierdo pudo moverlos a cualquier posición. En algún momento antes de abandonar el avión es posible que seleccionara una posición de flap positivo para la cual la velocidad máxima es de 130 km/h.



SSW

NNE

Figura 8. Perfiles del terreno y de la trayectoria final del vuelo

## 2.2. Pérdida de control y salto en paracaídas

Como no consiguió controlar el planeador, el piloto decidió abandonar la aeronave, para lo cual se soltó los atalajes y en ese momento salió despedido a través de la cúpula de metacrilato, la cual rompió con la cabeza. Ante una emergencia como ésta, el manual de vuelo establece que el piloto ha de abrir la cabina antes de saltar afuera. De esa manera se previene que el piloto pueda quedar atrapado al adoptar él mismo una posición inadecuada dentro de la cabina por efecto de las inercias. En este caso, sin embargo, se redujo el tiempo de abandono de la aeronave cuando la altura sobre el terreno se estaba reduciendo deprisa.

El salto se tuvo que producir pocos segundos antes del último punto grabado por el «logger», o escasos segundos después, a una altura sobre el terreno de unos 600 m ó menos. Efectivamente, en el penúltimo punto grabado por el «logger», 10 s antes, el avión sólo picaba débilmente, unos 8°. En el último período de 10 s el valor del picado medio era de unos 36° y la velocidad de 275 km/h, para terminar en invertido al llegar al suelo.

El «logger» dejaría de grabar, o bien porque el piloto arrancara la antena en su salida, o bien porque la posición del avión impidiera la recepción GPS. Sin embargo, se estima que las coordenadas de la última posición grabada en altura son correctas y que sólo pueden adolecer del error acumulado en los dos o tres últimos segundos de vuelo; el sensor barométrico funcionaría normalmente hasta el último punto grabado.

Después, durante el descenso en paracaídas, el piloto fue desviado en dirección NE durante unos centenares de metros, confirmando la fuerza y dirección del viento del SW.

Aterrizó en un campo de labor, en un punto próximo al de aterrizaje incontrolado del velero, y sufrió heridas de diversa consideración por el arrastre del paracaídas sobre el terreno, impulsado por el viento, además de las producidas por el primer contacto con tierra y el golpe de cabeza en el que rompió la cúpula de la cabina.

## 2.3. Caída del planeador sin control

Se puede imaginar que, cuando el piloto fue expelido de la cabina, el planeador rotaba negativamente en fuerte picado o en invertido. Como después se habría de ver, aun con daños estructurales, el avión no había perdido su integridad en el sentido de que no le faltaba ningún trozo del ala o de las superficies de mando, pues todos los restos de la aeronave se encontraron agrupados en el lugar del impacto con el terreno.

Al verse liberado del peso del piloto, el planeador, con el centro de gravedad muy retrasado, encabritaría hasta la pérdida. Si estaba en invertido, la caída de ala y el resbale siguiente recuperarían una actitud normal de vuelo, desde la cual planearía picando y encabritando varias veces hasta llegar al suelo. En el último instante caería el ala izquierda, que tocando el suelo se partió, al tiempo que frenaba la escasa velocidad horizon-



tal que llevaba el planeador. Efectivamente, la velocidad en el impacto era escasa como se deduce de los pocos daños y de la leve diseminación de los restos. Al impactar la punta del ala izquierda con el suelo, el avión volteó sobre ella y cayó a plomo sobre el estabilizador horizontal y el lomo del fuselaje, sin dañar apenas el ala derecha y los timones de dirección y profundidad. Como consecuencia del golpe de cola, se partió el fuselaje a media distancia entre la deriva vertical y el borde de salida del ala.

Los daños y fracturas debidas al impacto con el terreno se distinguen perfectamente de las grietas y fisuras, paralelas a la cuerda, encontradas en las alas. Se estima que éstas se debieron a cargas aerodinámicas durante el vuelo.

#### **2.4. Respuesta del planeador a las condiciones de vuelo**

La velocidad limitativa de vuelo en turbulencia es de 180 km/h. A esa velocidad el avión debe resistir una racha vertical de 15 m/s, de acuerdo con las normas de diseño. A la velocidad operativa máxima de picado,  $V_{NE}$ , la racha instantánea que el planeador debe resistir por diseño es de 7,5 m/s.

En este caso, de acuerdo con el análisis que se hace, el planeador entró en una zona de turbulencia con velocidad del orden de 230 km/h y encontró una ráfaga que pudo ser de 7,9 m/s, como se deduce del diagrama de velocidad vertical (véase figura 7), al pasar de descender a 4,6 m/s a subir a 3,3 m/s. Sin embargo, éstos son sólo valores medios que se han deducido de las posiciones sucesivas en períodos de 10 s. Aunque la racha pudo ser de intensidad aún superior, los tiempos de entrada en la ráfaga fueron de 10 ó 20 segundos en vez de ser instantánea. Por todo ello no se puede asegurar que se excedieran las condiciones de diseño en cuanto a ráfagas, aunque sí se puede suponer razonablemente que la racha fue violenta.

En los segundos posteriores —si se accionó bruscamente el mando de profundidad con amplitudes mayores de un tercio de su recorrido— pudieron alcanzarse en esta ocasión los límites de diseño por cargas de maniobra, que se adicionarían a los de las ráfagas y turbulencias. También se superaría la velocidad límite con flap positivo de 130 km/h si se llegó a accionar éste. No se ha podido determinar si en la fase de alta velocidad se entró con posición distinta de flap 1, en cuyo caso se habría excedido también el límite de velocidad de 200 km/h para flap 2.

El vuelo, en condiciones próximas a los límites de diseño, según este análisis, pudo producir deformaciones grandes e incipientes fisuras y grietas como las observadas en distintas estaciones de las dos alas y que son diferentes de los daños producidos por el impacto con tierra.

Se estima que, al mismo tiempo, la turbulencia inició y sostuvo unas vibraciones, que sintió el piloto, y que condujeron a un fenómeno de flameo de las alas («flutter»), aun-

que no se hubiera alcanzado la velocidad  $V_{NE}$  de la placa de limitaciones. (El valor limitativo de  $V_{NE}$  es de 265 km/h, pero ese valor corresponde a una posición de flap 1; no se sabe si el avión estaba configurado con distinta selección de flap.) Las oscilaciones del flameo pudieron cargar la estructura a flexión positiva y negativa, hasta su límite elástico, muchas veces en los cuatro minutos que duró el vuelo a alta velocidad.

Distintas directivas de aeronavegabilidad (AD) y boletines de servicio (SB), así como el mismo manual de vuelo, previenen del fenómeno de flameo en este tipo de velero. No se ha podido determinar, por el estado de los restos, ninguna evidencia de la posible contribución del estado de los mandos en este accidente. En otros accidentes e incidentes la falta de equilibrado másico de los alerones y la holgura de los mandos fue la causa del flameo de alerones. En este caso, tras el accidente solamente se pudo observar una grieta en el flap derecho, que arrancaba de una de las charnelas, cuyo origen es incierto.

Aún más, si en aquellos momentos de vuelo a altas velocidades se seleccionó flap positivo, pudo producirse el fenómeno de «inversión de mandos». Como se describió en el punto 1.4, este planeador está dotado de «flaperones». Mediante este sistema los alerones acompañan el movimiento de los flaps en ciertas posiciones, aumentando la curvatura de los perfiles del ala a lo largo de toda la envergadura. La pérdida de rigidez a torsión del ala por las grietas y fisuras que se han encontrado anularía el incremento de sustentación que el flap debiera proporcionar, y que hubiera podido servir para controlar la actitud longitudinal del avión.

## 2.5. Consideraciones sobre las técnicas de pilotaje

Cada planeador tiene una placa de limitaciones que el piloto de veleros tiene que conocer. Las limitaciones se refieren al peso, posición del centro de gravedad y a las limitaciones de velocidad. Dos de las limitaciones son aplicables a este caso: la limitación de velocidad de entrada en turbulencia,  $V_B$ , y la velocidad máxima de operación que nunca se debe exceder,  $V_{NE}$ .

La  $V_B$  protege de que se puedan generar factores de carga superiores a los de diseño si se encuentran ráfagas fuertes. En la práctica del vuelo sin motor en España es frecuente encontrarse con ascendencias y descendencias de  $\pm 5$  m/s. Muchas veces se piensa que las limitaciones de velocidad en turbulencia son aplicables solamente en los casos de vuelo cerca de cumulonimbos, tormentas y en rotores de onda de montaña. No es así, como este caso ilustra: en condiciones de vuelo térmico es muy posible pasar de ráfagas descendentes a ráfagas verticales ascendentes rápidamente, y sólo se estará a salvo de sus nocivos efectos si se respeta el límite de velocidad de vuelo en turbulencia y se controlan las cargas de maniobra.

La limitación  $V_{NE}$  expresa que nunca jamás se debe volar a una velocidad superior a ella.

La certificación de los planeadores implica que se han calculado las fuerzas aerodinámicas y la resistencia de la estructura para soportar las cargas de vuelo a esa velocidad, pero eso sólo se ha demostrado normalmente en las pruebas para la certificación, durante escasos segundos, en condiciones de vuelo ideales: ausencia de turbulencia, mínimas cargas de maniobra, ajuste óptimo de los mandos, perfecto equilibrado másico de superficies de mando, entrenamiento de piloto para no inducir oscilaciones que perturben el vuelo, etc. La velocidad normal de utilización de un planeador debe ser siempre conservativamente más baja. La  $V_{NE}$  protege al avión y al piloto cuando inadvertidamente se puedan ver inmersos en vuelo a alta velocidad, como pueden ser los casos de salidas de barrena o picados incontrolados. Especial consideración merece el vuelo sobre áreas montañosas, en las que las ráfagas suelen ser más violentas. La elección de la velocidad de vuelo responde, en cuanto a seguridad de vuelo, a dos criterios: las velocidades bajas pueden inducir a una pérdida si se encuentra una racha de viento en cola, muy peligrosa sobre todo volando a baja altura. Las velocidades altas pueden ocasionar que inadvertidamente se exceda las  $V_B$ , o la  $V_{NE}$ , si se encuentra una racha de viento en cara.

En vuelo a alta velocidad se debe sujetar firmemente la palanca de mando. Los movimientos de palanca deben ser oportunos pero suaves para evitar sumar, a las cargas aerodinámicas de las ráfagas, las de maniobra. El máximo accionamiento permitido de la palanca en esas condiciones es de un tercio de su recorrido, lo cual puede no ser respetado en situación de pánico cuando se trata «por todos los medios» de recuperar el control perdido de la aeronave. Además, en una aeronave ligera como el planeador, las fuerzas en la palanca no son muy grandes, incluso a alta velocidad, por lo que es relativamente sencillo sobremandar en la maniobra de recogida si no se tiene una sensibilidad y entrenamiento adecuado.

### 3. CONCLUSIÓN

#### 3.1. Conclusiones

- El planeador tenía certificado de aeronavegabilidad en vigor y había pasado la inspección reglamentaria de 100 h de vuelo.
- El manual de vuelo previene de la posibilidad y riesgo de flameo a alta velocidad, en condiciones de turbulencia y del riesgo de adicionar cargas de maniobra cuando se presentan cargas de ráfagas.
- El piloto tenía su licencia en vigor.
- Las condiciones de vuelo eran visuales con posibilidad de cúmulos de desarrollo. A media tarde había actividad térmica de intensidad moderada.
- El avión volaba en el planeo final a 200 km/h, velocidad superior a la limitativa para aire turbulento, que era de 180 km/h.
- El planeador, volando por debajo de la base de posibles nubes, encontró una ráfaga vertical fuerte y turbulencia.



- Además de la ráfaga vertical, se produjo un cambio en la dirección del viento que soplaban del NW en altura y del SW a ras del suelo.
- El piloto sintió vibraciones y que la aeronave entraba en un picado.
- Posiblemente se sumaron las cargas aerodinámicas debidas a la ráfaga con las cargas aerodinámicas de maniobra producidas por el accionamiento de la palanca para el encabritado del avión.
- El piloto no pudo controlar la trayectoria descendente y decidió saltar en paracaídas.
- Se soltó los arneses sin antes haber abierto la carlinga, y salió despedido fuera de la cabina.
- Descendió suspendido del paracaídas hasta llegar a tierra,
- El piloto sufrió la rotura de varias costillas y lesiones de diversa consideración al contacto con tierra, por arrastre y por el golpe en la cabeza contra la carlinga.
- La aeronave siguió volando sin control hasta impactar, a poca velocidad, con el terreno.
- En la aeronave se apreciaron daños de flexión de las alas producidos durante el vuelo, además de los daños debidos al impacto contra el suelo.
- Se estima que la aeronave experimentó fenómenos aeroelásticos de flameo e inversión de mandos.

### 3.2. Causas

El avión entró en un área de turbulencias, de moderadas a fuertes, con una velocidad superior a la limitativa para condiciones de turbulencia fuerte. Esa velocidad se incrementó por efecto de un cambio en la dirección del viento, que pasó de ser en cola a viento en cara.

Es probable que el accionamiento brusco de la palanca en maniobra de encabritamiento contribuyera a que se alcanzasen los esfuerzos límite que la estructura no era capaz de resistir.

Sobrepasado el nivel de deformaciones elásticas, se produjeron grietas y fisuras en las alas que disminuyeron la rigidez de la estructura y se propició que se generaran y se mantuvieran fenómenos de flameo e inversión de mandos.

## **APÉNDICE A**

### **Resumen del vuelo**

- Al sorprenderle la ráfaga su velocidad era de 230 km/h IAS y su altura de unos 1.300 m sobre el terreno.
- Con la ráfaga pasó de descender a  $-4,8$  m/s a subir a  $3,3$  m/s (variación de  $8,1$  m/s en un período de unos 30 s).
- El piloto saltó o fue despedido pocos segundos antes o después de las 16:28:17.
- Estuvo volando a unos 200 km/h IAS desde un minuto antes de la ráfaga y después dos hasta el accidente.
- Alcanzó velocidades de 270 km/h IAS en el picado incontrolado.
- Salió del avión en picado fuerte o en vuelo invertido,
- La altura sobre el terreno sobrevolado era de unos 525 m cuando abandonó el planeador.
- El rumbo se mantuvo entre los  $185^{\circ}$  y los  $209^{\circ}$  sin grandes variaciones en los cuatro últimos minutos.
- El ángulo medio de picado en los últimos 10 s es de  $-36$  grados.
- El ángulo medio de picado en los 10 s precedentes es de  $-8$  grados.

### Parámetros de vuelo

Viento de  $315^{\circ}/20$  km/h a altitudes superiores a 1.900 m.

Viento de  $240^{\circ}/20$  km/h a altitudes inferiores a 1.900 m.

QNH: 1.016 mb.

**RESUMEN DE DATOS**
**LOCALIZACIÓN**

|              |                                                   |
|--------------|---------------------------------------------------|
| Fecha y hora | <b>Sábado, 23 de julio de 2005; 10:26 h local</b> |
| Lugar        | <b>Sollana (Valencia)</b>                         |

**AERONAVE**

|               |                                                                      |
|---------------|----------------------------------------------------------------------|
| Matrícula     | <b>D-ELBW</b>                                                        |
| Tipo y modelo | <b>CESSNA F 172N</b>                                                 |
| Explotador    | <b>East Point Aviation (antiguo AEP, Aviador Escuela de Pilotos)</b> |

**Motores**

|               |                           |
|---------------|---------------------------|
| Tipo y modelo | <b>LYCOMING O-320 D1A</b> |
| Número        | <b>1</b>                  |

**TRIPULACIÓN**
**Piloto al mando**

|                           |                                                       |
|---------------------------|-------------------------------------------------------|
| Edad                      | <b>42 años</b>                                        |
| Licencia                  | <b>Piloto comercial de avión</b>                      |
| Total horas de vuelo      | <b>2.350 h (inform. proporcionada por la empresa)</b> |
| Horas de vuelo en el tipo | <b>2.000 h (inform. proporcionada por la empresa)</b> |

**LESIONES**

|                | Muertos  | Graves | Leves/ilesos |
|----------------|----------|--------|--------------|
| Tripulación    | <b>1</b> |        |              |
| Pasajeros      |          |        |              |
| Otras personas |          |        |              |

**DAÑOS**

|             |                  |
|-------------|------------------|
| Aeronave    | <b>Destruída</b> |
| Otros daños | <b>Ninguno</b>   |

**DATOS DEL VUELO**

|                   |                            |
|-------------------|----------------------------|
| Tipo de operación | <b>Desconocida</b>         |
| Fase del vuelo    | <b>Vuelo a baja altura</b> |

**INFORME**

|                     |                              |
|---------------------|------------------------------|
| Fecha de aprobación | <b>22 de febrero de 2006</b> |
|---------------------|------------------------------|

## 1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

### 1.1. Reseña del vuelo

El sábado 23-07-2005 la aeronave D-ELBW despegó a las 10:14 horas<sup>1</sup> desde la pista 30 del Aeropuerto de Valencia. El piloto había presentado dos horas antes un plan de vuelo con la siguiente información:

- Origen-destino: Aeropuerto de Valencia.
- Aeródromo alternativo: Muchamiel.
- Duración estimada del vuelo: 4 horas y media.
- Tipo de vuelo: aviación general.

Después del despegue, la aeronave se dirigió hacia el sur alcanzando el punto de notificación S-1 Sollana doce minutos más tarde, momento a partir del cual se perdió el contacto radio y radar con la aeronave. Poco después la aeronave impactó contra el terreno al norte de una antigua pista de tierra en las inmediaciones de Sollana, aproximadamente 15 NM al sur del Aeropuerto de Valencia.

El piloto, única persona a bordo, resultó muerto como consecuencia del impacto.

### 1.2. Daños sufridos por la aeronave

Los restos de la aeronave se encontraban a 50 m al noroeste de la cabecera más oriental de la pista de Sollana, una pista eventual de tierra de aproximadamente 700 × 20 m que se había usado en temporadas anteriores para actividades de fumigación.

El estado y disposición de los restos después del accidente era la siguiente.

#### Estructura

- La aeronave se encontraba en un terreno cultivado de arroz apoyada sobre su lado izquierdo (punta del plano, fuselaje inferior y tren izquierdo) dejando elevado el plano derecho. Delante del motor había una zona más profunda.
- El tren de morro había sido arrancado de su anclaje y desplazado hacia atrás.
- El motor y sus accesorios se mantenían unidos al resto de la estructura y estaban desplazados contra el mamparo cortafuegos, hacia abajo y hacia la izquierda (visto desde la posición del piloto).

<sup>1</sup> La referencia horaria utilizada en este informe es la hora local salvo que se especifique lo contrario.



- El plano y riostra derecho, así como el conjunto de cola, no presentaban aparentemente daños.
- El plano izquierdo tenía deformaciones en la unión con el fuselaje (sobre todo en el borde de salida), así como en el borde de ataque del extremo del plano.
- Las dos palas de la hélice quedaron en posición horizontal: una de ellas tenía una marca profunda de pequeña longitud en el extradós cerca de la punta de pala y en sentido paralelo al borde de ataque. Esta misma pala presentaba una deformación de 90° aproximadamente hacia la parte del fuselaje sin apenas «enroscamiento». La otra pala estaba prácticamente intacta.

### Cabina

- El mando de flap estaba en la posición de UP.
- Los instrumentos de motor estaban a cero.
- El máster estaba en ON.
- La válvula selectora de combustible estaba en una posición intermedia entre BOTH y LEFT.
- Los mandos de motor (gases y mezcla) estaban hacia delante, es decir, mezcla rica y potencia máxima.
- Manual del vuelo y listas de chequeo en alemán.
- Magnetos en BOTH. Aunque los bomberos habían quitado la batería y la llave de las magnetos, posteriormente se confirmó que la posición de ésta era BOTH.
- Dentro de la aeronave se encontró material de publicidad (pancartas, porterías, cuerdas y ganchos).

### 1.3. Información sobre la tripulación y aeronave

El piloto, de nacionalidad española, tenía licencia de piloto comercial y trabajaba para una empresa de publicidad aérea como director de operaciones y como piloto.

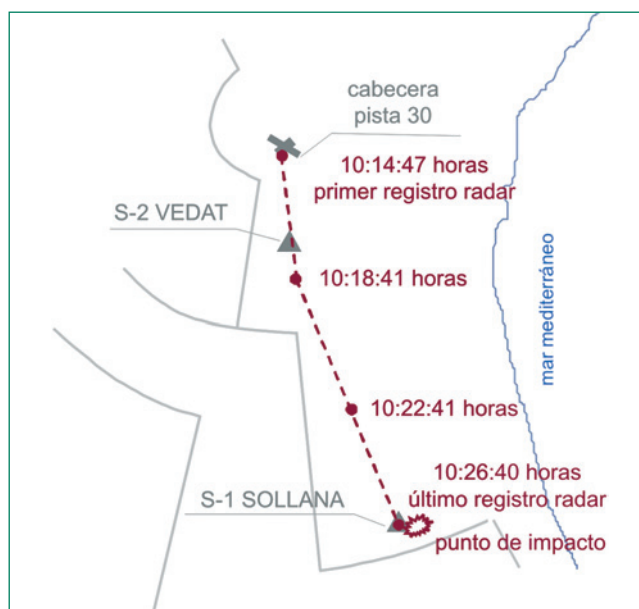
La empresa tenía en propiedad una aeronave PA-28 (operada habitualmente por el piloto) que estaba autorizada para realizar arrastre de cartel desde el 15-06-2005 hasta el 15-06-2006.

Por necesidades operativas para la temporada de verano, la empresa había contratado otro piloto, que iba a utilizar la PA-28, y había alquilado una segunda aeronave de matrícula alemana D-ELBW, que iba a ser utilizada por el piloto accidentado para realizar arrastre de cartel desde julio hasta mediados de septiembre. En relación con la nueva aeronave, aunque la empresa había solicitado a la DGAC los permisos para poder operarla, no había obtenido aún la autorización. Además de la autorización por la DGAC, a efectos de coordinación del uso del espacio aéreo, es necesario que Aena conozca y apruebe dicha operación. En este sentido, la aprobación que concedió a Aena para operar el día 23 de julio hacía referencia exclusivamente a la aeronave PA-28 y no a la accidentada.

En cuanto al estado general de la aeronave, tres semanas antes había pasado una revisión de 200 horas. En el momento del accidente la aeronave tenía 8.942 horas y le quedaban casi 40 horas hasta la siguiente revisión de 50 horas.

### 1.4. Información ATC

De los registros de comunicaciones y trayectoria radar se ha podido obtener la secuencia que se muestra en la tabla y el gráfico. De estos registros cabe señalar:





| Dependencia  | Hora local | Comunicación-traza radar                                                                                                                                              |
|--------------|------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| TWR Valencia | 10:12:11   | — Inicio de comunicaciones con TWR Valencia.<br>— Autorización para despegar por la pista 30 con viento en calma hasta el VEDAT (S-2) a 1.000 ft de altura.           |
|              | 10:13:22   | Inicio de la carrera de despegue.                                                                                                                                     |
|              | 10:14:47   | Primer registro radar.                                                                                                                                                |
|              | 10:16:54   | — Alcanza el VEDAT y se le autoriza a volar hasta Sollana (S-1) a 2.500 ft.<br>— Mensaje correlacionado por la aeronave.                                              |
|              | 10:23:34   | — TWR le indica el cambio de frecuencia a APP Valencia (120.1 MHz) cuando alcance Sollana.<br>— La aeronave correlaciona el mensaje.                                  |
| APP Valencia | 10:25:21   | — La aeronave contacta con APP diciéndole que está en Sollana, que se dirige al Aeródromo de Muchamiel y solicita información de tráfico.<br>— Último contacto radio. |
|              | 10:26:40   | Último registro radar que coincide con Sollana.                                                                                                                       |
| TWR Valencia | 10:32:09   | Aviso de accidente.                                                                                                                                                   |

- La aeronave no notificó la existencia de ningún problema técnico o de cualquier otro tipo que le llevara a hacer un aterrizaje de emergencia en la pista eventual de Sollana, a pesar de que la última comunicación la realizó en este punto.
- Se dirigía al Aeródromo de Muchamiel, aunque en el plan de vuelo aparecía como alternativo.
- La velocidad registrada fue de 60 kt durante todo el trayecto.

### 1.5. Inspección de los restos

Las inspecciones que se realizaron a la aeronave descartan cualquier problema mecánico interno en el grupo motopropulsor previo al accidente:

#### Sistema de combustible

- El tanque derecho no tenía nada de combustible, mostrando la válvula de drenaje de este plano un aspecto muy seco.
- El plano izquierdo, sobre el que estaba apoyada la aeronave, tenía unos 25 litros de combustible.
- Se comprobó la continuidad e integridad de los conductos de combustible entre los depósitos y la válvula selectora: los correspondientes al plano derecho estaban en buenas condiciones y los del plano izquierdo tenían daños compatibles con el impacto, sin poderse apreciar ningún problema previo al accidente.

- Se desmontó la válvula selectora de combustible y se pudo comprobar que la selección de ésta antes del accidente estaba en el tanque izquierdo. Además, funcionaba correctamente sin existir comunicación entre salidas (salvo en la posición de BOTH) y quedando cortados todos los accesos al motor en la posición de OFF.
- Se descubrieron aquellas partes del suelo y cabina por las que van alojadas las tuberías del sistema de combustible para poder detectar posibles fugas previas al accidente, sin poderse apreciar olores o manchas indicativas de este hecho.
- La tubería de unión de la válvula selectora con el filtro de gasolina estaba deformada a consecuencia del impacto.
- En general el desmontaje de los conductos descritos hasta ahora mostró una presencia de combustible anormalmente baja.
- La tubería de unión del filtro de gasolina con el carburador estaba intacta y no tenía combustible.
- Se desmontó el tapón de drenaje del carburador sin que drenara nada de combustible.
- La ventilación del sistema de combustible estaba en buenas condiciones sin presentar ninguna obturación.
- El extradós de los planos no mostraba marcas de haberse producido fugas de combustible por un mal cierre de los tapones de llenado.

## Otros

- Tanto el colector de escape como el silenciador situado en la parte inferior del motor se mantenían en buenas condiciones sin roturas ni grietas.
- Las magnetos se desmontaron y se comprobó que producían corriente. En la magneto izquierda se detectó que la cuña de sujeción de la bobina de alta estaba suelta, aunque no se considera de efecto en el funcionamiento de la misma.
- Las bujías estaban muy erosionadas, aunque ninguna tenía señales visibles de fallo.
- Se comprobó el funcionamiento del tren de válvulas, de los pistones, giro de la hélice y nivel de aceite, sin detectarse ninguna anomalía.
- Se desmontó el carburador comprobando el funcionamiento de los mandos de mezcla y gases, así como la bomba de aceleración.
- Se comprobó la continuidad del sistema de cebado al motor comprobando que llegaba combustible en las cuatro primeras actuaciones del mando en cabina.

## 1.6. Registro de vuelos, repostajes y consumo de combustible

A partir de los registros de repostaje de combustible, de los planes de vuelo y del libro de la aeronave se ha podido obtener la secuencia de vuelos y repostajes desde que la aeronave llegó a España desde Alemania. En ella se observa la siguiente actividad:

- La aeronave llegó a Valencia el 28 de junio desde Stuttgart parando en Girona previamente.

- Una vez en Valencia se realizaron dos vuelos.
- La aeronave estuvo parada desde el día 3 hasta los días 15 y 16 de julio, en los que el piloto accidentado realizó dos vuelos de publicidad de 2 h de duración cada uno.

| Día      | Hora local | Actividad                                                                                          |   |
|----------|------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------|---|
| 28-06-05 | 07:50      | — Vuelo Stuttgart-Girona.<br>— Piloto alemán.                                                      |   |
|          | 13:51      | Repostaje de 117 litros en el Aeropuerto de Girona.                                                |   |
|          | 15:04      | — Vuelo Girona-Valencia. 2:13 horas de vuelo.<br>— Piloto alemán.                                  | ① |
| 29-06-05 | 14:32      | — Vuelo Valencia-Ibiza de 1:08 horas de duración.<br>— Piloto alemán.                              | ② |
| 03-07-05 | 09:41      | — Vuelo Ibiza-Valencia de 1:22 horas de duración.<br>— Piloto alemán.                              | ③ |
| 15-07-05 | 13:47      | Repostaje de 55 litros en el Aeropuerto de Valencia.                                               |   |
|          | 15:16      | — Vuelo Valencia-Valencia de 1:55 horas de duración.<br>— Vuelo de publicidad. Piloto accidentado. | ④ |
|          | 17:22      | Repostaje de 79 litros en el Aeropuerto de Valencia.                                               |   |
| 16-07-05 | 15:13      | — Vuelo Valencia-Valencia de 2 horas de duración.<br>— Vuelo de publicidad. Piloto accidentado.    | ⑤ |
|          | 17:16      | Repostaje de 77 litros en el Aeropuerto de Valencia.                                               |   |
| 23-07-05 | 10:14      | Vuelo del accidente. 12 minutos de duración.                                                       |   |

La capacidad total de los tanques de esta aeronave es de 204 litros, de los cuales 189 son utilizables. Para los cálculos de consumo de combustible se han considerado dos condiciones de vuelo distintas<sup>2</sup>:

- Para los vuelos ①, ② y ③, condiciones de crucero con tres tipos de consumos: 21, 25 y 30 litros/hora.
- Para los vuelos de publicidad ④ y ⑤, consumos de 40 litros/hora.

Como sólo se conocen las cantidades repostadas pero no el momento en el que los tanques estaban al máximo de su capacidad, se han realizado distintos cálculos y las conclusiones son las siguientes:

- Después del último repostaje del día 16-07-05 los tanques no podían estar llenos.
- La cantidad de combustible en los depósitos después del repostaje en Girona debía ser cercana a la total.

<sup>2</sup> Los consumos en condiciones de vuelo normal se han obtenido del manual de vuelo de la aeronave y se han contemplado consumos máximos (30 l/h), mínimos (21 l/h) y un tercer consumo intermedio (25 l/h). Los consumos en vuelos de propaganda son mayores debido a la resistencia que producen, por un lado, la pancarta y, por otro, la aptitud de la aeronave para realizar vuelos a bajas velocidades (alrededor de 60 kt).

- Con 204 litros antes del vuelo ①, un consumo de 40 l/h para los vuelos de publicidad y un consumo para los vuelos de crucero de 21, 25 y 30 l/h, la cantidad de combustible en la aeronave antes del vuelo del accidente sería de 163, 141 y 117 litros, respectivamente.

### 1.7. Información sobre el sistema de combustible

La aeronave Cessna 172N, de ala alta, tiene un sistema de combustible formado por dos tanques (uno en cada plano) desde los que únicamente por gravedad el combustible llega a la válvula selectora situada en el suelo del avión (de posiciones BOTH, LEFT, RIGHT y OFF). Desde la válvula selectora, el combustible pasa por el filtro y llega al cebador y al carburador, donde se mezcla con el aire y es conducido a través del colector de admisión a las cámaras de combustión. La ventilación del sistema se lleva a cabo mediante una línea que conecta ambos tanques, una válvula de chequeo y los tapones ventilados de llenado de los tanques.

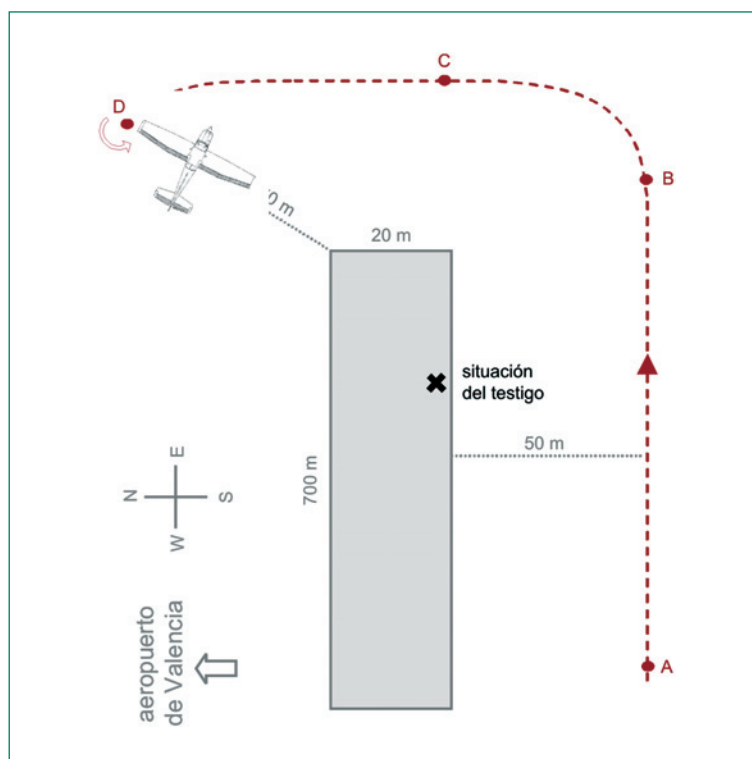
El manual de vuelo contiene las siguientes notas y alertas específicas relacionadas con el sistema de combustible y su utilización:

- Para despegues, ascensos, aterrizajes y maniobras que implican resbales y derrapes prolongados, la válvula selectora debe estar en la posición de BOTH. La operación con cualquiera de las posiciones LEFT o RIGHT está reservada para vuelo en crucero (sección 7 del manual de vuelo).
- El capítulo dedicado a la gestión de combustible recalca, entre otros, la importancia de los cálculos de consumos de combustible en la planificación del vuelo, los peligros de falta de suministro en virajes o maniobras no coordinadas y la importancia de la selección de los tanques según las maniobras a realizar (suplemento 6 del Pilot Safety and Warning Supplements).

### 1.8. Declaraciones de testigos

El dueño de una de las fincas adyacentes a la pista eventual de Sollana se encontraba descansando cuando vio la aeronave acercarse. Según su declaración, la trayectoria que siguió fue la siguiente:

- Tramo AB: paralelo a la pista a unos 50 m a la derecha y con una altura de unos 50 ft.
- Tramo BCD: perpendicular al eje de la pista.
- Punto C: empieza a perder altura.
- Punto D: la aeronave estaba orientada paralela a la pista cuando el plano izquierdo chocó con el suelo provocando el giro de la aeronave y quedando en su posición final.



## 2. ANÁLISIS

### 2.1. Tipo de vuelo

El sábado 23-07-2005, la aeronave D-ELBW despegó del Aeropuerto de Valencia y comunicó su intención de dirigirse al Aeródromo de Muchamiel. La compañía ha declarado desconocer los motivos por los que se dirigía a este aeródromo y, aunque el plan de vuelo indicaba un vuelo de aviación general, llevaba un equipo de propaganda aérea que permitía su instalación por una sola persona y que no precisaba en tierra personal de apoyo, ya que la portería se convierte en parte de la estructura de la pancarta. Además, la aeronave había sido utilizada por la compañía en dos vuelos anteriores, por lo que no parece lógico que se estuviera realizando un vuelo de comprobación.

Doce minutos después, y situado en Sollana a 15 NM al sur del Aeropuerto de Valencia, la aeronave mantuvo comunicación radio con APP Valencia, sin reportar ningún problema técnico con la aeronave ni su intención de realizar ningún aterrizaje de emergencia. Después de la última comunicación la aeronave se dirigió hacia la pista eventual de Sollana realizando una pasada a baja altura a la derecha de la pista, seguido de un viraje hacia la izquierda en el cual se produjo el accidente. La baja velocidad mantenida en todo el trayecto, la falta de alineación con la pista y la configuración de la aeronave (posición de las palancas de motor, flaps retraídos, etc.) no indican que el piloto estuviera ejecutando ningún procedimiento de emergencia ni quisiera realizar en la pista un aterrizaje de emergencia.

Descartando una toma de emergencia, habiendo operado con anterioridad la aeronave y llevando a bordo un equipo de propaganda publicitaria, una posibilidad es que el piloto decidiera en último momento utilizar la pista eventual de Sollana para montar la portería allí en vez de llegar hasta Muchamiel, y estuviera realizando un vuelo de reconocimiento a la pista.

## 2.2. Combustible

La posición de la válvula selectora de combustible antes del accidente estaba en LEFT, es decir, el combustible estaba siendo suministrado exclusivamente del tanque izquierdo.

Esta situación no es la que el manual de vuelo y los suplementos dedicados a la gestión del combustible recomiendan, sino que explícitamente se indica que la selectora de combustible debe estar siempre en BOTH, salvo en vuelo de crucero para igualar el peso de los planos. Estas alertas son especialmente importantes en aviones que, como la Cessna 172, no tienen bomba y en los que las interrupciones de suministro al motor se producen con mayor facilidad que en otras aeronaves con bomba, como la PA28, que el piloto había volado. Con el depósito izquierdo seleccionado y realizando un viraje hacia la izquierda, el combustible que hubiera en el plano se debió desplazar hasta el extremo del mismo y, momentáneamente, el motor pudo quedarse sin combustible.

De hecho, la inspección de todos los conductos y elementos del sistema de combustible mostraron que, o bien no había combustible, o bien que si tenían era una cantidad anormalmente baja.

La cantidad de combustible en la aeronave en el momento de la inspección era de 25 litros obtenidos exclusivamente del depósito izquierdo (coherente con la posición de la selectora). Esta cantidad no concuerda con la estimación que se ha hecho con base en vuelos, repostajes y consumos en el apartado 1.6, según la cual la aeronave, seis días antes, tendría, al menos, la mitad de los depósitos llenos. Se ha comprobado que durante este tiempo la aeronave no realizó ningún vuelo hasta el del accidente, aunque se desconoce si se realizó alguna acción sobre la misma que afectara al combustible. En relación con esta posibilidad de haber despegado con menos combustible, en la inspección prevuelo el piloto debería haber detectado, tanto visualmente en el propio tanque como en cabina, el combustible disponible.

Asimismo, se ha descartado cualquier fuga de combustible en vuelo que, por una parte, un piloto experimentado hubiera detectado por el olor y que, por otra parte, hubiera dejado alguna huella en la estructura. Como elemento adicional, el estado de las plantas de arroz, que se mantenían intactas alrededor de la aeronave, no indica que se hubiera producido un derrame de combustible en el suelo. La última posibilidad que justificara la ausencia de combustible en los tanques sería que durante el período transcurrido entre el accidente y la inspección de los restos hubiera sido extraído de la aeronave.

### 2.3. Impacto

En estas condiciones, viraje hacia la izquierda utilizando el combustible del tanque izquierdo, la cantidad de combustible que tuviera la aeronave se debió desplazar hacia el extremo del ala dejando el motor sin suministro de combustible y produciendo una parada del mismo.

Esto debió provocar una pérdida de altura que le llevó a impactar, con una actitud de picado, primero con la zona delantera del extremo del plano izquierdo, pivotando sobre él, y después con el morro dejando en el terreno el hueco que aparecía delante la aeronave. La ausencia de combustible en el motor, así como de marcas en la hélice salvo un arañazo longitudinal en una de las palas y la doblez sin torsión de esa misma pala, dan indicios de que el motor impactó sin potencia.

## 3. CONCLUSIONES

### 3.1. Conclusiones

- La aeronave no tenía autorización para realizar vuelos de propaganda publicitaria aunque los había realizado anteriormente.
- No estaba ejecutando un aterrizaje de emergencia.
- No comunicó por radio ningún problema técnico.
- Todo el combustible de la aeronave se recogió del tanque izquierdo.
- La válvula selectora de combustible estaba en posición de LEFT.
- Los conductos y elementos del sistema de combustible mostraron una cantidad anormalmente baja de combustible.
- La aeronave repostó 77 litros seis días antes del accidente y desde entonces había estado parada.

### 3.2. Causa

Se considera como causa probable del accidente la interrupción de suministro de combustible al motor durante un viraje hacia la izquierda con una inadecuada selección del depósito (LEFT) por parte del piloto. El combustible se debió desplazar al extremo del plano dejando la salida del depósito vacía. La parada del motor se produjo en una maniobra a muy baja altura, lo que llevó a la aeronave a descender y chocar con el plano izquierdo contra el suelo.



**RESUMEN DE DATOS**
**LOCALIZACIÓN**

|              |                                                    |
|--------------|----------------------------------------------------|
| Fecha y hora | <b>Sábado, 13 de agosto de 2005; 11:45 h local</b> |
| Lugar        | <b>Aeropuerto de Cuatro Vientos (Madrid)</b>       |

**AERONAVES**

|                 |                        |                      |
|-----------------|------------------------|----------------------|
| Matrículas      | <b>EC-HAT</b>          | <b>D-ECHM</b>        |
| Tipos y modelos | <b>CESSNA 172N</b>     | <b>CESSNA FR172G</b> |
| Explotadores    | <b>American Flyers</b> | <b>Privado</b>       |

**Motores**

|                 |                            |                             |
|-----------------|----------------------------|-----------------------------|
| Tipos y modelos | <b>Lycoming O-320-H2AD</b> | <b>Continental IO-360-D</b> |
| Número          | <b>1</b>                   | <b>1</b>                    |

**TRIPULACIÓN**
**Piloto al mando**

|                           |   |                                |
|---------------------------|---|--------------------------------|
| Edad                      | — | <b>49 años</b>                 |
| Licencia                  | — | <b>Piloto privado de avión</b> |
| Total horas de vuelo      | — | <b>200 h</b>                   |
| Horas de vuelo en el tipo | — | <b>50 h</b>                    |

**LESIONES**

|                | Muertos | Graves | Leves/ilesos |
|----------------|---------|--------|--------------|
| Tripulación    |         |        | <b>1</b>     |
| Pasajeros      |         |        |              |
| Otras personas |         |        |              |

**DAÑOS**

|             |                                   |
|-------------|-----------------------------------|
| Aeronave    | <b>Importantes</b>                |
| Otros daños | <b>Aeronave aparcada (EC-HAT)</b> |

**DATOS DEL VUELO**

|                   |                                                  |
|-------------------|--------------------------------------------------|
| Tipo de operación | <b>Aviación general – No comercial – Privado</b> |
| Fase del vuelo    | <b>Puesta en marcha</b>                          |

**INFORME**

|                     |                            |
|---------------------|----------------------------|
| Fecha de aprobación | <b>25 de enero de 2006</b> |
|---------------------|----------------------------|

## 1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

### 1.1. Reseña del vuelo

El piloto tenía la intención de ir a Málaga y le pidió a un conocido su aeronave para realizar el vuelo Cuatro Vientos-La Axarquía.

Cuando llegó a Cuatro Vientos realizó el plan de vuelo y al dirigirse a la aeronave, una Cessna FR172G, matrícula D-ECHM, observó que no tenía batería. De acuerdo con lo que indicó el piloto el MASTER (interruptor de alimentación eléctrica) se había quedado conectado.

El piloto intentó procurarse de medios de energía auxiliares y al no conseguirlo decidió arrancar la aeronave a mano. Según su declaración lo había hecho en anteriores ocasiones con otras aeronaves del mismo tipo.

Puso el freno de aparcamiento y colocó la palanca de gases en la posición de ralentí. Durante aproximadamente 30 minutos trató de arrancar la aeronave sin conseguirlo, por lo que decidió adelantar algo la palanca de potencia. En ese momento se encontraba algo cansado debido al esfuerzo que había realizado al intentar arrancar la aeronave.

Volvió a intentar el arranque y el motor se puso en marcha. A continuación la aeronave inició un movimiento lento. El piloto trató de seguirla pero fue incapaz de abrir la puerta y la aeronave continuó hasta estrellarse con otra aeronave que estaba aparcada delante y a la izquierda, Cessna 172N, matrícula EC-HAT.

La aeronave parada, EC-HAT, frenó a la que estaba en marcha lo que permitió al piloto alcanzarla y parar el motor.

El piloto de la aeronave D-ECHM no sufrió ninguna lesión.

Ambas aeronaves presentaban daños de consideración.

### 1.2. Daños sufridos por las aeronaves

#### 1.2.1. *Daños sufridos por la aeronave EC-HAT*

La aeronave que tenía más daños era la que estaba parada, matrícula EC-HAT, dado que era contra la que impactó la aeronave D-ECHM.

El alerón y la mitad de la semiala derecha habían recibido el impacto de la hélice de la aeronave D-ECHM.



Figura 1. Alerón dañado

El flap del plano derecho presentaba una deformación que se correspondía con la rios- tra del plano izquierdo de la aeronave D-ECHM.

Por último el estabilizador vertical había sufrido en el lado derecho rozaduras y defor- maciones producidas por el extremo de la semiala izquierda de la aeronave D-ECHM.



Figura 2. Deformación del flap



Figura 3. Posición final de ambas aeronaves

#### 1.2.2. *Daños sufridos por la aeronave D-ECHM*

Las tres palas de la hélice de la aeronave D-ECHM, que era de madera, habían quedado reducidas a un tercio de su longitud inicial al contactar con la semiala derecha de la aeronave EC-HAT.

La aeronave siguió avanzando y el parabrisas impactó con la semiala derecha y parte del mismo cayó dentro de la cabina de la aeronave D-ECHM.

El extremo de la semiala izquierda se había desprendido al impactar con el estabilizador vertical de la EC-HAT.

#### 1.2.3. *Ángulo de impacto*

Según la información facilitada por el piloto, la aeronave D-ECHM impactó con la aeronave EC-HAT con un ángulo (entre ejes longitudinales de ambas aeronaves) muy pequeño. Es decir, la trayectoria de la aeronave D-ECHM cuando se encontraba próxima a impactar fue casi paralela al eje longitudinal de la aeronave EC-HAT. Una vez que la hélice impactó con la semiala derecha, la aeronave giró algo hacia la izquierda.

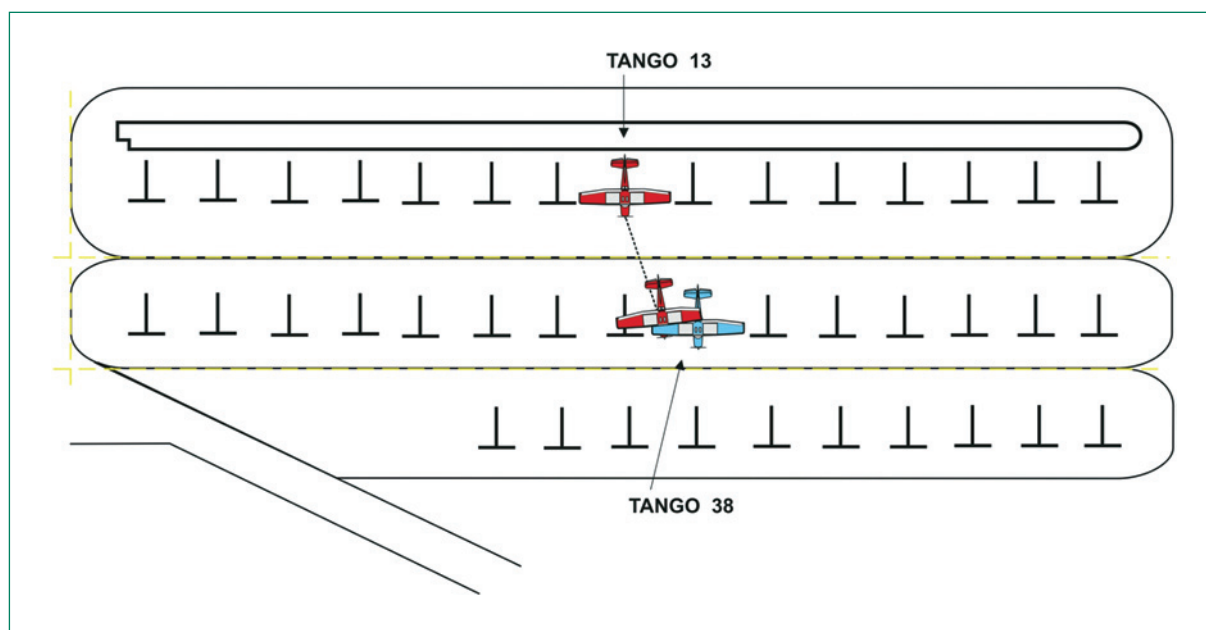


Figura 4. Trayectoria de la aeronave D-ECHM

### 1.3. Información personal

El piloto tenía la licencia de piloto privado de avión. Tanto ésta como el certificado médico clase 2 estaban en vigor. Su experiencia en monomotores era de 200 h y en Cessna 172 de 50 h.

Según informó, había realizado arranques manualmente en anteriores ocasiones, pero en dichas ocasiones la aeronave tenía colocados los calzos para evitar su movimiento.

Había aprendido a realizar arranques manuales cuando compró una aeronave en Bélgica aunque no había recibido formación específica relativa al arranque manual de aeronaves.

### 1.4. Información sobre la aeronave

La aeronave Cessna 172RG, D-ECHM, tenía matrícula alemana, por lo tanto, toda la documentación de la aeronave se había emitido por la autoridad alemana.

Según el certificado de matrícula, se había matriculado el 08-02-2005 por el propietario actual de la aeronave. El año de fabricación era 1970.

La última revisión anual se había realizado el 26-11-2004 en un taller español, centro autorizado de la DGAC, y el certificado de aeronavegabilidad era válido hasta el 30-11-2005 y se había emitido el 07-04-2005 por la autoridad alemana.

El manual de vuelo de la aeronave facilitado por el propietario estaba incompleto y no se ha podido comprobar si existía algún procedimiento específico o alguna prohibición que se refiriera a la puesta en marcha manual de la aeronave.

En cualquier caso, el fabricante de la aeronave informó que en sus manuales no se recoge información relativa al arranque manual.

### 1.5. Información de aeródromo

El Aeropuerto de Cuatro Vientos tiene una pista, 28/10, y una calle de rodaje principal paralela a la pista. En la zona este del aeropuerto se encuentra la plataforma utilizada como aparcamiento. El día del accidente la aeronave EC-HAT estaba aparcada en el T38 y la aeronave D-ECHM se encontraba en el T13, según se muestra en la figura 4.

### 1.6. Información adicional

#### 1.6.1. *Procedimiento de puesta en marcha manual*

Sólo se han encontrado guías emitidas por las autoridades de aviación civil de Australia y de los Estados Unidos Unidos de América que incluyen instrucciones a nivel divulgativo, relacionadas con la puesta en marcha manual. En el Apéndice 1 se recogen parte de dichas recomendaciones.

#### 1.6.2. *Otros manuales de vuelo*

En ejemplares de otros manuales de vuelo consultados de aeronaves de modelos del mismo tipo (Cessna 172N) no se hace mención a la puesta en marcha manual de un motor. En los mismos se especifica que se utilice una fuente exterior de energía para realizar la puesta en marcha en caso de que se agote la batería. Tampoco se establece explícitamente que dicho procedimiento esté prohibido.

Del mismo modo el procedimiento de puesta en marcha del motor indica que se adelante la palanca de potencia un octavo de pulgada.

## 2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

De lo expuesto anteriormente no parece que quede claro si el procedimiento de puesta en marcha manual se puede realizar o no. Se han encontrado pocas referencias informativas que traten este aspecto y tampoco aparece explícitamente reflejado en los Manuales de Vuelo consultados.

De la información revisada parece convenirse en que desde el punto de vista de la seguridad la puesta en marcha manual se debe evitar siempre que sea posible, ya que se trata de un procedimiento peligroso. En cualquier caso, si se decide realizar, en caso de que se produzca una situación de emergencia, deberían seguirse determinadas precauciones como las que se recogen en el Apéndice 1.

En el presente caso el piloto informó que la aeronave no tenía colocados calzos ni se había asegurado su inmovilización. También indicó que adelantó la palanca de gases algo más de lo recomendado en el procedimiento de arranque normal dado que no conseguía que la aeronave arrancase. El arranque lo estaba realizando solo por lo que no había nadie aplicando los frenos en cabina aunque estaba puesto el freno de aparcamiento. Además, se encontraba cansado después de haber estado intentando arrancar durante media hora. Todo esto propició que cuando la aeronave se puso en marcha comenzara a moverse sin que al piloto le diera tiempo a alcanzarla.

Por tanto, la causa probable del accidente fue la realización de un arranque manual sin seguir determinadas precauciones de seguridad.

## **APÉNDICE 1**



Según la información obtenida a partir de un artículo de la revista *Flight Safety Australia* de julio de 1998 y del vídeo *Safety on the Ground*<sup>1</sup>, el procedimiento de puesta en marcha manual se considera de emergencia y debe evitarse siempre que sea posible. Además, establece una serie de recomendaciones para, en caso de que sea necesario, el procedimiento de puesta en marcha manual se realice correctamente:

- «1. En primer lugar establece que la ropa y el calzado sean los adecuados ( en especial no utilizar ropa holgada ni calzado que resbale).
2. Sujetar la hélice con los pulgares y el resto de los dedos paralelos no alrededor de la hélice.
3. Colocar la aeronave sobre un pavimento firme, liso y nivelado, sin obstáculos delante.
4. Asegurar que las dos ruedas del tren principal están frenadas con calzos y que el freno de aparcamiento está correctamente puesto.
5. Hacer el primado con el encendido apagado, y seleccionar la potencia y la posición de la hélice también con el encendido apagado.

Hay que hacer notar que muchos accidentes relacionados con la puesta en marcha manual se producen debido a que se selecciona una potencia que no es la adecuada para arrancar.

Hay que destacar que si se cuenta con otra persona para mover la hélice, se deben confirmar las palabras y el método que se utilizara para todo el proceso (primado, posición de la hélice, qué palabra se utilizará para avisar del encendido). Si por algún motivo no se consigue arrancar, hay que recordar apagar el encendido antes de realizar otro intento.»

Por otro lado, en el documento de la *Federal Aviation Authority de USA, FAA-H-8083-3A Airplane Flying Handbook* se recogen una serie de recomendaciones relativas a la puesta en marcha manual:

#### «Puesta en marcha manual

Incluso cuando la mayoría de los aviones están equipados con arranques electrónicos, es útil que los pilotos estén familiarizados con el procedimiento y los peligros que entraña el arranque de un motor girando la hélice manualmente (arranque manual). Debido a los peligros asociados, este método de arranque debe ser usado sólo cuando sea absolutamente necesario y cuando se hayan tomado las precauciones apropiadas.

Un motor no se debe arrancar manualmente a menos que dos personas, ambas familiarizadas con el avión y las técnicas de arranque manual, estén disponibles

<sup>1</sup> Información facilitada por Civil Aviation Safety Authority of Australian Government.

para hacerlo. La persona que mueva las palas de la hélice dirige toda la actividad y está encargado del procedimiento. La otra persona, que debe conocer los controles, se debe sentar en el avión con los frenos pisados. Como precaución adicional, se pueden colocar calzos delante de las ruedas del tren principal. Si esto no es viable, se puede asegurar la cola del avión atándolo. Nunca se debe permitir ocupar el puesto de pilotaje a alguien que no esté familiarizado con los controles cuando se realice un procedimiento de arranque manual. El arranque manual no se debe intentar nunca solo.

Al realizar el procedimiento, la superficie del suelo debe ser estable y estar limpia. Si el avión no está estable será necesario situarlo en otra posición. Superficies como gravilla suelta, hierba húmeda, barro, aceite, hielo o nieve pueden provocar que la persona que mueve la hélice se resbale cuando el motor arranque.

Ambos participantes deben discutir el procedimiento y ponerse de acuerdo sobre las palabras a utilizar y las acciones a realizar. Para comenzar el procedimiento, el sistema de combustible y los controles del motor (selectora de tanque, primer, bomba, palanca de gases y mezcla) se deben colocar igual que para un arranque normal. Hay que comprobar que el selector de encendido mediante magnetos está apagado. Una vez hecho esto, hay que girar la pala de la hélice que descende para colocarla en una posición ligeramente superior a la horizontal. La persona que hace girar la hélice debe ponerse de frente a la pala que descende y permanecer de pie a una distancia ligeramente inferior a la longitud del brazo. Si se coloca demasiado lejos tendrá que inclinarse y estará en una posición de desequilibrio para alcanzar la pala. Este hecho puede provocar que la persona se caiga sobre las palas que giran cuando el motor arranque.

El procedimiento y las órdenes para un arranque manual podrían ser:

- La persona que se encuentra fuera dice “COMBUSTIBLE ABIERTO, MAGNETOS CORTADAS, GASES CERRADOS, FRENOS APLICADOS”.
- El que ocupa el puesto de pilotaje, después de comprobar que el combustible está abierto, se ha seleccionado mezcla rica, las magnetos apagadas, los gases cortados y los frenos aplicados dice, “COMBUSTIBLE ABIERTO, MAGNETOS CORTADAS, GASES CERRADOS, FRENOS APLICADOS”.
- La persona que está fuera, después de empujar la hélice para cebar el motor dice “FRENOS Y ENCENDIDO”.
- El que ocupa el puesto de pilotaje comprueba que los frenos están aplicados y que las magnetos están encendidas, y dice, “FRENOS Y ENCENDIDO”.

La hélice se gira empujando rápidamente la pala hacia abajo, empujando con las palmas de ambas manos. Si la pala se sujeta fuertemente con los dedos, el cuerpo de la persona que empuja se puede abalanzar sobre las palas de la hélice si falla el encendido o la hélice gira momentáneamente en sentido opuesto. Cuan-

do la pala se empuja hacia abajo, se debe dar un paso hacia atrás, alejándose de la hélice. Si el motor no arranca, no hay que recolocar la hélice e intentar un nuevo arranque hasta que se tenga la certeza de que las magnetos están cortadas.

Las palabras ENCENDIDO (magnetos ON) Y MAGNETOS CORTADAS (magnetos OFF) se usan porque son muy diferentes la una de la otra. En condiciones de ruido intenso o fuertes vientos, las palabras ENCENDIDO y MAGNETOS CORTADAS son fáciles de distinguir.

Cuando se quiten los calzos de las ruedas una vez que el motor arranque, es fundamental que el piloto recuerde que la hélice es casi invisible. Puede ocurrir, y en ocasiones se ha producido, que cuando se van a retirar los calzos se perfore el arco de la hélice ocasionándose graves lesiones o incluso muertes. Antes de quitar los calzos, la palanca de gases tiene que colocarse al ralentí y acercarse por detrás de la hélice a retirarlos. Nunca por delante o un lado.

Los procedimientos de arranque manual deben realizarse de acuerdo con las recomendaciones del fabricante y las listas de chequeo.

Existen procedimientos especiales cuando el motor ya está caliente, muy frío, o cuando está ahogado o ha sufrido un bloqueo por vapor ("vapor locked"). También existe un procedimiento específico cuando se utiliza una fuente de energía externa.»

**RESUMEN DE DATOS**
**LOCALIZACIÓN**

|              |                                                          |
|--------------|----------------------------------------------------------|
| Fecha y hora | <b>Miércoles, 16 de noviembre de 2005; 13:25 h local</b> |
| Lugar        | <b>Aeródromo de Son Bonet (Palma de Mallorca)</b>        |

**AERONAVE**

|               |                          |
|---------------|--------------------------|
| Matrícula     | <b>EC-GDF</b>            |
| Tipo y modelo | <b>PIPER PA-28R-201T</b> |
| Explotador    | <b>Panamedia, S. L.</b>  |

**Motores**

|               |                                        |
|---------------|----------------------------------------|
| Tipo y modelo | <b>TELEDYNE CONTINENTAL TSI-360-FB</b> |
| Número        | <b>1</b>                               |

**TRIPULACIÓN**
**Piloto al mando**

|                           |                                  |
|---------------------------|----------------------------------|
| Edad                      | <b>25 años</b>                   |
| Licencia                  | <b>Piloto comercial de avión</b> |
| Total horas de vuelo      | <b>1.300 h</b>                   |
| Horas de vuelo en el tipo | <b>1.150 h</b>                   |

**LESIONES**

|                | Muertos | Graves | Leves/ilesos |
|----------------|---------|--------|--------------|
| Tripulación    |         |        | <b>2</b>     |
| Pasajeros      |         |        | <b>1</b>     |
| Otras personas |         |        |              |

**DAÑOS**

|             |                |
|-------------|----------------|
| Aeronave    | <b>Menores</b> |
| Otros daños | <b>Ninguno</b> |

**DATOS DEL VUELO**

|                   |                                                     |
|-------------------|-----------------------------------------------------|
| Tipo de operación | <b>Aviación general – Instrucción – Doble mando</b> |
| Fase del vuelo    | <b>Carrera de aterrizaje</b>                        |

**INFORME**

|                     |                              |
|---------------------|------------------------------|
| Fecha de aprobación | <b>22 de febrero de 2006</b> |
|---------------------|------------------------------|

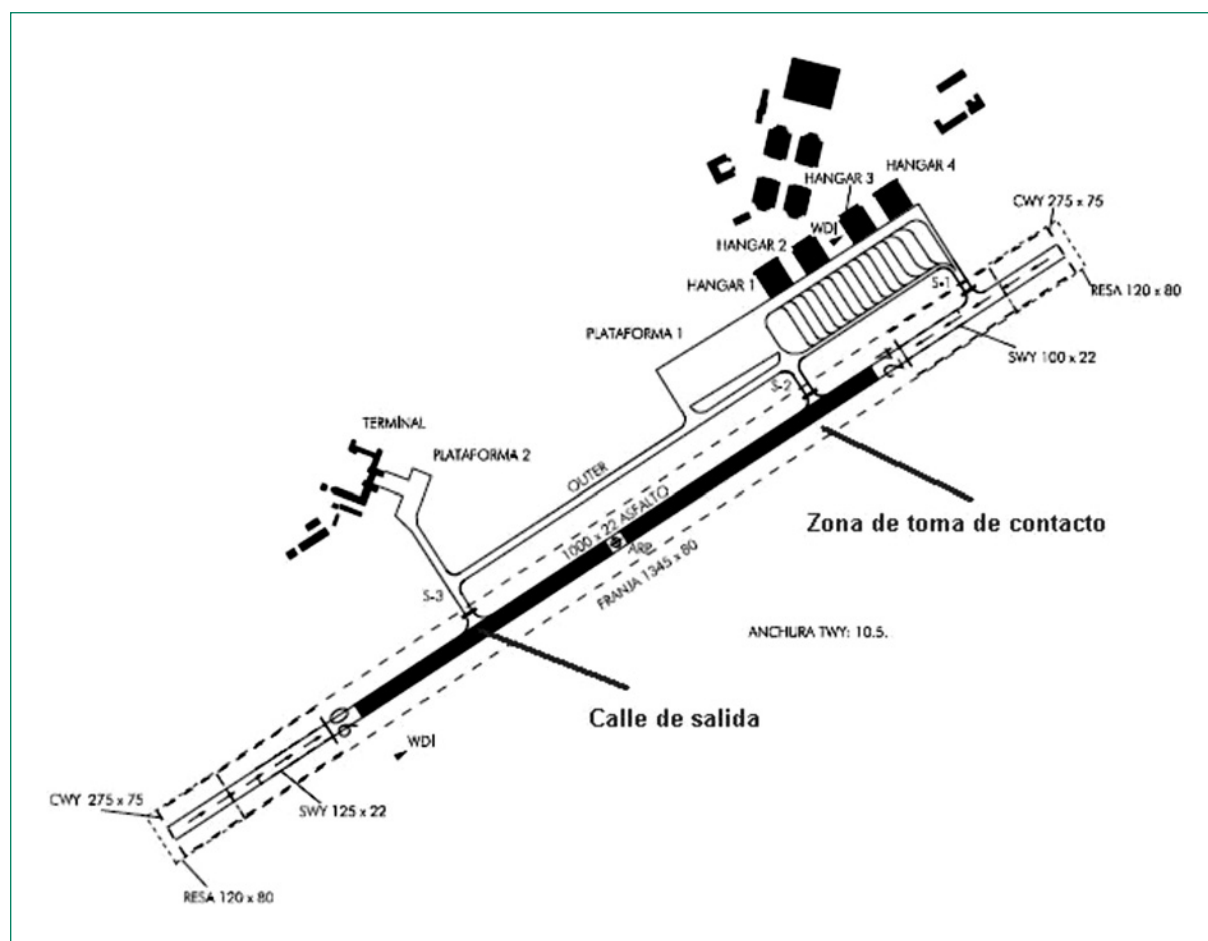
## 1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

### 1.1. Reseña del vuelo

El día 16-11-2005, la aeronave PIPER PA-28R-201T, matrícula EC-GDF, despegó a las 12:10 hora local del Aeródromo de Son Bonet (Palma de Mallorca) con plan de vuelo local y en vuelo de entrenamiento del curso de ATPL con un instructor y dos alumnos.

Después de completar una serie de maniobras fuera del campo de vuelos, regresaron a éste para terminar con varias tomas y despegues. Autorizados a aterrizar por la pista 24 del aeródromo, la tripulación maniobró en la base izquierda de la pista al tiempo que hacia los chequeos correspondientes.

La aeronave tomó tierra y rodó hasta la última salida de la pista. En el momento de iniciar el viraje a la derecha la pata del mismo lado del tren principal se retrajo gradualmente, momento en que el instructor tomó los mandos y condujo el avión fuera de la zona asfaltada para evitar permanecer en la calle de rodaje.



Los ocupantes pudieron evacuar la aeronave sin problemas tras cortar combustible e interruptor general («master»).

Durante la maniobra de recuperación de la aeronave las puntas de las alas golpearon repetidas veces en el suelo, ya que la pata izquierda del tren principal se plegó un par de veces.

## **1.2. Daños sufridos por la aeronave**

Los principales daños se localizaron en la punta de las alas, en el tubo pitot y en ambos lados del estabilizador horizontal.

## **1.3. Información sobre la aeronave**

La aeronave y el motor cumplían con el programa de mantenimiento establecido. La última revisión fue de 100 h, el día 11 de octubre de 2005, y desde entonces había volado 45 h.

## **1.4. Pruebas funcionales en tierra**

Trasladada la aeronave a un hangar del aeródromo, se llevó a cabo una revisión profunda del tren de aterrizaje y de los sistemas ligados al mismo. Los trabajos realizados verificaron que no hubo fallo hidráulico en el sistema de funcionamiento del tren, y las presiones de trabajo, tanto en extensión como retracción, eran correctas.

Sin embargo, al revisar la pata izquierda del tren principal de aterrizaje se comprobó que un soporte (en la figura 1-1 adjunta identificado como «bracket») del conjunto del interruptor de aterrizaje («squat switch»), que lleva incorporado el sistema de mando del tren para prevenir la retracción de éste cuando se encuentra extendido y apoyado en el suelo, estaba montado de forma incorrecta a como indica el manual de servicio de la aeronave.

Como muestra la figura 1-1, las piezas o links A y B (PN 67012-00) constituyen el «torsión link assembly» del tren y ambas son iguales. En la pieza superior (link A) se monta un soporte (PN 67023-00), consistente en una pletina en forma de «L» invertida que hace las funciones de pulsador sobre el interruptor del tren. El conjunto se acopla en la posición que se muestra en la figura.

La Figura 1-2 muestra, según el manual de servicio, el montaje normal del soporte. Se posiciona sobre el rebaje del extremo D y por el extremo C se introduce un perno ros-

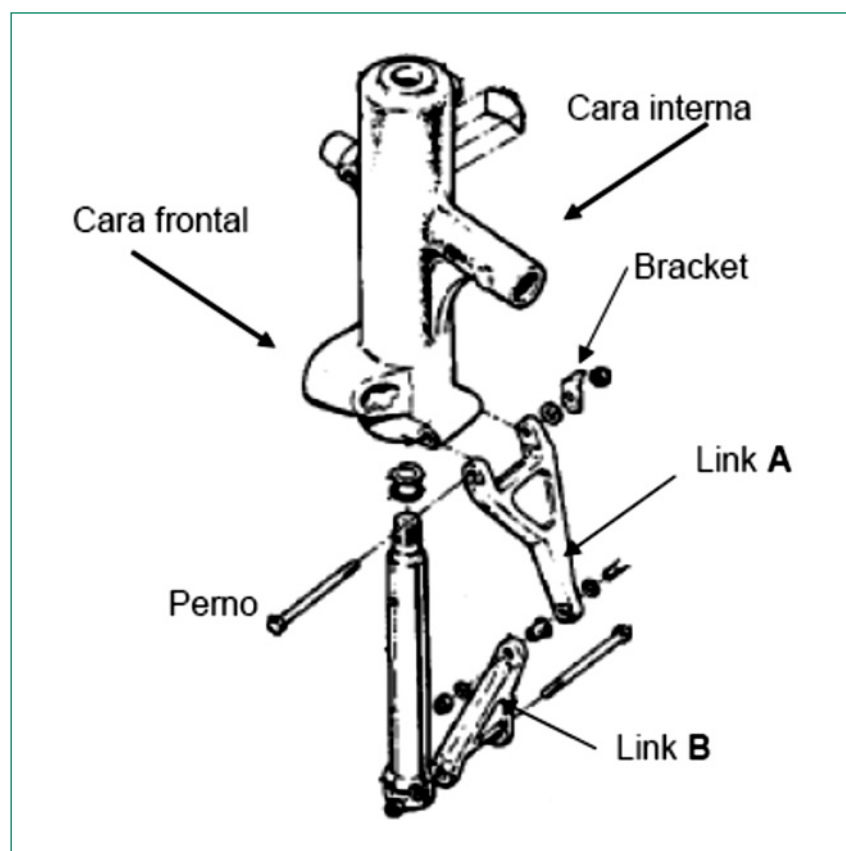


Figura 1-1. Pata izquierda del tren principal

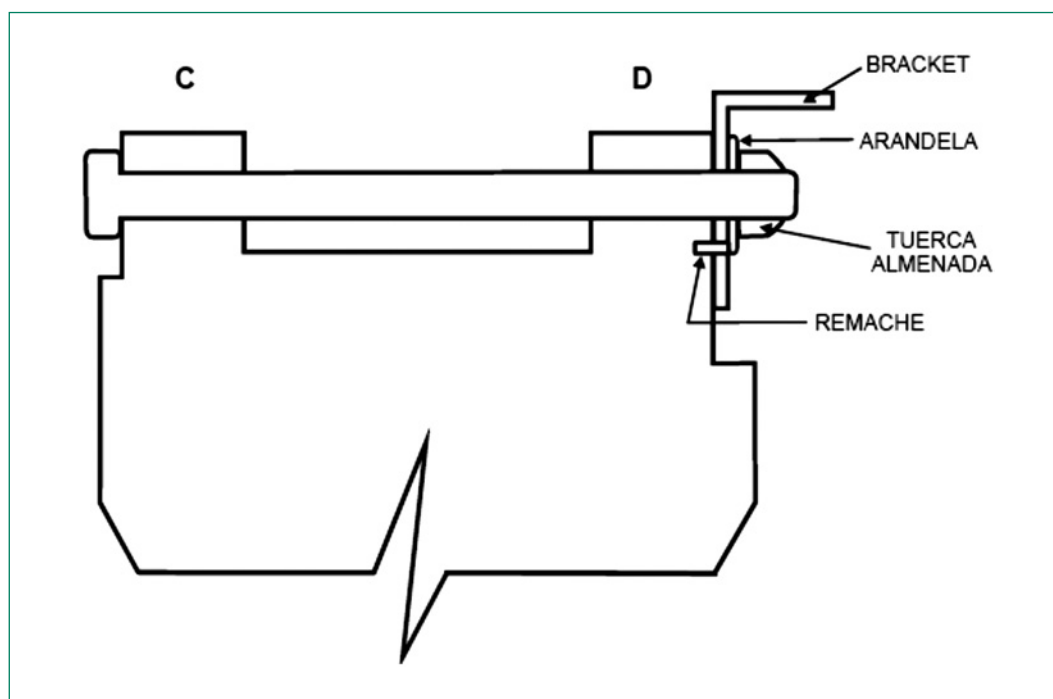


Figura 1-2

cado que une el conjunto al bloque del amortiguador. Finalmente, se asegura la posición con un remache que impide que bascule y se fija con una arandela plana y una tuerca almenada sobre el soporte.

No obstante, el manual de servicio recoge que durante el proceso de alineamiento de la pata, si no se alcanzara éste con el juego de arandelas normalizadas al efecto, cabe la posibilidad de invertir el link superior. De proceder así, el soporte debe acortarse para adaptarlo al rebaje del extremo C, que es menor que el del extremo D. En este caso el perno de unión también debe invertir su posición para introducirlo por el extremo C y el soporte permanece sujeto por la cabeza del perno y se impide que bascule al estar apoyado en la base del rebaje.

En la aeronave del incidente el link estaba montado en su posición normal, según se muestra en la figura 1-1, pero el soporte estaba acortado y sujeto por la cabeza del perno, figura 1-3.

### 1.5. Información aportada por la tripulación

La tripulación manifestó que, al realizar el viraje a la derecha para salir de la pista, accionaron los frenos y, además, que la toma de contacto no fue brusca y que el tren estaba bajado, ya que las tres luces verdes del panel estaban encendidas.



Figura 1-3



## 2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

El suceso sobrevino cuando la aeronave inició un viraje a la derecha para tomar la calle de salida de la pista de aterrizaje. El plegado de la pata del lado derecho del tren principal se produjo progresivamente, dando incluso tiempo a que el instructor tomara los mandos y desviara la aeronave fuera de la zona asfaltada.

Por otra parte, las fuerzas soportadas por el tren de aterrizaje en la toma de contacto con la pista y en el apoyo de la pata exterior al giro cuando abandonaba la pista, se estima que se situaban dentro de los márgenes normales de funcionamiento ya que no se ejecutaron maniobras bruscas.

Durante la inspección llevada a cabo sobre el tren principal de aterrizaje, la pata izquierda del mismo presentaba un montaje incorrecto del interruptor de aterrizaje («squat switch»). Una de sus piezas, denominada «bracket», cuya función, dependiendo de la posición del tren de aterrizaje, es pulsar sobre el contacto del interruptor, estaba recortada y sujeta únicamente por la cabeza del tornillo de unión. Este montaje posibilita que el «bracket», aun sujeto por la cabeza del tornillo, pueda girar alrededor del propio tornillo.

En las condiciones expuestas, la función del interruptor de aterrizaje podría quedar anulada al perder la tolerancia fijada en su ajuste. Por tanto, la función establecida al dispositivo, de evitar la retracción del tren de aterrizaje cuando éste se halla en tierra, queda anulado. Consecuentemente, si se realiza alguna acción sobre la palanca del tren de aterrizaje, éste se plegará.

Por todo ello, y verificado el correcto funcionamiento del resto de sistemas del tren de aterrizaje, resulta probable que la retracción del tren de aterrizaje cuando la aeronave abandonaba la pista se debiera a la manipulación inadvertida sobre la palanca del tren al encontrarse inutilizado el «squat switch».

## ADDENDA

| Reference   | Date       | Registration | Aircraft                | Place of the event              |    |
|-------------|------------|--------------|-------------------------|---------------------------------|----|
| IN-009/2003 | 26-02-2003 | EC-ICX       | Bombardier<br>DHC-8-315 | Palma de Mallorca Airport ..... | 87 |

## **Foreword**

These reports are technical documents that reflect the point of view of the Civil Aviation Accident and Incident Investigation Commission (CIAIAC) regarding the circumstances in which happened the events being investigated, with their causes and their consequences.

In accordance with the provisions of Law 21/2003 and Annex 13 to the Convention on International Civil Aviation, the investigation has exclusively a technical nature, without having been targeted at the declaration or assignment of blame or liability. The investigations have been carried out without having necessarily used legal evidence procedures and with no other basic aim than preventing future accidents.

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

These reports have originally been issued in Spanish language. The English translations are provided for information purposes only.

---

## Abbreviations

---

|         |                                            |
|---------|--------------------------------------------|
| APP     | Approach control office                    |
| ATC     | Air traffic control                        |
| ATPL(A) | Airline transport pilot license (Airplane) |
| CC      | Airframe cycle(s)                          |
| CPL(A)  | Commercial pilot license (Airplane)        |
| CVR     | Cockpit voice recorder                     |
| DGAC    | Civil Aviation Authority (Spain)           |
| DME     | Distance measurement equipment             |
| DFDR    | Digital flight data recorder               |
| FH      | Flight hours                               |
| g       | Acceleration of gravity                    |
| IBZ     | IATA code for Ibiza Airport                |
| ILS     | Instrument landing system                  |
| LEPA    | ICAO code for Palma de Mallorca            |
| lt      | Litre                                      |
| m       | Metre                                      |
| MC      | Master Caution                             |
| MLG     | Main landing gear                          |
| NDB     | Non Directional Beacon                     |
| NM      | Nautical mile(s)                           |
| PMI     | IATA code for Palma de Mallorca Airport    |
| PPL(A)  | Private pilot licence (airplane)           |
| psi     | Pound square inch                          |
| No 1 HS | Number 1 Hydraulic System                  |
| No 2 HS | Number 2 Hydraulic System                  |
| SL      | Service Letter                             |
| TWR     | Control tower                              |
| UTC     | Coordinated universal time                 |
| VMC     | Visual meteorological conditions           |
| VOR     | Very high frequency omni-directional range |
| VOR/DME | VOR and DME station                        |
| WOW     | Weight on Wheels signal                    |

**DATA SUMMARY**
**LOCATION**

|               |                                       |
|---------------|---------------------------------------|
| Date and time | <b>February 26th, 2003; 19:35 UTC</b> |
| Site          | <b>Palma de Mallorca Airport</b>      |

**AIRCRAFT**

|                |                             |
|----------------|-----------------------------|
| Registration   | <b>EC-ICX</b>               |
| Type and model | <b>BOMBARDIER DHC-8-315</b> |
| Operator       | <b>Air Nostrum</b>          |

**Engines**

|                |                                   |
|----------------|-----------------------------------|
| Type and model | <b>PRATT AND WHITNEY PW-123 E</b> |
| Number         | <b>2</b>                          |

**Crew**

|                          | Pilot in command | First officer  |
|--------------------------|------------------|----------------|
| Age                      | <b>57</b>        | <b>29</b>      |
| Licence                  | <b>ATPL(A)</b>   | <b>CPL(A)</b>  |
| Total flight hours       | <b>10,664 h</b>  | <b>2,282 h</b> |
| Flight hours on the type | <b>387 h</b>     | <b>94 h</b>    |

**INJURIES**

|               | Fatal | Serious | Minor/None |
|---------------|-------|---------|------------|
| Crew          |       |         | <b>4</b>   |
| Passengers    |       |         | <b>51</b>  |
| Third persons |       |         |            |

**DAMAGES**

|               |                                          |
|---------------|------------------------------------------|
| Aircraft      | <b>Minor damage in main landing gear</b> |
| Third parties | <b>Nil</b>                               |

**FLIGHT DATA**

|                 |                                      |
|-----------------|--------------------------------------|
| Operation       | <b>Scheduled passenger transport</b> |
| Phase of flight | <b>Landing roll</b>                  |

**REPORT**

|                  |                         |
|------------------|-------------------------|
| Date of approval | <b>22 February 2006</b> |
|------------------|-------------------------|

## **1. FACTUAL INFORMATION**

### **1.1. History of the flight**

The Bombardier Dash 8 airplane, registration number EC-ICX was to land in Palma de Mallorca airport, authorized by Air Traffic Control (ATC), on March, 26th 2003. The flight was originated in Ibiza island airport and there were 51 passengers on board. Crew members were pilot, co-pilot and two cabin attendants. At 19:30 h UTC, the Sun had set and the crew was carrying on the sixth and last landing for the day in a rotation which begun at 14:45 UTC that day.

Meteorological visual conditions prevailed, and only a light wind, with a 3 kt crosswind component to the 24R runway.

Flight had been normal in every aspect save a small discrepancy in hydraulic fluid quantity between the two hydraulic systems on the airplane. The pilots tried to correct the discrepancy, with little success, by means of an in-flight hydraulic fluid transfer procedure. When they approached destination, as the discrepancy in hydraulic quantity was small and the quantities were above the minimum required in both systems they prepared for a normal landing operation.

At the time of touch down it was confirmed that the four wheels of the main landing gear were blocked, and as a consequence, the airplane slid and skid on the runway and the tires on all four wheels burst off; and at the same time hydraulic pressure was lost on Hydraulic System No 2. The airplane stopped after a reduced landing run, in the middle of the runway, its movement controlled by the nose steering wheel.

Although there were many sparks from the abrasion between wheel and the brakes against the runway asphalt surface, no fire was initiated. Soon afterwards the pilot checked that the four tires were blown out and that hydraulic fluid of No 2 HS was lost.

Passengers were de-boarded through the stairways in the middle of the runway where they were picked up in apron buses.

### **1.2. Injuries to persons**

All passenger and crew member were uninjured.

### **1.3. Damage to the aircraft**

Damage in the airplane included the four main tires being blown-out and breakage of several wheels and brakes components.

## 1.4. Other damage

Runway 06L-24R was closed from 19:30 UTC on the accident day until 3:56 UTC on next day, due to aircraft retrieval and runway cleaning and maintenance operations.

## 1.5. Personnel information

### 1.5.1. *Pilot in command*

Male, 57 years old, had an ATPL (A) license and recently he had undergone a simulator proficiency check. His latest medical exam was passed on 12-09-02 and was valid until 11-04-2003.

In his flying experience he had accumulated 10,664 FH, 387 FH of them in the same airplane type.

Resting time prior to the activity of this day had been 12 h.

He had arrived for his duty at 12:00 UTC. Last take-off at IBZ, at 19:00 UTC was on time, and it was the sixth and last jump for the day.

### 1.5.2. *First officer*

Male, he was and at the date of the incident 29 years old; his flying licenses, CPL (A) y PPL (A) were current.

Recently he has undergone the proficiency simulator check and his latest medical exam was passed on 23-10-02 and was valid until 23-11-2003.

He had accumulated a total of 2,282 FH, 94 of them in Dash 8 type.

Resting time prior to this day duty was above 10:30 h, and he started his working day at 11:40 UTC.

## 1.6. Aircraft information

The Bombardier DHC-8-315, known as Dash 8, is a bi-turboprop airplane for regional passenger transport.

The airplane involved on the incident had a main cabin arranged for 52 passengers and a maximum take-off weight of 19,495 kg.



#### 1.6.1. *Airworthiness Certificate*

On 06-05-2002 DGAC had issued an Airworthiness Certificate on behalf of the aircraft, valid until 21-04-2003.

#### 1.6.2. *Maintenance status*

With 4,104 FH and 4,172 landings, it had undergone on 25-02-2003 the A01 of 500 HV maintenance check.

At the moment of the accident the airplane had accumulated 9 FH and 17 CC more.

#### 1.6.3. *Hydraulic System*

Hydraulic power is provided by two independent hydraulic systems. Each of them includes a main hydraulic pump driven by its respective main engine. Beside that, a standby or auxiliary electrical pump powers the system in case of main pump failure. Normal working pressure is 3,000 psi.

No 1 hydraulic system provides hydraulic power to deploy and rise flaps, to actuate normal braking and antiskid operation, to deploy and retract the in-bound spoilers and for lower rudder actuator.



Normally, No 2 Hydraulic System provides power for landing gear extension and retraction, nose wheel steering, outboard spoilers actuation, upper rudder actuation and for parking/emergency brake system.

No 1 Hydraulic System can transfer power to No 2 Hydraulic System, in case of simultaneous failure of main and standby hydraulic pumps, through a hydraulically driven motor-pump.

Both systems include a ground servicing panel with quick-disconnect connections.

The associated indication systems include: low pressure light which light up when pressure is lower than 2,000 psi, main and auxiliary pressure indicators, hydraulic fluid quantity indicators, and main and auxiliary over temperature indicators.

No 1 hydraulic fluid reservoir capacity is 2.5 lt. No 2 hydraulic system capacity is 5.19 lt.

#### 1.6.4. *Braking Systems*

Each of the main landing gear wheels is braked by a braking assembly, where the rotating disks are trapped between a pressure plate and a torque plate when pressure is applied to a set of piston integrated in the assembly.

Hydraulic pressure reach the piston housings in the braking assembly though two different braking systems.

Normal braking system applies pressure from No 1 HS, when braking pedals, are pushed forward. Braking power is applied directly or through the antiskid system, and the braking action is modulated according the displacement of the pedals.

Parking/emergency braking is accomplished when pressure from No 2 HS is sent, to the four wheels at the same time, when a lever, in the centre pedestal in the cockpit, is actuated. It is not possible to differentiate wheel braking of each main leg, but it is possible to modulate the braking action of the four wheels at the same time, in proportion to the lever displacement. Parking brake lever position is the rear most position of the lever. Forward lever position corresponds to no emergency/parking brake selection.

Both braking systems —each of them is powered by a different hydraulic system, No1 or No 2—, have a common element which is the shuttle valve. The shuttle valve is fed by the hydraulic lines from both systems and its internal piston is displaced to one side or the other depending on the differential pressure between the two systems, allowing

in this way that one or the other system pressure can reach and actuate the pistons in the brake-assembly.

#### 1.6.5. *Antiskid System*

The antiskid system controls the braking action to avoid the airplane skidding due to wheel blockage. There are two subsystems which monitor its use, one on the inbound wheels of each main leg, and the other the outbound wheels. When a wheel begins to slow down in respect to the revolutions of its paired wheel in the other leg the system reduces the hydraulic pressure in order to allow it to regain its revolutions. The system gives braking pressure in proportion to brake pedals displacement, but it is inhibited on the ground when aircraft speed is less than 12 kt. At those low speeds the whole hydraulic pressure is at the disposal of the pilot, although he can reach to block the wheels. On the contrary, with no WOW (Weight On Wheel) signal, the system does not permit that hydraulic pressure reach the brake-assys and so the wheels could spin up quickly on touch down.

The system has a single electronic antiskid control unit and two dual skid control valves.

#### 1.6.6. *Warning and announcement Systems*

The MASTER CAUTION (MC) light, placed on the main instrument panel in the cockpit, illuminates when some abnormality or special condition in the monitorized airplane systems is sensed. A din-don or acoustical warning is sound and that brings pilot attention to the MC light-on. In an annunciator panel set apart, a sign is illuminated simultaneously identifying the abnormality. The MC light can be reset by the pilots to allow that eventually any other later abnormality in any other airplane system could be announced properly. The sign will stay illuminated as long as the abnormality or special condition persists.

When the landing gear is down and the parking/emergency brake is not in the forward position, a «PARKING BRAKE» light is illuminated on the annunciator panel and the MC is activated.

When airborne, selecting the anti-skid switch from OFF to ON, or from ON to TEST with the gear down and locked, causes the INBD ANTISKID and OUTBD ANTISKID lights to illuminate for approximately three seconds and then go out.

### 1.7. **Meteorological information**

Night visual meteorological conditions (VMC) prevailed during approach and landing at Palma de Mallorca.

## 1.8. Aerodrome information

Palma Airport, ICAO code LEPA, have two parallel runways its orientation being 06-24, designated Right and Left in each of their senses.

Runway 24R available landing length is 3,200 m.

One third runway, 06-24 Central, is located in between the other two, but ordinary it is not in use and its lighting remain switched off.

There are published landing NDB, VOR-DME, ILS procedures for runway 24R approach and landing.

## 1.9. Flight recorders

The airplane was equipped with a Digital Flight Data Recorder (FDR) and a Cockpit Voice Recorder (CVR).

### 1.9.1. Cockpit Voice Recorder (CVR)

No cockpit conversations, noises and ATC interchanges transcription have been submitted for the investigation. The recording was not preserved because no measures were taken to avoid its automatic erasing.

### 1.9.2. Digital Flight Data Recorder (DFDR)

DFDR information has been provided for the investigation in paper and graphic format. (See ANNEX B). The DFDR, in its implementation, does not record the Parking Brake actuation nor use or antiskid selection.

Making references to times measured from and to the time of touch down, the following events and observations are shown:

- -28 min The aircraft takes-off from Ibiza according to the WOW, (Weight On Wheels), signal.
- -12 min The airplane overflies notification point SEBAS. (Estimated time).
- -695 s Sixteen successive MASTER CAUTION (MC)<sup>1</sup> warnings begin to activate. The period when the MC warning appears lasts one and a half minutes. The FDR does not record the reason or abnormality that makes

<sup>1</sup> See point 1.6.5 en relation with MC.

- the MC to pop out. While the MC appears once and again, the airplane descend, at 230 kt air speed, from level of 8,000 ft to 5,000 ft.
- -590 s Last MC warning which is not reset immediately.
  - -549 s The airplane overflies MJV. (Estimated time). (MJV is a VOR station).
  - -524 s Last MC reset.
  - -417 s Base turn. (Estimated time).
  - 0 s The airplane touches down in Palma according to WOW signal. Its speed is 109 kt IAS.
  - +16 s Crew intent to exit runway as perceived by an increase of engine torque.
  - +26 s Aircraft stopped.
  - +28 s No 2 Hydraulic System loses pressure. Engines on idle.
  - +151 s Engines rpm begin to set down.
  - +338 s Engines are completely stopped.

Graph B-1 shows MC warnings together with altitude and IAS speed evolution. From instant 0 onwards, when airplane touches down in Palma, it is observed on DFDR recordings a significant longitudinal acceleration increase taking values up to  $-0.391\text{ g's}$ , equivalent to  $3.83\text{ m/s}^2$ .

## 1.10. Communications

Communications with ATC was maintained through APP and TWR services.

The transcription of TWR communications were provided for the investigation. In the following events noted time references are adjusted to the touch down instant:

- -104 s TWR authorizes the landing on runway 24R.
- -5 s TWR gives a TWR-ground frequency.
- 0 s Air Nostrum acknowledges the frequency as normally.
- +10 s Air Nostrum informs they have got a problem on the right wheel.
- +27 s Air Nostrum confirms they have a blown out tire and that they are obstructing the runway.
- +270 s Fire brigade arrives.
- +12 min 40 s Apron buses arrive.

## 1.11. Wreckage and impact information

### 1.11.1. Tracks and signs on the runway

The airplane left behind marks and tracks, as seen on the pictures, of its skidding over the runway.



#### 1.11.2. *Inspection of the aircraft after the incident*

Inspection of the main landing gear after the incident showed that the four tires were blown out. Friction of the wheel rims with the ground abraded the aluminium and the steel in the brake assys to the piston housing.



It was disclosed that hydraulic fluid from No 2 HS was leaking.

It was noticed that No 1 HS, which during the flight showed a low hydraulic fluid level, was almost full.

### **1.12. Fire**

The sparks from the wheel rims and asphalt friction did not initiate any fire. The fire brigade arrived after a few minutes.

### **1.13. Survival aspects**

Airplane occupants de-boarded the plane through the stairways and were brought to the terminal building in apron buses without any hindrance.

### **1.14. Tests and research**

#### **1.14.1. *Checks on airplane and brake system components***

After the incident a functional check on the Parking/emergency system was performed with a satisfactory result.

The antiskid control unit was removed and sent to the shop, CRANE Hydro-Aire, INC, for test and functional checks. All the checks were passed satisfactorily.

#### **1.14.2. *Landing roll distance. Estimation***

Taking into account that speed in the touch down moment was 109 kt and that longitudinal accelerations were not above  $-0,391$  g's during the landing braked run out, it can be estimated that the landing roll was over 400 m distance.

### **1.15. Organizational and management information**

#### **1.15.1. *Hydraulic fluid transfer procedures***

No procedures have been found in QRH (Quick Reference Handbook) neither in the Airplane Flight manual for in-flight or on-ground, hydraulic fluid transfer procedures.



Usually, maintenance services checks out hydraulic liquid level during the service checks and take the necessary corrective action, if any, purging or refilling fluid liquid directly through the quick disconnect connections of the ground service panels, without starting the engines.

#### 1.15.2. *Internal technical note*

On February 27th, 2003, an operations internal note was issued, addressed to all the Dash pilots where it was said that «From now on, it is cautiously forbidden the procedure for hydraulic fluid transfer from one system to the other in in-flight phase».

#### 1.15.3. *Service Letter<sup>2</sup> (SL) DH8-SL-29-002A*

A Service Letter (DH8-SL-29-002A), dated January 19th, 2001, alerts to the possibility of a hydraulic liquid transfer from one system to the other when both brake systems, normal and parking/emergency, are used sequentially.

As both system's lines reach to the shuttle valve, if one of the systems is pressurized and the other relieves pressure, a fluid transfer is caused.

The SL gives information on procedures to avoid fluid transfer or to correct a mismatch of hydraulic quantity levels through actuation on the normal brake and the parking/emergency brake while the aircraft is on the ground and stationary.

Symmetric sequences in those braking levers and pedals avoid fluid transfer:

| Typical taxi-in          | Typical taxi-out          |
|--------------------------|---------------------------|
| — FOOT BRAKE APPLIED     | — PARK BRAKE APPLIED      |
| — PARK BRAKE APPLIED     | — FOOT BRAKE APPLIED      |
| — (eventually blocks in) | — (eventually blocks out) |
| — PARK BRAKE RELEASED    | — FOOT BRAKE RELEASED     |
| — FOOT BRAKE RELEASED    | — PARK BRAKE RELEASED     |

<sup>2</sup> SL, A Service Letter is an airplane or vendor manufacturer's document by means of which they communicate to the general operator —owner, flight operation, maintenance—, information, advice and recommendations relative to the operation or servicing of the airplane or component.

Anti-symmetric sequences cause fluid transfer, from which advantage can be taken to correct fluid level unbalances:

| Fluid transfer from No 1 to No 2 | Fluid transfer from No 2 to No 1 |
|----------------------------------|----------------------------------|
| — FOOT BRAKE APPLIED             | — PARK BRAKE APPLIED             |
| — PARK BRAKE APPLIED             | — FOOT BRAKE APPLIED             |
| — ()                             | — ()                             |
| — FOOT BRAKE RELEASED            | — PARK BRAKE RELEASED            |
| — PARK BRAKE RELEASED            | — FOOT BRAKE RELEASED            |

The SL advises that these procedures should only be accomplished with the aircraft stationary and by personnel familiar with this procedure. It is also said that operator personnel should become familiar with the methods that can be used to control fluid transfer.

#### 1.15.4. *Emergency and abnormal procedures*

The QRH (Quick Reference Handbook) establish emergency procedures to be followed when failures on the hydraulic systems should occur.

All hydraulic quantity loss from one system is regarded as a condition for emergency/abnormal operation.

#### 1.15.5. *Special procedures in Normal Operation*

The Air Nostrum Company issued, on 2<sup>nd</sup> February 2004, in its PRM (Pilots Reference Manual) a hydraulic fluid transfer on-ground procedure in accordance with Service Letter (DH8-SL-29-002A).

### 1.16. **Additional information**

#### 1.16.1. *Crew statements*

Separated interviews with the pilots were held and then a second interview with both pilots was conducted.

Declarations from the pilot in command regarding the flight from Ibiza to Palma, stated that:

- They entered the traffic circuit in SEBAS, (a notification point), and they lowered the landing gear.



- There where no parking brake lights illuminated when the gear was lowered.
- At point MJV (VOR station), they set 5° flap.
- He is reassured the Antiskid was not set in OFF.
- He never enters the runway pushing brakes with the feet.

According to the first officer declarations:

- To facilitate ground maintenance they followed a procedure to transfer hydraulic fluid. He did not know directly the procedure.
- Hydraulic fluid indications were: No 1 HS: QTY 1.5 (scale from 0 to 3); No 2 HS: QTY 3.0 (scale from 0 to 5).
- The procedure did not succeed; there was not much fluid transferred.
- They did not select antiskid in OFF.
- Transfer procedure was performed 10 minutes before touch down.
- At touch down he exclaimed: «You have landed with parking brake On», but he saw how the pilot brought the lever rearwards.

Talking in general about landing and braking procedures on the landing run, they said that usually they do not need to use brakes; they need, as a mater of fact, to put power to exit the runway. It is only in very short runways as in Airports of Melilla (GEML), San Sebastian (LESO) and Leon (LELN) where they use brakes. They do not use reverse power, ground idle is enough.

Regarding the actual landing in Palma, they said it was very smooth, the wind was slight 3 kt across the runway, and that the aircraft did not yaw when the tires burst. They stopped within 150 m. They saw sparks on the braking but no fire.

#### 1.16.2. *About fluid transfer procedures*

Several pieces of information point out that from initial training in Bombardier, a certain procedure was taught in operations circles about in-flight hydraulic fluid transfer, similar to the one described in point 1.6.6 with a prior action of antiskid disconnection. When airborne the antiskid system prevents that hydraulic pressure reaching the wheels if they are not spinning. Selecting antiskid in OFF allows that hydraulic pressure from No1 system to reach the shuttle valves.

## 2. ANALYSIS

### 2.1. Flight execution

The airplane departed Ibiza on time. The trip from Ibiza to Palma takes normally half an hour, the orthodromic distance being 76 NM, and in order to arrive to total air distan-

ce travelled, some 15-18 NM have to be added to take account of the traffic circuit pattern to runway 24R.

It was the sixth jump of the day for the crew, and the aircraft had accumulated 17 legs from its latest maintenance check. It was likely, in this connection, that a fluid transfer between both systems could have happened meanwhile, as the SL described in point 1.15.3 explains.

Taking into account the experienced unbalance and the risk of a total fluid loss en No 2 hydraulic system, the crew took the decision to initiate a fluid transfer when they were at midway of the flight, in notification point SABAS, at the highest altitude of the leg, with landing gear deployed according to the declaration of the captain.

Over the course of a few minutes, before reaching the VOR station MJV, where the traffic circuit begins, they performed a procedure, learned in the initial joint flights at the manufacturer's site. It seems that the procedure is not written down in any manual nor procedures book. Because some steps in the systems configurations were forgotten, the procedure did not accomplished the expected result, nevertheless both systems retained enough hydraulic fluid quantity, and flaps, spoilers, landing gear deployment etc, worked normally.

In the spurious procedure, in order to try to transfer fluid from one system to the other, actions on the antiskid selector, the foot brake pedals, parking/emergency brake lever are taken. All this is made sequentially several times and because of that several warnings appears on the annunciator panel as «Parking Brake» and «INBD and OUTBD ANTISKID» as well as the pop out of the Master caution warning lights and sounds. According to the FDR in the flight under study there were 16 consecutive MC warnings in the time space of 1.5 minutes. It can be admitted that those warnings were related to the fluid transfer intents.

The last MC warning was not reset earlier than after 74 seconds. Usually the MC is reset immediately in order to have it ready for any other eventual alarm in any other airplane system. In this case it was not done so possibly due to the crew saturation with the previous 16 warnings while they were trying to transfer fluid, because of their dedication to the pre-landing check list and for the attention to ATC communications

It could have been that the antiskid selector was in OFF —although the crew assures that the selector was not moved—, or, in the other hand, that the Parking/emergency brake lever was in the 'parking' position when the MC was reset without pilot awareness of the signs in the annunciator panel, as they were busy preparing the landing; the pre-landing check lists did not alert and contemplate the possibility of a Parking/emergency brake lever in the rearward position because it is a control that is not used during the flight therefore there is not an occasion to be unplugged since its last actuation when taxiing was initiated prior to the latest take off.

## 2.2. The landing

As the crew declared, in lengthy runways as that of Palma, foot pressure on the brakes before touch down in order to optimize the braking with antiskid is never done, neither normal use of braking is used; usually, they allow the plane to run and slow down with engines in ground idle, and many times they have to increase engine power to exit the runway.

The observed decelerations, however, showed that in this landing run the plane began braking and slowing down as soon as its weight was on the wheels. If pilots did not push their feet on the brakes, it can be discarded as a cause of the wheels blockage the sharp over actuation of brake pedals with antiskid disengaged.

The co-pilot shouted out that they have landed with parking brake ON. It was his first impression, although he declared then that he saw how the pilot moved the lever rearwards, to the parking position, after landing. At these moments the co-pilot was observing the abnormal operation, the sparks flashing in the night and watched a possible fire initiation.

The four wheels burst off, that mean that the four braking assys were braked or blocked, causing the wheels to skid.

Braking action for the plane was stronger than usual; the crew appreciation of a 150 m landing run can not be admitted because, at an initial speed of 109 kt and deceleration in the level of 0.391 g's, the landing run ought to be longer than 400 m. In any case the plane slowed down quickly and the pilot tried to increase speed demanding more power from the engines as seen on the DFDR; the airplane did not respond due to the increased roll resistance of the blown out wheels.

When at last the airplane stopped, the friction of the wheel rims with the asphalt had abraded the piston housing of the brake assys and the hydraulic fluid leaked out. The low quantity of fluid made the pressure drop to less than 2,000 psi and the respective warning lights illuminated.

They asked the TWR for help and after checking that no fire was initiated, they let cool down the engines before shutting down. Under fire brigade presence the plane was deboarded to the apron buses which came up to the plane without hindrance.

## 2.3. The systems

Flaps, spoilers, nose wheel steering, rudder, landing gear extension, etc, worked normally, and that implies that there was no hydraulic fluid shortage in any of the systems.

The four wheels simultaneous blockage leads to search for a common cause. There exist four brake assys, four shuttle valves and two dual antiskid valves, whose independent failure would have affected only some of the wheels.

As a common element in the normal braking system, the electronic antiskid control unit was removed and sent to the shop for investigation, and it was found faultless and in working condition.

In the side of the Parking/emergency braking system, (that actuates on the four wheels simultaneously as seen in 1.6.5), the parking/emergency brake selector valve was checked and it was found that it worked satisfactorily.

In sort, no failure was in the braking systems; however, the No 2 hydraulic fluid leakage shows that the parking/emergency system lines were pressurized, and that only can happen, in the absence of other malfunction, when parking/emergency brake is selected.

The braking systems were manipulated 12 minutes before landing as reckon by crew declarations and DFDR recordings. If the MC warnings had had a different origin unrelated to antiskid and braking system actuation, the pilots should have stated that on their declarations.

The crew assured that the antiskid selector was never set to OFF. In this situation any transfer intent would have been in vane. As the antiskid system prevents hydraulic pressure to reach the shuttle valves with no WOW signal, it is not possible to pressurize the shuttle valves through No 1 HS side, with antiskid selector in ON, when airborne.

Another system, the CVR, has not been useful in this investigation because its recordings were not preserved.

## **2.4. The procedures**

Any procedure which is not written, relegated to memory, and not subject to amendments is a bad procedure.

The co-pilot did not know the supposed transfer procedure but for an oral tradition from pilots who learned it in Canada. The pilot forgot that, for it to work out, the antiskid has to be set first in OFF. And last, he possibly forgot to reconfigure the systems as they initially were, leaving, supposedly, the parking/emergency braking lever ON, when the pre-landing preparations required his attention.

As this case has made clear, a procedure for in flight hydraulic fluid transfer, entangling braking systems controls, has the dual risk of leaving the systems un-configured for landing, with parking brake in ON or antiskid selector in OFF.

However, an on-ground procedure to correct hydraulic fluid unbalance when the airplane is stationary or a procedure to avoid the undesired fluid transfer may be welcomed and desirable for some operators, bearing in mind that it should always be prevented on a complete hydraulic fluid loss.

Some times it has been understood that the (DH8-SL-29-002A) procedures are applicable only to maintenance personnel. It seems not to be the case; maintenance services have more direct procedures to fix hydraulic fluid unbalance and they have to follow them when performing programmed checks or when required by pilots.

The procedure established by the Air Nostrum Company, mentioned in paragraph 1.15.5, allows corrective action to possible fluid quantity discrepancies, while the aircraft is on-ground and stationary, in normal flight operation of the aircraft.

In other respect, some procedures on CVR are to be refreshed. In cases of incidents where power supply to the recorders are not interrupted, there is a risk for the recorded information to get lost. Precautions to avoid erasing of the recordings have to be taken in order to gather a better knowledge of the circumstances surrounding the incident.

In this case, the cockpit recordings should have disclosed how the transfer intents were done, the reactions on the pilots to the little success and the cockpit work load before the imminent landing.

### 3. CONCLUSION

#### 3.1. Findings

- The pilots had appropriate licenses.
- The airplane was airworthy and the programmed maintenance checks were duly accomplished.
- A spurious hydraulic fluid transfer procedure, badly learned and badly executed, was followed.
- In-flight, with landing gear down, the controls of normal brakes and parking/emergency brake systems were actuated several times twelve minutes prior to landing.
- The airplane landed in VMC-night, with the four brake assys blocked, without crew awareness.
- Touch down was smooth and the airplane quickly slowed down in the middle of the runway.
- The four tires burst off and the wheels skidded and were abraded by the friction with the asphalt.
- No fire was initiated; the passengers deboarded the plane through the stairways and were brought to the terminal building on apron buses.

### 3.2. Causes

It is likely that the landing was made in a configuration with parking/emergency brake lever in the «Parking» position.

The mishap came from a previous execution during the flight of a certain hydraulic fluid transfer procedure between both systems, not written and sanctioned.

## 4. SAFETY RECOMMENDATIONS

In the course of this incident investigation, it has come up that the CVR did not keep up the recording of the information relative to the flight in which the incident occurred, because, after the happening, precautions were not taken to avoid its automatic erasing. In this respect, the following Safety Recommendations is issued:

**REC 07/06.** The aircraft operator should adopt the necessary measures, in order to let the Cockpit Voice Recorders (CVR) installed in its airplanes, preserve the information relative to the flights where accidents or incidents had happened, in accordance with the requirement JAR-OPS 1.160.

## **ANNEX A**

### **Palma Airport**



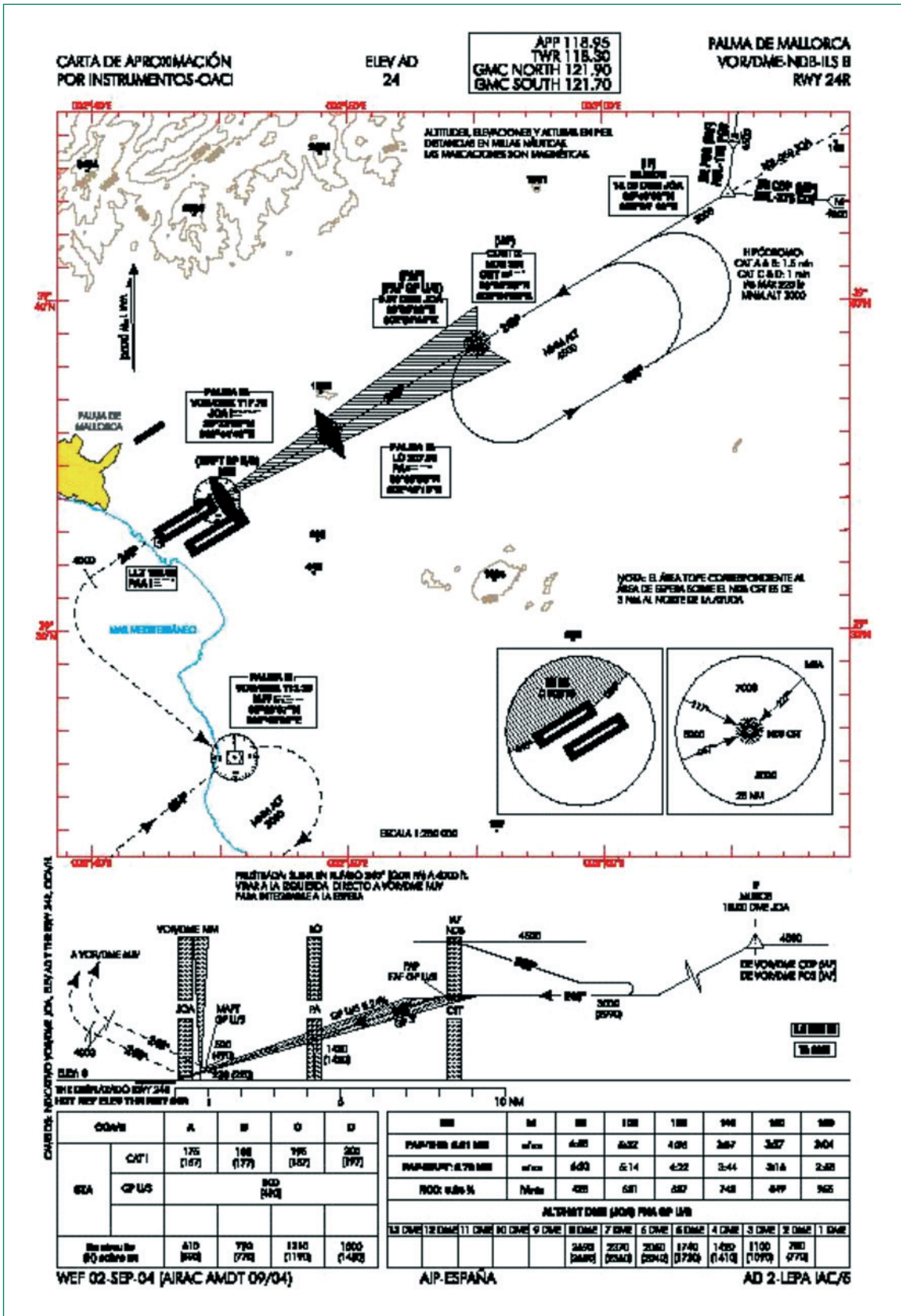


Figure A-1. Approach chart ILS RWY 24R



## **ANNEX B**

### **Digital Flight Data Recorder graphs**

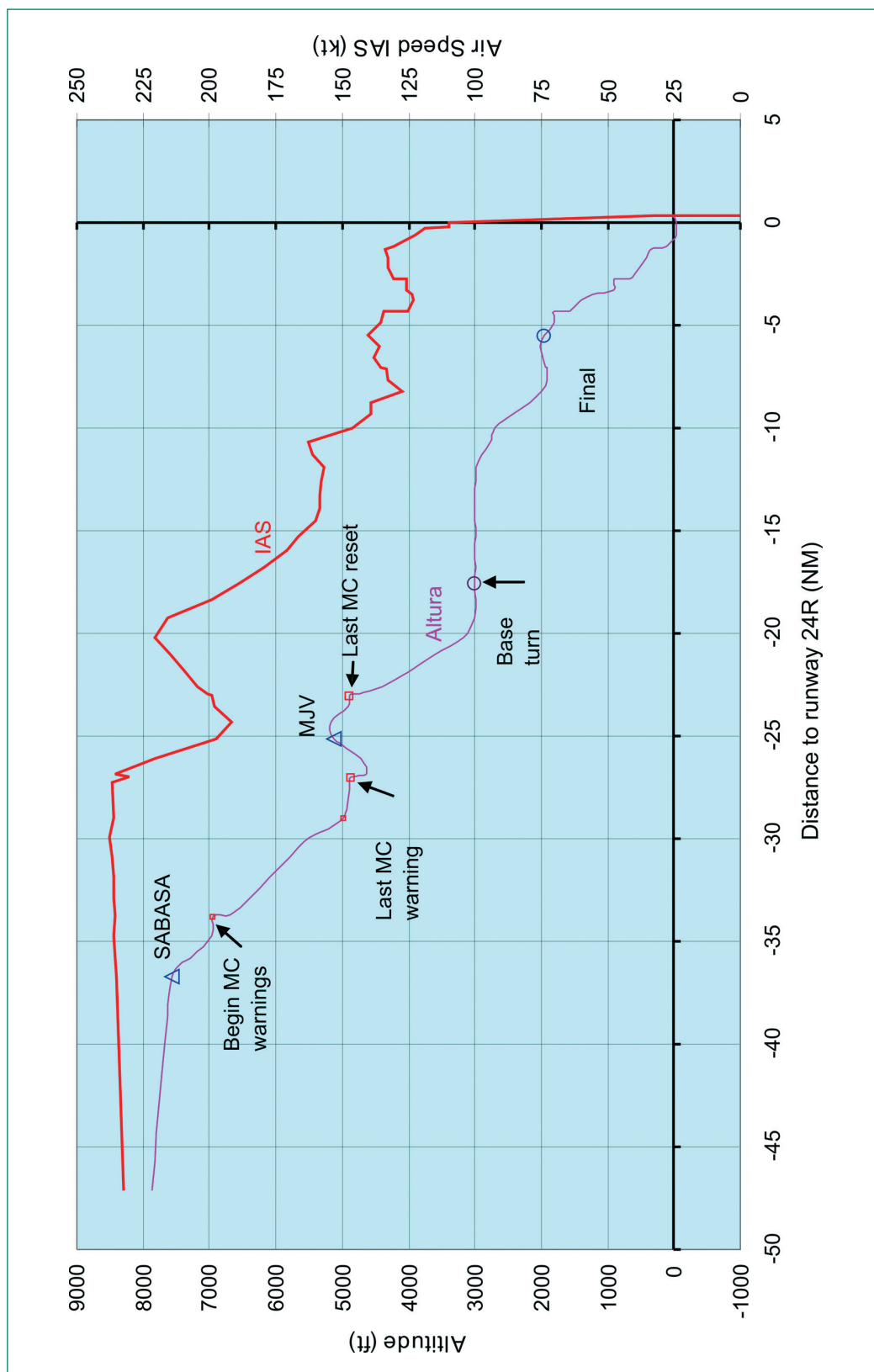


Figure B-1. DFDR events in relation to distance to touch down point estimated by speed integration