

# **CIAIAC**

**Comisión de Investigación  
de Accidentes e Incidentes  
de Aviación Civil**

## **BOLETÍN INFORMATIVO**

**05/2003**



**MINISTERIO  
DE FOMENTO**

# **BOLETÍN INFORMATIVO**

## **05/2003**

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 60  
Fax: +34 91 463 55 35

E-mail: [ciaiac@mfom.es](mailto:ciaiac@mfom.es)  
<http://www.mfom.es/ciaiac>

C/ Fruela, 6  
28011 Madrid (España)

## **Advertencia**

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

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

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

## Índice

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

### RELACIÓN DE ACCIDENTES/INCIDENTES

| Referencia      | Fecha      | Matrícula | Aeronave                          | Lugar del suceso                          |    |
|-----------------|------------|-----------|-----------------------------------|-------------------------------------------|----|
| A-037/2000      | 09-09-2000 | EC-FAY    | PZL M-18A                         | Rosinos de la Requejada (Zamora) .....    | 1  |
| IN-044/2000 bis | 21-11-2000 | EC-CEY    | Piper PA-34-200                   | Aeropuerto de Palma de Mallorca .....     | 7  |
| IN-007/2001 bis | 05-03-2001 | EC-HPX    | Sukhoi 29                         | Aeródromo de Ocaña (Toledo) .....         | 27 |
| IN-018/2001     | 01-04-2001 | EC-CZH    | PA-28R Arrow II                   | Aeropuerto de Son Bonet (Baleares) .....  | 35 |
| IN-030/2001     | 27-05-2001 | EC-HNH    | Rockwell Aerocommander 690        | Aeropuerto de Valladolid .....            | 41 |
| A-019/2002      | 17-04-2002 | EC-CTO    | Aerocommander 680F                | Aerop. de Cuatro Vientos (Madrid) .....   | 49 |
| (*) A-037/2002  | 24-06-2002 | PH-1204   | Schleicher Ka 6 BR                | Aeródromo de Ocaña (Toledo) .....         | 57 |
| IN-067/2002     | 14-09-2002 | EC-EEC    | Aerospatiale SA-316B Alouette III | Paradela (A Coruña) .....                 | 65 |
| A-001/2003      | 10-01-2003 | EC-ERM    | Cessna U-206-F                    | Aeród. de El Berriel (Gran Canaria) ..... | 77 |

|              |    |
|--------------|----|
| ADENDA ..... | 85 |
|--------------|----|

(\*) 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.mfom.es/ciaiac>

## Abreviaturas

|             |                                                                                                                                                     |
|-------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| %           | Tanto por ciento                                                                                                                                    |
| 00 °C       | Grados centígrados                                                                                                                                  |
| 00° 00' 00" | Grados, minutos y segundos                                                                                                                          |
| Ac          | Altocúmulos                                                                                                                                         |
| ACC         | Centro de Control de Area                                                                                                                           |
| ADF         | Equipo receptor de señal de radiofaros NDB                                                                                                          |
| AIP         | Publicaciones aeronáuticas internacionales                                                                                                          |
| AP          | Aeropuerto                                                                                                                                          |
| AS          | Altoestratos                                                                                                                                        |
| APP         | Oficina de Control de Aproximación                                                                                                                  |
| ATC         | Control de Tránsito Aéreo                                                                                                                           |
| CAT I       | Categoría I OACI                                                                                                                                    |
| Ci          | Cirros                                                                                                                                              |
| CRM         | Crew Resource Management (Gestión de Recursos de Cabina)                                                                                            |
| CTE         | Comandante                                                                                                                                          |
| CTR         | Zona de Control                                                                                                                                     |
| Cu          | Cúmulos                                                                                                                                             |
| CVFR        | Reglas de Vuelo Visual Controlado                                                                                                                   |
| CVR         | Registrador de Voces en Cabina                                                                                                                      |
| DH          | Altura de Decisión                                                                                                                                  |
| DME         | Equipo medidor de distancias                                                                                                                        |
| E           | Este                                                                                                                                                |
| EPR         | Relación de presiones en motor                                                                                                                      |
| EM          | Emisor/Emisión                                                                                                                                      |
| ETA         | Hora prevista de aterrizaje                                                                                                                         |
| FAP         | Punto de aproximación final                                                                                                                         |
| FDR         | Registrador de Datos de Vuelo                                                                                                                       |
| ft          | Pies                                                                                                                                                |
| g           | Aceleración de la gravedad                                                                                                                          |
| GPWS        | Sistema de Avisos de Proximidad al Terreno                                                                                                          |
| h. min: seg | Horas, minutos y segundos                                                                                                                           |
| hPa         | Hectopascal                                                                                                                                         |
| IAS         | Velocidad indicada                                                                                                                                  |
| IFR         | Reglas de Vuelo Instrumental                                                                                                                        |
| ILS         | Sistema de aterrizaje por instrumentos                                                                                                              |
| IMC         | Condiciones meteorológicas instrumentales                                                                                                           |
| Kms         | Kilómetros                                                                                                                                          |
| Kts         | Nudos                                                                                                                                               |
| lbs         | Libras                                                                                                                                              |
| m           | Metros                                                                                                                                              |
| MAC         | Cuerda media aerodinámica de la aeronave                                                                                                            |
| mb          | Milibares                                                                                                                                           |
| MDA         | Altitud mínima de descenso                                                                                                                          |
| MDH         | Altura mínima de descenso                                                                                                                           |
| METAR       | Informe meteorológico ordinario                                                                                                                     |
| MHz         | Megahertzios                                                                                                                                        |
| MM          | Baliza intermedia del ILS                                                                                                                           |
| N           | Norte                                                                                                                                               |
| N/A         | No afecta                                                                                                                                           |
| NDB         | Radiofaro no direccional                                                                                                                            |
| MN          | Milla náutica                                                                                                                                       |
| OM          | Baliza exterior del ILS                                                                                                                             |
| P/N         | Número de la Parte (Part Number)                                                                                                                    |
| PF          | Piloto a los mandos                                                                                                                                 |
| PNF         | Piloto no a los mandos                                                                                                                              |
| QNH         | Ajuste de la escala de presión para hacer que el altímetro marque la altura del aeropuerto sobre el nivel del mar en el aterrizaje y en el despegue |
| RVR         | Alcance visual en pista                                                                                                                             |
| S/N         | Número de serie                                                                                                                                     |
| S           | Sur                                                                                                                                                 |
| Sc          | Estratocúmulos                                                                                                                                      |
| SVFR        | Reglas de vuelo visual especial                                                                                                                     |
| TWR         | Torre de Control                                                                                                                                    |
| U T C       | Tiempo Universal Coordinado                                                                                                                         |
| VIP         | Pasajero muy importante                                                                                                                             |
| VMC         | Condiciones meteorológicas visuales                                                                                                                 |
| VOR         | Radiofaro omnidireccional VHF                                                                                                                       |
| W           | Oeste                                                                                                                                               |

**RESUMEN DE DATOS**
**LOCALIZACIÓN**

|              |                                                         |
|--------------|---------------------------------------------------------|
| Fecha y hora | <b>9 de septiembre de 2000; 20:15 horas</b>             |
| Lugar        | <b>Térm. municipal Rosinos de la Requejada (Zamora)</b> |

**AERONAVE**

|               |                  |
|---------------|------------------|
| Matrícula     | <b>EC-FAY</b>    |
| Tipo y modelo | <b>PZL M-18A</b> |

**Motores**

|               |                              |
|---------------|------------------------------|
| Tipo y modelo | <b>PZL KALISZ ASZ-62-M18</b> |
| Número        | <b>1</b>                     |

**TRIPULACIÓN**
**Piloto al mando**

|                           |                         |
|---------------------------|-------------------------|
| Edad                      | <b>34 años</b>          |
| Licencia                  | <b>Piloto comercial</b> |
| Total horas de vuelo      | <b>2.800 horas</b>      |
| Horas de vuelo en el tipo | <b>103 horas</b>        |

**LESIONES**

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

**DAÑOS**

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

**DATOS DEL VUELO**

|                   |                                                          |
|-------------------|----------------------------------------------------------|
| Tipo de operación | <b>Trab. aéreos – Comercial – Lucha contra incendios</b> |
| Fase del vuelo    | <b>En ruta – Crucero</b>                                 |

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

### **1.1. Reseña del vuelo**

La aeronave despegó desde su base de operaciones, situada en Rosinos de la Requejada (provincia de Zamora), para dirigirse a un incendio que se había declarado en el paraje conocido como Laguna Truchas. A los pocos minutos de vuelo, tuvo una pérdida parcial de potencia que llevó la aeronave hasta el suelo.

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

El piloto sufrió fractura de mandíbula y nariz. Además tuvo lesiones en un pie.

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

La aeronave quedó completamente destruida.

### **1.4. Otros daños**

No se produjeron daños a terceros de importancia.

### **1.5. Información sobre la tripulación**

El piloto contaba con una licencia en vigor, expedida el día 10 de diciembre de 1999 y válida hasta el día 11 de noviembre de 2000, que le habilitaba para la realización del vuelo. Se encontraba físicamente capacitado para efectuarlo.

Su experiencia de vuelo era de 2800 horas en total, de las cuales 103 eran en el tipo.

### **1.6. Información sobre la aeronave**

La aeronave contaba con un certificado de aeronavegabilidad en vigor, expedido el día 16 de junio de 2000 y válido hasta el día 15 de junio de 2001, y era mantenida de acuerdo al programa de mantenimiento autorizado.

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

Los restos de la aeronave se encontraban en un radio de pocos metros. El fuselaje con el ala y el empenaje de cola constituía un solo elemento. El motor se había desprendido de su bancada y se encontraba situado debajo del plano izquierdo. A poca distan-





cia había restos de superficies de mando del ala y las patas del tren principal, encontrándose la rueda de cola algo más alejada.

La aeronave ardió en su práctica totalidad, quedando sin afectar solamente las puntas de los planos y parte de la cola.

De la inspección de los restos se puede deducir que cuando la aeronave llegó al suelo, la hélice estaba girando con poca potencia aplicada.

### **1.8. Incendio**

La aeronave ardió prácticamente en su totalidad. La parte del plano izquierdo en la cual está situado el tanque de combustible cayó sobre el motor. En el momento del accidente se estima que la cantidad de combustible a bordo debía ser de unos 320 litros.

### **1.9. Supervivencia**

El piloto pudo salir de la aeronave por sus propios medios, sin que tuviera ningún problema para librarse de los atalajes de sujeción ni con la apertura de la cabina. Es posible que las lesiones sufridas en el pie se produjeran al saltar desde la cabina hasta el suelo cuando abandonó la aeronave.

### **1.10. Ensayos e investigaciones**

#### **1.10.1. Inspección de los restos de la aeronave**

Dado el alto estado de deterioro de los restos fue imposible obtener información útil sobre el motor ni sobre sus elementos de mando.

### 1.10.2. *Declaración del piloto*

La aeronave despegó de la base de Rosinos de la Requejada, cargada con agua mezclada con espuma como agente extintor, para dirigirse al incendio forestal que se había declarado en el paraje conocido como Laguna Truchas.

A los pocos minutos del despegue y cuando ya estaba establecido en vuelo recto y normal hacia el área del incendio sufrió una bajada de potencia. El motor no llegó a pararse pero la pérdida de potencia fue lo bastante importante como para impedirle mantener la altura de vuelo.

Decidió volver a la base, soltó el agua y accionó las bombas de emergencia, tanto la eléctrica como la manual. En todo este proceso la aeronave continuó perdiendo altura y el motor no se recuperó. En algún momento en el que observó el indicador de presión de combustible vio que marcaba cero.

Al ver que se iba irremediablemente contra el suelo, sin poder alcanzar ningún área adecuada para un aterrizaje de emergencia, bajó flaps, abrió puerta de emergencia, quitó el interruptor principal de energía, cerró combustible y maniobró en lo posible para reducir la velocidad del impacto.

### 1.10.3. *Información sobre el mantenimiento de la aeronave*

Dos días antes del accidente se efectuó sobre la aeronave una revisión de 100 horas. En ella, se cambió la bomba de gasolina del motor por una nueva, ya que se habían observado indicaciones de baja presión de combustible.

Tras la revisión, la aeronave efectuó un vuelo de traslado desde el aeropuerto de Valencia hasta su base en Rosinos de la Requejada. En este vuelo no se produjo ningún incidente, aunque hay que indicar que volando en vacío y despegando desde un aeropuerto como el de Valencia, los requerimientos de potencia al motor son reducidos.

### 1.10.4. *Información del fabricante de la aeronave*

Con independencia de este accidente y en fecha posterior al mismo, la compañía fabricante de la aeronave emitió la «Service Letter» identificada con el número M18/008/2001 y fechada el 14 de febrero de 2001. Este documento indica que uno de los elementos del cable de mando de gases puede quedarse suelto y como consecuencia, puede atascarse haciendo imposible aumentar la potencia del motor. El documento también recuerda una serie de acciones a realizar en el mantenimiento y operación de la aeronave para evitar este hecho.

Aunque no está indicado en el documento anterior, otra posible consecuencia observada del fallo del elemento del cable de mando de gases, es que el motor reduzca su potencia a una cercana a la mínima (ralentí) independientemente de la posición del mando de gases.

## **2. ANÁLISIS**

Dado el estado de deterioro de la aeronave tras el incendio sufrido, fue imposible obtener información fiable sobre el funcionamiento de la bomba de combustible del motor, bombas auxiliares de combustible, mandos del motor y conductos y elementos del sistema de combustible.

Descartando el fallo simultáneo de la bomba principal de combustible y de las dos auxiliares, y admitiendo que la marcación del indicador de presión de combustible era correcta, la causa de que la presión caiga a cero, o próxima a cero, puede ser una obstrucción parcial en algún punto del sistema de combustible posterior a la bomba y anterior al punto de medida de la presión, como puede ser el filtro o las tuberías flexibles. Esta obstrucción parcial no tuvo que notarse necesariamente en el vuelo de traslado, porque los requerimientos de potencia fueron reducidos.

No puede descartarse totalmente que se produjera el fallo del cable del mando de gases referido por el fabricante. Sin embargo, aunque esta posibilidad explicaría la pérdida de potencia, no debería afectar a la presión de combustible, que no se reduciría.

En principio, también puede descartarse que se produjera un cierre total del paso de combustible, como sería el cierre de la válvula de corte de combustible (shut off valve), bien sea por avería o por accionamiento inadvertido, ya que en ese caso se pararía el motor por completo.

## **3. CONCLUSIONES**

Se estima que la causa más probable del accidente fue una obstrucción parcial del sistema de alimentación de combustible al motor.

**RESUMEN DE DATOS**
**LOCALIZACIÓN**

|              |                                                  |
|--------------|--------------------------------------------------|
| Fecha y hora | <b>21 de noviembre de 2000</b>                   |
| Lugar        | <b>Aeropuerto de Palma de Mallorca (Balears)</b> |

**AERONAVE**

|               |                        |
|---------------|------------------------|
| Matrícula     | <b>EC-CEY</b>          |
| Tipo y modelo | <b>PIPER PA-34-200</b> |

**Motores**

|               |                             |
|---------------|-----------------------------|
| Tipo y modelo | <b>LYCOMING IO-360-C1E6</b> |
| Número        | <b>2</b>                    |

**TRIPULACIÓN**
**Piloto al mando**

|                           |                         |
|---------------------------|-------------------------|
| Edad                      | <b>30 años</b>          |
| Licencia                  | <b>Piloto comercial</b> |
| Total horas de vuelo      | <b>1.650 horas</b>      |
| Horas de vuelo en el tipo | <b>1.129 horas</b>      |

**LESIONES**

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

**DAÑOS**

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

**DATOS DEL VUELO**

|                   |                                                     |
|-------------------|-----------------------------------------------------|
| Tipo de operación | <b>Transporte aéreo comercial – Regular – Carga</b> |
| Fase del vuelo    | <b>Aproximación</b>                                 |

## **1. INFORMACIÓN SOBRE EL SUCESO**

### **1.1. Reseña del vuelo**

La aeronave efectuaba un vuelo de carga desde Mahón hasta el aeropuerto de Palma de Mallorca.

A las 18:30 hora local se declaró emergencia al comunicar el comandante que tenían problemas con el tren de morro. La tripulación de la aeronave solicitó a la torre de control del aeropuerto (TWR) si desde la misma podían comprobar la situación del tren. Tras obtener respuesta afirmativa, la aeronave pasó cerca de la TWR y desde allí les confirmaron que el tren de morro no estaba completamente desplegado.

Después de la confirmación, la aeronave aterrizó en la pista 24L a las 19:00 hora local, con la pata de morro a medio extender. En cuanto tocó la pista, la pata se replegó y la aeronave hizo el recorrido de aterrizaje sobre el tren principal y el fuselaje delantero.

A las 19:45 la aeronave fue retirada de la pista y llevada a la plataforma de aviación general, donde quedó estacionada y se procedió a desembarcar la carga.

La tripulación de la aeronave se componía de dos pilotos y transportaba 69 kilogramos de carga declarada.

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

Los ocupantes (dos pilotos) resultaron ilesos.

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

La aeronave sufrió daños en la parte delantera del fuselaje y en elementos del tren de aterrizaje de morro. Tras efectuarse una reparación provisional en el aeropuerto de Palma de Mallorca, se solicitó y concedió una autorización para realizar un vuelo de posición hasta el aeropuerto de Sabadell.

### **1.4. Otros daños**

No se produjeron daños a terceros. No se produjeron daños en la pista en la que aterrizó la aeronave. No se vio afectada la operatividad del aeropuerto en ningún momento, ya que continuó operando la pista 24R con total normalidad.

### 1.5. Información sobre la tripulación

El comandante contaba con una licencia válida y con una experiencia total de unas 1650 horas de vuelo, siendo su experiencia en el tipo de 896 horas como comandante y 233 como copiloto.

### 1.6. Información sobre la aeronave

En la inspección de los registros de mantenimiento se comprobó que:

- Según el listado de directivas de aeronavegabilidad, en la fecha del incidente se encontraban cumplimentadas todas las directivas concernientes al tren de aterrizaje.
- Según la orden de trabajo iniciada el día 23 de octubre de 2000 y finalizada el día 27 de octubre de 2000, correspondiente a la última revisión de 100 horas, se efectuaron todos los trabajos de mantenimiento necesarios correspondientes al grupo F (grupo tren de aterrizaje), incluidos los indicados en la directiva AD-94-13-11 (Piper Service Bulletin número 787B) que tienen periodicidad de 100 horas.

### 1.7. Comunicaciones

La aeronave mantuvo las primeras comunicaciones con la dependencia de control de aproximación (APP) en 119.4 megahercios y con la torre del aeropuerto (TWR) en 118.3 megahercios. En ambos casos las comunicaciones se efectuaron sin problemas.

### 1.8. Incendio

Los bomberos estaban preparados y desplegados en la zona de aterrizaje prevista de la aeronave cuando esta llegó a tierra.

No se produjo incendio. La tripulación solicitó que se cubriera de espuma la zona de la pista en la que iba a tomar tierra. Esto no se hizo porque los bomberos informaron de que sólo tenían espuma de baja densidad, adecuada para apagar un fuego pero que no sirve para reducir la fricción entre aeronave y superficie de la pista.

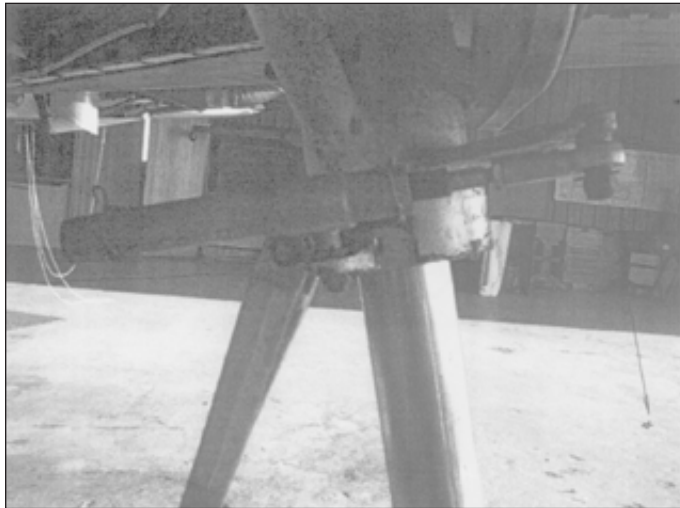
### 1.9. Supervivencia

La tripulación pudo abandonar la aeronave sin ningún problema.

## 1.10. Ensayos e investigaciones

### 1.10.1. Información sobre directivas de aeronavegabilidad aplicables

La directiva AD-92-13-05 de fecha de aplicación de 21 de agosto de 1992 (Piper Service Bulletin número 893 de 11 de octubre de 1988), trata de lo siguiente:



Diversos informes de campo indicaron que el tornillo de cabeza hexagonal que une el extremo de la varilla del muelle de centrado de la rueda de morro con la riostra del citado tren, podía entrar en contacto con el tubo posterior del mecanismo de actuación de las puertas del tren de morro. Se observó que la probabilidad de este suceso aumentaba si se superaban los límites de carga en el compartimento de equipajes de proa. Si la sobrecarga del compartimento era

importante, podía llegar el contacto a interferir lo suficiente para impedir la operación del tren de morro. La carga admisible del compartimento de proa es de 100 libras (aproximadamente 45 kilogramos).

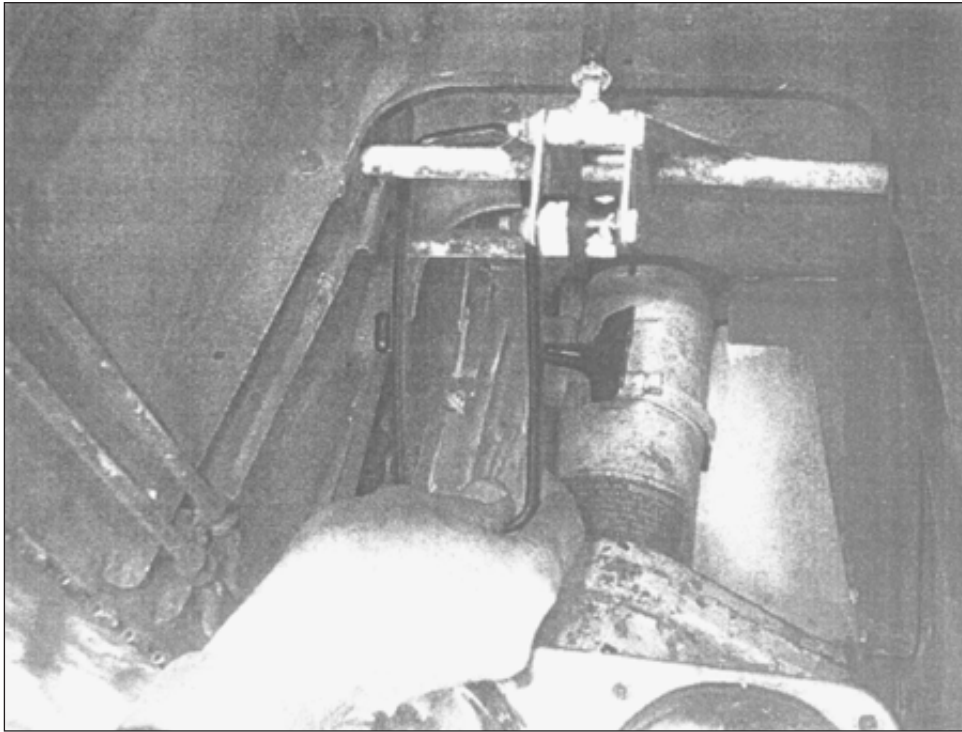
La directiva estableció la obligatoriedad de cumplir con el Piper Service Bulletin número 893, el cual proporcionaba, básicamente, las instrucciones necesarias para sustituir el tornillo de cabeza hexagonal por un tornillo adecuado que, montado en la forma apropiada, proporcionaba suficiente espacio entre la cabeza del tornillo y el tubo del mecanismo de actuación de las puertas del tren de morro. También contenía instrucciones para colocar en la pata de morro la placa Piper «part number 582-943».

Según la documentación de mantenimiento revisada, esta directiva fue cumplimentada el día 24 de noviembre de 1992.

### 1.10.2. Inspección de la aeronave

En las fotografías tomadas a la aeronave después del incidente se aprecia que el tornillo objeto de la directiva AD-92-13-05 (Piper Service Bulletin número 893) estaba montado al revés de lo indicado en los citados documentos, con la cabeza en la parte alta y la tuerca en la parte baja de la unión. Asimismo, parecen apreciarse huellas de contacto en el tubo al que se refiere la directiva.





En las citadas fotografías parece apreciarse que la placa que había que colocar en la pata se había instalado.

No se encontraron indicios de otros fallos que pudieran causar el malfuncionamiento del tren de morro.

#### **1.10.3. Información sobre la distribución de la carga**

No se han podido obtener datos sobre la distribución de la carga.

#### **1.10.4. Información sobre la actuación de la tripulación**

La aeronave realizó dos aproximaciones frustradas. Estuvieron, durante aproximadamente 20 minutos, volando en torno a puntos de espera realizando intentos de sacar la pata de morro.

## **2. ANÁLISIS**

La directiva de aeronavegabilidad AD-92-13-05 fue aplicada, pero al parecer de forma defectuosa. El tornillo colocado era el adecuado pero estaba montado de forma incorrecta, por ello no se cumplía con la intención de la directiva, que es dejar suficiente



espacio entre la cabeza del tornillo y el tubo. La tuerca y la parte del vástago del tornillo que sobresale de la misma ocupan más que la cabeza del tornillo.

El hecho de que el tornillo tenga que ser colocado con la cabeza en la parte baja de la unión, lo cual es contrario a la práctica habitual e intuitiva de colocar siempre los tornillos con la cabeza en la parte superior, puede facilitar que se cometa un error en el montaje del mismo.

Al desconocerse la distribución de la carga es imposible determinar si el compartimento de proa estaba sobrecargado, ni en qué grado, caso de estarlo. Esta posible sobrecarga hubiera contribuido a que se produjera el contacto y no se pudiera desplegar la pata de morro.

En lo que se refiere a la no disponibilidad en el aeropuerto de espumógeno adecuado para el recubrimiento de la pista como medida de protección en caso de aterrizaje de emergencia, hay que señalar que el capítulo 15 parte I del manual de la OACI (Organización de Aviación Civil Internacional) sobre salvamento y extinción de incendios, recoge en una nota a pie de página que la espuma fluoroproteínica, la espuma fluoroproteínica formadora de película y la espuma fluoroproteínica formadora de película acuosa no se consideran apropiadas para tal fin porque decantan demasiado rápidamente.

La espuma a la que se refiere el manual de la OACI que se utiliza con el propósito, al menos teórico, de reducir la magnitud de los daños resultantes y disminuir la posibilidad de que se declaren incendios a raíz del contacto con la pista en un aterrizaje de emergencia, es la espuma proteínica. En efecto, las espumas producidas por agentes proteínicos simples son muy viscosas y rígidas, y fluyen muy mal, lo que les confiere una mejor retención y estabilidad de la capa al ser utilizadas como recubrimiento de pistas.

De cualquier manera, de la lectura detenida del manual de OACI, se deduce que, aún utilizando una espuma proteínica, no se ha podido demostrar la eficacia del recubrimiento de las pistas como procedimiento para acrecentar la seguridad en una toma con el tren de aterrizaje total o parcialmente inoperativo.

A pesar de la falta de ventajas prácticas de su aplicación las autoridades aeroportuarias proporcionan, en principio, todavía este servicio para satisfacer las solicitudes de los explotadores de aeronaves y pilotos, es decir, lo hacen motivados por la petición de los responsables del vuelo cuando estos creen que la espuma puede contribuir a disminuir los riesgos durante el aterrizaje de emergencia y siempre que esa operación no menoscabe la idoneidad del equipo necesario para intervenir ulteriormente en cualquier incendio que pueda declararse en el accidente.

Por todo ello, no merece la pena valorar la no existencia de este tipo de espumógeno en las instalaciones de aeropuerto el día del incidente.

### 3. CONCLUSIONES

La causa más probable del incidente es que el tornillo que une el extremo de la varilla del muelle de centrado de la rueda de morro con la riostra del citado tren, entró en contacto con el tubo posterior del mecanismo de actuación de las puertas del tren de morro, impidiendo la total extensión del mismo. Y ello como consecuencia de que el montaje de ese tornillo en la aeronave no correspondió con el que se indica en las instrucciones contenidas en la directiva de aeronavegabilidad AD-92-13-05, que había sido previamente incorporada.

### 4. ANEXOS

Se acompañan como anexos los siguientes documentos:

- ANEXO-1. Directiva de aeronavegabilidad AD-92-13-05.
- ANEXO-2. Piper Service Bulletin número 893.

## **ANEXO 1**

**Directiva de aeronavegabilidad AD-92-13-05**



## Airworthiness Directives

### ▼ Header Information

DEPARTMENT OF TRANSPORTATION

Federal Aviation Administration

14 CFR Part 39

Docket No. 91-CE-99-AD; Amendment 39-8275; **AD 92-13-05**

Airworthiness Directives; PIPER AIRCRAFT CORPORATION Model PA-34-200, Model PA-34-200T Airplanes

PDF Copy (If Available):

### ▼ Preamble Information

AGENCY: Federal Aviation Administration, DOT

DATES: Effective August 21, 1992.

### ▼ Regulatory Information

**92-13-05 PIPER AIRCRAFT CORPORATION:** Amendment 39-8275. Docket No. 91-CE-99-AD.

Applicability: Model PA-34-200 airplanes (serial numbers 34-7250001 through 34-7450220) and Model PA-34-200T airplanes (serial numbers 34-7570001 through 34-8170092), certificated in any category.

Compliance: Required within the next 100 hours time-in-service after the effective date of this AD, unless already accomplished.

To prevent loss of control of the airplane during landing operations because of the inability to fully extend the nose landing gear, accomplish the following:

(a) Inspect the nose gear centering spring assembly and determine whether a clevis-head bolt or hex-head bolt is installed.

(b) If a part number (P/N) 400-910 clevis-head bolt is installed, ensure that it is correctly installed in accordance with paragraph 2 of the INSTRUCTIONS section of and Sketch "A" in Piper Service Bulletin (SB) No. 893, dated October 11, 1988.

(1) If the bolt is correctly installed, incorporate placard P/N 582-943 in accordance with paragraph 6 (C) of the INSTRUCTIONS section of Piper SB No. 893, dated October 11, 1988.

(2) If the bolt is incorrectly installed, disassemble and reinstall in accordance with paragraphs 3 through 6 of the INSTRUCTIONS section of Piper SB No. 893, dated October 11, 1988, and incorporate placard P/N 582-943 in accordance with paragraph 6(C) of the INSTRUCTIONS section of Piper SB No. 893, dated October 11, 1988.

(c) If a hex-head bolt or a clevis-head bolt that is not P/N 400-910 is installed, replace with a P/N 400-910 clevis-head bolt in accordance with paragraphs 3 through 6 of the INSTRUCTIONS section of Piper SB No. 893, dated October 11, 1988, and incorporate placard P/N 582-943 in accordance with paragraph 6(C) of the INSTRUCTIONS section of Piper SB No. 893, dated October 11, 1988.

(d) Special flight permits may be issued in accordance with FAR 21.197 and 21.199 to operate the airplane to a location where the requirements of this AD can be accomplished.

(e) An alternative method of compliance or adjustment of the compliance time that provides an equivalent level of safety may be approved by the Manager, Atlanta Aircraft Certification Office, 1669 Phoenix Parkway, Suite 210C, Atlanta, Georgia 30349. The request shall be forwarded through an appropriate FAA Maintenance Inspector, who may add comments and then send it to the Manager, Atlanta Aircraft Certification Office.

NOTE: Information concerning the existence of approved alternative methods of compliance with this AD, if any, may be obtained from the Atlanta Aircraft Certification Office.

(f) The inspection, installations, and replacements required by this AD shall be done in accordance with Piper Service Bulletin No. 893, dated October 11, 1988. This incorporation by reference was approved by the Director of the Federal Register in accordance with 5 U.S.C. 552(a) and 1 CFR Part 51. Copies may be obtained from the Piper Aircraft Corporation, 2926 Piper Drive, Vero Beach, Florida 32960. Copies may be inspected at the FAA, Central Region, Office of the Assistant Chief Counsel, Room 1558, 601 E. 12th Street, Kansas City, Missouri, or at the Office of the Federal Register, 1100 L Street, NW; Room 8401, Washington, DC.

(g) This amendment becomes effective on August 21, 1992.

► **Footer Information**

► **Federal Register Information**

► **Comments**

**ANEXO 2**  
**Piper Service Bulletin número 893**



Piper Aircraft Corporation

Vero Beach, Florida, U.S.A.

# SERVICE *No. 893* BULLETIN

\*\*\*\*\*  
\* PIPER CONSIDERS \*  
\* COMPLIANCE MANDATORY \*  
\*\*\*\*\*  
Date October 11, 1988 M

SUBJECT:

Nose Gear Centering Attach Bolt

MODELS AFFECTED:

PA-34-200 Seneca  
PA-34-200T Seneca II

SERIAL NUMBERS AFFECTED:

34-7250001 through 34-7450220  
34-7570001 through 34-8170082

COMPLIANCE TIME:

At the next regularly scheduled inspection event  
but not to exceed one hundred (100) hours of operation.

PURPOSE:

Field reports indicate that a hex-head bolt attaching the nose gear centering spring rod-end to the nose gear strut may come in contact with the nose gear door actuation aft tube assembly. Investigation has revealed that increases in nose baggage compartment loads above the specified limits will increase the likelihood of contact in this area. Gross overloading of the nose baggage compartment may allow this contact to interfere significantly enough to prevent operation of the nose gear under certain conditions.

This Service Bulletin provides illustrations and the instructions necessary to replace the hex-head bolt with a clevis bolt. When accomplished, this will provide adequate clearance between the bolt head and the tube assembly.

APPROVAL:

The technical contents of this Service Bulletin  
have been approved by the F.A.A.

INSTRUCTIONS:

1. Locate and inspect nose gear centering spring assembly for proper bolt and washer installations and alignment to centering bracket. NOTE: Refer to Sketch 'A' attached.
2. If clevis head bolt, Piper Part Number 400-910 is installed, check for proper installation per Sketch 'A'. If correct, no further action is necessary, proceed to step 7.
3. If hex-head bolt is installed, remove and replace with a clevis head bolt, Piper Part Number 400-910, and ensure that a maximum of one washer, Piper Part Number 62833-123, is installed under the head. Install bolt per illustrations in Sketch 'A'.

(OVER)  
ATA: 3220



SERVICE BULLETIN NO. 893

PAGE 2 OF 5

INSTRUCTIONS: (Cont'd)

4. Check alignment of centering spring to trunnion attach arm. If alignment is not obtained by using a maximum of (3) washers, Piper Part Number 407-565 (AN960-416) between centering spring rod end and attach bracket (refer Sketch 'A') then washers Piper Part Number 407-585 (AN960-416L) may be added between centering spring assembly attach bracket and trunion attach arm to obtain alignment. If alignment must be obtained in the opposite direction, it is permissible to carefully file the centering spring assembly attach bracket bushing as required to obtain alignment. In no case should the centering spring assembly be installed with an excessive pre-load on the rod end bearing due to misalignment.
5. If upon initial inspection a hex-head bolt was found installed it will be necessary to inspect the aft nose gear door actuator tube assembly for any indications of previous interference with the centering spring rod end attach bolt. (See Sketch 'B' attached).

If previous interference is indicated, repair by blending and polishing smooth all sharp edges. Repaint as required.

NOTE:

Inspect all Nose Landing Gear and Gear Door Components for damage or distortion. The centering spring attach arm on the nose gear strut should be attached perpendicular to the strut.

6. Place aircraft on jacks and perform:
  - (A) Retraction test -- observe nose gear for proper centering during retraction cycle.
  - (B) With gear retracted, check for sufficient clearance between centering spring rod end attach bolt and aft nose gear door actuator tube.
  - (C) Ensure that placard Piper Part Number 582-943 is installed on nose landing gear housing (Refer to Sketch 'A'). If placard is not installed, place order through your nearest Piper Field Service Facility (Ref: Service Letter 852.)
  - (D) Remove aircraft from jacks.
7. Make appropriate log book entry of compliance with this Service Bulletin.

MATERIAL REQUIRED:  
400-910, per aircraft.

One (1) each Clevis Bolt, Piper Part Number

AVAILABILITY OF PARTS:

Your authorized Piper Field Service Facility.

EFFECTIVITY DATE:

This Service Bulletin is effective upon receipt.



SERVICE BULLETIN NO. 893

PAGE 3 OF 5

SUMMARY: Please contact your Factory Authorized Piper Field Service Facility to make arrangements for compliance with this Service Bulletin in accordance with the Compliance Time indicated.

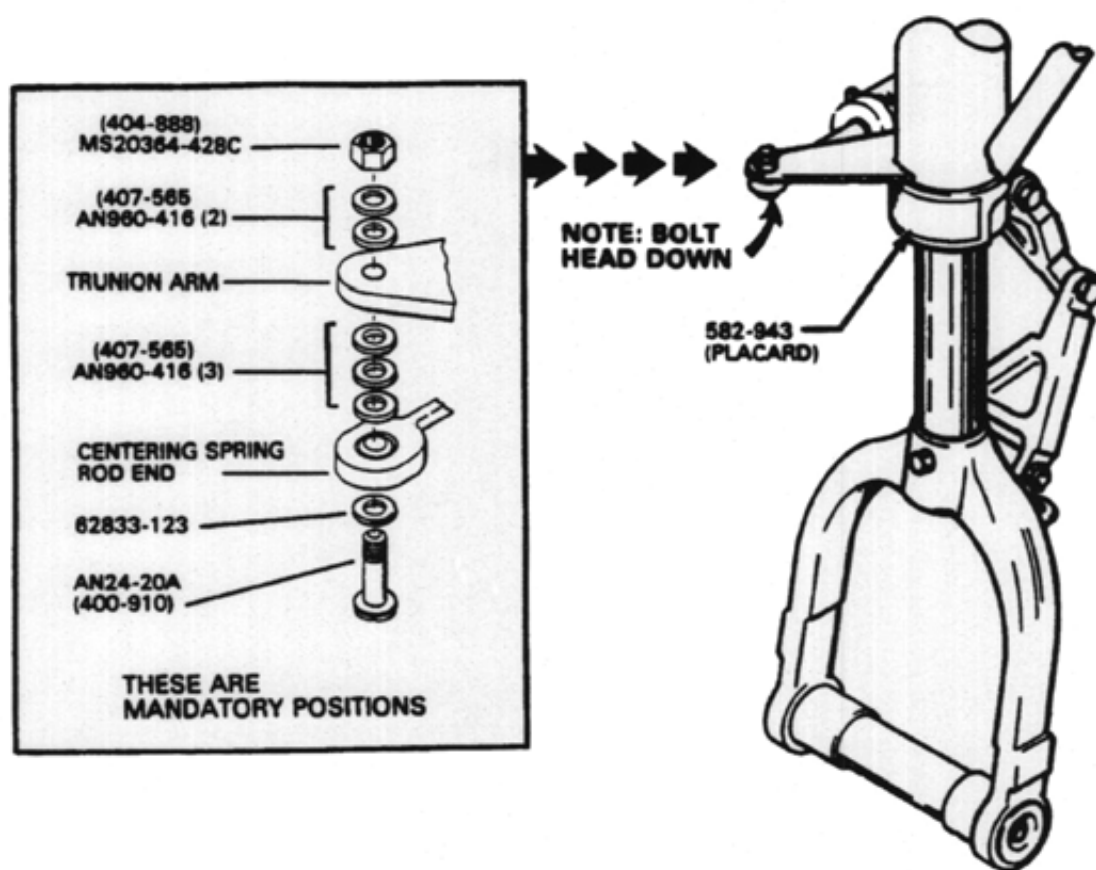
NOTE: If you are no longer in possession of this aircraft, please forward this information to the present owner/operator and notify the Factory of address/ownership corrections. Changes should include model, serial number, current owner's name and address.

Corrections/Changes should be directed to:

Piper Aircraft Corporation  
Attn: Customer Services  
P.O. Box 1328  
Vero Beach, FL 32961-1328

SERVICE BULLETIN NO. 893

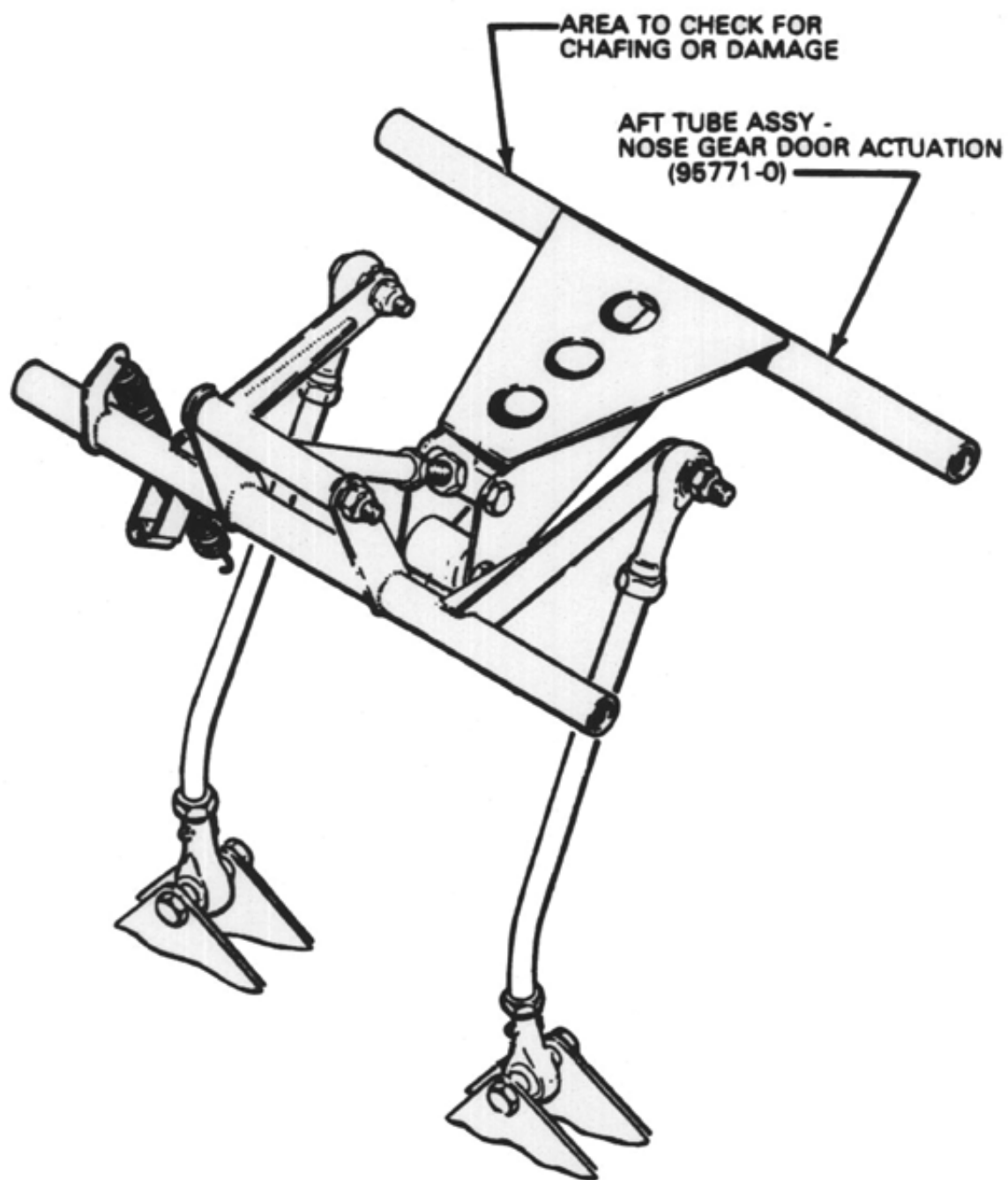
PAGE 4 OF 5



SKETCH A

SERVICE BULLETIN NO. 893

PAGE 5 OF 5



**SKETCH B**

**RESUMEN DE DATOS**
**LOCALIZACIÓN**

|              |                                        |
|--------------|----------------------------------------|
| Fecha y hora | <b>5 de marzo de 2001; 14:30 horas</b> |
| Lugar        | <b>Aeródromo de Ocaña (Toledo)</b>     |

**AERONAVE**

|               |                  |
|---------------|------------------|
| Matrícula     | <b>EC-HPX</b>    |
| Tipo y modelo | <b>SUKHOI 29</b> |

**Motores**

|               |                         |
|---------------|-------------------------|
| Tipo y modelo | <b>VENEDEYEU M-14-P</b> |
| Número        | <b>1</b>                |

**TRIPULACIÓN**
**Piloto al mando**

|                           |                                                          |
|---------------------------|----------------------------------------------------------|
| Edad                      | <b>26 años</b>                                           |
| Licencia                  | <b>Piloto privado avión y Piloto transp. línea aérea</b> |
| Total horas de vuelo      | <b>3.000 horas (acumulando las de las dos licencias)</b> |
| Horas de vuelo en el tipo |                                                          |

**LESIONES**

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

**DAÑOS**

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

**DATOS DEL VUELO**

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

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

### **1.1. Reseña del vuelo**

El día 5 de marzo de 2001, la aeronave Sukhoi 29, en vuelo local sobre el aeródromo de Ocaña (Toledo), sufrió el bloqueo del timón de dirección lo que obligó al piloto a aterrizar haciendo uso de otras superficies de mando.

La aeronave había despegado minutos antes de la pista 11 del aeródromo al objeto de realizar unas pruebas enmarcadas en el proceso de aceptación de la aeronave en España.

En el transcurso del vuelo y después de algunas maniobras, el piloto advirtió que el mando del timón de dirección había quedado bloqueado hacia la derecha. Mediante radio comunicó lo sucedido y se le sugirió que saltara en paracaídas de la aeronave.

El piloto logró controlar la falta de timón compensándolo con alabeo a la izquierda y realizando una aproximación a la pista 11 consiguió aterrizar. Durante la carrera de aterrizaje y sin mando lateral, la aeronave se desvió fuera de la zona pavimentada hasta quedar detenida en la zona de hierba contigua a la pista.

Una vez detenida la aeronave, se desbloqueó el timón y, al no observarse daños aparentes, se continuó el rodaje hasta plataforma sin ayuda externa.

El piloto resultó ileso.

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

La aeronave fue llevada a un hangar donde quedó depositada para una inspección posterior.

A primera vista y exteriormente no se detectaron daños. Sin embargo, la bancada del motor presentaba diversas fracturas y grietas.

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

#### **1.3.1. Documentación de aeronavegabilidad**

La aeronave accidentada se encontraba, en el momento del suceso, en proceso de obtención del Certificado de Aeronavegabilidad en España. Se había presentado una solicitud con ese propósito el 19 de noviembre de 1999.

La aeronave había sido eximida por la DGAC de la necesidad de poseer un Certificado de Tipo para la Importación. En el momento del accidente, la aeronave contaba con Certificado de Aeronavegabilidad Especial, «Autorización de Vuelo», válido para la realización de vuelos de prueba.

### **1.3.2. Información técnica general**

La aeronave Sukhoi 29 es un modelo que dispone de dos asientos alineados en tandem, pensados para dar entrenamiento a pilotos principiantes en este tipo de aeronaves o prácticas de maniobras acrobáticas.

El Sukhoi SU-29 voló por primera vez en 1990 y comenzó a construirse en serie un año después. El fuselaje está construido sobre la base de tubos de acero y paneles de material compuesto. También el larguero principal es de este material, mientras que el capot del motor es metálico. La cola es de tipo semi-monocasco. La célula tiene una vida útil de 10.000 horas y es capaz de soportar cargas de +11y -9G. El ala es recta con un perfil simétrico de 16% en la raíz y 12% en la punta. Además, las superficies móviles abarcan una gran parte de la longitud del borde de salida, dando la posibilidad de una rápida respuesta a las solicitudes. Los mandos son mecánicos, por cables al timón de dirección y profundidad y por barras a los alerones. El tren de aterrizaje está construido en titanio.

Debido a que el centro de gravedad está muy adelantado, el piloto debe ubicarse en el asiento trasero, que es relativamente cómodo y con una posición recostada (respaldo inclinado a 30°), para una mejor distribución del peso y para soportar mejor las cargas producidas por las maniobras acrobáticas.

### **1.4. Información sobre la tripulación**

El piloto era poseedor de la licencia de piloto privado de avión, expedida el 25/11/99 y con validez hasta el 17/12/01.

También, disponía del título de piloto de transporte de línea aérea y acumulaba un total de 3.000 horas de vuelo entre los dos.

### **1.5. Información meteorológica**

En el aeródromo las condiciones meteorológicas eran de viento de dirección sur y 5 nudos de intensidad. Nubes dispersas a 3.000 pies.

## 1.6. Comunicaciones

La aeronave disponía de equipo de radio de comunicación y, durante el vuelo del incidente, se mantuvo comunicación con un observador en tierra.

En una de estas interlocuciones el piloto informó de lo que sucedía y, aunque se le sugirió la posibilidad de saltar, decidió continuar hasta aterrizar.

## 1.7. Información sobre el aeródromo

Las características principales de la pista 11/29 del Aeródromo de Ocaña, donde se operaba son:

- Longitud de pista 1.260 mts., de los que 1.200 mts. tienen una franja asfaltada.
- La elevación es 733 mt.
- Coordenadas: 39°56'25''N y 03°56'15''W

## 1.8. Ensayos e investigaciones

### 1.8.1. Inspección posterior al accidente

La investigación comenzó efectuando una revisión exterior en la que no se apreció daño alguno.

A continuación se retiró el carenado del motor y pudo observarse que la bancada del motor estaba partida en varias secciones por rotura estática. Ciertas fracturas se presentaban descubiertas de pintura.

Por los antecedentes del incidente se procedió a verificar el estado de los mandos de vuelo. Se efectuó un seguimiento desde los pedales, a través del cable de mando, hasta la superficie del timón.

En el examen del pedal izquierdo del asiento posterior y, siguiendo su transmisión, se encontró que en la polea situada a la izquierda y a la altura del asiento del piloto, se había forzado la guarda de protección que la polea tiene para evitar que el cable se salga de su alojamiento. Asimismo, destacaba una protuberancia que aparecía en el centro del arco de la guarda, similar al grosor del cable.

A continuación, se revisó el arnés del asiento trasero y se observó que en el extremo de uno de los cinturones existía, marcada y en relieve, la señal de un cuerpo del diámetro del cable que había dejado marcada la dirección por los restos de grasa que mostraba. Además, aunque existía un lazo destinado a mantener unido el sobrante de los cinturones, no tuvo la efectividad necesaria.



Al desmontar la polea, se comprobó que la guarda estaba rota, quedando dividida en dos partes por la zona que había contactado con el cable.

### 1.9. Normas de aceptación de aeronaves importadas

En noviembre de 1999, el procedimiento para la obtención en España de un primer Certificado de Aeronavegabilidad en el caso de aeronaves importadas se describía en la Instrucción Circular 11-24 de la DGAC.

El proceso de aceptación, que culminaría con la emisión del Certificado de Aeronavegabilidad, se iniciaba una vez que a la aeronave le había sido asignada una matrícula española por el Registro de Matrícula.

Era condición previa a la matriculación que la aeronave dispusiera de Certificado de Tipo para la Importación. Mediante la Resolución de la DGAC, de 24 de junio de 1992 se eximía de la obligación anterior en determinados casos. En uno de estos supuestos, contenido en el epígrafe c) de esa Resolución, se había fundamentado la exención de certificación de tipo concedida a esta aeronave. La aeronave iba a ser empleada, tras su aceptación para entrenamiento y en competiciones acrobáticas. No se había demostrado que el diseño de la aeronave cumpliera con un código de aeronavegabilidad amplio y detallado a los que se refiere el Anexo 8 de OACI, por lo que la DGAC sólo le podría otorgar un Certificado de Aeronavegabilidad restringido.

### 1.10. Información adicional

Las aeronaves fabricadas para la realización de maniobras acrobáticas requieren que los distintos sistemas de mando gocen de una respuesta, en cuanto a rapidez y precisión,



que en otras aeronaves no es preciso disponer. Esto provoca que las tolerancias de los mecanismos de transmisión de movimiento sean bastante estrechas.

El mantenimiento de estos sistemas requiere unos periodos más cortos entre revisiones. Además, cualquier interferencia de un objeto en su recorrido de transmisión, tienen una incidencia directa e instantánea en el mando.

Por otra parte, el conjunto de cinturones que forman parte del arnés de sujeción del piloto al asiento disponen de unos márgenes bastante amplios para su adaptación a las posibles tallas de los pilotos. En ciertos momentos, el sobrante de cinturón, combinado con el movimiento de la aeronave durante la ejecución de maniobras, hace que partes del mismo puedan interferir en el sistema de mando.

## **2. ANALISIS**

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

El piloto a bordo de una aeronave Sukhoi 29 se encontraba efectuando un vuelo, sobre las proximidades del aeródromo de Ocaña, en el que estaba ejecutando una serie de maniobras acrobáticas.

En un momento del vuelo comprobó que había un desplazamiento involuntario hacia la derecha debido a que se había bloqueado el mando del timón de dirección. Como no pudo solventar el problema, decidió aterrizar compensando la deriva hacia la derecha con un alabeo hacia el lado contrario.

En el recorrido de aterrizaje no pudo mantener el control direccional por la posición del timón de dirección, saliéndose a la zona contigua a la pista.

La inspección realizada con posterioridad confirmó que el extremo de uno de los cinturones del arnés, aquel donde se remata su confección, se introdujo entre la polea y el cable del timón de dirección. Se originó así un apriete entre la polea, el cable, el cinturón y la guarda que bloqueó el movimiento del cable de mando.

El extremo del cinturón se introdujo por la parte trasera de la polea hacia delante ya que el bloqueo impedía corregir la guiñada hacia la izquierda que es cuando el cable va de atrás adelante al pisar el pedal izquierdo.

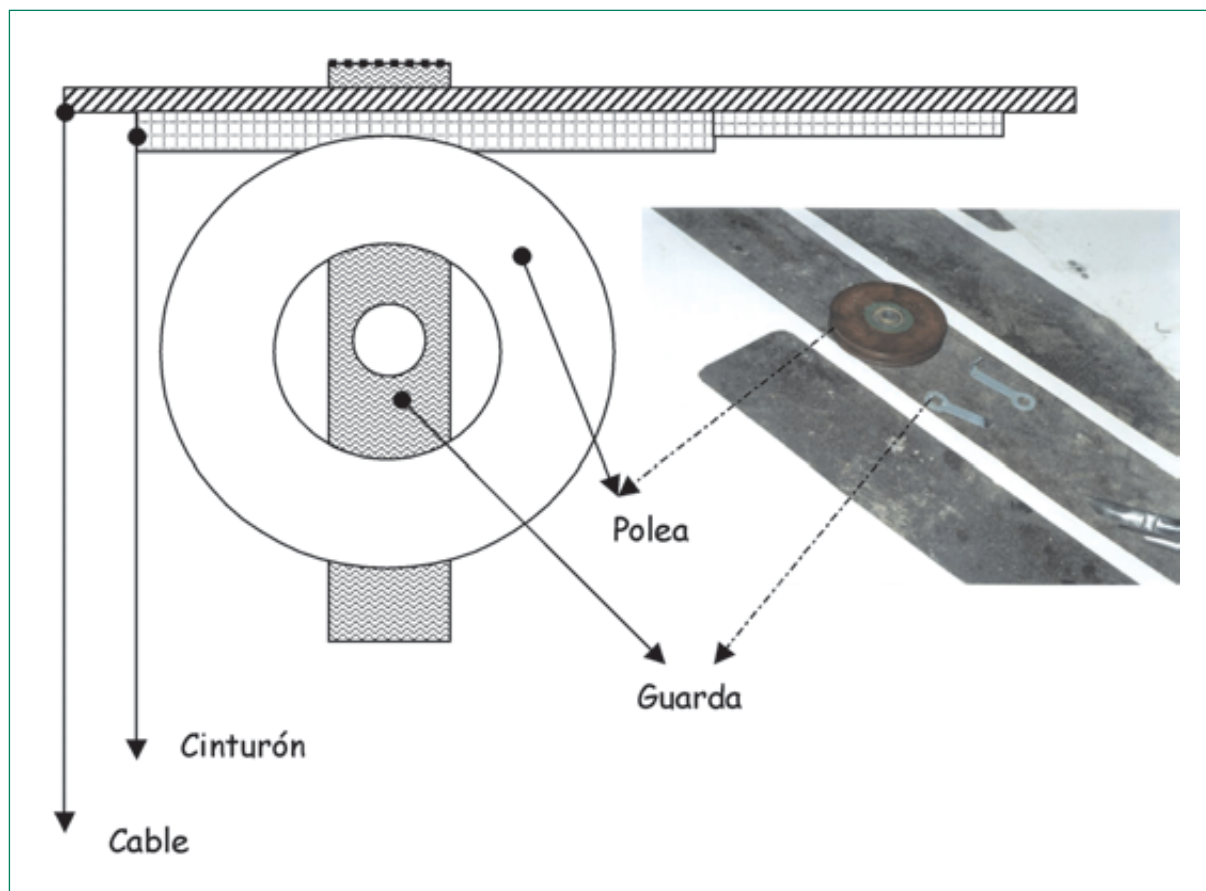
La rotura en la guarda se produjo por la fricción del cable contra la guarda por los intentos de desbloqueo, favorecida a su vez por el ajuste producido en el conjunto.

Según información recogida, otra situación semejante se produce cuando el cable de los auriculares es largo y no se prevé alguna forma de sujeción.

## 2.2. Normas técnicas de aeronavegabilidad

Según había comprobado la DGAC, este tipo de aeronave no había demostrado cumplimiento con un código de aeronavegabilidad completo y detallado, y por tanto no era acreedora a un certificado de tipo. Por otra parte, sólo iba a ser empleada en actividades aéreas de carácter privado, por lo que, de acuerdo con la normativa al respecto, este tipo de aeronave fue eximido de superar ese proceso de certificación. De esta manera, sólo le correspondía optar a un Certificado de Aeronavegabilidad restringido, que le limitaba los usos respecto a lo que se considera una utilización normal.

Los códigos JAR-23 o FAR-23, que son de aplicación en España, prescriben las normas técnicas de aeronavegabilidad para la obtención de un certificado de tipo de ciertas categorías de aeronaves, entre las que se encuentra comprendida, por sus características de peso y prestaciones la Sukhoi 29. En ambas regulaciones, tanto el párrafo FAR 23.685, como su equivalente JAR 23.685, establecen que los sistemas de control de mandos de vuelo deben diseñarse para impedir el atascamiento, el aplastamiento y la interferencia con la carga, pasajeros, objetos sueltos, o la congelación de humedad. Asimismo, esos mismos párrafos indican también que deben existir medios en la cabina de pilotaje para impedir la entrada de objetos extraños en lugares donde podrían atascar los sistemas de control.



Si el diseño de la Sukhoi 29 hubiese cumplido con esos apartados, posiblemente no se hubieran dado las circunstancias para que se produjera el incidente. Es lógico pensar que, para las condiciones de utilización de esta aeronave, circunscritas al ámbito privado, no sean exigibles los estándares JAR 23 o FAR 23 en su totalidad, como lo podrían ser para la aviación comercial. Sin embargo, si parece conveniente que ciertos requisitos técnicos deban cumplirse cuando sirven para delimitar características de diseño cuya definición puede ser causa de provocar accidentes, como se ha comprobado en este caso. Parece, por tanto recomendable que la Autoridad Aeronáutica se asegure de que se realicen las revisiones oportunas en el diseño del sistema de control direccional de esta aeronave para impedir la repetición de incidentes similares.

### 3. CONCLUSIONES

#### 3.1. Compendio

- El piloto tenía la licencia en vigor.
- La aeronave se encontraba en proceso de obtención de Certificado de Aeronavegabilidad en España
- El timón de dirección se quedó bloqueado durante el vuelo.
- La guarda de la polea del sistema de transmisión de mando direccional, situada a la izquierda del piloto, se encontraba forzada y rota.
- El extremo de uno de los correajes del cinturón se encontraba con huellas de haber estado en contacto con el cable y la polea.
- La sujeción del arnés para controlar el movimiento de los extremos del cinturón no impidió que el cinturón interfiriera con el mecanismo de mando direccional de la aeronave.

#### 3.2. Causas

La causa del incidente fue la interferencia que se produjo al introducirse uno de los extremos del cinturón de seguridad del piloto entre la polea y el cable de mando para el control direccional de la aeronave, provocando el bloqueó del timón de dirección.

### 4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD

**REC 13/2003:** Se recomienda a la Dirección General de Aviación Civil que se asegure que el diseño de los sistemas de mandos de vuelo de las aeronaves Sukhoi 29 y similares matriculadas en España impide que se produzcan interferencias, bloqueos o aplastamientos con los ocupantes o con objetos que se encuentren en la cabina de pilotaje, y, caso de producirse estas circunstancias, se establezcan las medidas correctoras pertinentes.

**RESUMEN DE DATOS**
**LOCALIZACIÓN**

|              |                                                 |
|--------------|-------------------------------------------------|
| Fecha y hora | <b>1 de abril de 2001; 11:35 horas</b>          |
| Lugar        | <b>Aeropuerto de Son Bonet (Islas Baleares)</b> |

**AERONAVE**

|               |                        |
|---------------|------------------------|
| Matrícula     | <b>EC-CZH</b>          |
| Tipo y modelo | <b>PA-28R ARROW II</b> |

**Motores**

|               |                            |
|---------------|----------------------------|
| Tipo y modelo | <b>LYCOMING IO-360-C1C</b> |
| Número        | <b>1</b>                   |

**TRIPULACIÓN**
**Piloto al mando**

|                           |                                |
|---------------------------|--------------------------------|
| Edad                      | <b>58 años</b>                 |
| Licencia                  | <b>Piloto privado de avión</b> |
| Total horas de vuelo      | <b>107,06 horas</b>            |
| Horas de vuelo en el tipo | <b>60 horas</b>                |

**LESIONES**

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

**DAÑOS**

|             |                                           |
|-------------|-------------------------------------------|
| Aeronave    | <b>Tren de morro y plano derecho</b>      |
| Otros daños | <b>Valla que rodeaba el antiguo radar</b> |

**DATOS DEL VUELO**

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

## 1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

### 1.1. Reseña del vuelo

El piloto estaba realizando tomas y despegues en el aeródromo de Son Bonet (Palma de Mallorca). Había despegado a las 10:57 hora local y después de realizar un vuelo por la zona se incorporó al circuito de tráfico para efectuar tomas y despegues. Realizó dos tomas y despegues y en la tercera toma por la pista 24, a las 11:35 hora local y durante la carrera de aterrizaje, la aeronave inició un desvío hacia la izquierda hasta que paró junto a la valla de protección que circundaba el antiguo radar.

### 1.2. Lesiones a personas

El piloto y los dos pasajeros no sufrieron daños.

### 1.3. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave sufrió daños menores.

### 1.4. Otros daños

El plano derecho de la aeronave golpeó uno de los postes metálicos de sujeción de la valla que cedió con el impacto.

### 1.5. Información sobre la tripulación

#### 1.5.1. *Piloto*

|                                    |                                                                   |
|------------------------------------|-------------------------------------------------------------------|
| Licencia:                          | Piloto Privado de Avión                                           |
| Horas de vuelo:                    | 107:06 horas                                                      |
| Horas de tipo:                     | 60 horas                                                          |
| Habilitaciones:                    | VFR diurno y monomotores terrestres de menos de 1.500 kg de MTOW. |
| Fecha de obtención de la licencia: | 4/07/2000                                                         |
| Fecha de la próxima renovación:    | 25/06/2001                                                        |

### 1.6. Información sobre la aeronave

#### 1.6.1. *Célula*

|         |         |
|---------|---------|
| Marca:  | PIPER   |
| Modelo: | 28R-200 |

|                     |             |
|---------------------|-------------|
| N.º de Fabricación: | 28R-7635077 |
| Año de Fabricación: | 1975        |
| Matrícula:          | EC-CZH      |
| M.T.O.W.:           | 1.178 kg    |

#### 1.6.2. *Certificado de Aeronavegabilidad*

|                      |                                         |
|----------------------|-----------------------------------------|
| Tipo:                | Trabajos Aéreos (3) <sup>1</sup> Normal |
| Modalidad:           | Escuela                                 |
| Fecha de renovación: | 20/12/2000                              |
| Fecha de caducidad:  | 20/12/2001                              |
| Propietario:         | AIR PAL AVIACIÓN, S. L.                 |
| Explotador:          | AIR PAL AVIACIÓN, S. L.                 |

#### 1.6.3. *Registro de Mantenimiento*

|                                  |                |
|----------------------------------|----------------|
| Horas totales de vuelo:          | 1.364:12 horas |
| Fecha última revisión 1.000 h:   | 28/05/2000     |
| Horas desde última rev. 1.000 h: | 66:52 horas    |

#### 1.6.4. *Motor*

|                              |                |
|------------------------------|----------------|
| Marca:                       | LYCOMING       |
| Modelo:                      | IO-360-C1C     |
| Potencia:                    | 180 HP         |
| Número de serie:             | L-14686-51A    |
| Horas totales de vuelo:      | 1.363:36 horas |
| Fecha última revisión 100 h: | 28/05/2000     |
| Horas desde última rev. 100: | 66:52 horas    |

### 1.7. Información sobre el aeródromo

El aeródromo de Son Bonet es un aeródromo no controlado, con una pista, la 06/24, de 1000 metros de longitud y 22 metros de anchura.

En el aeródromo no se presta servicio meteorológico.

---

<sup>1</sup> Aeronave idónea sólo para vuelo visual.

## 1.8. Información meteorológica

Según la información proporcionada por el piloto las condiciones meteorológicas eran las siguientes:

El viento era de dirección 210° y velocidad 4 nudos, no había nubes y la visibilidad era buena. El QNH era de 1.024 HPa y la temperatura de 18 °C.

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

La aeronave se desvió hacia la izquierda durante la carrera de aterrizaje en la pista 24. Al pararse impactó con la valla, lo que dañó su plano derecho.

## 1.10. Ensayos e investigaciones

### 1.10.1. Declaración del piloto

Según la declaración del piloto, realizó la tercera toma con flaps totalmente desplegados. Una vez en el suelo, al fijar su atención en la palanca de flaps para seleccionar 15°, se despistó y la aeronave se desvió hacia la izquierda. No intentó corregir el viraje puesto que, a la velocidad a la que rodaba, podría haber provocado el vuelco de la aeronave. Una vez cerca de la valla, cuando la aeronave redujo la velocidad consiguió pararla.

El piloto indicó que desde la obtención de la licencia había volado con esta aeronave al menos durante 60 horas.



## 2. CONCLUSIONES

El incidente se produjo por un descuido del piloto en el control de la trayectoria en el suelo durante el aterrizaje cuando estaba ocupado en modificar la posición de los flaps, lo que provocó que la aeronave se desviara a la izquierda de la pista y finalmente impactara con la valla que rodeaba el emplazamiento del antiguo radar.



**RESUMEN DE DATOS**
**LOCALIZACIÓN**

|              |                                        |
|--------------|----------------------------------------|
| Fecha y hora | <b>27 de mayo de 2001; 10:45 horas</b> |
| Lugar        | <b>Aeropuerto de Valladolid</b>        |

**AERONAVE**

|               |                                  |
|---------------|----------------------------------|
| Matrícula     | <b>EC-HNH</b>                    |
| Tipo y modelo | <b>ROCKWELL AEROCOMANDER 690</b> |

**Motores**

|               |                                 |
|---------------|---------------------------------|
| Tipo y modelo | <b>GARRETT / TPE-331-5-251K</b> |
| Número        | <b>2</b>                        |

**TRIPULACIÓN**
**Piloto al mando**

|                           |                                  |
|---------------------------|----------------------------------|
| Edad                      | <b>49 años</b>                   |
| Licencia                  | <b>Piloto comercial de avión</b> |
| Total horas de vuelo      | <b>9.000 horas</b>               |
| Horas de vuelo en el tipo | <b>75 horas</b>                  |

**LESIONES**

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

**DAÑOS**

|             |                                                         |
|-------------|---------------------------------------------------------|
| Aeronave    | <b>Menores. Cubiertas y llanta del tren ppal. dcho.</b> |
| Otros daños | <b>Ninguno</b>                                          |

**DATOS DEL VUELO**

|                   |                                                        |
|-------------------|--------------------------------------------------------|
| Tipo de operación | <b>Aviación general – Comercial – Fotografía aérea</b> |
| Fase del vuelo    | <b>Despegue – Recorrido de despegue</b>                |

## **1. INFORMACION SOBRE LOS HECHOS**

### **1.1. Reseña del vuelo**

El día 25 de mayo de 2001, aproximadamente a las 10:45 horas locales, la aeronave Aerocomander 690 inició el despegue por la pista 05 del Aeropuerto de Valladolid con objeto de llevar a cabo un vuelo fotográfico. A bordo iban el piloto, un fotógrafo y una tercera persona que estaba siendo instruida en la fotografía aérea.

Según informó el piloto, cuando la aeronave se encontraba en la carrera de despegue y próxima a la velocidad de decisión, sintió como un pequeño bache y a continuación la aeronave inició un desvío hacia la derecha. El piloto maniobró para evitar salirse de la pista, al tiempo que abanderó el motor derecho, detuvo el motor izquierdo y desconectó el equipo eléctrico excepto la batería para poder actuar sobre la dirección de la rueda de morro.

La aeronave pudo detenerse dentro de la pista y el piloto se puso en contacto con la torre de control para requerir la asistencia del servicio de extinción de incendios porque la rueda derecha estaba ardiendo.

Finalmente el personal del servicio de extinción de incendios, que se encontraba en camino hacia la aeronave, controló la situación de emergencia.

La aeronave tuvo que ser retirada momentáneamente a una de las calles de salida de la pista 05.

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

Los ocupantes de la aeronave resultaron ilesos.

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

Los principales daños en la aeronave se centraron en la pata derecha del tren principal. La cubierta se desintegró. La llanta se había desgastado hasta casi la mitad de su diámetro. Además, la mordaza del conjunto de frenos se vio afectada.

El circuito de frenos se desprendió de los soportes que le unían a la pata.

### **1.4. Otros daños**

El incidente no tuvo consecuencias graves sobre la pista de aterrizaje aunque, estuvo fuera de servicio durante tres horas, mientras se hizo la limpieza de la misma.

## 1.5. Datos de la tripulación

### *Piloto*

Título: Piloto Comercial de Avión  
Edad: 49 años  
Horas en el tipo: 75  
Horas totales: 9.000 aprox.

El resto de las personas que iban en la aeronave eran dos fotógrafos. Uno de ellos formaba parte de la tripulación y el otro estaba adaptándose para trabajar en la aeronave.

## 1.6. Datos de la aeronave

### 1.6.1. *Aeronave*

Marca: Rockwell  
Modelo: Aerocomander 690  
Fecha de fabricación: 1973

### 1.6.2. *Motor*

Marca: Garrett  
Modelo: TPE-337-5-251K  
N.º de motores: 2

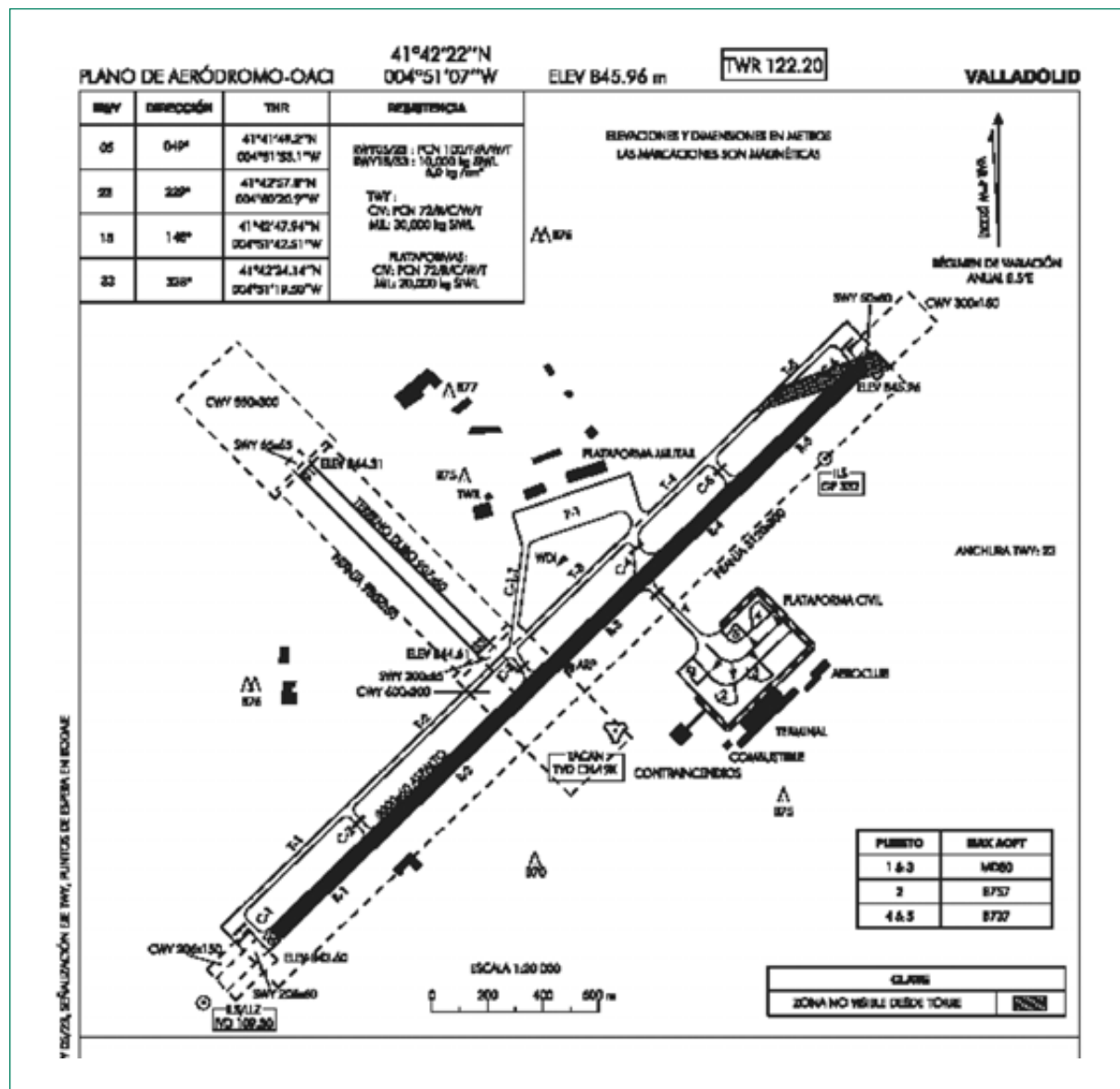
## 1.7. Datos meteorológicos

En la franja horaria en la que ocurrió el incidente los METARS publicados indicaban los siguientes valores:

|                                   |        |        |
|-----------------------------------|--------|--------|
| Hora UTC                          | 08:00  | 09:00  |
| Dirección e intensidad del viento | 080/04 | 110/04 |
| Visibilidad                       | CAVOK  | CAVOK  |
| Temperatura y punto de rocío      | 19/11  | 22/18  |
| QNH                               | 1.025  | 1.025  |
| Tendencia                         | NOSIG  | NOSIG  |

## 1.8. Información sobre el aeropuerto

En el Aeropuerto de Valladolid se desarrollan operaciones civiles y militares. En su parte civil, posee una pista de aterrizaje con el distintivo 05/23. Las dimensiones son de 3.000 x 60 metros y sus características sobre zonas de parada y libres de obstáculos se presentan en la figura adjunta:



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

La aeronave se detuvo después de la carrera de parada dentro de la superficie asfaltada de la pista de aterrizaje sin impactar con ningún obstáculo.

La aeronave sufrió desperfectos en la pata derecha del tren principal de aterrizaje. En concreto, la cubierta quedó rota en pequeños trozos, la llanta se desgastó hasta casi la mitad, alcanzando los paquetes de freno y la cámara que montaba quedó dividida en varios trozos que la hacían identificable.

La cubierta de la rueda de morro sufrió el desprendimiento de una parte de la banda de rodadura.

El conducto de hidráulico que desciende por el vástago para alimentar al conjunto derecho de frenos de la pata, se separó y derramó su contenido.

En la revisión de la llanta derecha del tren principal de aterrizaje se apreciaron marcas en la superficie del borde que indican que se había desplazado lateralmente hacia el lado derecho.

El vástago de la pata afectada y la garganta de la llanta aparecían con trazos negros producidos por la goma de la cubierta.

El aspecto general que presentaban las cubiertas no afectadas era bueno, prácticamente nuevas a tenor de los detalles observados.

### **1.10. Incendio**

El servicio de extinción de incendios (S.E.I.) intervino en el suceso para neutralizar cualquier fuga de combustible y para reducir la temperatura de la llanta. Su actuación se inició con anticipación a la solicitud del piloto que avisó de fuego en el lado derecho de la aeronave.

En el informe realizado por el aeropuerto en referencia a la actuación del S.E.I., únicamente se cita que éste intervino sobre unas fugas de líquido hidráulico que había al lado de la aeronave.

No se encontraron rastros o huellas de fuego sobre la pata y plano derecho de la aeronave.

### **1.11. Supervivencia**

Los ocupantes de la aeronave pudieron salir por sus propios medios y no se produjeron lesiones en ninguno de ellos.

Esta aeronave tiene situadas las puertas de salida en el costado izquierdo, lo que representó una ventaja en la evacuación minimizando los posibles riesgos.

## 1.12. Ensayos e investigaciones

Se efectuó una revisión profunda de las llantas y cubiertas de la aeronave con el resultado siguiente:

La inspección visual reveló que el estado de las ruedas es bueno, con unos surcos de drenaje marcados y sin signos de envejecimiento.

La cubierta izquierda del tren principal apareció sin señales que mostraran haber estado sometida a un funcionamiento anormal.



*Cubierta rueda de morro.*



*Cubierta rueda de morro.*

La cubierta de la rueda de morro mostraba una pérdida parcial de la banda de rodadura hacia uno de los lados, además, existen huellas de arañazos con una dirección de izquierda a derecha según el sentido de rodaje.

La cubierta derecha del tren principal de aterrizaje quedó dividida en múltiples trozos, siendo el más grande no superior a la palma de una mano.

La llanta de la rueda muestra que sufrió dos movimientos: El borde presenta marcas de haber rodado con una trayectoria hacia la derecha y el otro que los paquetes de freno han sufrido un movimiento de translación paralela al eje de la aeronave.

El conducto del líquido del que se alimenta el sistema de frenado se encontró suelto de su fijación.

## 2. ANALISIS

Con objeto de realizar un vuelo fotográfico, la aeronave marca Rockwell con matrícula EC-HNH, inició la carrera de despegue en el Aeropuerto de Valladolid. Cuando rodaba a una velocidad



*Huellas en pinzas freno.*

próxima a la velocidad de decisión, el piloto detectó que la aeronave sufría un pequeño hundimiento en el costado derecho obligando al piloto a corregir la desviación que se originó.

En la carrera de parada, según declaración del piloto, pudo observar cómo había llamas en el tren principal derecho, seguramente advertido por los fotógrafos, ya que desde el puesto de pilotaje situado en el lado izquierdo no se puede ver la pata derecha del tren principal al quedar bastante retrasada respecto a su posición.

Además, la presencia de fuego, aunque siempre peligrosa, no debió adquirir importancia ya que no dejó trazas de humo en el fuselaje de la aeronave.

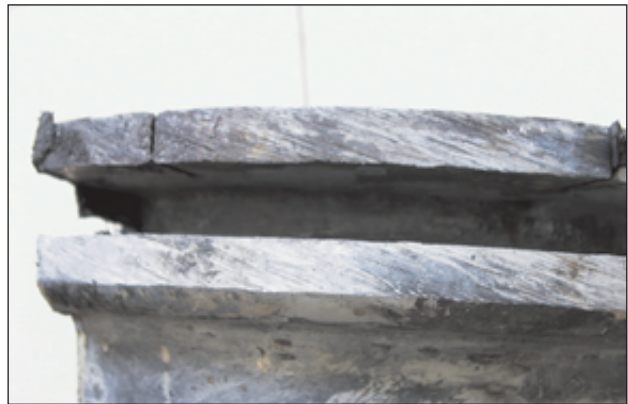
El origen del humo y fuego pudo proceder del derrame del líquido del circuito del sistema de frenado sobre la cubierta y la llanta en la zona de rozamiento con el pavimento, ya que al caer sobre esos puntos calientes, este es susceptible de inflamarse y arder con cierta facilidad.

La aeronave cuando se detuvo estaba apoyada sobre las patas del tren principal y la de morro. En el lado derecho se apreciaba que la llanta había sido desgastada por el roce contra la pista.

Respecto a la información que se desprende de los restos se puede decir que al perder el aire de la cubierta derecha la aeronave perdió la altura correspondiente al flanco de la misma y entonces empezó a rodar sobre los bordes de la garganta de la llanta produciendo las marcas de goma que se observaron. El borde de la llanta terminó por cortar la cubierta y acabó rodando directamente por el asfalto. A continuación,

debido a la aplicación de frenos, la llanta se bloqueó y se inició el desgaste de la misma hasta quedar planificada en una superficie considerable.

Las marcas que aparecen sobre los bordes de la llanta se deduce que corresponden al movimiento de rodaje más el desplazamiento lateral hacia la derecha dándole esa inclinación a las marcas. Una vez que el desgaste de la llanta se



*Huellas de rodadura.*



*Marcas en la garganta de la llanta.*



acentuó sobre la misma sección, esta dejó de rodar para iniciar un deslizamiento que la desgastó hasta alcanzar la pinza de frenos. En esta zona las marcas son longitudinales y en dirección contraria al avance de la aeronave.

La cubierta de la rueda de morro presenta la pérdida de una pequeña sección de la banda de rodadura en sentido de derecha a izquierda, seguramente motivada al mandar la aeronave hacia el centro de la pista con el timón de dirección que conduce solidariamente con la rueda de morro. En otros puntos de la cubierta se encontraron otras rayas originadas por el desplazamiento lateral de la aeronave.

Una vez que se detuvo la aeronave, el servicio de extinción de incendios impidió que cualquier fuga pudiera dar origen a daños más significativos.

En razón a los datos presentados en de los que se deducen que el estado de las cubiertas que empleaba la aeronave era correcto, se pueden barajar las siguientes opciones:

Primera, un fallo de fabricación de la banda de rodadura que se hubiera despegado en algún pequeño tramo que desencadenara el fallo general de la cubierta.

Segunda, el reventón de la cubierta.

Esta última razón se puede desestimar ya que en ningún momento se menciona por parte de la tripulación, que percibiera un sonido irregular.

### **3. CONCLUSIONES**

#### **3.1. Compendio**

- El piloto contaba con una licencia válida y en vigor.
- A pesar de las escasas horas de vuelo en el tipo, su experiencia se demostró suficiente para controlar la aeronave.
- La cubierta por alguna razón no conocida perdió la presión del aire durante el rodaje de despegue.
- Las cubiertas que permanecieron en la aeronave presentaban un estado correcto en cuanto a desgaste y presión de inflado.
- El Servicio de Extinción de Incendios intervino de modo correcto en tiempo y forma.

#### **3.2. Causas**

Aunque no ha sido posible determinar la causa que provocó la fragmentación de la cubierta, se estima como más probable la existencia de un defecto de fabricación que afectara a la banda de rodadura provocando su desprendimiento e iniciando el fallo general de la rueda.



**RESUMEN DE DATOS**
**LOCALIZACIÓN**

|              |                                              |
|--------------|----------------------------------------------|
| Fecha y hora | <b>17 de abril de 2002; 17:45 horas</b>      |
| Lugar        | <b>Aeropuerto de Cuatro Vientos (Madrid)</b> |

**AERONAVE**

|               |                           |
|---------------|---------------------------|
| Matrícula     | <b>EC-CTO</b>             |
| Tipo y modelo | <b>AEROCOMMANDER 680F</b> |

**Motores**

|               |                             |
|---------------|-----------------------------|
| Tipo y modelo | <b>LYCOMING IGSO-540B1A</b> |
| Número        | <b>2</b>                    |

**TRIPULACIÓN**
**Piloto al mando**

|                           |                                  |
|---------------------------|----------------------------------|
| Edad                      | <b>33 años</b>                   |
| Licencia                  | <b>Piloto comercial de avión</b> |
| Total horas de vuelo      | <b>2.700 horas</b>               |
| Horas de vuelo en el tipo | <b>300 horas</b>                 |

**LESIONES**

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

**DAÑOS**

|             |                                                               |
|-------------|---------------------------------------------------------------|
| Aeronave    | <b>Hélice dcha., tren ppal. dcho. y parte inter. fuselaje</b> |
| Otros daños | <b>Ninguno</b>                                                |

**DATOS DEL VUELO**

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

## 1. DESCRIPCIÓN DEL SUCESO

La tripulación de la aeronave estaba realizando un vuelo de instrucción de doble mando. El alumno tenía intención de obtener la habilitación de instructor de aviones polimotores de pistón. Aterrizó por la pista 28 del aeropuerto de Cuatro Vientos con normalidad y la abandonó por el final de pista (salida G). A continuación la aeronave rodó por la calle de rodaje paralela a la pista hasta la altura del hangar 9 donde realizó un giro hacia la derecha para pasar a la zona de grava que daba acceso a su hangar.

En ese momento se retrajo el tren principal derecho lo que produjo que la aeronave golpeará contra el terreno con la hélice derecha y la parte inferior del fuselaje.

Por último el piloto paró los motores y los demás sistemas de la aeronave, para a continuación abandonar ambos tripulantes la aeronave.

La aeronave sufrió daños en la hélice derecha, tren principal derecho y parte inferior del fuselaje.

Según la declaración del piloto no se había observado ninguna anomalía en el sistema del tren principal ni en los sistemas asociados durante las fases de aproximación y aterrizaje.

Las condiciones meteorológicas eran de viento en calma y visibilidad y techo de nubes conformes con las reglas de vuelo visual.

### 1.1. Investigación realizada

En la inspección visual de la pata del tren principal derecho se observó que se había retraído debido a que el herraje que une el actuador de bloqueo con la pata referida había sufrido una rotura.

En la figura 1 se muestra la localización del herraje dentro del tren principal y en la figura 2 se observa el actuador B y como mediante bulones se une al herraje.

Los actuadores A y B que aparecen en las figuras 1 y 2 tienen como finalidad extender y retraer el tren principal de aterrizaje.

Según el manual de mantenimiento de la aeronave, el actuador B es el principal y funciona gracias al sistema hidráulico principal, tanto para extender como para retraer el tren. Por otro lado, el actuador A es un actuador de emergencia que se activa por el sistema hidráulico en el momento de retraer el tren y por aire comprimido a la hora de extenderlo. En caso de fallo del sistema hidráulico, es capaz de extender el tren principal por sí mismo.

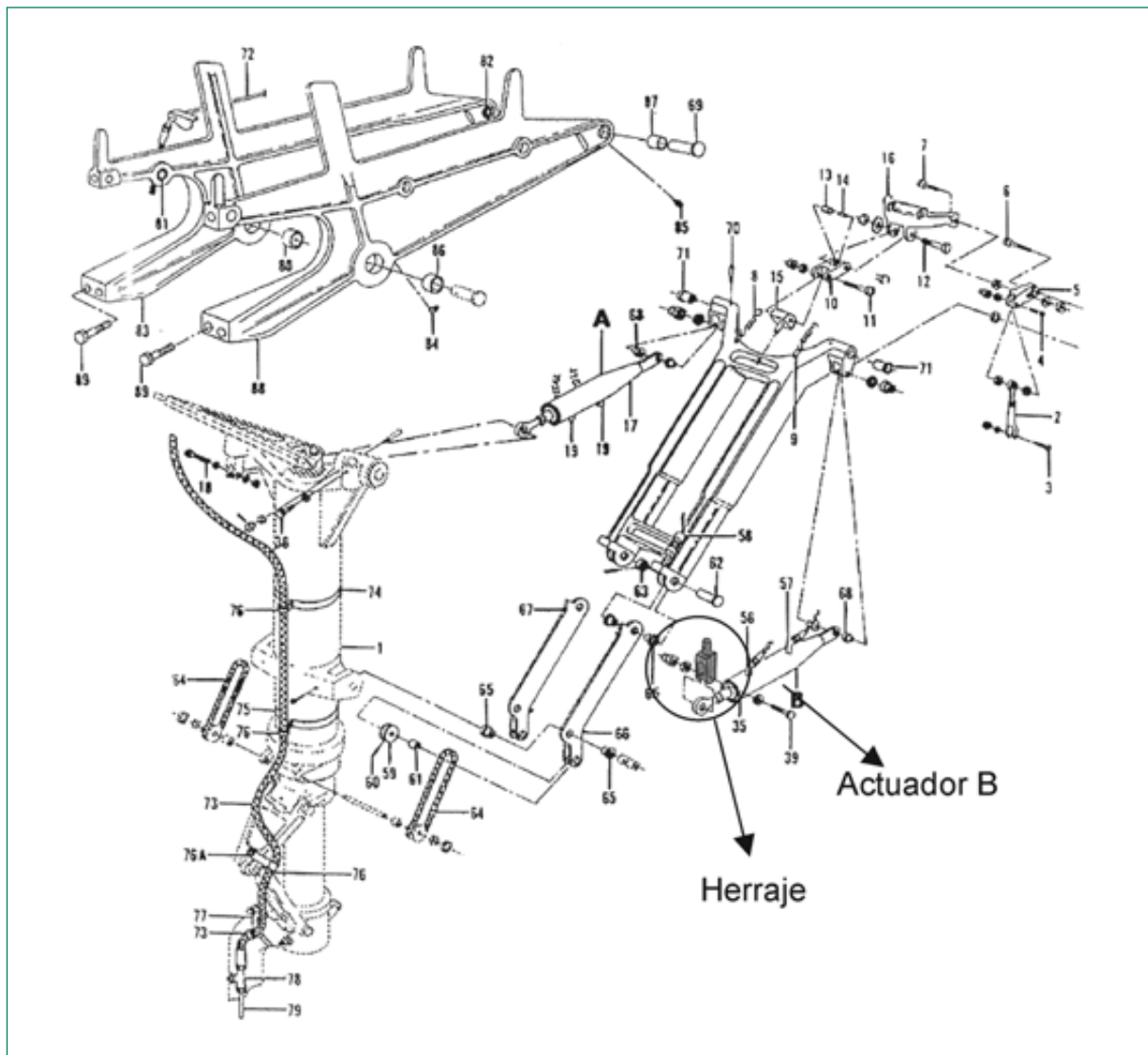


Figura 1. Instalación del tren principal.

La presión del aire comprimido es de 275 a 300 psi, mientras que la presión del sistema hidráulico principal es de 1.000 psi

El herraje fue enviado al INTA (Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial) para que se determinaran las características de la rotura. Las conclusiones obtenidas son:

1. El material con el que fue fabricado el herraje de sujeción del actuador de bloqueo del tren de aterrizaje derecho de la aeronave Aerocommander 680F, fue un acero de aproximadamente 100 kg/mm<sup>2</sup>, el cual se considera que reúne las características mecánicas suficientes. No se detectaron anomalías en el material que indujeran un comportamiento mecánico del mismo inferior a lo que cabría esperar. Tampoco se detectó ningún tipo de marcas ni huellas sobre la superficie del herraje que hubieran actuado como una posible entalla.

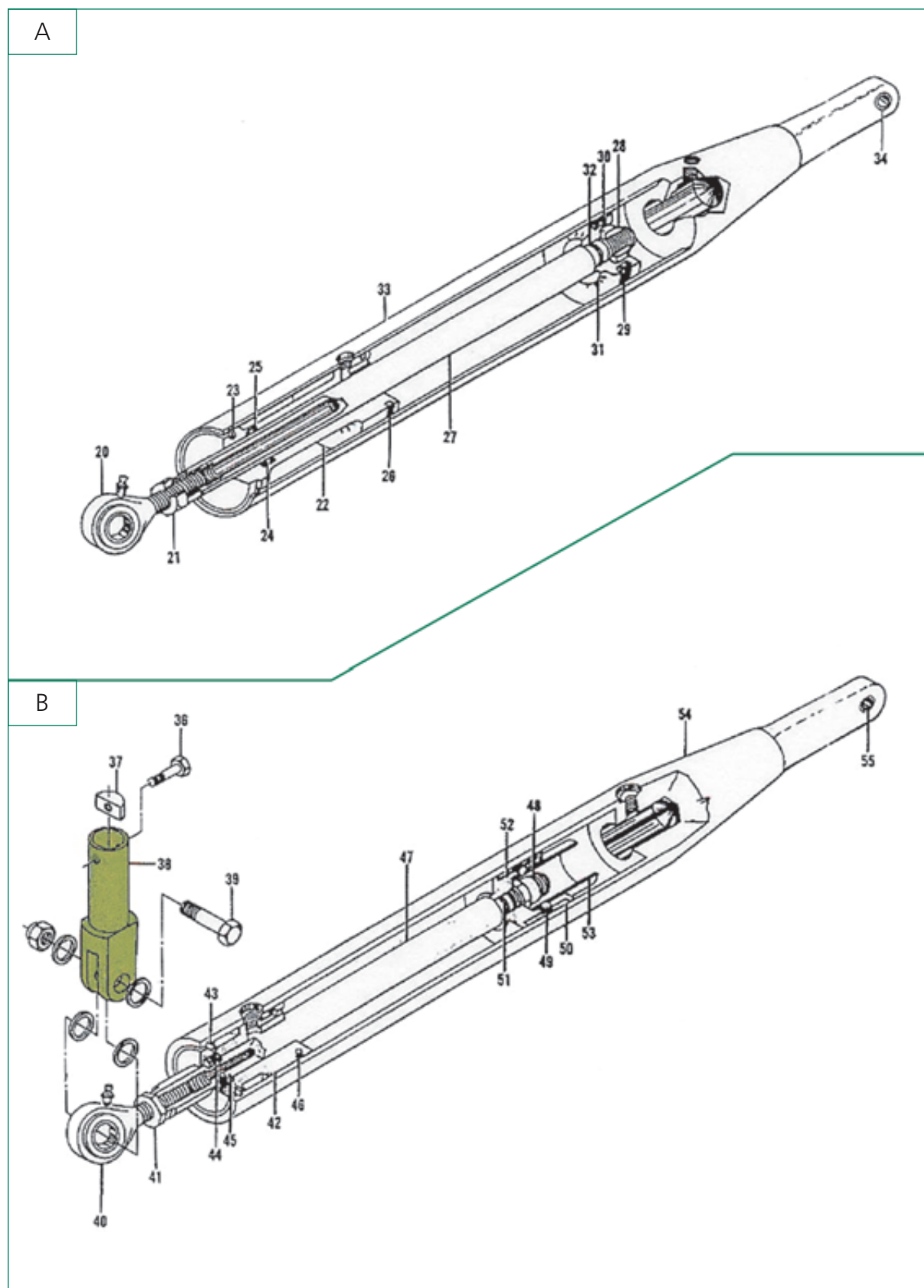
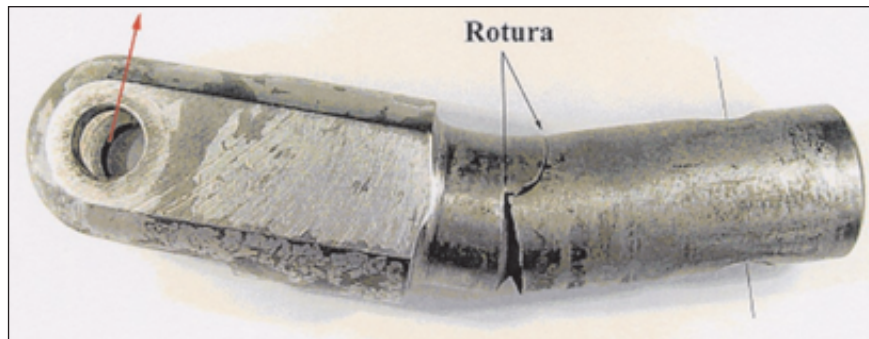


Figura 2. Detalle de la instalación del tren principal.

2. El mencionado herraje va unido mediante bulones, que pasan a través de unos taladros, tanto a la estructura de la pata del tren de aterrizaje en su parte superior, como al actuador de bloqueo del tren de aterrizaje por su parte inferior. Los taladros superiores de unión a la estructura de la pata están ovalizados, siendo la diferencia de diámetros en las dos direcciones perpendiculares de 0,1 mm.
3. El herraje presenta una rotura a la altura de la mitad de su longitud que lo ha seccionado en dos partes. Las características macromorfológicas de la rotura mencionada son las siguientes:
  - Macrodeformación plástica asociada al proceso de rotura consistente en una ligera estricción de la zona adyacente a la superficie de fractura y deformación del material en el plano definido por el eje del herraje y el eje del actuador, y muy probablemente en el sentido de hacia detrás como corresponde con el sentido de doblado de la pata.

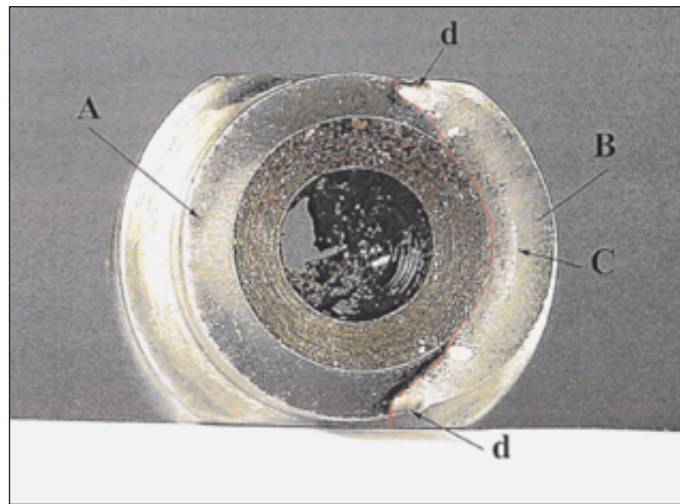
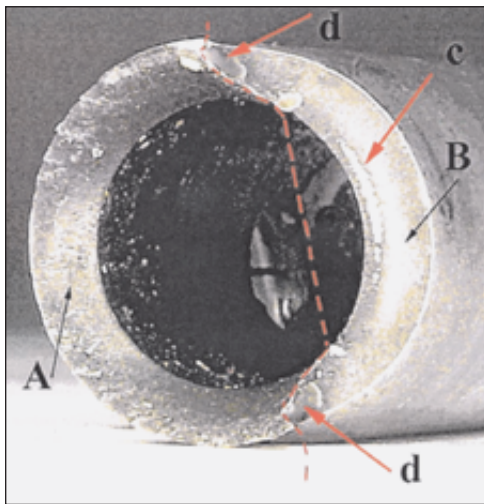


- Plano general de rotura perpendicular al eje del herraje e inclinación de la superficie de fractura 45° respecto del eje del herraje y de la dirección del espesor.
- Textura en toda la superficie de fractura del tipo suave brillante, y dos zonas (denominadas en las figuras «c» y «d») de apoyo y aplastamiento del material de la rotura contra la contrarrotura.



- Ausencia de marcas típicas como líneas radiales, circunferenciales (playas) de posiciones sucesivas de avance del frente de propagación.

Todas estas características permiten diagnosticar que la rotura sufrida por el herraje es una rotura producida por una sobrecarga estática de flexión, producida por una carga hacia detrás que indujo un momento flector en el herraje.



4. Así pues, y considerando los antecedentes, el proceso de rotura fue el siguiente: En un primer momento se produce una sobrecarga sobre la rueda del tren de aterrizaje, que tiene dos componentes, una horizontal y en el sentido contrario al de avance de la aeronave, y una carga vertical hacia arriba. Esta sobrecarga horizontal, produce un momento flector en el herraje que no es capaz de soportar, produciéndose la deformación y rotura del mismo en el sentido indicado hacia detrás, generándose primero las zonas descritas como «A» y «B» y produciéndose a continuación las zonas «c» y «d» de aplastamiento, al apoyarse la rotura contra la contrarrotura.

## 1.2. Información adicional

Según la Service Setter N° 376 de 25 de abril de 2000 se recomienda que se inspeccione el herraje que sufrió la rotura si no se ha realizado una inspección del tren de aterrizaje en las últimas 500 horas, indicando que se revise en intervalos de 500 horas. El tipo de inspecciones que recomienda son:

- Visual y dimensional.
- De partículas magnéticas.
- De líquidos penetrantes fluorescentes.

La razón por la que se recomienda esta inspección es la aparición de grietas en este herraje que se notificaron por distintos usuarios.



Por otro lado, información facilitada por el fabricante indica que la rotura debido a una sobrecarga estática puede haberse producido por dos motivos; una retracción no mandada del tren principal o un inadecuado ajuste del herraje.

## 2. ANÁLISIS

En primer lugar hay que descartar la posibilidad de que se produjeran en el herraje grietas previas al incidente ya que no se detectaron en el análisis de la rotura que realizó el INTA.

La rotura se produjo debido a que la fuerza aplicada originó un momento flector superior al que el herraje podía soportar.

Como ya se menciona anteriormente esto puede ser debido a dos motivos:

**Hipótesis 1.** Que se produjera una retracción no mandada del tren principal en el aterrizaje. Es decir, que no estuviera totalmente bloqueado a pesar de la indicación de tren bloqueado en cabina, lo que implicaría a la vez un reglaje inadecuado del tren y un funcionamiento inadecuado de los actuadores, tanto hidráulico como neumático.

**Hipótesis 2.** Que el herraje se hubiera ajustado incorrectamente.

En ambos casos, el herraje podría haber estado sometido a una fuerza que originara un momento flector superior al que podía soportar.

Es probable que esta fuerza se produjera en el aterrizaje y que la rotura fuera completa en ese momento. Por otro lado, el actuador A, con 300 p.s.i, mantuvo al tren en su posición original y la rotura permaneció apoyada en la contrarotura.

En estas condiciones la aeronave abandonó la pista y rodó hasta la altura del hangar 9 donde giró a la derecha y pasó de la zona asfaltada a la no asfaltada. En ese momento se aplicó a la aeronave una fuerza con componentes vertical, debido al escalón, y horizontal, debido a que en la zona no asfaltada la resistencia al avance es mayor.

Como resultado, el actuador A cedió y el tren principal derecho se retrajo causando los daños ya descritos en la aeronave.

La primera hipótesis parece la menos probable ya que implicaría un fallo de los actuadores hidráulico y neumático para accionar el tren además de un fallo en el reglaje del tren que daría una indicación errónea de tren bloqueado en cabina. La aeronave realizó vuelos después de la reparación (20 ciclos) sin que tuviera ningún problema con estos sistemas.

Por lo tanto, parece más probable que un ajuste inadecuado diera lugar a la rotura del herraje.

**RESUMEN DE DATOS**
**LOCALIZACIÓN**

|              |                                         |
|--------------|-----------------------------------------|
| Fecha y hora | <b>24 de junio de 2002; 17:45 horas</b> |
| Lugar        | <b>Aeródromo de Ocaña (Toledo)</b>      |

**AERONAVE**

|               |                           |
|---------------|---------------------------|
| Matrícula     | <b>PH-1204</b>            |
| Tipo y modelo | <b>SCHLEICHER Ka 6 BR</b> |

**Motores**

|               |          |
|---------------|----------|
| Tipo y modelo |          |
| Número        | <b>0</b> |

**TRIPULACIÓN**
**Piloto al mando**

|                           |                         |
|---------------------------|-------------------------|
| Edad                      | <b>31 años</b>          |
| Licencia                  | <b>Piloto de velero</b> |
| Total horas de vuelo      | <b>143 horas</b>        |
| Horas de vuelo en el tipo | <b>35 horas</b>         |

**LESIONES**

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

**DAÑOS**

|             |                                 |
|-------------|---------------------------------|
| Aeronave    | <b>Destruida</b>                |
| Otros daños | <b>Rotura cable de remolque</b> |

**DATOS DEL VUELO**

|                   |                                                 |
|-------------------|-------------------------------------------------|
| Tipo de operación | <b>Aviación general – No comercial – Placer</b> |
| Fase del vuelo    | <b>Despegue – Ascenso inicial</b>               |



## 1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

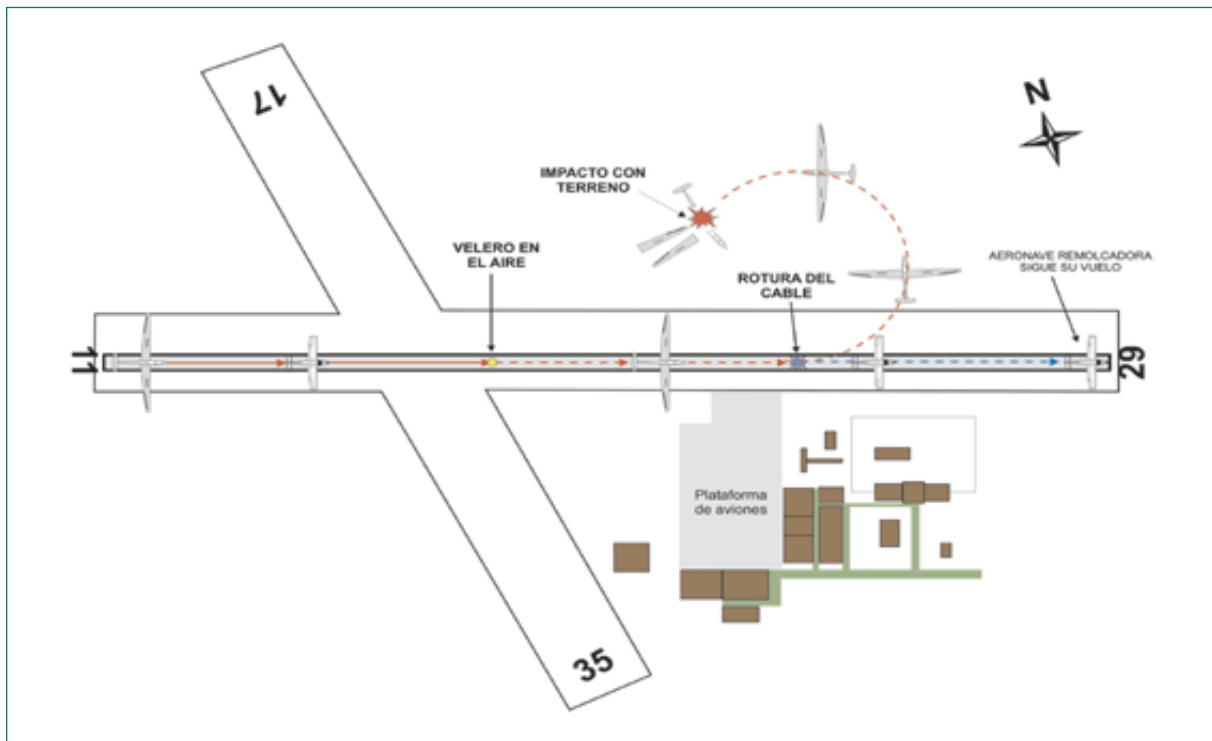
### 1.1. Descripción del suceso



Aproximadamente a las 17:43 horas locales la aeronave Robin DR-400-180R, matrícula EC-BTN, inició el remolque del velero Schleicher Ka 6 BR, matrícula PH-1204, por la pista 11 del aeródromo de Ocaña. La carrera de despegue se llevó a cabo dentro de los cauces normales, yéndose al aire primero el velero y poco después la aeronave remolcadora. Instantes después, cuando las aeronaves habían recorrido unas tres cuartas partes de la pista (ver croquis), cuya longitud total es de 1.200 metros, se produjo la rotura del cable de remolque.

La aeronave remolcadora continuó con el rumbo que llevaba y el velero inició un giro muy suave y casi sin alabeo a su izquierda, como intentando volver a la cabecera de la que había partido. Cuando había girado más de 90° aumentó el alabeo, e instantes después el plano izquierdo bajó

bruscamente y la aeronave comenzó a descender rápidamente, hasta que impactó contra el suelo.



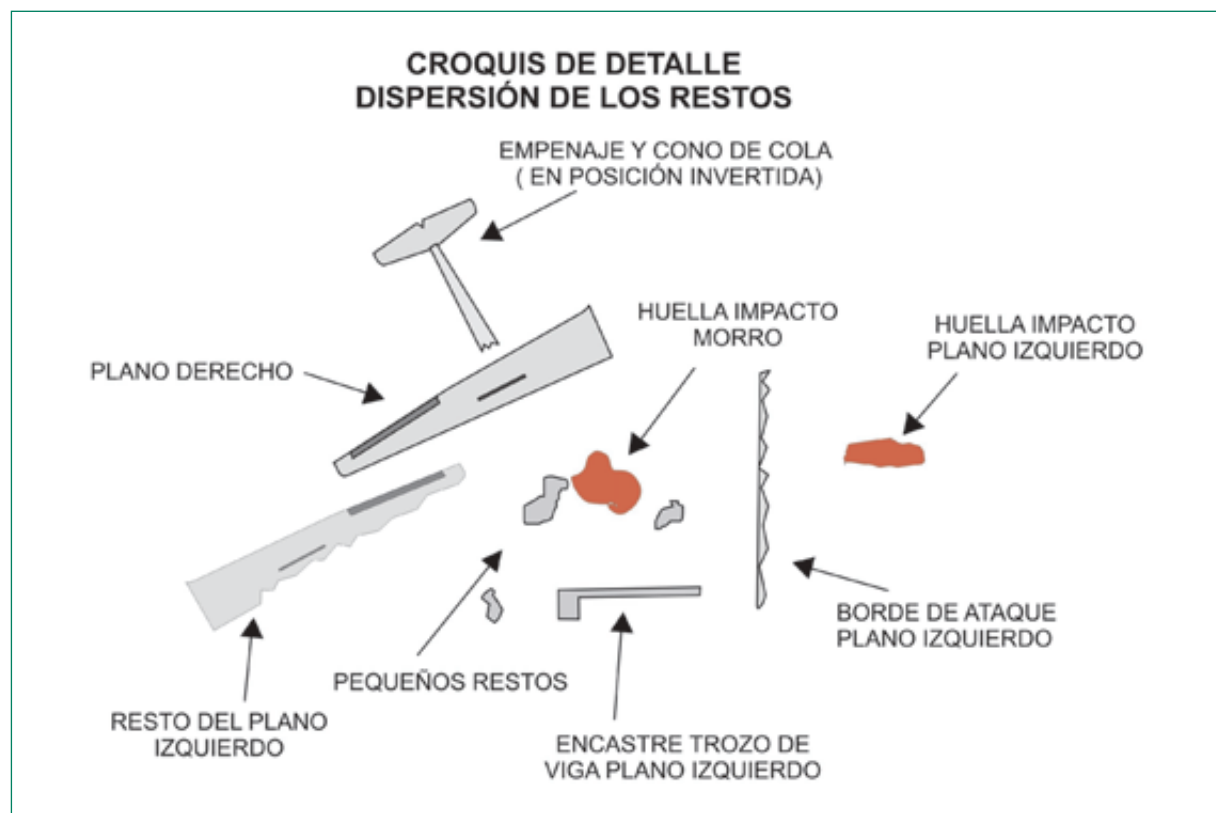
A consecuencia de ello, el piloto resultó herido de gravedad y la aeronave quedó destruida.

### 1.2. Información meteorológica

Según la información facilitada por el personal del aeródromo de Ocaña, en el momento en que se produjo el accidente las condiciones meteorológicas eran CAVOK, soplaban viento de dirección Sur-Suroeste con intensidad comprendida entre 12 y 14 nudos, y la temperatura era de 32 °C.

### 1.3. Huellas del impacto contra el terreno y distribución de restos

Los restos de la aeronave quedaron concentrados en un área muy pequeña alrededor del punto en el que impactó contra el terreno.



En el terreno se encontró una huella de impacto del borde de ataque del plano izquierdo y a su izquierda la huella del impacto del morro de la aeronave.

El plano izquierdo quedó fragmentado en tres partes: el borde de ataque que se encontraba muy próximo al punto donde impactó el plano, un trozo de la viga y zona de

encastre que estaban cerca del punto donde impactó el morro y el extremo del plano que se encontraba más a la izquierda.

El morro de la aeronave quedó totalmente destruido hasta el encastre de los planos, quedando sus fragmentos dispersados alrededor del punto donde se produjo el impacto.

El plano derecho resultó con escasos daños, encontrándose en la posición indicada en el croquis.

De los dos trozos en los que quedó dividido el cable después de su rotura, sólo pudo encontrarse el que estaba enganchado en la aeronave remolcadora. El otro, que estaba acoplado al gancho del velero no se localizó. De ello se deduce que el piloto de esta última aeronave, previamente al impacto con el terreno, actuó de forma voluntaria sobre el mecanismo de suelta del cable.

Por otra parte, a la vista de la longitud del trozo de cable que se recuperó, pudo establecerse que la rotura se produjo en un punto muy próximo al extremo que estaba enganchado al velero.

#### 1.4. Declaraciones de testigos

El piloto de la aeronave remolcadora manifestó que después de despegar de la pista, estando ambas aeronaves en ascenso, observó que el velero se encontraba muy bajo con respecto a la posición normal que debía tener, además de que fluctuaba de izquierda a derecha. Ante ello, comunicó vía radio con el piloto del velero para indicarle que ascendiese. Inmediatamente sintió un fuerte tirón, y al mirar por el espejo retrovisor, observó que el velero estaba virando a su izquierda, sorprendiéndole que no siguiera por derecho.

Por otra parte, un grupo de pilotos que se encontraba en la piscina del aeródromo y que observaron casi toda la maniobra, coincidieron en sus declaraciones, básicamente con lo manifestado por el piloto de la aeronave remolcadora. En este sentido, indicaron que, con ambas aeronaves en el aire, el velero siempre estuvo por debajo o a la misma altura que el remolcador, y que además hacia la mitad de la pista comenzó a balancear las alas. Asimismo, expresaron que en el momento en que se produjo la rotura del cable de remolque, el velero se



encontraba más bajo que el remolcador. Después de ello el velero inició un viraje hacia la izquierda.

No fue posible llevar a cabo una entrevista con el piloto en los primeros momentos tras el accidente, ya que a causa de la gravedad de sus heridas fue internado en un hospital, y posteriormente trasladado a un hospital de su país de origen. Aunque fueron mantenidos contactos posteriores, el piloto no pudo recordar detalles de la operación. Se trataba de la primera ocasión que visitaba el aeródromo de Ocaña y en el transcurso de una semana había realizado 4 vuelos remolcados en dicho aeródromo. El piloto dijo que no había sido informado del procedimiento a aplicar en caso de rotura del cable.

## **2. ANÁLISIS**

### **2.1. Rotura del cable de remolque**

Durante la fase de remolque, el velero debe mantenerse ligeramente por encima de la aeronave remolcadora, ya que en caso de situarse por debajo de ésta resultaría afectado por el chorro de aire generado por la hélice. Cuando esto ocurre, la resistencia al avance del velero aumenta, lo que se traduce en un incremento brusco de la tensión que soporta el cable.

En este caso concreto, los testigos han manifestado que el velero nunca estuvo por encima de la aeronave remolcadora, sino por debajo o a la misma altura. Esta circunstancia, posiblemente produjo variaciones en la tensión del cable, disminuciones y aumentos bruscos. En alguno de estos ciclos se superó la resistencia última del cable ocasionando su rotura.

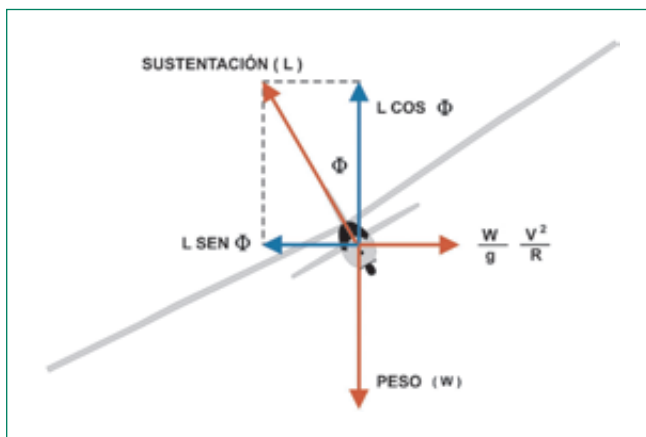
La rotura del cable de remolque no sólo no es hecho anormal, sino que es algo previsto y, hasta cierto punto deseable, ya que de esta forma se evita que durante la operación de remolque pueden producirse fuertes tirones, que podrían poner en serio peligro a ambas aeronaves. Por ello, la unión entre la aeronave remolcadora y el velero, debe tener una resistencia máxima, que puede conseguirse a través de un fusible o bien directamente mediante la capacidad del propio cable.

### **2.2. Análisis de la maniobra**

En el caso concreto del aeródromo de Ocaña, su Jefatura de Vuelos tiene diseñado un procedimiento en el que se indican las actuaciones a seguir cuando se produzca la rotura del cable de remolque, en función del momento en el que tenga lugar dicha rotura. Dicho procedimiento indica que en si la rotura ocurre en el ascenso inicial, el velero debe proseguir el vuelo con el mismo rumbo que lleve, e inmediatamente aterrizar en la pista si queda suficiente longitud para ello, o bien hacer la toma en el terreno situado más allá del extremo de pista. No hay confirmación de que el piloto de la aeronave cono-

ciera específicamente ese procedimiento del aeródromo, si bien las instrucciones que contiene para el supuesto de rotura del cable de remolque pueden considerarse prácticas comúnmente aplicadas por las tripulaciones para que el vuelo en esas circunstancias se desarrolle en las mejores condiciones de seguridad posibles.

Inmediatamente después de producirse la rotura del cable, el piloto, en lugar de seguir con el rumbo que llevaba, inició un giro a su izquierda. En ese momento la aeronave se encontraba a una altura de unos 40 metros por encima de la pista y su velocidad debía ser de unos 70 u 80 km/h.



Para favorecer el viraje de una aeronave es preciso que ésta se incline hacia el lado al que se quiere girar. En esa posición la sustentación forma un ángulo con la vertical, de forma que su componente horizontal «tira» de la aeronave, haciendo que ésta gire. El peso de la aeronave ha de ser compensado por la componente vertical de la sustentación (L), cuyo valor es igual al de ésta multiplicado por el coseno del ángulo formado con la

vertical ( $\phi$ ), es decir  $L \cdot \cos \phi$ . Como quiera que este valor es menor que L, para evitar que la aeronave descienda, debe aumentarse la sustentación mediante el incremento del ángulo de ataque. Esto provoca el aumento de las resistencias inducidas y de la velocidad de entrada en pérdida, es decir, en un viraje una aeronave entra en pérdida a una velocidad superior a la que lo haría en vuelo recto y nivelado.

En el presente caso, el viraje realizado, volando a poca velocidad y altura, y teniendo en cuenta la gran envergadura de estos veleros, hace que el extremo del ala baje (ala izquierda), se quede sin velocidad, y entre en pérdida. Esto provocó que se hundiera bruscamente y el velero descendiera rápidamente hasta impactar con el terreno.

### 2.3. Secuencia de los impactos

Los restos de la aeronave quedaron concentrados en un área muy pequeña alrededor de los puntos en los que impactó contra el terreno, lo que indica que el impacto con el terreno tuvo una gran componente vertical.

Por otra parte, a la vista de los daños sufridos por la aeronave y las marcas dejadas por ésta en el terreno, se considera que el primer contacto tuvo lugar con el plano izquierdo, encontrándose en ese momento la aeronave en una actitud de alabeo hacia la izquierda. Seguidamente se produjo el impacto con el morro.

## 2.4. Evaluación de las características del cable de remolque

A la vista de que durante la fase de remolque se produjo la rotura del cable, se decidió realizar ensayos para obtener las características de resistencia mecánica del mismo.

### 2.4.1. Especificaciones técnicas aplicables a los cables de remolque

Las Joint Aviation Regulations (JAR), y más concretamente en la JAR-22.581, se establece que la carga última de rotura de los cables de remolque o del fusible, en caso de estar instalado, no debe ser menor 1,3 veces el peso máximo del velero a remolcar y, en ningún caso, inferior a 5.000 N.

El velero que sufrió el presente accidente tiene un peso máximo de 300 kg, que equivalen a unos 2.940 N. Si multiplicamos este valor por 1,3 obtenemos una cantidad de 3.822 N. Luego como esta cifra es inferior a 5.000 N, de acuerdo a lo establecido en la normativa anteriormente indicada, la carga de rotura del cable no ha de ser inferior a 5.000 N.



### 2.4.2. Observación visual del cable de remolque

El cable de remolque está formado por cuatro filásticas, siendo su diámetro total de unos 9 mm, aproximadamente. Se pudo observar que unos de sus extremos había sufrido una rotura. En cuanto a su aspecto, se apreció que se encontraba fuertemente desgastado por su superficie exterior, como consecuencia de repetidos arrastres por el suelo en las operaciones de remolque de los veleros.

### 2.4.3. Ensayos

Se llevó a cabo un ensayo de tracción del cabo de remolque, para lo que se utilizaron tramos de éste de longitud galgada de 400 mm, de acuerdo a lo especificado en la nor-



ma UNE-EN-919, cortando para ello tramos de longitud suficiente para permitir el acoplamiento a las mordazas de ensayo, obteniéndose un total de seis probetas.

Éstas fueron sometidas a un ensayo de tracción, sujetándolas directamente a las mordazas mecánicas de la máquina. Se comenzaron los ensayos utilizando mordazas aptas para el ensayo de cables, pero al observarse que la rotura del cable se producía siempre a la salida de la mordaza, se decidió emplear otras mordazas específicas para el ensayo de cabos. A pesar de ello, la rotura del cabo siguió produciéndose a la salida de la mordaza.

Los valores de carga máxima, previa a la rotura de las probetas, que se obtuvieron fueron los siguientes:

| Probeta | Tipo de mordaza empleada | Carga de rotura |
|---------|--------------------------|-----------------|
| 1       | Cables                   | 6.256,6 N       |
| 2       | Cables                   | 6.462,6 N       |
| 3       | Cabos                    | 6.306,6 N       |
| 4       | Cabos                    | 5.306,4 N       |
| 5       | Cabos                    | 5.237,7 N       |
| 6       | Cabos                    | 4.873,9 N       |

Las probetas se fueron extrayendo de zonas cada vez más próximas al extremo que había sufrido la rotura. Así la probeta 1 era la más alejada al extremo roto, mientras que la probeta 6 era la más próxima. Los valores obtenidos ponen en evidencia que existe una interrelación entre el tramo de cabo ensayado y las cargas de rotura, de forma que éstas van siendo menores cuanto más próxima al extremo de rotura es la probeta.

Todos los valores obtenidos son superiores al mínimo establecido en la normativa anteriormente indicada, 5.000 N, a excepción de la probeta número 6, cuya carga de rotura fue de 4.873,9 N, que es solamente un 2,5% inferior.

### 3. CONCLUSIONES

Se considera que la rotura del cable de remolque fue el inicio de la secuencia que terminó en el accidente. Esta rotura fue causada por un aumento brusco de la tracción a la que estaba sometido el cable, que probablemente se produjo al introducirse el velero en la corriente de aire de la hélice de la aeronave remolcadora. Sin embargo el hecho de la rotura del cable no puede estimarse por sí solo suficiente para producir el accidente, de no haberse dado otras circunstancias, como fue la realización de un giro por parte del piloto en unas condiciones en las que no disponía de velocidad y/o altura suficientes para ello, lo que ocasionó la entrada en pérdida de la aeronave y su posterior caída a tierra.

**RESUMEN DE DATOS**
**LOCALIZACIÓN**

|              |                                              |
|--------------|----------------------------------------------|
| Fecha y hora | <b>14 de septiembre de 2002; 18:00 horas</b> |
| Lugar        | <b>Paradela (A Coruña)</b>                   |

**AERONAVE**

|               |                                          |
|---------------|------------------------------------------|
| Matrícula     | <b>EC-EEC</b>                            |
| Tipo y modelo | <b>AEROSPATIALE SA-316B ALOUETTE III</b> |

**Motores**

|               |                                 |
|---------------|---------------------------------|
| Tipo y modelo | <b>TURBOMECA ARTOUSTE III B</b> |
| Número        | <b>1</b>                        |

**TRIPULACIÓN**
**Piloto al mando**

|                           |                                        |
|---------------------------|----------------------------------------|
| Edad                      | <b>32 años</b>                         |
| Licencia                  | <b>Piloto comercial de helicóptero</b> |
| Total horas de vuelo      | <b>1.883,50 horas</b>                  |
| Horas de vuelo en el tipo | <b>94,50 horas</b>                     |

**LESIONES**

|                | Muertos | Graves | Leves/ilesos |
|----------------|---------|--------|--------------|
| Tripulación    |         |        | <b>1</b>     |
| Pasajeros      |         |        | <b>6</b>     |
| Otras personas |         |        |              |

**DAÑOS**

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

**DATOS DEL VUELO**

|                   |                                                         |
|-------------------|---------------------------------------------------------|
| Tipo de operación | <b>Av. general – Comercial – Lucha contra incendios</b> |
| Fase del vuelo    | <b>Despegue</b>                                         |



## 1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

### 1.1. Reseña del vuelo

El sábado 14 de septiembre de 2002, el helicóptero EC-EEC, destinado a realizar labores de extinción de incendios para la Xunta de Galicia, bajo reglas VFR, salió de su base en Queixeiro (A Coruña) a las 15:00 hora local con una cuadrilla formada por 6 bomberos con destino a la zona de Puertos de García Rodríguez donde se había declarado un incendio.

Una vez estuvo controlado el incendio, el helicóptero, con la cuadrilla de bomberos a bordo, despegó para volver a la base. Durante el trayecto recibió una llamada del Centro de Coordinación (unidad encargada de planificar la actividad de todos los recursos destinados a labores de extinción de incendios bajo su área de responsabilidad) solicitando su presencia en otro incendio en la localidad cercana de Paradela (A Coruña).

Como la aeronave tenía suficiente combustible, decidieron desplazarse a la zona del incendio donde, además, el piloto había estado dos veces antes.

El aterrizaje se realizó en un pequeño claro de una montaña a unos 400 metros del lugar del incendio, sin ninguna anomalía y, después de desembarcar la cuadrilla, el helicóptero se desplazó hacia Castromaior para cargar combustible.

Repostó combustible en Castromaior y transcurridos 20 minutos recogió a la cuadrilla, que ya había terminado su labor en el lugar del accidente (el incendio estaba apagado), para dirigirse a la base.

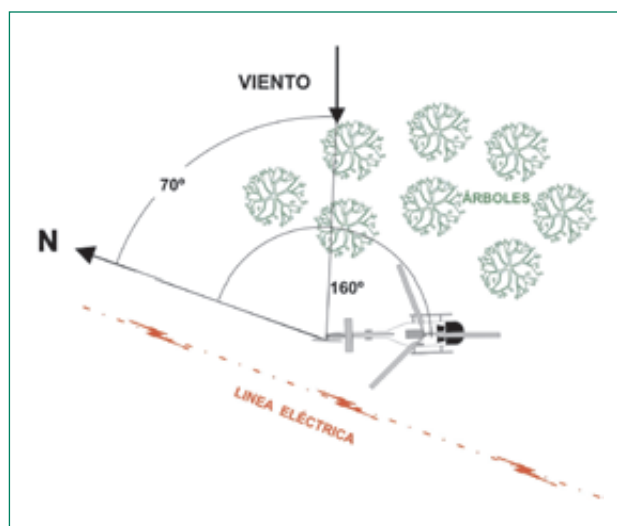
Una vez embarcó la cuadrilla, el helicóptero inició la maniobra de despegue con rumbo 160° condicionada por:

— La geografía del entorno:

- Cable de línea telefónica con postes de madera de unos 5 metros de altura en rumbo 200°.
- Árboles de una altura de 5 metros en rumbo 070°.

— Las condiciones meteorológicas:

- Viento racheado.
- Intensidad del viento: 20 nudos.
- Dirección del viento: 070°.



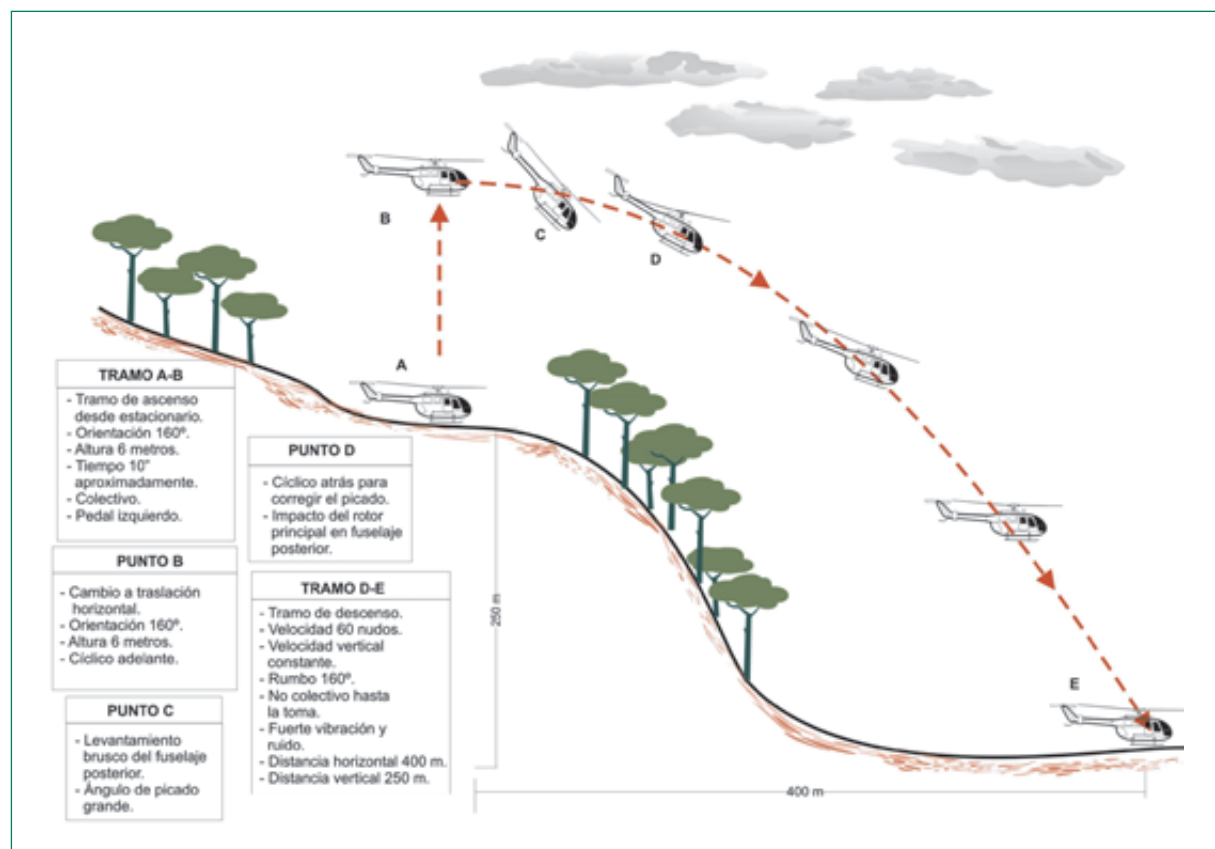
En estas condiciones, el piloto declara que inició un ascenso muy lento desde estacionario, sin ningún desplazamiento horizontal, durante aproximadamente 10 segundos aplicando potencia máxima (hacia 20 minutos que el helicóptero había repostado y transportaba 6 bomberos), colectivo para ascender y ligero pedal izquierdo (para compensar el efecto del viento de costado).

Cuando se encontró a una altura de unos 6 metros, suficiente para liberar los obstáculos y el efecto suelo, procedió a pasar de estacionario a traslación aplicando la palanca del cíclico ligeramente hacia delante y con 7° grados de horizonte artificial.

Inmediatamente después, el helicóptero sufrió un levantamiento brusco del fuselaje posterior que produjo un ángulo de picado muy pronunciado.

Para sacar al helicóptero del picado, el piloto aplicó levemente cíclico hacia atrás, después de lo cual se produjo un impacto en el fuselaje posterior seguido de fuertes vibraciones y ruido en el rotor principal.

La imposibilidad de aterrizar inmediatamente debido a la existencia de una ladera con una caída de unos 250 metros, obligó al piloto a tomar tierra en un prado situado a 400 metros en rumbo aproximadamente 160° al pie de la ladera.



El recorrido hasta el prado lo realizó con una velocidad de unos 60 nudos y velocidad vertical constante y sin aplicar colectivo (sólo en la última fase del aterrizaje, lo que le produjo un aumento de las vibraciones).

Finalmente, el aterrizaje se produjo con normalidad.

## **1.2. Lesiones a personas, incendio y supervivencia**

Las personas que iban a bordo del helicóptero (el piloto y seis bomberos) no sufrieron ninguna lesión.

## **1.3. Restos y daños sufridos por la aeronave**

La aeronave permaneció en un solo conjunto con los daños que se describen a continuación:

### **— Pala 1 del rotor principal:**

- Deformación hacia arriba y rotura de la punta de pala.
- Ha desaparecido la pintura de color de la punta de pala.
- Restos de pintura del fuselaje en el borde de ataque de la punta de pala.

### **— Pala 2 del rotor principal:**

- Rozaduras en el borde de ataque de la punta de pala.

### **— Fuselaje posterior:**

- Deformación, rotura y desaparición de la pintura a lo largo de una franja transversal en la carena superior del fuselaje.

### **— Transmisión al rotor de cola:**

- Deformación en el eje de transmisión al rotor de cola.
- Muecas en cable de transmisión al rotor de cola.

### **— Estabilizador horizontal:**

- Rotura en la parte superior de la deriva derecha.



#### 1.4. Otros daños

Durante el transcurso del incidente no se produjo ningún otro daño salvo los sufridos en la aeronave.

#### 1.5. Información sobre la tripulación

El piloto contaba con licencia de piloto comercial de helicóptero emitida por la Dirección General de Aviación Civil, en base a una licencia estadounidense, y estaba familiarizado con la actividad de extinción de incendios.

Acumulaba, en el momento de incidente, una experiencia de:

- Horas de vuelo: 1.883:50 horas.
- Horas de vuelo en el tipo: 94:50 horas.
- Actividad en los últimos tres meses y hasta el incidente: 87:40 horas.

## 1.6. Información sobre la aeronave

### 1.6.1. Certificado de Aeronavegabilidad

|                    |                             |
|--------------------|-----------------------------|
| Número:            | 2603                        |
| Emisión:           | 29/04/1989                  |
| Validez:           | Hasta 24/06/2003            |
| Última renovación: | 24/06/2002                  |
| Propietario:       | Helicsa-Helicópteros, S. A. |
| Operador:          | Helicsa-Helicópteros, S. A. |

### 1.6.2. Estado del motor

|                                      |          |
|--------------------------------------|----------|
| Horas anteriores al día del suceso:  | 1.244:05 |
| Horas el día del suceso:             | 02:05    |
| Total horas después del suceso:      | 1.246:10 |
| Ciclos anteriores al día del suceso: | 2.208    |
| Ciclos el día del suceso:            | 2        |
| Total ciclos después del suceso:     | 2.210    |

### 1.6.3. Estado de la aeronave

|                                     |           |
|-------------------------------------|-----------|
| Horas anteriores al día del suceso: | 10.701:10 |
| Horas el día del suceso:            | 02:05     |
| Total horas después del suceso:     | 10.703:15 |
| Ater. anteriores al día del suceso: | 14.897    |
| Ater. el día del suceso:            | 6         |
| Total Ater. después del suceso:     | 14.903    |
| Próxima revisión (en horas):        | 10.710:36 |
| Próxima revisión (en calendario):   | 21/06/03  |

### 1.6.4. Información general

|              |              |
|--------------|--------------|
| Matrícula:   | EC-EEC       |
| Constructor: | Aerospatiale |

Designación: SA316B Alouette III  
Número de serie: 1912  
Año de fabricación: 1971  
Categoría:

— Trabajos aéreos (prestación técnica: normal):

- Investigación y reconocimiento instrumental.
- Observación y patrullaje
- Producción de turbulencias de aire.
- Operaciones de emergencia.

— Transporte público de pasajeros (prestación técnica: normal)

Número de motores: 1  
Marca y modelo del motor: Turbomeca Artouste III B  
Longitud: 10,03 m  
Altura: 2,97 m  
Diámetro del rotor: 11 m

### 1.7. Información meteorológica

Paradela se encuentra en el sureste de la provincia de A Coruña, lindando con la provincia de Lugo.

Las dependencias más próximas que suministran información meteorológica en esta zona son:

- Oficina meteorológica del Aeropuerto de A Coruña (LECO).
- Oficina meteorológica del Aeropuerto de Santiago (LEST).

Las distancias que separan Paradela de los aeropuertos de A Coruña y Santiago son de 50 km aproximadamente, lo que unido a que geográficamente es una zona muy abrupta, favorece el cambio y evolución de los fenómenos meteorológicos con facilidad y facilita la aparición de fenómenos locales.

Las condiciones meteorológicas, según la información disponible por el piloto, son las que se muestran a continuación y fueron obtenidas del Aeródromo de A Coruña, de instrumentos de la aeronave y de comunicaciones radio.

*Información meteorológica proporcionada por el piloto*

| Información                   | Fuente   |             |           |       |
|-------------------------------|----------|-------------|-----------|-------|
|                               | Estimada | Helicóptero | Aeródromo | Radio |
| Viento racheado               | X        |             |           |       |
| Intensidad del viento: 20 Kt  |          | X           |           |       |
| Dirección del viento: 070°    |          | X           |           |       |
| Calima/bruma                  | X        |             |           |       |
| Proximidad de tormenta        | X        |             |           | X     |
| Visibilidad                   | X        |             |           |       |
| Punto de rocío en LECO: 16 °C |          |             | X         |       |
| QNH en LECO: 1.012 mb         |          |             | X         |       |
| Temperatura: 22 °C            |          | X           |           |       |

**1.8. Comunicaciones**

Las operaciones de extinción de incendios se realizan en el marco de cartas de acuerdo establecidas al efecto entre Aena, DGAC y EMA (Estado Mayor del Aire). Estos acuerdos permiten a las aeronaves contra incendios, de salvamento y sanitarias un tratamiento especial respecto al resto de aviación (no tienen necesidad de presentar plan de vuelo, tienen prioridad, etc.).

En este tipo de operaciones, las aeronaves están coordinadas por un Centro de Coordinación con las que mantienen comunicaciones orales en las frecuencias habilitadas al efecto.

En el caso del incidente, el helicóptero mantuvo contacto radio con el Centro de Coordinación de la Xunta de Galicia, en referencia a:

- Solicitar la presencia de la cuadrilla de bomberos que iban a bordo del helicóptero en el incendio de Paradela cuando se dirigía a la base desde el primer incendio.
- Informar al helicóptero de la proximidad de una tormenta cuando se disponían a volver a la base desde Paradela.

**1.9. Información sobre el lugar de aterrizaje**

El lugar elegido para realizar el aterrizaje y despegue fue una zona despejada de la ladera de una montaña en las inmediaciones de Paradela y a una distancia de unos 400

metros del incendio, en los Montes de Bocelo, con las características descritas en el apartado «Reseña del vuelo»:

- Pequeño claro de una zona montañosa.
- Arbolada de 5 metros de altura a la izquierda del helicóptero (070°).
- Línea de cable telefónico de 5 metros de altura a la derecha del helicóptero (200°).
- Caída de 250 metros hacia delante (160°).

### 1.10. Investigación

Los estudios realizados han considerado los aspectos que se presentan a continuación y han proporcionado los siguientes resultados:

- Investigación de aspectos relacionados con el **piloto**:
  - *Formación y capacitación*: el piloto contaba con experiencia en operaciones de emergencia y extinción de incendios, y por lo tanto, estaba familiarizado con las particularidades y condicionantes en este tipo de vuelos como son la presión por minimizar el tiempo, la imposibilidad de planificación del vuelo por ser operaciones en tiempo real o imprevistas, el despegue y aterrizaje en emplazamientos no preparados para ello o la existencia de factores externos a la operación en sí que influyen en las decisiones tomadas por el piloto como son la cercanía al lugar del incendio para que las cuadrillas tarden lo menos posible en acceder a éste.
  - *Experiencia relacionada con entornos similares a los ocurridos en el incidente*: el piloto conocía el lugar del accidente, porque, según la información facilitada por él, se habían producido con anterioridad más incendios en la zona y había realizado en el mismo emplazamiento dos aterrizajes.
  - *Declaración del piloto*: la información proporcionada por el piloto corresponde con los datos expuestos en el apartado de reseña del vuelo.
- Aspectos relacionados con la **aeronave**:
  - *Características estructurales del helicóptero y reparaciones*: los daños que se observaron inmediatamente después del incidente en el helicóptero son coherentes con un impacto del rotor principal en el cono de cola y con la declaración del piloto, sin existir indicios de daños anteriores o que no hayan sido producidos por el impacto. Las reparaciones practicadas, en base a la evaluación de los daños encontrados, corresponden a un «golpe ligero del rotor principal en la transmisión trasera» del capítulo 5 página 4) del manual de mantenimiento.
  - *Estado operativo del helicóptero*: el helicóptero transportaba 6 personas y hacía 20 minutos que había repostado, aunque no constituyó una situación nueva para el piloto, en cuanto a carga y centrado de la aeronave se refiere, porque desde el



principio de la temporada de incendios, todas las operaciones las realizaba con cuadrillas de 6 bomberos.

— Aspectos relacionados con el **entorno**:

- *Emplazamiento geográfico del lugar del accidente*: la zona del incidente es una zona de montaña, con numerosos cambios en el terreno que favorece la aparición de fenómenos muy localizados y donde es muy fácil la evolución rápida de fenómenos meteorológicos. En concreto, el viento sufre numerosas perturbaciones en zonas montañosas: cambios de intensidad, dirección, ráfagas, torbellinos y turbulencias.
- *Efecto de la tormenta*: de acuerdo a la información suministrada por el piloto, se aproximaban cumulonimbus, es decir, nubes bajas constituidas por gotas de agua de desarrollo vertical (conocidas como nubes de tormenta). Las tormentas están asociadas a la presencia de aire húmedo, altos gradientes verticales de temperatura, mecanismos de elevación para forzar el aire hacia arriba, cambios bruscos en la dirección del viento (hasta de 180°) y rachas de hasta 15-25 Kts.
- *Efecto del viento*: el viento cruzado supone un riesgo de formación de anillos de torbellinos en el rotor de cola que implica una disminución de la sustentación y, por lo tanto, una descompensación de par y antipar y, en consecuencia, una guiñada difícil de controlar.
- *Efecto del incendio en la operación*: la proximidad de un incendio supone un incremento en la temperatura y suciedad del aire que pueden influir en las capacidades de actuación del helicóptero. En este caso, el incendio estaba sofocado y, según el piloto, no tuvo ninguna influencia en el incidente.

## 2. ANÁLISIS

El helicóptero inició el despegue vertical desde el estacionario.

Se encontraba situado con viento de costado de fuerte intensidad que le obligó a aplicar pedal izquierdo.

El despegue se realizó sin ningún contratiempo y cuando superó la altura de los obstáculos inició la maniobra para el desplazamiento hacia delante.

Inmediatamente después el helicóptero sufrió un repentino levantamiento del fuselaje posterior y para corregir esta actitud de picado, el piloto aplicó cíclico hacia atrás.

La deflexión de mando cíclico hacia atrás creó una inclinación del plano del rotor principal mediante el cual la sustentación también se modificó y originó un movimiento de cabeceo que corrigió la actitud de picado.

Sin embargo, el helicóptero no reaccionó tan rápidamente como lo hizo el rotor principal (agravado en este caso porque el ángulo de picado era pronunciado) y los planos del rotor principal y el del fuselaje se interceptaron, produciéndose el choque de las palas contra el cono de cola.

Debido al movimiento de giro del rotor principal (hacia la derecha) y la influencia del viento cruzado de la izquierda, una de las palas impactó primero en la deriva vertical derecha y posteriormente en la zona superior del fuselaje que se encontraba a la misma altura de dicha deriva. Esta primera pala es la que resulta más dañada (sólo en la punta de pala), quedando la otra con leves ralladuras.

Consecuencia de este impacto, una de las carenas superiores del cono de cola quedó dañada, provocándose finalmente su rotura.

Por otra parte, la punta de la pala que impactó en el cono de cola quedó totalmente deformada, lo que justifica las vibraciones y ruido descritos por el piloto.

### **3. CONCLUSIONES**

#### **3.1. Compendio**

- El piloto contaba con una licencia válida y en vigor.
- La aeronave poseía un certificado de aeronavegabilidad válido y en vigor.
- La aeronave estaba mantenida de acuerdo con el programa de mantenimiento aprobado.
- Las condiciones meteorológicas eran inestables: proximidad de tormenta y viento de fuerte intensidad y racheado.
- El lugar de despegue no era un emplazamiento preparado para la operación de helicópteros.
- El piloto conocía la zona y el lugar de aterrizaje.
- El helicóptero iba cargado con seis bomberos, el piloto y había repostado hacía 20 minutos.
- El piloto había realizado más operaciones con anterioridad con el mismo número de personas a bordo.
- El helicóptero presentaba daños por impacto del rotor principal en la deriva vertical derecha y carena superior del cono de cola.

#### **3.2. Causas**

Según todos los datos recopilados, es probable que fuera una turbulencia (favorecida por una operación en una zona montañosa, la proximidad de una tormenta y la exis-

tencia de viento racheado y de alta intensidad) la que provocara el movimiento de cabeceo del helicóptero.

La diferente capacidad de reacción del fuselaje con respecto al conjunto del rotor principal hizo que dos de sus palas impactaran con el cono de cola y originaran la rotura en la carena superior de dicho cono y una fuerte vibración y ruido anormal.

**RESUMEN DE DATOS**
**LOCALIZACIÓN**

|              |                                               |
|--------------|-----------------------------------------------|
| Fecha y hora | <b>10 de enero de 2003; 14:00 horas</b>       |
| Lugar        | <b>Aeródromo de El Berriel (Gran Canaria)</b> |

**AERONAVE**

|               |                       |
|---------------|-----------------------|
| Matrícula     | <b>EC-ERM</b>         |
| Tipo y modelo | <b>CESSNA U-206-F</b> |

**Motores**

|               |                             |
|---------------|-----------------------------|
| Tipo y modelo | <b>CONTINENTAL IO-520-F</b> |
| Número        | <b>1</b>                    |

**TRIPULACIÓN**
**Piloto al mando**

|                           |                         |
|---------------------------|-------------------------|
| Edad                      | <b>21 años</b>          |
| Licencia                  | <b>Piloto comercial</b> |
| Total horas de vuelo      | <b>521 horas</b>        |
| Horas de vuelo en el tipo | <b>35 horas</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 – Posicionamiento</b>   |
| Fase del vuelo    | <b>Aterrizaje – Recorrido de aterrizaje</b> |

## 1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

### 1.1. Reseña del vuelo

La aeronave despegó del aeródromo de El Berriel aproximadamente a las 12:00 horas (en la fecha del accidente y para la región Canaria coinciden la hora local y la UTC) para dirigirse al aeropuerto de Gando con la intención de repostar. Tenía que repostar en Gando porque se había terminado el combustible en El Berriel.

Despegó del aeropuerto de Gando aproximadamente a las 11:55, dirigiéndose inmediatamente a El Berriel, donde llegó unos 5 minutos después. Aterrizó por la pista 07. Cuando había recorrido aproximadamente un tercio de la misma, se salió por el borde derecho, rodó por el terreno exterior a la pista durante unos segundos hasta que introdujo la pata principal derecha en un desnivel del terreno, capotando a continuación.

### 1.2. Lesiones a personas

El piloto resultó ileso.

### 1.3. Daños sufridos por la aeronave

En una primera evaluación, se pudieron observar los daños que se enumeran a continuación:

- Bancada soporte del tren de morro con importantes daños estructurales.
- Tren de morro irreversiblemente dañado debido al impacto con piedras y desniveles del terreno, ocurridos después de que la aeronave se saliera de la pista.
- Ballestas del tren principal retorcidas y abiertas por encima del límite establecido por el fabricante.
- Ambos planos con importantes abolladuras y desgarros causados por el impacto con el terreno que se produjo al capotar la aeronave.
- Zona superior del estabilizador vertical con abolladuras por las mismas razones del punto anterior.
- Hélice con las puntas de las palas dobladas.
- Se aprecia cierto grado de torsión entre las cuadernas anteriores y posteriores de la estructura de cola de la aeronave.
- Se pueden esperar daños en el motor por el impacto de la hélice contra el terreno.

### 1.4. Otros daños

No se produjeron daños a terceros reseñables.

### 1.5. Información sobre la tripulación

El piloto disponía de una licencia que le capacitaba para la realización del vuelo. Había sido expedida por primera vez el día 11 de junio de 2002 y era válida hasta el día 01 de diciembre de 2007.

Contaba con una experiencia total de unas 521 horas de vuelo, de ellas aproximadamente 35 en el tipo.



### 1.6. Información sobre la aeronave

La aeronave disponía de un certificado de aeronavegabilidad en vigor, expedido el día 23 de agosto de 2002 y válido hasta el día 23 de agosto de 2003 y era mantenida de acuerdo al programa de mantenimiento autorizado.

### 1.7. Información meteorológica

La información meteorológica facilitada por el aeródromo indica que el viento en la cabecera 07 era de 20 nudos y de dirección variable entre 090 y 200 grados. En la cabecera 25 era de 20 nudos y de dirección 070 grados.

Según declaró el piloto, en el momento de la toma las mangas situa-



das en los umbrales de la pista marcaban direcciones opuestas y las banderas situadas en el centro de la pista indicaban viento cruzado.

Según declaración de los ocupantes de una aeronave situada en el punto de espera de la pista 07, hubo importantes variaciones de la dirección del viento en el momento de la toma de la aeronave accidentada. El viento varió de viento en cara a viento en cola y luego cruzado.

### 1.8. Información sobre el aeródromo

El aeródromo de El Berriel dispone de una pista de superficie asfáltica de 800 metros de longitud y 22 de anchura. En el momento del accidente no presentaba ninguna anomalía que pudiese contribuir al mismo.

### 1.9. Incendio

No se produjo incendio ni tampoco hubo derrame de combustible ni de aceite.



### 1.10. Supervivencia

El piloto pudo abandonar la aeronave por sus propios medios sin ninguna incidencia reseñable. No fue necesaria la actuación del personal del aeródromo, pues, aunque acudieron inmediatamente, el piloto salió antes de que estos pudieran llegar al lugar del accidente.



## 1.11. Ensayos e investigaciones

### 1.11.1. Declaración del piloto

En el momento de la aproximación final a la pista, el viento era de cuatro nudos de cara, con un corte de viento en el segundo tercio de la pista, manteniéndose en servicio la 07.

Durante la aproximación la velocidad de la aeronave fue de 78 nudos y tenía puesto un punto de flap.



Cuando la aeronave se encontraba sobre el umbral, el viento pasó a ser de 20 nudos en cola y luego de la misma intensidad pero cruzado (proveniente de su izquierda en ese momento).

En el momento de la toma la aeronave se encontraba totalmente bajo control. Cuando había recorrido unos 400 metros de pista, se presentó una ráfaga de viento procedente de su

izquierda (con una intensidad evaluable en más de 25 nudos) que desplazó la aeronave fuera de la pista. En ese momento ya no tenía pista suficiente para realizar una maniobra de motor y al aire.

Una vez que la aeronave abandonó la pista por la derecha, continuó rodando por la zona de arena plana y desplazándose más hacia la derecha hasta que llegó a una zona con socavones. En uno de ellos metió la pata principal derecha produciéndose el capotaje de la aeronave.

La toma la efectuó a unos 50 metros del umbral. Al llegar a la zona central de la pista la aeronave empezó a botar. Durante la carrera de aterrizaje retrajo el flap.





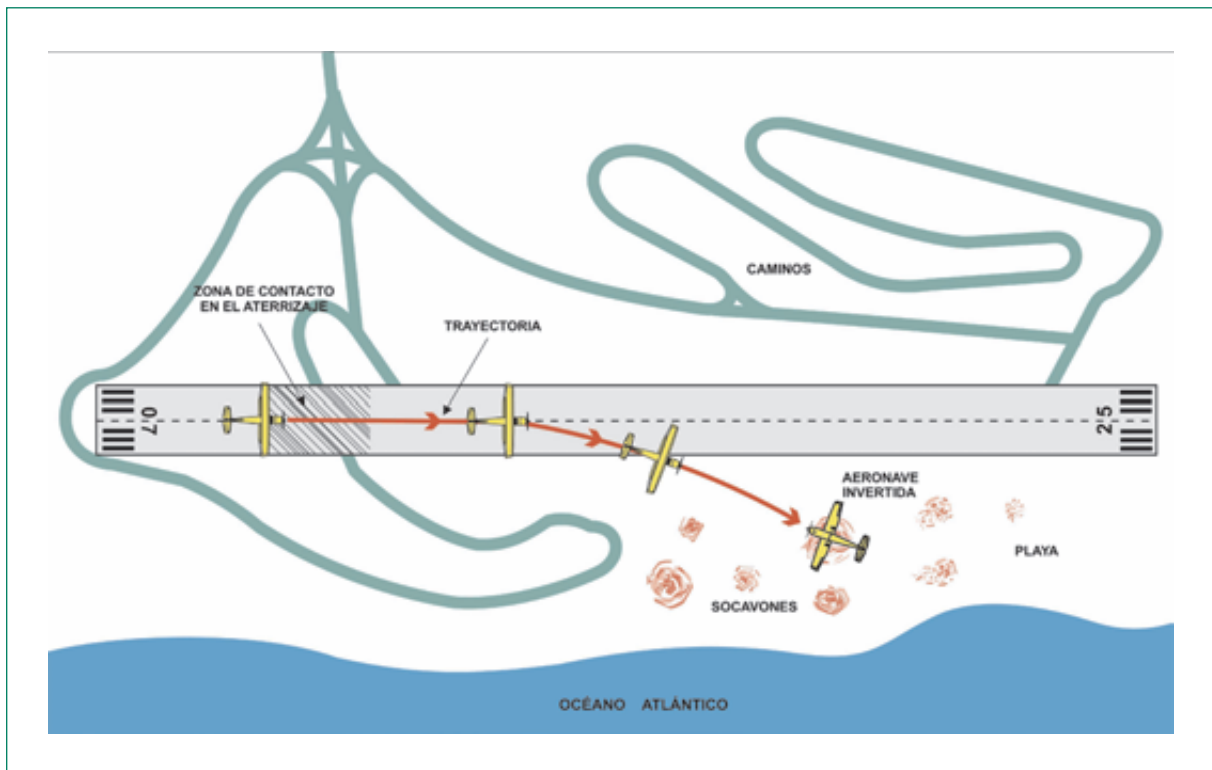
### 1.11.2. Información del manual de vuelo

De los manuales de vuelo de aeronaves de variantes de la aeronave Cessna 206 se obtiene que la velocidad máxima de viento cruzado demostrada es de aproximadamente 20 nudos.

## 2. ANÁLISIS

La situación de vientos descrita, con un viento de una dirección en una cabecera y un viento de dirección distinta (en ocasiones prácticamente la opuesta) en la otra cabecera es bastante habitual en el aeródromo de El Berriel. Ello ocasiona que en algún punto de la pista (usualmente hacia la mitad) se presente una zona con turbulencias.

Esas turbulencias pueden ocasionar que la aeronave no esté totalmente posada en la pista durante la carrera de aterrizaje. Hay que tener en cuenta que las aeronaves de ala alta, como es el caso de la accidentada, son más sensibles a este fenómeno. También pueden amplificar los movimientos de una aeronave en el caso de que efectuara la carrera de aterrizaje de forma no estabilizada o con velocidad excesiva.



La declaración del piloto sobre los botes de la aeronave al llegar a la zona central de la pista, y el hecho de que una ráfaga de viento, procedente de la izquierda, sacara la aeronave por la derecha de la pista, son indicios de la presencia de esa turbulencia. Si

la aeronave hubiera estado totalmente posada en tierra, la presencia de una ráfaga de la izquierda tendería a orientar el morro de la aeronave hacia ese mismo lado y probablemente terminaría saliéndose también por la izquierda.

La velocidad estimada de las rachas de viento cruzado en el momento de accidente era superior a la máxima velocidad de viento cruzado demostrada para este tipo de aeronaves.

### **3. CONCLUSIONES**

La causa más probable del accidente fue la presencia de turbulencia hacia la mitad de la pista y de vientos cambiantes a lo largo de la misma con alta intensidad, que ocasionaron la pérdida del control de la aeronave en el suelo.

# ADDENDA

| Reference  | Date       | Registration | Aircraft           | Place of the event            |    |
|------------|------------|--------------|--------------------|-------------------------------|----|
| A-037/2002 | 24-06-2002 | PH-1204      | Schleicher Ka 6 BR | Ocaña airfield (Toledo) ..... | 91 |

## **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**

|             |                                                                                                                                                            |
|-------------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 00 °C       | Degrees Celsius                                                                                                                                            |
| 00° 00' 00" | Degrees, minutes and seconds                                                                                                                               |
| AAENA       | «Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea», ATC services provider                                                                                          |
| AGL         | Above Ground Level                                                                                                                                         |
| ATC         | Air Traffic Control                                                                                                                                        |
| CVR         | Cockpit Voice Recorder                                                                                                                                     |
| DH          | Decision Height                                                                                                                                            |
| DME         | Distance Measuring Equipment                                                                                                                               |
| E           | East                                                                                                                                                       |
| ECAM        | Engine and Crew Alerting Monitoring                                                                                                                        |
| FDR         | Flight Data Recorder                                                                                                                                       |
| ft          | ft                                                                                                                                                         |
| g           | Acceleration of the gravity                                                                                                                                |
| GPWS        | Ground Proximity Warning System                                                                                                                            |
| h: min: seg | Hours, minutes and seconds                                                                                                                                 |
| hPa         | Hectopascal                                                                                                                                                |
| IAS         | Indicated Airspeed                                                                                                                                         |
| IFR         | Instrument Flight Rules                                                                                                                                    |
| KCAS        | Knots of calibrated airspeed                                                                                                                               |
| Kms         | Kilometers                                                                                                                                                 |
| Kts         | Knots                                                                                                                                                      |
| Kw          | Kilowatt                                                                                                                                                   |
| lbs         | Pounds                                                                                                                                                     |
| LH          | Left                                                                                                                                                       |
| m           | Meters                                                                                                                                                     |
| mb          | Milibars                                                                                                                                                   |
| METAR       | Aviation Routine Weather Report                                                                                                                            |
| MHz         | Megahertz                                                                                                                                                  |
| N           | North                                                                                                                                                      |
| N/A         | Not affected                                                                                                                                               |
| MN          | Nautical mile                                                                                                                                              |
| P/N         | Part Number                                                                                                                                                |
| QNH         | The pressure at mean sea level (MSL) calculated from the barometric pressure at ground level using the ICAO STD for the part between MSL and ground level. |
| RH          | Right                                                                                                                                                      |
| S/N         | Serial number                                                                                                                                              |
| TWR         | Control Tower                                                                                                                                              |
| U T C       | Universal Time Coordinated                                                                                                                                 |
| VMC         | Visual Meteorological Conditions                                                                                                                           |
| W           | West                                                                                                                                                       |

## DATA SUMMARY

### LOCATION

|               |                         |
|---------------|-------------------------|
| Date and time | 24 june 2002; 17:45     |
| Site          | Ocaña airfield (Toledo) |

### AIRCRAFT

|                |                    |
|----------------|--------------------|
| Registration   | PH-1204            |
| Type and model | SCHLEICHER Ka 6 BR |

### Engines

|                |   |
|----------------|---|
| Type and model |   |
| Number         | 0 |

### CREW

#### Pilot in command

|                          |                     |
|--------------------------|---------------------|
| Age                      | 31 years            |
| Licence                  | Pilot of sailplanes |
| Total flight hours       | 143 hours           |
| Flight hours on the type | 35 hours            |

### INJURIES

|               | Fatal | Serious | Minor |
|---------------|-------|---------|-------|
| Crew          |       | 1       |       |
| Passengers    |       |         |       |
| Third persons |       |         |       |

### DAMAGES

|               |                  |
|---------------|------------------|
| Aircraft      | Destroyed        |
| Third parties | Tow cable broken |

### FLIGHT DATA

|                 |                                              |
|-----------------|----------------------------------------------|
| Operation       | General aviation – Non commercial – Pleasure |
| Phase of flight | Take off – Initial climb                     |

## 1. FACTUAL INFORMATION

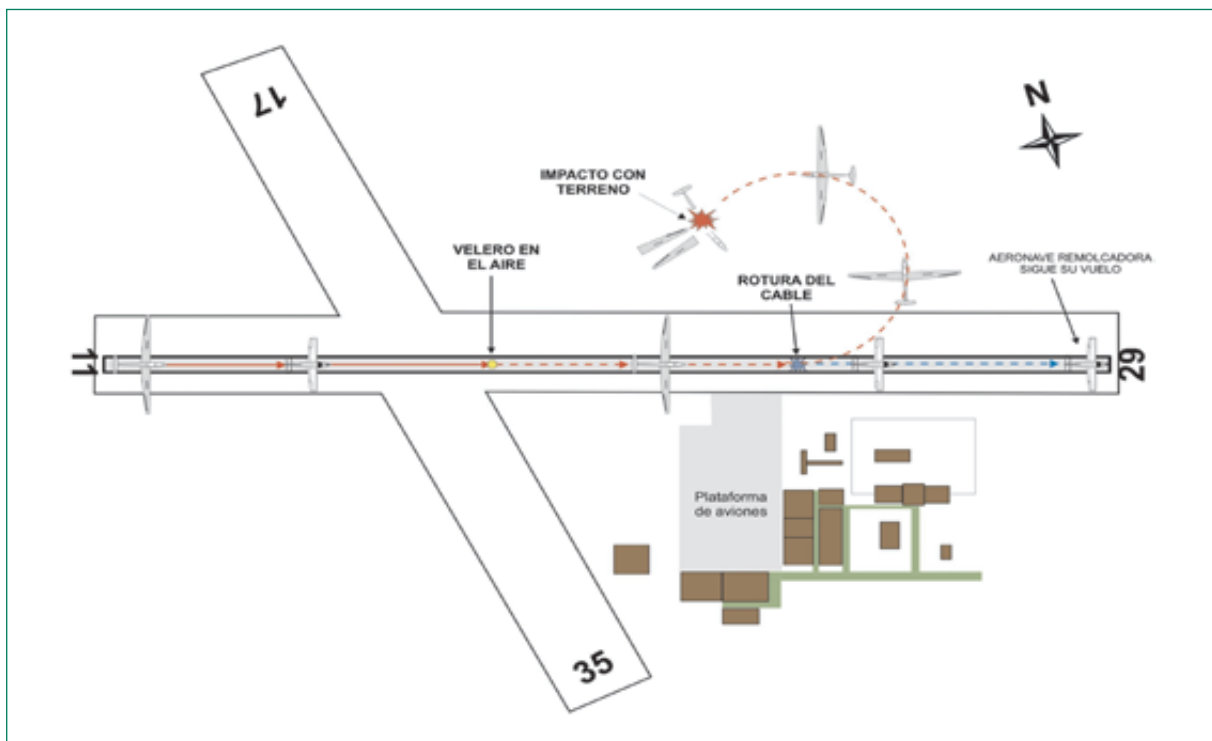
### 1.1. History of the flight



At approximately 17:43, local time, a Robin DR-400-180R aircraft, registration EC-BTN, began to tow a Schleicher Ka 6 BR glider, registration PH-1204, on runway 11 of the Ocaña aerodrome. The take off was carried out in a normal way, the glider lifted off first followed by the towing aircraft shortly afterwards. Seconds later, when both aircraft had travelled about three fourths of the 1200 metre-long runway (see diagram), the tow cable broke.

The towing aircraft continued on its route and the glider began a very shallow turn to the left, almost without banking, as if trying to return to the threshold from where it had departed. When it had turned more than 90° it increased the bank, and instants later the left wing descended abruptly and the aircraft began to descend quickly, until it crashed into the terrain.

As a result, the pilot was seriously injured and the aircraft was destroyed.

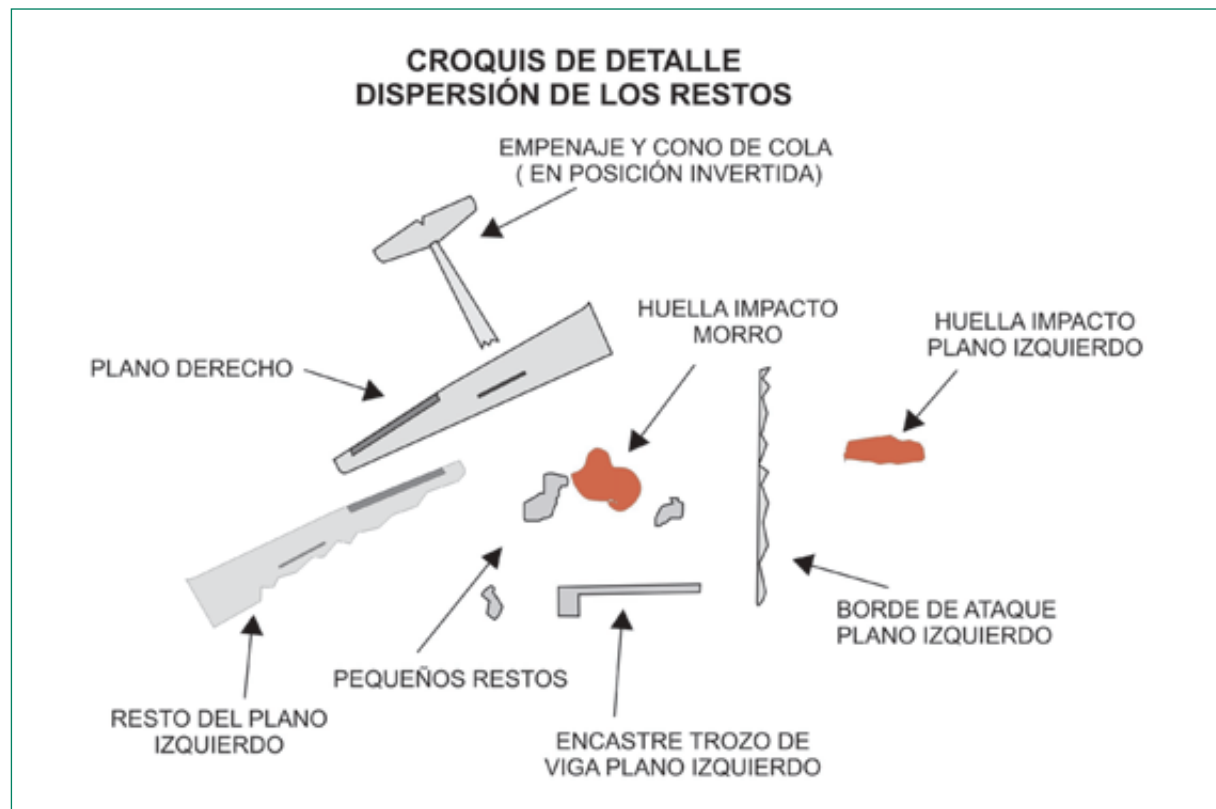


### 1.2. Meteorological information

According to the information provided by the personnel of the Ocaña aerodrome, the meteorological conditions were CAVOK, a South-Southwest wind was blowing with a speed between 12 and 14 knots, and the temperature was 32 °C at the time the accident happened.

### 1.3. Marks left by impact against terrain and wreckage distribution

The aircraft wreckage was concentrated in a very small area around the spot where it impacted against terrain.



An impact mark was found on the ground, produced by the leading edge of the left wing, and to its left, the impact mark of the aircraft nose was noticed.

The left wing was broken in three parts: the leading edge, located very close to the spot where the wing impacted, a beam fragment and the wing root area, located near the spot where the nose impacted, and the wing tip, located farther to the left.

The nose of the aircraft was completely destroyed up to the wing root. Its fragments were scattered about the area where the impact took place.



The right wing suffered little damage. Its location is indicated on the diagram.

Of the two pieces the cable split into after it broke, only the one hooked on to the towing aircraft was found. The other one, coupled to the glider hook, could not be located. It can be deduced that the glider pilot, before impacting with terrain, voluntarily used the cable-release mechanism.

On the other hand, taking into account the length of the cable fragment that was recovered, it can be concluded that the breakage took place at a point very near to the end hooked to the glider.

#### 1.4. Statements of witnesses

The pilot of the towing aircraft stated that after lifting off the runway, when both aircraft were climbing, he observed that the glider was very low from the normal position it should have taken, and, in addition, was swaying from left to right. Faced to this situation, he communicated by radio with the pilot of the glider in order to ask him to climb. He immediately felt a strong pull. When he looked in the rear-view mirror, he saw that the glider was turning to the left and was surprised that it wasn't heading straightforward.

On the other hand, the statements taken from a group of pilots that were in the swimming pool of the aerodrome, who had seen practically the whole manoeuvre, matched those of the towing aircraft pilot. In this sense, they stated that the glider was always below or at the same height as the towing aircraft, and also that about halfway down the runway its wings began to roll. They also stated that at the moment the tow cable broke, the glider was lower than the towing aircraft. Afterwards, the glider began to turn towards the left.

It was not possible to interview the pilot at the first moments after the accident because he was hospitalised due to the serious nature of his wounds and he was transferred, later on, to a hospital in his country. Although some communications were held later on, the pilot could not remember any detail of the operation. It was the first time that he visited Ocaña Aerodrome y within a week he had carried out 4 towed flights from that aerodrome. The pilot commented that he had not been informed on the procedure to be applied in the event of breakage of the tow cable.



## 2. ANALYSIS

### 2.1. Breakage of the tow cable

During the tow phase the glider must be slightly above the towing aircraft, because otherwise it could be affected by the propeller stream. When this happens, the drag of the glider increases and this produces a sudden increase of the tension acting over the cable.

In the present case, the witnesses stated that the glider was never above the towing aircraft, but always at the same level or below it. This fact probably produced changes in the tension of the cable, with sudden decreases and increases. In some of those cycles the ultimate load of the cable was exceeded and it broke.

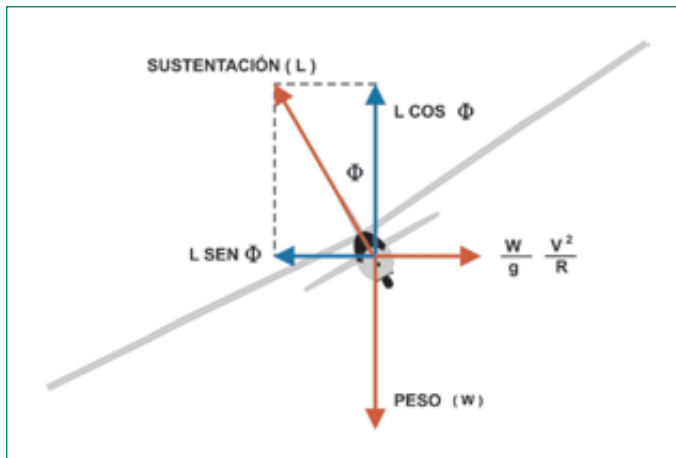
Breakage of the tow cable is not abnormal, but rather something foreseen and, to a certain extent, desirable, since this is a way to avoid strong pulls during the towing process that could seriously endanger both aircraft. So, the link between the towing aircraft and the glider should have an ultimate strength that can be obtained through a fuse or directly through the capability of the cable.

### 2.2. Manoeuvres

In the specific case of the Ocaña aerodrome, the Flight Operations Department has designed a procedure plan listing the actions to follow in case the tow cable would break. These actions depend on the moment at which the breakage occurs. Specifically, the procedure plan states that, if the tow cable breaks during the flight phase in which the present one occurred, the glider should continue the flight with the same heading and land immediately on the runway, in case there is enough length for it, or land on the ground area located beyond the end of the runway. There is no evidence that the pilot was familiar with this specific procedure of the aerodrome, although the instructions contained in the procedure in the event of breakage of the cable must be considered common practice of the pilots to achieve the best possible safety conditions in those circumstances.

Immediately after the tow cable broke, the pilot, instead of continuing on in the heading he had followed, began a turn to the left. At that moment the aircraft was at about 40 metres of height above the runway and its speed could have been around 70 or 80 km/h.

To facilitate the aircraft turning, it is necessary to bank it towards the desired side. In that position the lift forms an angle with the vertical, so that its horizontal component «pulls» the aircraft, causing it to turn. The weight of the aircraft must be balanced by the vertical component of the lift ( $L$ ), whose value is equal to the lift multiplied by the



cosine of the angle formed with the vertical ( $\phi$ ), that is to say  $L \cdot \cos \phi$ . Since this value is smaller than  $L$ , in order to keep the aircraft from descending, the lift should be increased by increasing the angle of attack. This causes an increase in the induced drag and in the stall speed, i.e. that an aircraft stalls at a higher speed if it is turning than if it were in a straight and level flight.

In the present case, taking into account the large span of this kind of aircraft, the low speed, low height turn initiated by the glider made the left wing tip to descend and to lose speed until stall occurred on that side of the wing, and eventually produced the fall of the glider and the impact into the ground.

### 2.3. Impact sequence

The remains of the aircraft were concentrated in a very small area around the point where it impacted against the ground, indicating that this impact had a big vertical component.

On the other hand, in view of the damages suffered by the aircraft and the marks it left on the ground, it is assumed that the left wing made contact first, as the aircraft was in a banked attitude toward the left. Immediately afterwards the impact with the nose occurred.

### 2.4. Evaluation of tow cable properties

In light of the fact that the tow cable breakage occurred during the tow phase it was decided to carry out a set of tests to obtain the mechanical strength properties of the cable.

#### 2.4.1. Technical specifications applicable to tow cables

The Joint Aviation Regulations (JAR) in JAR-22.581 state that the ultimate load of the tow cables or of the fuse, if installed, should not be less than 1.3 times the maximum weight of the glider to be towed and may not in any case be less than 5000 N.

The glider involved in the present accident has a maximum weight of 300 kg equivalent to about 2940 N. If this value is multiplied by 1.3 we obtain a total of 3822 N. Given that this amount is less than 5000 N and according to what is established in the aforementioned regulations, the ultimate load of the cable should not be less than 5000 N.



#### 2.4.2. *Visual Inspection of the tow cable*

The tow cable is composed of four rope strands, having a total diameter of approximately 9 mm. It could be observed that one of its ends was broken. With regards to its appearance, it was noted that the external surface showed signs of severe wearing caused by being repeatedly dragged across the ground during the glider towing process.

#### 2.4.3. *Testing*

A tensile test was carried out on the tow cable. Samples with a measured length of 400 mm were used, as specified in UNE-EN-919 standard, which were cut long enough so as to let them to be joined to the testing clamps. Six test samples were made.

These were subject to a tensile test, joining them directly to the mechanical clamps of the machine. The trials began using clamps suitable for the testing of metallic wires, but as it was noted that the cable always broke at the clamp end, other clamps were used, specifically designed for testing of ropes. In spite of this, the breakage continued to occur at the clamp end.

The following are the values for ultimate load obtained before the test samples broke:

| Test sample | Type of clamp used | Ultimate load |
|-------------|--------------------|---------------|
| 1           | Wire               | 6256.6 N      |
| 2           | Wire               | 6462.6 N      |
| 3           | Rope               | 6306.6 N      |
| 4           | Rope               | 5306.4 N      |
| 5           | Rope               | 5237.7 N      |
| 6           | Rope               | 4873.9 N      |

Each test sample was taken from an area successively closer to the end where the cable broke. Thus, test sample 1 was the farthest from the end where breakage occurred, while test sample 6 was the nearest to it. The values obtained show that the piece of cable end tested and the ultimate load are related in such a way that the closer the test sample is to the end where breakage occurred, the lesser is the ultimate load.

All the values obtained are above the minimum value set by the aforementioned standard, 5000 N, except for test sample number 6 whose ultimate load was 4873.9 N, that is only 2.5% lower.

### 3. CONCLUSIONS

It is considered that the breakage of the tow cable was the beginning of the sequence that led the accident. This breakage was produced by the sudden increase of tension of the cable, probably due to the fact that the glider was affected by the propeller stream of the towing aeroplane at some point during the initial climb. However, the breakage of the cable alone cannot be considered enough to cause the accident, because other circumstances were present like the turn initiated by the pilot when the aircraft did not have enough speed and/or height and that made the aircraft to stall and to crash into the ground.