



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

Boletín Informativo

1/2011



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

BOLETÍN INFORMATIVO

1/2011



**GOBIERNO
DE ESPAÑA**

**MINISTERIO
DE FOMENTO**

SECRETARÍA DE ESTADO
DE TRANSPORTES

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

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

NIPO: 161-11-133-5

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

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

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

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

C/ Fruela, 6
28011 Madrid (España)

Advertencia

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

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

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

Índice

ABREVIATURAS	vi
---------------------------	----

RELACIÓN DE ACCIDENTES/INCIDENTES

	<u>Referencia</u>	<u>Fecha</u>	<u>Matrícula</u>	<u>Aeronave</u>	<u>Lugar del suceso</u>	
(*)	A-001/2008	13-01-2008	G-BYIC	Cessna TU206G	1 km al oeste de la localidad de Abay, . próxima a Jaca (Huesca)	1
(*)	IN-004/2010	25-02-2010	EC-HPR	Canadair CL-600- 2B19	Aeropuerto de Vigo (Pontevedra)	15
	A-018/2010	26-06-2010	EC-BUK	Schleicher ASK-21	Aeródromo de Ocaña (Toledo)	37
	A-024/2010	21-07-2010	EC-CSX	Piper PA-28-14	Término municipal de Villamartín	45
					(Cádiz)	
	A-025/2010	28-07-2010	EC-DAB	Grumman AA-5A	Proximidades de Rafelbuñol (Valencia) ..	51
	A-033/2010	30-09-2010	EC-FDM	PZL M18A Dromader	Torredelcampo (Jaén)	57

ADENDA	63
---------------------	----

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

Esta publicación se encuentra en Internet en la siguiente dirección:

<http://www.ciaiac.es>

Abreviaturas

00°	Grado(s)
00 °C	Grados centígrados
A/THR	Control automático de empuje
AC	Altos cúmulos
AEMET	Agencia Estatal de Meteorología
AESA	Agencia Estatal de Seguridad Aérea
AGL	Sobre el nivel del suelo
AIP	Publicación de información aeronáutica
AMM	Manual de mantenimiento de la aeronave
ATC	Control de tránsito aéreo
ATPL(A)	Piloto de transporte de línea aérea de avión
CAA	Autoridad de Aviación Civil
CB	Cúmulo nimbus
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil
CPL(A)	Licencia de piloto comercial de avión
CRM	Gestión de recursos en cabina
CTR	Zona de control aéreo
CU	Cúmulos
CVR	Registrador de voz en cabina
DFDR	Registrador digital de datos de vuelo
E	Este
FDR	Registrador de datos de vuelo
FOM	Ministerio de Fomento
ft	Pie(s)
ft/min	Pies por minuto
ft/seg	Pies por segundo
g	Aceleración de la gravedad
GPWS	Sistema de aviso de proximidad al terreno («Ground Proximity Warning System»)
GS	Senda de planeo del sistema de aterrizaje por instrumentos ILS
GS	Velocidad respecto a tierra
h	Hora(s)
IAS	Velocidad indicada
ILS	Sistema de aterrizaje instrumental
IMC	Condiciones meteorológicas de vuelo por instrumentos
IR(A)	Habilitación de vuelo instrumental de avión
JAR-FCL	Requisitos conjuntos de aviación para las licencias de la tripulación de vuelo
KIAS	Velocidad anemométrica indicada en nudos
kg	Kilogramo(s)
km	Kilómetro(s)
km/h	Kilómetros por hora
kt	Nudo(s)
LEBB	Indicativo de lugar del Aeropuerto de Bilbao
LEVX	Indicativo de lugar del Aeropuerto de Vigo
LGCIU	«Landing Gear Control and Interface Unit»
LOC	Localizador sistema de aterrizaje por instrumentos del ILS
m	Metro(s)
m/s	Metros por segundo
m/s ²	Metros por segundo al cuadrado
MEP	Habilitación para avión multimotor de pistón
METAR	Informe meteorológico aeronáutico ordinario
mm	Milímetro(s)
mph	Milla(s) por hora
MSL	«Mean Sea Level»
N	Norte
N/A	No afecta
N1	Velocidad del fan del motor

Abreviaturas

NM	Milla(s) náutica(s)
OACI	Organización de Aviación Civil Internacional
P/N	Número de parte
PAPI	Indicador de trayectoria de aproximación de precisión
PCU	«Power Control Unit»
PF	Piloto a los mandos
PPL(A)	Licencia de piloto privado de avión
QAR	Registrador de acceso rápido
QNH	Ajuste de la escala de presión para hacer que el altímetro marque la altura del aeropuerto sobre el nivel del mar en el aterrizaje y en el despegue
rpm	Revoluciones por minuto
s	Segundo(s)
S/N	Número de serie
SC	Estratocúmulos
SEP	Habilitación para avión monomotor de pistón
SNS	Servicio de Notificación de Sucesos
SPD	Modo velocidad
SSFDR	«Solid State Flight Data Recorder»
TCU	Cúmulos congestus de gran desarrollo vertical o cúmulos en forma de torre
TMA	Área de control terminal
TRE(A)	Habilitación de examinador de avión
TRI(A)	Habilitación de instructor de vuelo de avión
TDZE	«Touchdown Zone Elevation»
UTC	Tiempo Universal Coordinado
VFR	Reglas de vuelo visual
VMC	Condiciones meteorológicas visuales
V _{REF}	Velocidad de referencia en el aterrizaje
W	Oeste

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Domingo, 13 de enero de 2008; 11:25 h local¹
Lugar	1 km al oeste de la localidad de Abay, próxima a Jaca (Huesca)

AERONAVE

Matrícula	G-BYIC
Tipo y modelo	CESSNA TU206G
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	TELEDYNE CONTINENTAL MOTORS TSIO 520 M7
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	56 años
Licencia	PPL(A)
Total horas de vuelo	1.400 h
Horas de vuelo en el tipo	1.000 h
Horas de vuelo en últ. 24 h	2 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros		2	3
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado
Fase del vuelo	Crucero

INFORME

Fecha de aprobación	26 de enero de 2011
---------------------	----------------------------

¹ Todas las referencias horarias indicadas en este informe se realizan en la hora local, salvo que se especifique expresamente lo contrario. Para obtener la hora UTC es necesario sustraer 2 horas a la hora local.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El día 13 enero de 2008, estaba previsto que la aeronave, CESSNA TU 206G, matrícula G-BYIC, realizara entre 4 y 6 vuelos de lanzamiento de paracaidistas partiendo del aeródromo de Santa Cilia (Huesca).

Durante el segundo vuelo del día, que despegó a las 11:04 h después de que la aeronave llevara en vuelo unos 12 minutos, el piloto y el resto de personas que iban a bordo (3 instructores de paracaidismo y 2 pasajeros, que iban a realizar un salto en tándem) oyeron un ruido muy fuerte y observaron como el parabrisas de la aeronave se llenaba de aceite. Inmediatamente, la potencia del motor comenzó a disminuir hasta que se paró. El piloto de la aeronave notificó por radio al aeródromo de Santa Cilia el fallo de motor e informó que iba solicitar a los paracaidistas que saltaran dado que tendría que realizar un aterrizaje de emergencia porque no disponía de tiempo para volver al aeródromo.

Cuando se produjo el fallo de motor la aeronave se encontraba a 2.500 ft sobre el punto de despegue, situado éste a 2.250 ft MSL («Mean Sea Level»), y al oeste de la población de Jaca. Una vez que los paracaidistas saltaron de la aeronave el piloto notificó por radio que ya la habían abandonado.



Figura 1. Posición final de la aeronave

La aeronave aterrizó al oeste de Abay, localidad muy próxima a Jaca. Se trataba de un área embarrada y se desprendió el tren de morro durante el aterrizaje quedando la aeronave apoyada en las palas de la hélice, el capot inferior del motor y el tren principal. Las coordenadas donde se detuvo la aeronave son 42°34'18.6"N/000°37'14.16"W.

Fue localizada, por los servicios de emergencia, unos 15 minutos después del accidente. El piloto y tres de los pasajeros (un instructor que llevaba cámara de vídeo y los componentes de un tándem) resultaron ilesos. Los componentes del otro tándem, cayeron sobre un terreno abrupto y con rocas y sufrieron lesiones graves.

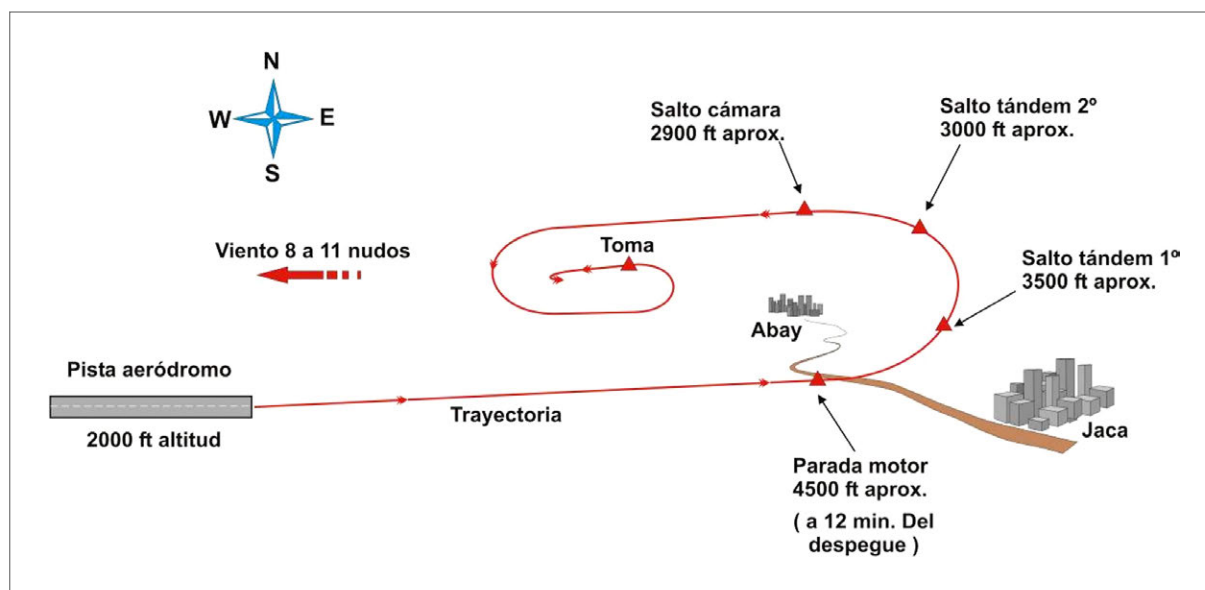


Figura 2. Trayectoria seguida por la aeronave (no a escala)

1.2. Información sobre el personal

El piloto, de nacionalidad francesa, tenía licencia de piloto privado con habilitaciones en monomotores terrestres (válida hasta 31 enero 2009) y Pilatus PC6 (válida hasta 31 julio 2008). El reconocimiento médico, clase 2, fue realizado en septiembre de 2007 y tenía una validez de 12 meses.

El piloto tenía una experiencia total en vuelo de 1.600 h y más de 1.000 h en el tipo de aeronave. Habitualmente realizaba vuelos de lanzamiento de paracaidistas sin remuneración alguna.

Los días anteriores al del accidente, había realizado un vuelo de traslado con la aeronave accidentada. La aeronave que habitualmente se utilizaba para esta actividad se encontraba en revisión de mantenimiento por lo que el propietario de la misma ofreció al aeroclub de paracaidismo la posibilidad de utilizar la aeronave G-BYIC, que era del

mismo modelo, CESSNA TU206G. Esta aeronave llegó al aeródromo de Santa Cilia el día anterior al vuelo, procedente del aeródromo de Ampuria Brava (Girona), donde había pernoctado en su viaje de traslado desde Saint Galmier (Francia), con escalas en Avignon Pujaut y Lesignant, también en Francia. Según informó el piloto, el vuelo de traslado se realizó sin ninguna incidencia.

1.3. Información sobre la aeronave

La aeronave, una CESSNA TU206G «Turbo Stationair», tenía un certificado de aeronavegabilidad válido y en vigor y un total de 3.419:32 h de vuelo.

El sistema de potencia de la aeronave lo constituía el motor TELEDYNE Continental Motors, TSIO 520M7B, S/N 825657. Se trata de un motor alternativo con 6 cilindros, con sistema de inyección de combustible y turbocompresor. El motor accionaba una hélice Hartzell PHC-J34F-1RF.

El motor se había instalado en la aeronave el 13 de febrero de 2004 con 0 horas de vuelo y cuando la aeronave contaba con 2.762:30 h de vuelo. El motor tenía 657 h cuando ocurrió el accidente.

1.3.1. Sistema de lubricación del motor

A continuación se muestra esquemáticamente el funcionamiento del sistema de lubricación del motor (figura 3).

La bomba de aceite (2, fig. 3), que es de engranajes y movida por el motor, aspira el aceite de la parte más baja del cárter (1, fig. 3) y lo hace pasar a través del filtro (3, fig. 3), situado en la propia caja de la bomba. Esta caja incorpora, además, la válvula «by-pass» del filtro, que se sirve como camino alternativo cuando el filtro está bloqueado, y la válvula de alivio (4, fig. 3), que se abre para disminuir la presión a la entrada a la bomba a partir de un valor de presión pre-ajustado.

Como se ve en la figura, desde la salida de la caja de la bomba, el aceite es dirigido a la galería de aceite derecha, mecanizada en el semicárter derecho, desde la que, a través de conductos individuales mecanizados, engrasa a los taqués y sus guías (5, fig. 3) del lado derecho del motor y a todos los mecanismos de ese lado, como el motor de arranque y los accesorios hidráulicos.

Al final de la galería derecha, el aceite llega a la válvula de control de temperatura (6, fig. 3), que dependiendo de la temperatura del aceite hace que éste pase a través del radiador de aceite (7, fig. 3). Una vez enfriado en el radiador, el aceite se dirige al lado izquierdo del motor para continuar la lubricación.

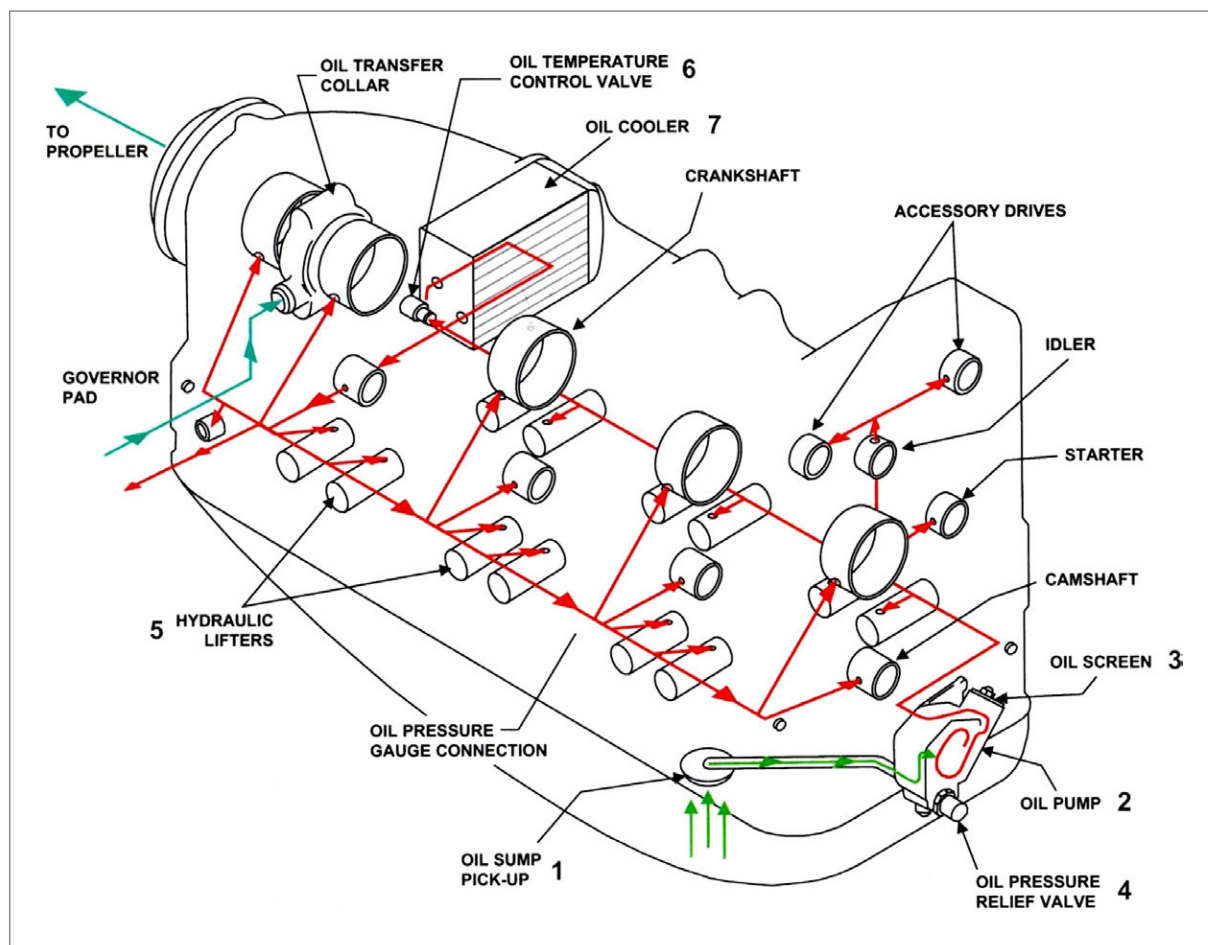


Figura 3. Esquema del sistema de lubricación del motor

En el lado izquierdo, el aceite engrasa el soporte delantero del árbol de levas y entra en la galería izquierda, similar a la derecha y mecanizada en el semicárter izquierdo. Desde esta galería y al igual que en el lado derecho, el aceite engrasa los taqués del lado izquierdo y sus correspondientes guías a través de conductos individuales mecanizados en la carcasa.

Desde cada taqué y por conductos en los empujadores y orificios en los balancines, se transfiere aceite a la correspondiente caja en la cabeza de cada cilindro, para engrase de los balancines, cuerpos y guías de válvulas y demás elementos en dichas cabezas (muelles, retenes...).

El aceite se lleva a través de conductos mecanizados en el interior del cárter, a los soportes del cigüeñal para engrase de sus casquillos. Tras engrasarlos, el aceite sale a presión por el orificio superior de los soportes a través de unas pequeñas toberas que lo pulverizan e impulsan a presión sobre la parte inferior de las camisas y pistones de los cilindros, lubricándolos y enfriándolos. De aquí, el aceite cae a la parte inferior del «cárter» donde vuelve a ser aspirado por la bomba y repite el ciclo.

1.3.2. *Historial y mantenimiento realizado al motor*

El motor, instalado con 0 horas en la aeronave, había sido remanufacturado por TELEDYNE CONTINENTAL MOTORS en marzo de 2003 e instalado en la aeronave en febrero de 2004.

La aeronave con matrícula inglesa seguía un programa de mantenimiento para aeronaves ligeras (menos de 2.730 kg de peso máximo al despegue), con motores alternativos, aprobado por la CAA, CAP 766. Dentro de dicho programa se incluían tareas que se referían al motor de la aeronave.

Dentro del programa de mantenimiento se recogían las revisiones siguientes:

1. Revisión pre-vuelo, de acuerdo con el manual de vuelo de la aeronave.
2. Revisión A, antes de cada vuelo en la que se incluía dentro de las tareas que se referían al motor, la revisión del nivel de aceite, ajuste de tapones, revisión de filtros de aire y posibles fugas o signos de sobrecalentamiento en el motor.
3. Revisión de 50 horas o cada 6 meses (lo que antes se produzca). Las tareas se referían a la instalación del motor, sistema de inducción y escape, lubricación del motor con cambio de aceite, revisión del filtro de aceite y revisión de bujías.
4. Revisión de 150 horas. Incluye las tareas referidas al motor de la revisión de 50 horas y además la comprobación de los elementos de la instalación, operación de las válvulas, compresión de cilindros, revisión del sistemas de inducción, revisión del sistema de ignición, sistema de escape y turbocompresor, sistema de lubricación (tanque, radiadores, líneas...).
5. Revisión anual. Incluye todos los puntos de las revisiones de 50 y 150 horas y algunas específicas que se realizan anualmente como por ejemplo la comprobación de la batería de baliza de emergencia.

Según el libro del motor (Engine Logbook, CAP 399) se realizaron las inspecciones al motor de acuerdo con el programa de mantenimiento. Además se completaron tareas no programadas como:

- Reparación del motor entre el 15 de noviembre y el 14 de diciembre de 2004. Se inspeccionó el sistema de combustible tras identificar contaminación en el combustible.
- Reparación del motor el 5 y 6 de septiembre de 2005. Se realizó un control de contaminación de combustible.
- Sustitución del cilindro número 2 cuando el motor tenía 397 h, el 19 de diciembre de 2005.
- Comprobación de una pérdida de aceite, el 9 de junio de 2006.
- Reparación del motor el 13 de diciembre de 2006 con 507 h de motor. Se sustituyeron 2 cilindros (5 y 4). El taller informó que se había realizado la inspección porque el operador informó de que el motor sufría sobrecalentamiento.
- Comprobación de pérdida de aceite y del controlador de paso de la hélice, en abril de 2007.

- Sustitución del sensor de temperatura de la cabeza del cilindro y revisión anual con 577 h del motor, el 29 de junio de 2007.

1.4. Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

La aeronave aterrizó en una zona embarrada, con algunas lomas, desniveles y rocas, al oeste de Abay, localidad a menos de 1 km de Jaca (Huesca).

El aterrizaje se realizó en la dirección Este-Oeste y el recorrido de la aeronave en tierra fue de 177 m. Terminó con un giro a la derecha de casi 180°.

En la inspección del lugar del accidente, se comprobó que durante la carrera de aterrizaje se rompió el tren de morro, a los 113 m, y a continuación impactaron con el terreno dos palas de la hélice.



Figura 4. Pieza de biela y bulón hallados en el recorrido de aterrizaje

La aeronave continuó su trayectoria, apoyada en dichas palas, en el tren principal y en el capó inferior del motor. A los 145 m desde el inicio de la carrera de aterrizaje se observaron marcas que indicaban que la aeronave tocó en el suelo con la punta del plano izquierdo, rompiéndose el borde de ataque.

A los 154 m se encontró (figura 4), parte de una biela del motor y, unos 8 metros después, el bulón de unión del pistón con la biela. Ambos elementos correspondían al cilindro n.º 4.

El trozo de biela estaba roto por los brazos del yunque en su unión al cuerpo de biela y no tenía la parte correspondiente a la cabeza y sombrerete de biela. Además, estaba deformado por golpes que tuvieron que producirse contra el cigüeñal antes de ser expulsada del motor.

El bulón mostraba golpes en sus puntas, también producidos antes de salir del motor y en la parte central.

La aeronave no presentaba, exteriormente, daños estructurales importantes y sólo eran visibles los producidos en la parte inferior del fuselaje, en la punta de ala izquierda, los daños en las palas de la hélice y en la rotura del tren de morro. En la zona del motor, se detectó pérdida de aceite por los capots superior e inferior y se comprobó que presentaba un agujero, de unos 10 x 10 cm, en la parte superior del cárter izquierdo, en la zona del cilindro n.º 4 por el que se había tenido que producir la salida del trozo de biela y el bulón, antes indicados.

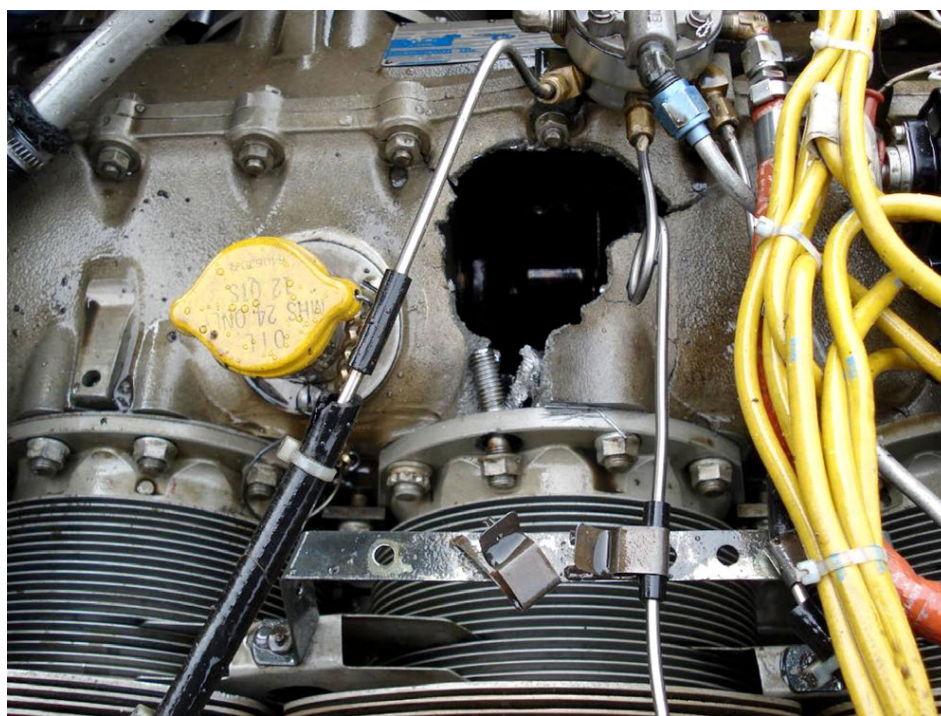


Figura 5. Daños en el cárter izquierdo del motor

El giro del motor no era fácil, aunque posible. Se comprobó que había combustible suficiente en los depósitos y que no había signos de agua ni suciedad.

Se drenó el aceite del motor y se obtuvieron 8.5 litros (máxima capacidad 11 litros).

1.5. Inspección del motor de la aeronave

Se realizó el desmontaje completo del motor con participación de un representante del fabricante del motor. Estudiando la imprimación de cromato de zinc en la zona metálica fija de los deflectores o «buffers» (difusores metálicos y de goma dispuestos en la góndola de motor para dirigir el aire y obtener la mejor ventilación de los cilindros del motor) se observó que en la zona derecha del motor (cilindros 1, 3 y 5) había desaparecido por rozamiento, en cambio, este rozamiento no existía en la zona izquierda (cilindros 2, 4 y 6) en la que la imprimación no mostraba el mismo desgaste.

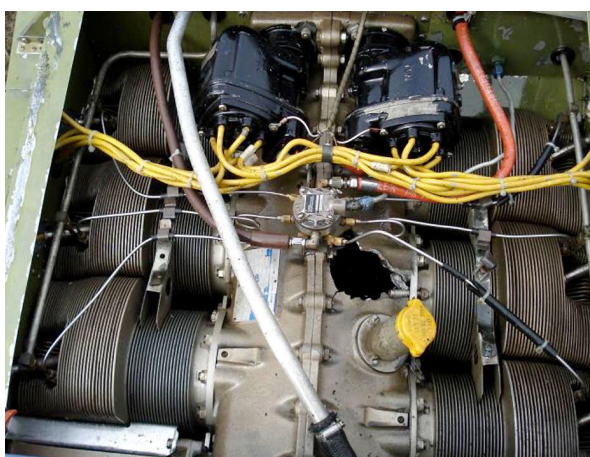


Figura 6. Señales que presentaba la imprimación de zinc debido a los deflectores

Los daños principales del motor se encontraban en el cilindro nº4 y el pistón de ese mismo cilindro. La biela y el bulón que une la biela con el pistón no estaban en el motor ya que habían salido del motor por el agujero que presentaba el cárter. Los bordes de la camisa de este cilindro estaban dañados y aunque presentaban signos de fricción, el pistón no estaba atascado. El pistón se había roto por la zona inferior de los segmentos. Se encontraron en el cárter partes de la cabeza de la biela y de los casquillos de la cabeza de la biela.

Tanto el cigüeñal como el árbol de levas mostraban diversos impactos. Aparecía un golpe especialmente fuerte en uno de los contrapesos del cigüeñal.



Figura 7. Pistón del cilindro n.º 4

Al realizar el desmontaje del cigüeñal se observó que los casquillos de apoyo del cigüeñal y los de las cabezas de las bielas habían sufrido una falta de lubricación como se ve en las figuras.

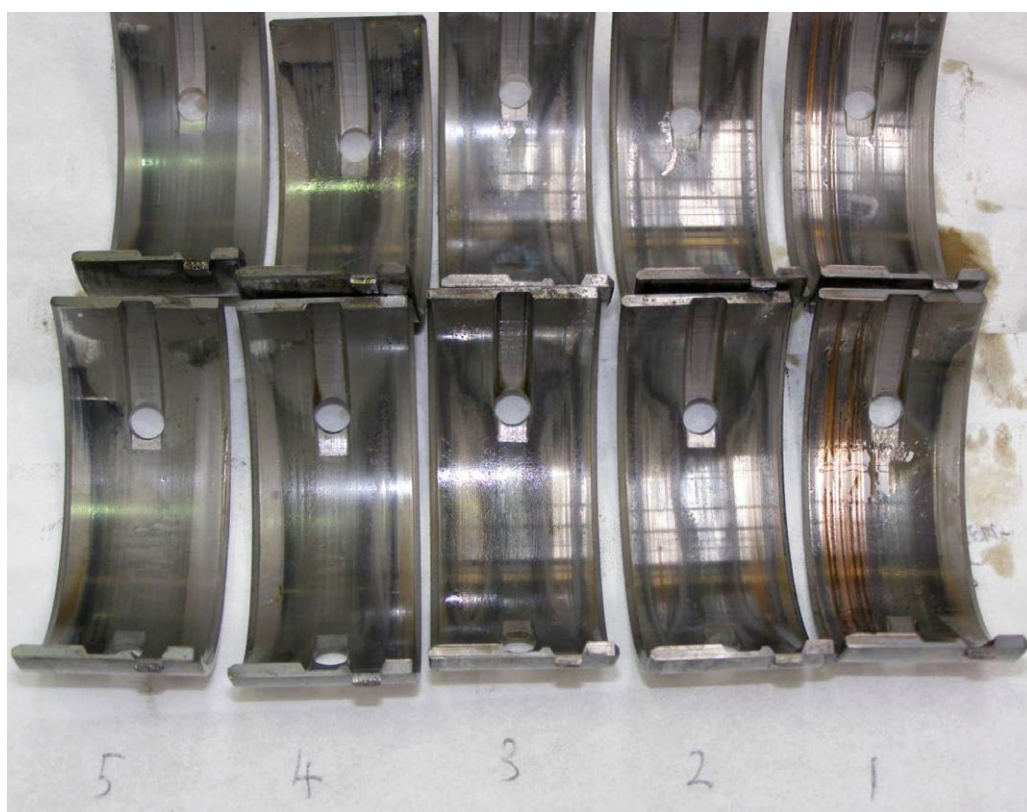


Figura 8. Casquillos de soportes del cigüeñal

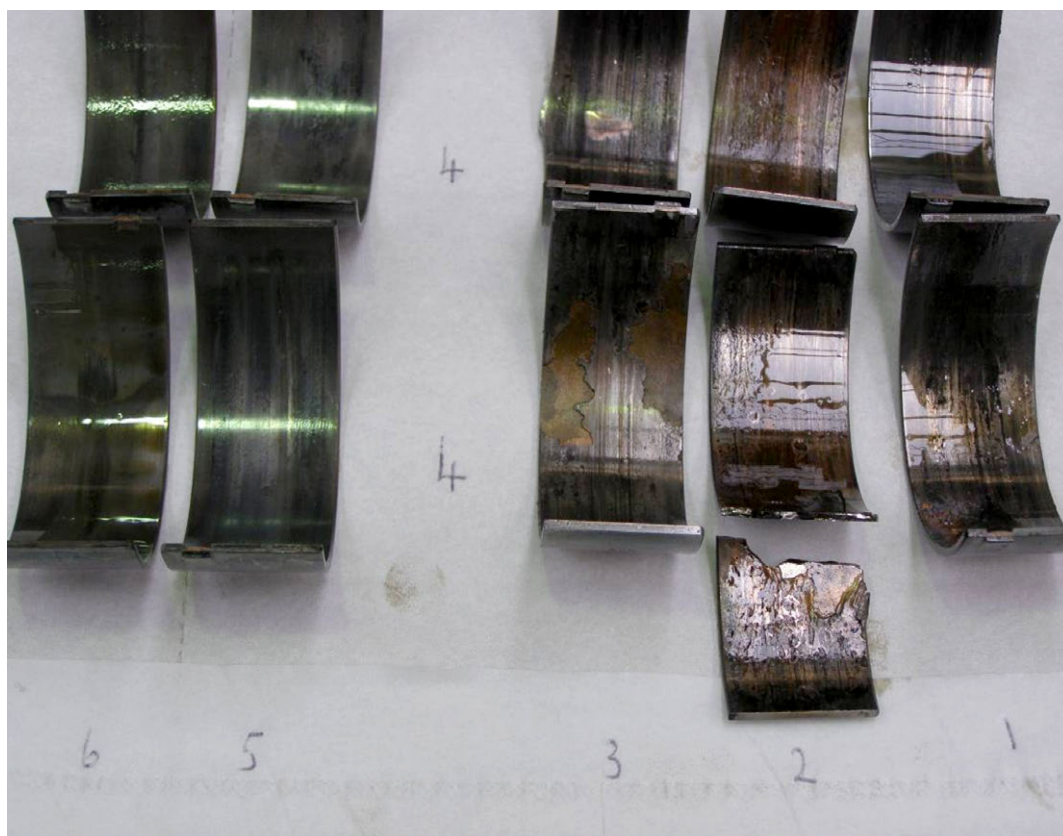


Figura 9. Casquillos de las cabezas de las bielas

No se encontró el casquillo de la cabeza de la biela n.º 4 aunque se recuperaron partes del casquillo en el cárter. El resto de casquillos de las cabezas de las bielas presentaban deformaciones y signos de rozamiento por falta de lubricación.

Después de realizar un primer desmontaje del motor, éste se envió a las instalaciones del fabricante para realizar una inspección con mayor profundidad y con objeto de establecer las razones que pudieron provocar la deficiente lubricación del motor.

Del examen que se realizó en las instalaciones del fabricante se concluyó que los daños que presentaban los casquillos de apoyo del cigüeñal y los casquillos de las cabezas de las bielas eran consistentes con una deficiente lubricación. Además se concluyó que:

- Las cámaras de balancines de la cabeza de los cilindros, que contienen, en cada cilindro, los balancines, parte de los empujadores de válvula y las guías de las mismas, tenían residuos de aceite. Estos residuos demostraban que había habido lubricación suficiente en cada cámara hasta la parada del motor, lo que era confirmado porque los daños en sus elementos eran, únicamente, los normales de su operación.
- El cigüeñal mostraba signos de insuficiente lubricación, pero se podía girar. Tenía estrías y daños mecánicos, en especial, en el contrapeso cercano a la conexión del cilindro n.º 4.

- Los pistones y las bielas estaban, en general, en buen estado con sus tornillos de unión de cabeza y sombrerete bien apretados. La biela del cilindro n.º 4, como se ha indicado, se había roto por los brazos del yugo en la parte de la cabeza y el correspondiente pistón por la zona de debajo de los segmentos.
- Los dos semicárteres, además del agujero de 10 x 10 cm en la zona del cilindro n.º 4, presentaban marcas de golpes y daños mecánicos en esa área, pero los soportes del cigüeñal estaban en buen estado, sin deformaciones y sin signos de movimiento o rotación de los casquillos en sus soportes. Las galerías y pasos de aceite, mecanizados en el cárter, estaban intactos y sin taponamiento alguno.
- También estaban en buen estado, los elementos y conductos de los demás sistemas incluyendo los de aceite y combustible.

Se realizó un estudio metalúrgico de la biela y el pistón del cilindro n.º 4 que concluyó que el material cumplía con los requisitos de resistencia definidos y las fracturas que presentaban evidenciaban que se habían producido por sobrecarga.

No se determinó la causa que pudo provocar la falta de lubricación del motor.

1.6. Información adicional

El piloto de la aeronave, que solía utilizarla normalmente, informó que la aeronave, desde que se realizó el cambio de motor, había operado con indicaciones de temperatura de aceite de motor por encima de la gama de operación normal.

Se realizaron, según informó, varias reparaciones y ajustes pero los problemas de alta temperatura del aceite persistieron.

Después de la reparación (se sustituyó el turbocompresor, se colocaron apropiadamente los bloques de absorción de vibraciones del motor, «silent blocks» y se reparó el radiador) que se realizó y en la que se sustituyeron de los cilindros 4 y 5, las indicaciones de alta temperatura desaparecieron y se continuó con una operación normal con la aeronave.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

2.1. Análisis del fallo del motor

En las inspecciones realizadas al motor se pudo comprobar que se había producido una rotura de la biela n.º 4 por la cabeza de la misma en la parte de unión con el cigüeñal. Se observaron impactos provocados por la biela en el cigüeñal, árbol de levas, el resto de cilindros y las propias paredes del cárter de motor.

El proceso de rotura se inició, probablemente, en la cabeza de la biela y a continuación se produjo la rotura del pistón del cilindro n.º 4, lo que permitió que la biela y el bulón

circularan por el interior del cárter impactando con los distintos elementos del motor y las propias paredes del cárter hasta que salieron por el agujero que se abrió en el cárter.

El estado de los casquillos de apoyo del cigüeñal y en especial los de las cabezas de las bielas que mostraban deformaciones, e incluso falta de material, indicaban que habían soportado temperaturas capaces de fundir el material, localmente. Estos signos ponen de manifiesto una falta de lubricación en esa zona.

Dado que el motor tenía aceite suficiente como se comprobó al drenar el aceite durante la inspección que se hizo en el lugar del accidente, la falta de lubricación pudo ser debida a que no había presión suficiente para que el aceite llegara a las zonas afectadas o que el aceite alcanzaba temperaturas por encima de las de operación normal.

En la inspección que se realizó en las instalaciones del fabricante se puso de manifiesto que el aceite alcanzaba la caja de los balancines de todos los cilindros hasta que se produjo la parada del motor por lo que no parece probable que la presión de aceite no fuera la suficiente.

Por otro lado, se ha identificado que los deflectores del motor («buffers»), que se correspondían a la zona izquierda del motor (cilindros 2, 4, 6), no ajustaban adecuadamente dado que la imprimación de zinc no se había desgastado como en el lado derecho, y por tanto, se producían fugas de aire que daban lugar a una ventilación inadecuada de los cilindros, especialmente del lado izquierdo.

Por último el cilindro n.º 4, se encuentra en la parte central izquierda del motor (entre el 2 y el 6) donde la temperatura debe ser más elevada que en los extremos. Según el esquema del sistema de lubricación el aceite recorre en primer lugar el lado derecho del cárter y cuando realiza el recorrido por el lado izquierdo es cuando se lubrica el cigüeñal y por lo tanto los casquillos de apoyo del cigüeñal y los de las cabezas de las bielas.

Por todo lo anterior, parece probable que el aceite circulara por el circuito de lubricación a una temperatura superior a la de operación normal y que a este hecho contribuyera la inadecuada ventilación de los cilindros del motor.

2.2. Causa

Se considera que el accidente ocurrió como consecuencia de un fallo de motor en vuelo lo que provocó que la aeronave tuviera que realizar un aterrizaje de emergencia.

El fallo del motor fue debido a la rotura de la cabeza de la biela n.º 4 por una deficiente lubricación de los casquillos de la cabeza de la biela lo que dio lugar a que sufriera un sobrecalentamiento y como consecuencia la biela fallara.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Jueves, 25 de febrero de 2010; 17:10 h local¹
Lugar	Aeropuerto de Vigo (Pontevedra)

AERONAVE

Matrícula	EC-HPR
Tipo y modelo	CANADAIR CL-600-2B19
Explotador	Air Nostrum

Motores

Tipo y modelo	GENERAL ELECTRIC CF34-3B1
Número	2

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Piloto a los mandos
Edad	37 años	37 años
Licencia	ATPL(A)	ATPL(A)
Total horas de vuelo	9.824 h	5.362 h
Horas de vuelo en el tipo	6.851 h	4.322 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			3
Pasajeros			20
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

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

INFORME

Fecha de aprobación	26 de enero de 2011
---------------------	----------------------------

¹ La referencia horaria será la hora local. La hora UTC se calcula restando una unidad a la hora local.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El avión BOMBARDIER CL-600-2B19 (CRJ-200) había partido a las 16:05 del aeropuerto de Bilbao (LEBB) con destino al aeropuerto de Vigo (LEVX).

El Comandante informó de que durante la aproximación al aeropuerto de destino se establecieron en el ILS de la pista 20 cuando estaban a 12 NM, y que previamente habían dado un rodeo para evitar un núcleo de cúmulos con chubascos que estaban situados en el localizador a unas 15 NM. También informó de que las condiciones fueron IMC hasta que estaban a 7 NM, momento en el divisaron la pista y ya no la perdieron de vista hasta el momento de la toma. De acuerdo con su relato, cuando estaban a 6 NM, notaron una turbulencia moderada con cambios de ± 10 kt hacia arriba y hacia abajo en el anemómetro, pero no tuvieron avisos de viento en cizalladura («windshear»), y el copiloto, que iba a los mandos, desconectó el piloto automático. A continuación se desplazaron un punto a la izquierda del localizador con 3 luces blancas en el PAPI, y desde control les informaron, a petición del Comandante, de que el viento en superficie tenía dirección 240° y 18 kt.

Se establecieron de nuevo en el localizador, y cuando estaban a 4 NM, la situación mejoró, aunque seguía habiendo turbulencias y variaciones de 5 kt arriba y abajo en la velocidad indicada. Estas condiciones se mantuvieron hasta el final, por lo que ante la ausencia de avisos de viento en cizalladura el Comandante decidió aterrizar. También comentó que

tomaron tierra suavemente, pero que volvieron a elevarse aproximadamente 0,5 m, y que en ese momento una ráfaga de viento incidió por el lado derecho provocando un alabeo brusco hacia la izquierda.

Los dos miembros de la tripulación reaccionaron girando a la vez los mandos hacia la derecha para contrarrestar el alabeo, y tocaron primero con la rueda derecha del tren y luego con la izquierda.

Durante la maniobra, la punta del plano derecho («winglet») golpeó contra el suelo, resultando con daños menores en la zona del intradós (véase figura 2).

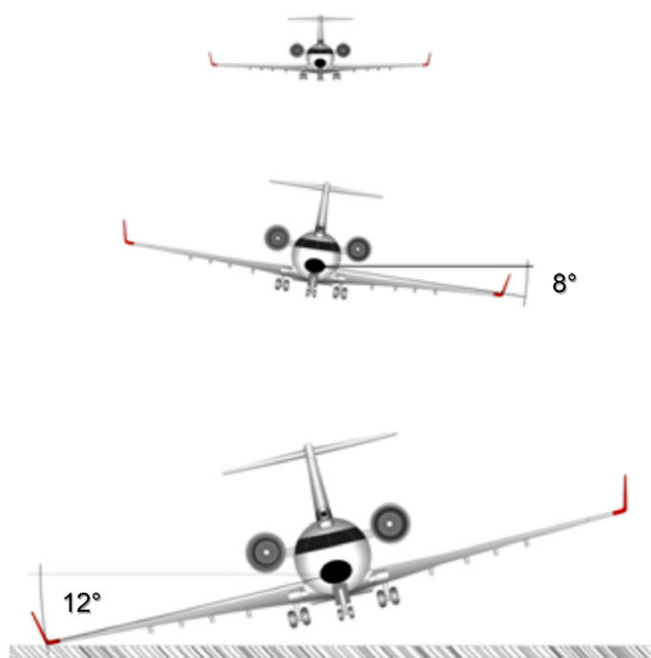


Figura 1. Croquis del aterrizaje

El avión prosiguió con su carrera de aterrizaje y abandonó la pista con normalidad a las 17:10 por la primera salida rápida a la derecha (C1).

Los dos pilotos confirmaron que no fueron conscientes de que habían golpeado contra el suelo. No obstante, comentaron que el alabeo que habían realizado hacia la derecha para contrarrestar la acción del aire levantando el plano derecho, tal vez había sido excesivamente brusco. Los ocupantes del avión desembarcaron con normalidad, y en la inspección posterior al accidente, la tripulación descubrió el daño que se había producido.



Figura 2. Punta del ala dañada

La CIAIAC tuvo conocimiento de este incidente mediante una notificación por parte del aeropuerto dos días después del suceso. El operador no había informado al aeropuerto de que se había producido el incidente. No obstante, el director vio cómo la compañía estaba reparando la aeronave, y después de recabar información la trasladó a la CIAIAC. El operador informó al Servicio de Notificación de Sucesos (SNS) de AESA el 3 de marzo de 2010, según constaba en la relación que este organismo envía periódicamente a la CIAIAC.

Se decidió recoger solamente el registrador de datos de vuelo (FDR), porque después del incidente se había energizado el avión durante un tiempo suficiente para que se perdiera toda la información necesaria para la investigación contenida en el registrador de voces de cabina (CVR).

1.2. Información personal

1.2.1. Comandante

El Comandante, de 37 años, tenía la licencia de piloto de transporte de línea aérea de avión ATPL(A) en vigor, desde el año 2002, al igual que el correspondiente certificado médico. En el momento del incidente no estaba a los mandos del avión. Estaba en posesión de las habilitaciones de tipo del avión CL-600-2B19, y la de vuelo instrumental, IR(A). También tenía habilitación de instructor de vuelo, TRI(A) y habilitación de examinador TRE(A) desde marzo de 2009. Obtuvo la licencia de piloto comercial de avión CPL(A) en el año 1994.

Su experiencia era de 9.824:28 h, de las cuales 6.851:51 h las había realizado en el tipo, y de éstas 4.754:09 como Comandante. Contaba además con 1.457:10 h en

el avión FOKKER 50, y previamente a trabajar para el Operador su experiencia era de 1.515:27 h.

En los noventa días anteriores al incidente había volado 183:48 h, en los treinta días anteriores 63:53 h y en las veinticuatro horas antes 5:45 h. Había tenido un descanso de 16:20 h antes del vuelo.

Desde 2005 hasta 2009 había pasado diez verificaciones de competencia en aviones de la flota CRJ (dos al año), la última de ellas, dos meses antes del incidente, y entre 2005 y 2010 había realizado entrenamiento periódico en Gestión de Recursos en Cabina (CRM), en Seguridad («Security»), en Seguridad en vuelo («Safety») y en Sistemas del avión (desde 2006), una vez cada año, y de Mercancías peligrosas una vez cada dos años. Desde 2006 también había realizado entrenamiento periódico en Emergencias cada dos años. En 2008 realizó una sesión del entrenamiento en Seguridad y Salvamento que se realiza trienalmente.

1.2.2. Copiloto

El copiloto tenía 37 años, y contaba la licencia de piloto de transporte de línea aérea de avión ATPL(A) en vigor, al igual que el correspondiente certificado médico. Tenía las habilitaciones de tipo del avión CRJ, y la de vuelo instrumental, IR(A). Su experiencia era de 5.362 h. De ellas 4.322 h las había realizado en el tipo. En el momento del incidente estaba a los mandos del avión.

En los noventa días anteriores al incidente había volado 111 h, en los treinta días anteriores 70 h y en las veinticuatro horas antes 5:45 h. Había tenido un descanso de 16:20 h antes del vuelo.

Desde 2005 hasta 2009 había pasado diez verificaciones de competencia en aviones de la flota CRJ (dos al año), y en 2010 había pasado otra más, dos días antes del incidente. También desde ese año 2005, había realizado entrenamiento periódico en Gestión de Recursos en Cabina (CRM), en Seguridad («Security»), en Seguridad en vuelo («Safety») y en Sistemas del avión, una vez cada año, y de Mercancías peligrosas una vez cada dos años. Desde 2006 también había realizado entrenamiento periódico en Emergencias cada dos años y en Sistemas del avión cada año. En 2005 y en 2008 realizó sendas sesiones del entrenamiento en Seguridad y Salvamento que se realiza trienalmente.

1.3. Información de la aeronave

El avión CANADAIR CL-600-2B19, conocido como CRJ-200 fue fabricado por BOMBARDIER en 2000 con número de serie 7430, y contaba con certificado de aeronavegabilidad en vigor. Estaba dotado con dos motores turbofan GENERAL ELECTRIC CF34-3B1 con números de serie 950158 y 950256 respectivamente.

Había pasado las siguientes revisiones de mantenimiento:

Inspecciones	Comprobación	Fecha	Horas de vuelo	Horas de control	Intervalo
Tipo «C»	C-RJ2	01-11-2008	23.808	20.024	5.000 h
	5C-RJ2	01-11-2008	21.336	17.689	25.000 h
Revisiones según calendario	YE01-RJ2	27-04-2009	22.487	18.795	1 año
	TYE06-RJ2	01-11-2008	21.336	17.689	6 años
	TYE8/4-RJ2	01-11-2008	21.336	17.689	8 años
	YE04-RJ2	01-11-2008	21.336	17.689	4 años
Tipo «A»	A06-RJ2	03-02-2010	24.188	20.408	500 h
Tipo «L»	L1-B-RJ2	25-02-2010	24.325	20.555	100 h
Otros	2500FH-CHECK-RJ2	13-11-2009	23.747	19.965	2.500 h

Las dimensiones de este modelo de avión se pueden ver en la figura 3.

El control de alabeo se realiza mediante dos alerones que son movidos hidráulicamente (sistemas hidráulicos N.º 1 y N.º 3), los cuales van sujetos por unas bisagras a la parte trasera de los largueros de cada plano. El mando sobre cada alerón se consigue a

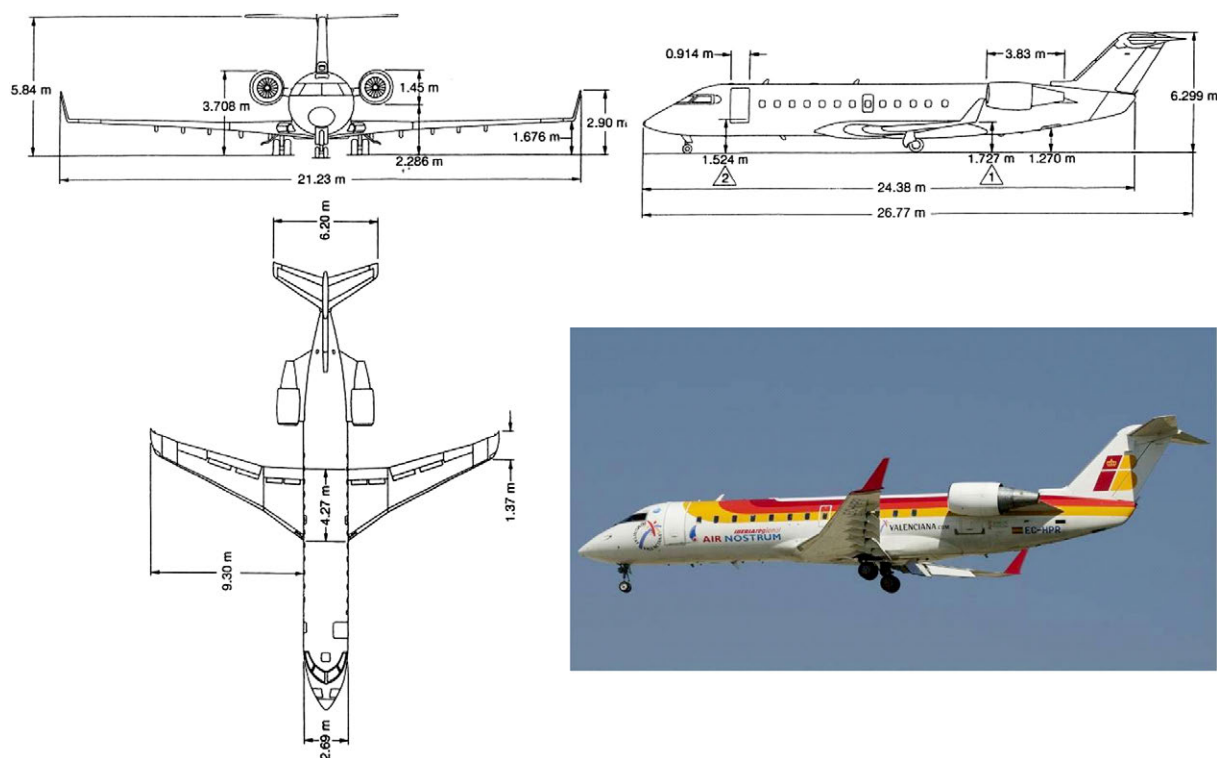


Figura 3. Vistas y fotografía de la aeronave

través de un cable y un sistema de poleas, que es operado por los volantes de la columna de mando de los pilotos, que están interconectados. Los conexión entre los volantes se realiza por un sistema de cable y por un tubo de torsión que incorpora un mecanismo de desconexión que hace posible que se puedan aislar ambos cables, izquierdo y derecho en el caso de que uno de ellos quedase bloqueado. El sistema lleva instalado una unidad con un transductor de fuerza que proporciona información al FDR sobre los movimientos ejercidos por el piloto. Un resorte de artificial y una unidad de centrado en cada circuito proporcionan la sensación de tacto a cada columna de mando.

Cada alerón usa dos unidades de ordenador (PCU) conectados a una misma entrada que los acopla, pero que mantiene las entradas de potencia hidráulica separadas para cada uno de ellos. Los alerones están compensados por un actuador conducido eléctricamente que está acoplado a la parte delantera del eje por un sistema compuesto por un empujador y una manivela.

El avión está dotado también de dos spoilers de vuelo, dos spoilers de tierra interiores y dos spoilers de tierra exteriores. La función primaria del sistema de spoilers del avión es evitar que el avión se eleve una vez que está en tierra, asistencia en el alabeo, y amortiguación proporcional de la elevación. También cuenta con dos spoilerons que se pueden desplegar asimétricamente, consiguiendo reducir la sustentación en uno de los planos sin aumentarla en el otro, los cuales se utilizan para ayudar a los alerones en su función. Los flaps se pueden desplegar 8°, 20°, 30° y 45°.

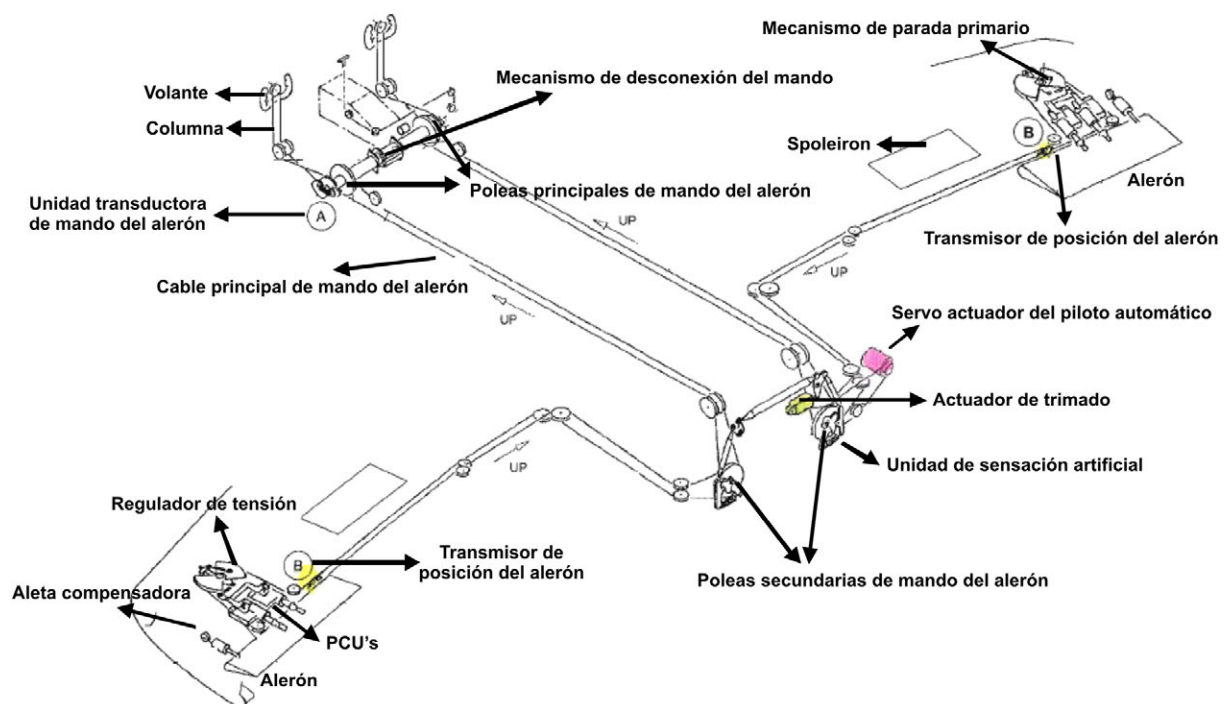


Figura 4. Esquema del control de alabeo

Las velocidades máximas a las cuales el avión puede ser operado con los flaps extendidos son 215 KIAS hasta 20°, 185 KIAS para 30° y 170 KIAS para 45°. La máxima velocidad de operación con turbulencias es 280 KIAS ó 0,75 MACH, el que sea menor de ambos. La máxima componente de viento cruzado demostrado sobre pista mojada es 27 kt tanto para el despegue como para el aterrizaje. Está componente de viento no se considera como límite.

1.4. Información sobre el aeropuerto

El aeropuerto de Vigo (LEVX) tiene la categoría 4-C² de OACI. Su plan director fue aprobado por la ORDEN FOM/17395/2001, y su actividad principal es el tráfico nacional regular de pasajeros.

Según la información recogida en el AIP (Publicación de Información Aeronáutica), su punto de referencia tiene como coordenadas 42° 13' 45" N – 8° 37' 39" E y una elevación de 261 m (855 ft).

Tiene una pista designada como 02–20, de 2.400 m de longitud y 45 m de anchura, con una pendiente ascendente desde la cabecera 02 hacia la cabecera 20 del 0,45% en los primeros 750 m, del 0,21% en los siguientes 810 m, y del 0,75% en los últimos 840 m. La orientación real de la pista respecto al norte magnético es 15°-195°, siendo la declinación magnética 4° W con una variación anual de 9' E.

Dispone de dos calles de salida rápida, designadas como C1 y C3. La primera está a la derecha de la pista 20, a la altura del punto de referencia, y comunica la pista con la plataforma mediante una calle de rodaje de 22 m de anchura. La otra está situada como continuación de la pista 20, y también comunica esta con la plataforma mediante una curva de 180° (véase figura 5).

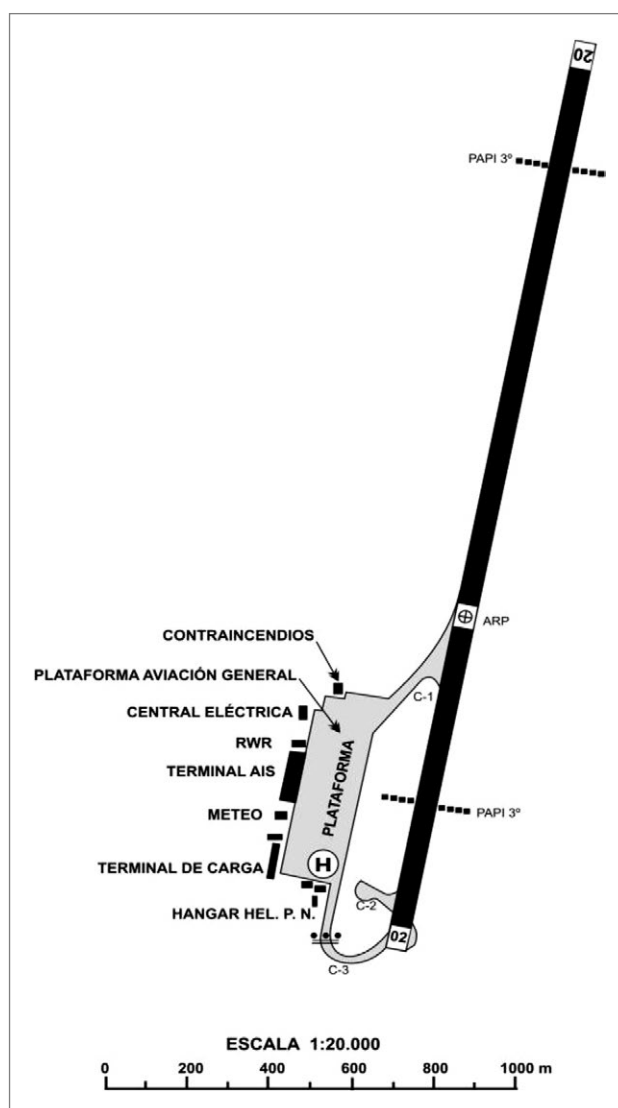


Figura 5. Plano del aeródromo

² (4) Longitud de pista igual o superior a 1.800 m. (C) Envergadura de 24 a 36 m, y vía del tren principal de 6 a 9 m.

1.5. Información meteorológica

La Agencia Estatal de Meteorología informó que el día del incidente, a las 16:10 h la situación meteorológica era la siguiente:

Situación general en la Península Ibérica

Depresión de 980 hPa al oeste de Francia, moviéndose hacia el Nordeste. Anticiclón de 1.020 hPa sobre Marruecos. Frente frío muy activo atravesando la Península Ibérica y extendiéndose desde el suroeste peninsular hasta los Pirineos. Vientos del oeste fuerte en todos los niveles sobre la Península Ibérica.

Situación en la ruta Bilbao-Vigo

Un frente frío muy activo atravesó por la mañana el Norte Peninsular, y produjo a primeras horas de la tarde nubosidad abundante del tipo CU, SC y AC, con TCU y CB aislados. Había lluvias y chubascos, algunos locales, en forma de nieve, y turbulencias de moderadas a fuertes, en zonas montañosas. Había condiciones de engelamiento, ondas de montaña, y viento fuerte del tercer cuadrante en todos los niveles, aumentando con la altura sobre la vertical de Galicia de 30 kt en niveles bajos a 79 kt a los 15.000 ft y a 98 kt en los 30.000 ft, y sobre la vertical de Vizcaya de 30 kt en niveles bajos a 55 kt en los 15.000 ft y a 89 kt a los 30.000 ft.

Situación en el aeropuerto de Vigo

Viento de dirección 240°, con variación direccional entre 200° y 290°, y velocidad de 22 kt con rachas de hasta 37 kt. Visibilidad de 6.000 m. Algo de nubes a 1.500 ft, y muy nuboso con nubes TCU a 20.000 ft. Chubascos de lluvia. Temperatura de 12 °C. El METAR de las 16:00 en el aeropuerto Vigo era el siguiente:

METAR LEVX 251500Z 24019G33KT 200V290 6000 SHRA FEW015 BKN020TCU
12/09 Q1000 WS ALL RWY=

Su información se traducía como:

- Viento de dirección 240°, variable entre 200° y 290°, con velocidad de 19 kt y ráfagas de 33 kt.
- Visibilidad horizontal de 6.000 m.
- Chubascos de lluvia con nubosidad escasa a 1.500 ft, y nublado a 2.500 ft con nubes de tipo cúmulos de desarrollo vertical.
- La temperatura era de 12 °C y el punto de rocío de 9 °C.
- El QNH era de 1.000 hPa y había viento en cizalladura en toda la pista.

1.6. Comunicaciones

Las comunicaciones más relevantes entre la torre y el avión son estas:

Hora	Estación	Contenido
17:05:15	Aproximación	Te paso al 8962
	Torre	Conmigo el AIR Nostrum
17:05:32	ANE 8962	Vigo, buenas tardes, Air Nostrum 8962
	Torre	Air Nostrum 8962 Vigo Torre, buenas tardes, autorizado a aterrizar pista 20 viento 240° 19 kt rachas 29
	ANE 8962	Autorización a aterrizar 20, 8962
	Torre	Air Nostrum 8962 pista mojada y para su información un Airbus 320 notificó «windshear» a menos de 1.000 ft hace aproximadamente dos horas y media
	ANE 8962	Recibido 8962
17:09:19	Torre	Viento 230, 18 kt
	ANE 8962	Recibido
17:09:40	Torre	Vigo, a la vista el Air Nostrum
	Aproximación	Te paso al 0570
	Torre	Copiado, conmigo el Iberia
17:10:07	Torre	Viento 250, 23 kt
	ANE 8962	Copiado
17:11:12	Torre	Air Nostrum 8962, abandone primera a su derecha y con el señalero al estacionamiento, y me confirma si notó cizalladura
	ANE 8962	Sí, la máquina no nos ha dado indicación de «windshear» en ningún momento, pero sí, sí hay cambios bruscos de velocidad
	Torre	Air Nostrum 8962 recibido, hasta ahora
	ANE 8962	Hasta ahora
17:12:50	ANE 8962	Sí, Vigo, el amarillo ¿dónde ha ido?
	Torre	Pues ahora mismo le confirmo
	ANE 8962	Parece que viene ya por ahí a ver si nos aparca en algún sitio
	Torre	A ver, a ver si hay suerte
17:13:08	Torre	Dime
	Coordinador	Hola mira, en inicio estaba prefijado para el 9, si quieres oriéntalo para que vaya al 9
	Torre	Ya tiene al señalero delante, no sé qué problema tendría pero ya parece que está solucionado

1.7. Información sobre la alineación y estabilización de la aproximación final

De acuerdo con el Manual de Operaciones del operador, con el fin de lograr una aproximación final y un aterrizaje seguro, es necesario mantener una aproximación estabilizada, con la configuración requerida y el avión alineado con la pista.

El manual expresa, que se considerará que el avión está estabilizado cuando concurren simultáneamente los siguientes parámetros: avión en la trayectoria correcta (alineado con la pista), velocidad superior a V_{REF}^3 , y menor que $V_{REF}+20$ kt, régimen de descenso inferior a 1.000 ft/min, ILS dentro de un punto de LOC/GS, - Briefings y listas completadas y configuración correcta de aterrizaje (Tren y Flap) según lo descrito en el manual de operaciones (parte B).

Por otra parte, se considera que un avión está alineado con la pista cuando en aproximaciones de no precisión está desviado como máximo $\pm 5^\circ$ con el eje de la pista, y en aproximación de precisión está en ± 1 punto en el indicador de localizador.

Si durante una aproximación instrumental con referencias visuales (VMC) o una aproximación visual, el avión no está estabilizado 500 ft por encima de la elevación de la zona de contacto (TZDE) se deberá hacer la maniobra de aproximación frustrada. En cualquier caso los planos deberán estar siempre nivelados 300 ft por encima del TDZE («Touchdown Zone Elevation»).

Si por causas de fuerza mayor (requerimientos de ATC, emergencia, o cualquier otra situación imprevista) no se pudiera mantener alguno de los parámetros señalados en el concepto de aproximación estabilizada el Comandante, para garantizar la culminación segura de la aproximación, deberá dar un briefing especial al respecto.

Por otra parte, en el manual de operaciones se establece con referencia al aterrizaje efectuado por el copiloto, que cuando sea este quién realice el aterrizaje, efectuará todas las operaciones relacionadas con el mismo (reversa, etc.) a menos que el Comandante, en el «briefing» hubiera especificado otra cosa.

Se hará cargo del avión el Comandante antes de alcanzar la velocidad de 60 kt, debiendo quedar bien claro y de forma inequívoca el momento en que se haga la transferencia.

1.8. Registradores de datos de vuelo

1.8.1. *Parámetros generales durante un intervalo de tiempo próximo al impacto*

El registrador que llevaba instalado el avión era modelo L3 COMMUNICATIONS FA2100 de memoria en estado sólido (SSFDR).

³ V_{REF} es la velocidad de referencia de aterrizaje a una altura de 50 ft por encima del umbral en la configuración de aterrizaje normal. El máximo valor de V_{REF} es 141 kt.

En la tabla siguiente se han seleccionado algunos de los parámetros de vuelo que resultan más significativos, en un intervalo de tiempo en el que está incluido el instante en el que golpeó con el plano derecho en el suelo.

Hora	Altura (ft)	Viento		Alabeo roll (°)	Cabeceo pitch (°)	Veloc.		Alerones (°)		Flaps (°)		Spoileron		Spoilers	
		Vel.	Dir.			IAS	G.	Izq.	Der.	Izq.	Der.	Izq.	Der.	Izq.	Der.
17:09:42	19	32	248	3	-2	146	137	-10	-10	45	43	1	6	0	0
17:09:43	15	32	248	0	-1	152	136	-1	0	45	43	1	1	0	0
17:09:44	10	32	248	1	-3	150	145	-9	-10	45	43	1	6	0	0
17:09:45	8	32	247	3	-1	146	141	0	1	45	43	1	1	0	0
17:09:46	5	32	247	3	-1	140	136	4	1	45	43	1	1	0	0
17:09:47	5	32	247	0	-1	144	129	-4	-2	45	43	1	1	0	0
17:09:48	2	32	247	-8	-3	146	137	2	0	45	43	1	1	0	0
17:09:49	2	30	246	12	-1	137	132	-21	-17	45	43	1	17	0	0
17:09:50	1	30	246	-4	0	129	125	7	-4	45	43	1	4	0	0
17:09:51	1	30	246	-1	0	123	116	-9	-10	45	43	50	50	49	50
17:09:52	1	30	246	1	0	124	112	-12	-14	45	43	50	50	50	50
17:09:53	0	30	245	0	-1	116	108	-14	-15	45	43	50	50	49	50

Del estudio de los datos se puede ver que en el momento en el que el avión alabeó a la izquierda por efecto del viento, se encontraba aproximadamente a 2 ft del suelo, y volaba con una velocidad indicada de 146 kt. El viento tenía 247° de dirección y soplabá con una velocidad de 32 kt.

Al realizar el alabeo comandando a la derecha en el instante inmediatamente posterior para corregir el que había inducido el viento, se encontraba prácticamente a la misma altura y la velocidad indicada era de 136 kt (10 kt por debajo).

Ni la dirección del viento, ni su velocidad variaron prácticamente de un instante a otro. El avión, en ese intervalo no tuvo aceleración lateral, y su aceleración vertical, era solo de 1 m/s² (la aceleración no se ha reflejado en la tabla).

La posición de los mandos de vuelo en el mismo intervalo de tiempo, indica que a las 17:09:48 cuando el avión se encontraba a 5 ft de altura (1,524 m), pasó de tener un ángulo de alabeo de 8° a la izquierda a un ángulo de 12° a la derecha en 1 s.

Los alerones pasaron de tener un ángulo negativo antes del impacto, a tener un ángulo positivo.

Los spoilers estaban retraídos antes del impacto y se empezaron a desplegar 2 s después del golpe, de la misma manera que ocurrió con los spoilerones.

Los flaps estaban desplegados alrededor de 44°. El registro concreto era de 45° en el lado izquierdo y 43° en el lado derecho, es decir, desplegados totalmente.

Los spoilers se desplegaron 2 s después del impacto, una vez que el avión se encontraba en tierra.

1.8.2. *Parámetros relacionados con la aproximación estabilizada*

Durante la fase de aproximación, el avión interceptó el localizador y la senda a las 17:04, cuando estaba a 15 NM de la pista, llevando el piloto automático conectado.

El viento registrado en ese momento era 52 kt con dirección 261°, lo que se traducía en una componente de viento cruzado que obligaba al avión a volar con un ángulo de deriva de 12° a la izquierda para contrarrestar la acción del viento.

A las 17:07:34, a 4,9 NM de la pista, la tripulación deflectó los flaps a 45°. En este momento el avión estaba configurado para el aterrizaje y tenía una velocidad IAS de 150 kt.

Durante la fase de aproximación, con el piloto automático conectado no hubo desviaciones del localizador ni de la senda y el régimen de descenso variaba entre 600 ft/min y 800 ft/min. La aproximación hasta ese momento era estable.

A las 17:08:25, es decir, 9 s antes de desconectar el piloto automático la velocidad indicada empezó a bajar de 152 kt a 132 kt y puntualmente alcanzó un ángulo de picado de 40°, para pasar a continuación a un ángulo de encabritado de 0,70°.

A las 17:08:34, a 2,6 NM de la pista, la tripulación desconectó el piloto automático. En ese momento el avión se encontraba a una altitud QNH de 1.700 ft (a una altura de 871 ft respecto del umbral de la pista).

Nada más desconectar el piloto automático el avión empezó a sufrir cambios en el alabeo que fueron corregidos por el piloto a los mandos, hasta que después de 9 s. logró centrarlo de nuevo. A la vez el ángulo de cabeceo también registró variaciones importantes.

Durante estas variaciones en los ángulos de alabeo y cabeceo, el avión empezó a desviarse a la izquierda del localizador y por encima de la senda. La desviación del

localizador llegó hasta un máximo de $1,21^\circ$ hacia la izquierda, pero a 0,4 NM de la pista el avión volvió a estar alineado con el eje de la pista.

Por el contrario, la desviación de la senda llegó a alcanzar los $2,07^\circ$ puntos por arriba. A las 17:09:28, a 0,625 NM de la pista, el avión bajó por debajo de la senda.

A las 17:09:36, durante la aproximación final, cuando la aeronave se encontraba a una altitud de 137 ft de la cabecera de la pista 20 se registró un aviso del sistema de aviso en proximidad («Ground Proximity Warning System» – GPWS) que duró 7 s y que evidenció esta desviación de la senda de planeo.

La máxima desviación registrada por debajo de la senda fue $3,64^\circ$. Durante el aviso la velocidad indicada (IAS) varió entre 154 kt y 144 kt, sin que se registrase ningún intento por parte de la tripulación de corregir el origen del aviso. El régimen de descenso mínimo mientras el avión estuvo por arriba de la senda, fue 1.400 ft/min.

En la fase final del aterrizaje, cuando la aeronave se encontraba a 50 ft la potencia N1 era del 75,5%. A partir de este momento la potencia fue bajando hasta llegar al 32% en el momento justo de la toma (la potencia N1 al ralenti es del 25%).

Antes de tomar el piloto a los mandos corrigió el ángulo de guiñada con el timón alineando el avión y la vez alabeó 2° a la derecha.

La rueda de morro fue la primera en contactar con la pista, cuando el avión tenía un ángulo de cabeceo de $0,79^\circ$. En el momento en el que la rueda de morro contactó con la pista el avión alabeó a la izquierda hasta $8,09^\circ$ sin intervención del piloto a los mandos.

La reacción de la tripulación fue girar bruscamente los mandos a la derecha haciendo que el avión alabease un ángulo de $11,7^\circ$, y que el extremo del plano derecho rozase en el suelo.

Los parámetros que indican si se realizó una aproximación estabilizada, están reflejados en la siguiente tabla, partiendo desde 49 s antes del momento del impacto del plano contra el suelo, cuando se encontraba a 1.459 ft.

Teniendo en cuenta que la altura que refleja la tabla, obtenida del radioaltímetro, solamente está medida en algunos momentos concretos, y que la velocidad vertical, no se graba en el registrador, se calculó el régimen de descenso teniendo en cuenta la variación de altitud en relación con el tiempo.

De esta manera se obtuvo que a las 17:09:01 se encontraba a 1.459 ft, y a las 17:09:48 estaba a 2 ft. Esto quiere decir que en 47 s había descendido 1.457 ft, que se traduce en un régimen de descenso de 1.862,56 ft/min.

Si tomamos un intervalo menor, por ejemplo desde las 17:09:01 hasta las 17:09:24, hora a la que se encontraba a 695 ft, vemos que en 23 s descendió da un régimen de descenso de 1.993,045 ft/min.

Cuando alcanzó los 500 ft, pasó de estar a 524 ft a las 17:09:31 a estar a 219 ft a las 17:09:35, lo que supuso un régimen de descenso de 4.575 ft/min.

Hora	Altura (ft)	Tren	Velocidad (kt)		Flaps (°)		Desviación del ILS (°dot)	
			IAS	G.S.	Izquierdo	Derecho	Localizador	Senda
17:09:01	1.459	ABAJO	155	140	45	43	1	1,8
17:09:02		ABAJO	155	140	45	43	1	1,8
17:09:03		ABAJO	148	136	45	43	1	1,9
17:09:04		ABAJO	161	146	45	43	1	1,9
17:09:05	1.361	ABAJO	160	148	45	43	1	1,9
17:09:06		ABAJO	160	146	45	43	1	1,9
17:09:07		ABAJO	160	138	45	43	1	2
17:09:08		ABAJO	155	135	45	43	1	2
17:09:09	1.198	ABAJO	154	128	45	43	1	1,9
17:09:10		ABAJO	148	121	45	43	1	1,9
17:09:11		ABAJO	147	123	45	43	1	1,8
17:09:12		ABAJO	145	120	45	43	1	1,8
17:09:13	1.102	ABAJO	148	128	45	43	1	1,7
17:09:14		ABAJO	144	121	45	43	1	1,4
17:09:15		ABAJO	149	126	45	43	1	1,4
17:09:16	940	ABAJO	146	123	45	43	1	1
17:09:17		ABAJO	145	123	45	43	1	1
17:09:18		ABAJO	143	124	45	43	1	0,7
17:09:19		ABAJO	143	125	45	43	1	0,7
17:09:20	794	ABAJO	147	133	45	43	1	0,4
17:09:21		ABAJO	148	135	45	43	1	0,4
17:09:22		ABAJO	146	134	45	43	1	0,1
17:09:23		ABAJO	148	141	45	43	1	0,1
17:09:24	695	ABAJO	158	145	45	43	0	-0,1

Hora	Altura (ft)	Tren	Velocidad (kt)		Flaps (°)		Desviación del ILS (°dot)	
			IAS	G.S.	Izquierdo	Derecho	Localizador	Senda
17:09:25		ABAJO	153	139	45	43	0	-0,1
17:09:26		ABAJO	147	128	45	43	0	-0,2
17:09:27		ABAJO	144	125	45	43	0	-0,2
17:09:28	611	ABAJO	144	129	45	43	0	-0,3
17:09:29		ABAJO	142	127	45	43	0	-0,4
17:09:30		ABAJO	138	123	45	43	0	-0,4
17:09:31	524	ABAJO	137	126	45	43	0	-1,1
17:09:32		ABAJO	145	134	45	43	0	-1,1
17:09:33		ABAJO	154	148	45	43	0	-2
17:09:34		ABAJO	154	144	45	43	0	-2
17:09:35	219	ABAJO	155	143	45	43	0	-2,5
17:09:36		ABAJO	149	138	45	43	0	-2,5
17:09:37		ABAJO	157	140	45	43	0	-2,9
17:09:38		ABAJO	146	129	45	43	0	-2,9
17:09:39	83	ABAJO	144	128	45	43	0	-3,5
17:09:40		ABAJO	146	126	45	43	0	-3,5
17:09:41		ABAJO	151	138	45	43	0	-3
17:09:42	19	ABAJO	146	137	45	43	0	-3
17:09:43	15	ABAJO	152	136	45	43	0	-3,2
17:09:44	10	ABAJO	150	145	45	43	0	-1,3
17:09:45	8	ABAJO	146	141	45	43	0	-1,3
17:09:46	5	ABAJO	140	136	45	43	0	2,2
17:09:47	5	ABAJO	144	129	45	43	0	2,2
17:09:48	2	ABAJO	146	137	45	43	0	1,1
17:09:49	2	ABAJO	137	132	45	43	0	1,1
17:09:50	1	ABAJO	129	125	45	43	0	1
17:09:51	1	ABAJO	123	116	45	43	0	1
17:09:52	1	ABAJO	124	112	45	43	0	-1,9
17:09:53	0	ABAJO	116	108	45	43	0	-1,9

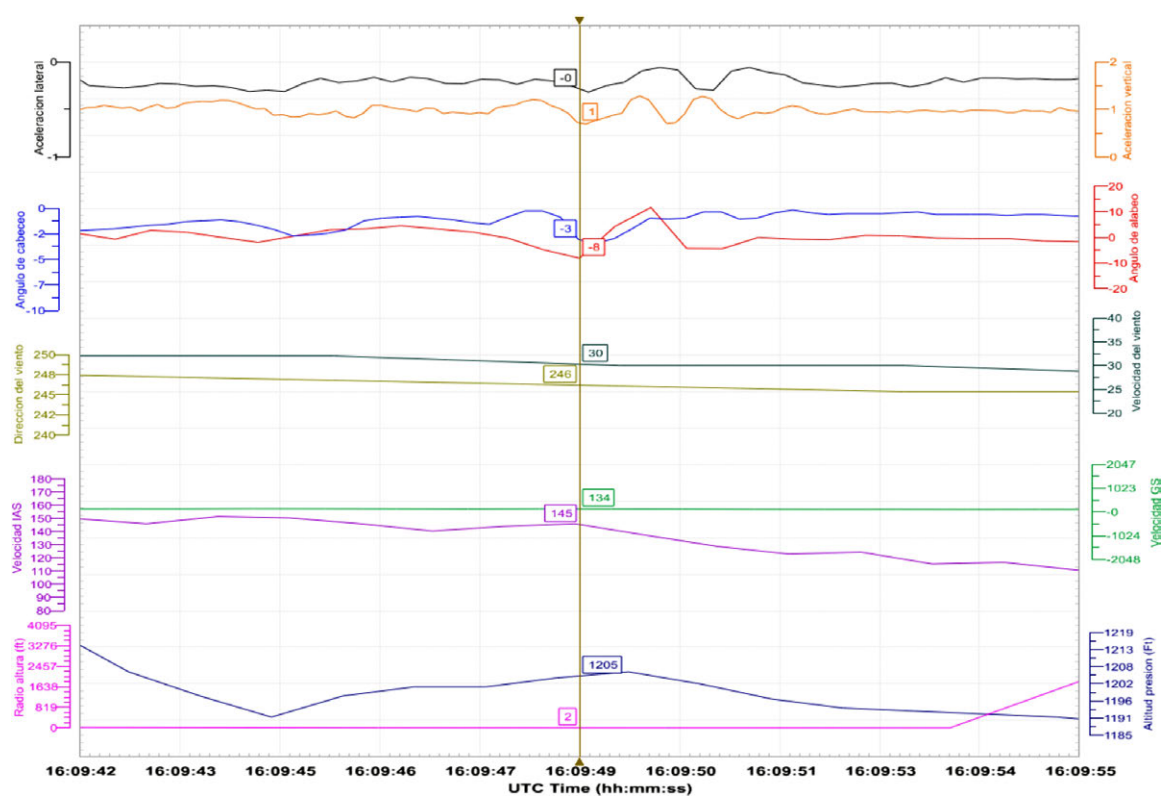


Figura 6. Parámetros generales durante el alabeo a la izquierda

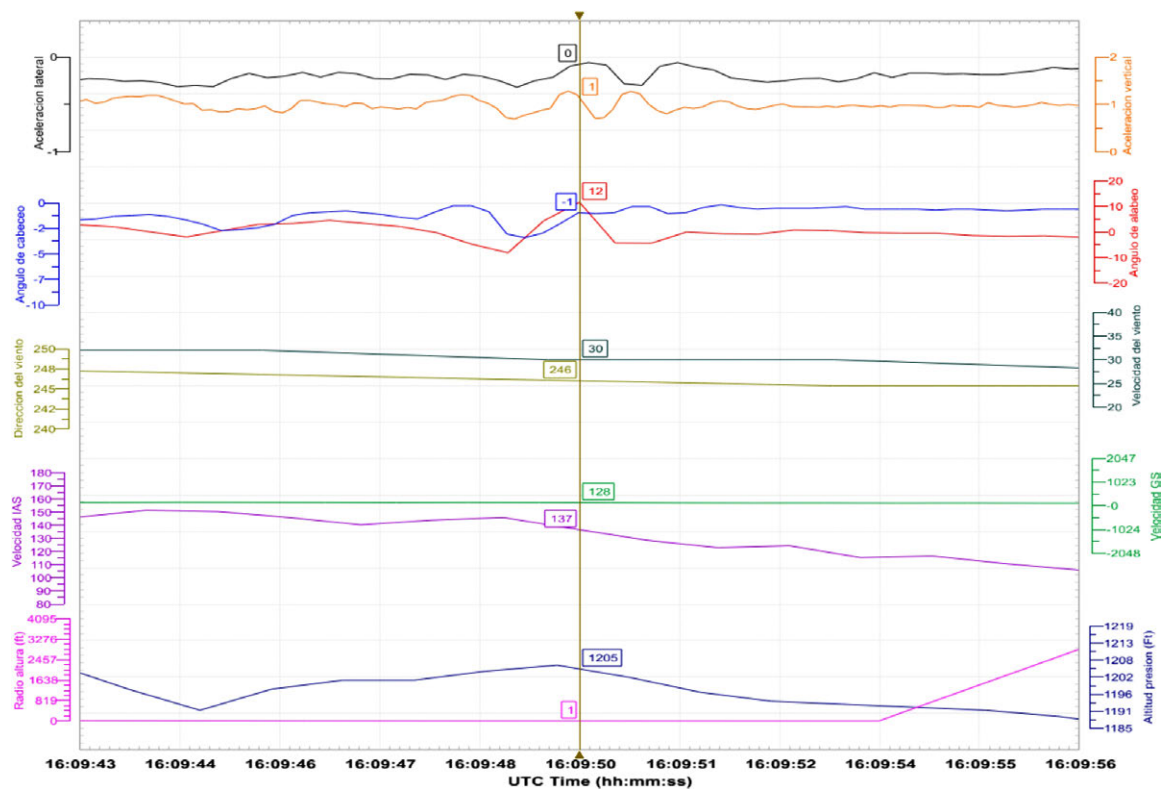


Figura 7. Parámetros generales durante el alabeo a la derecha

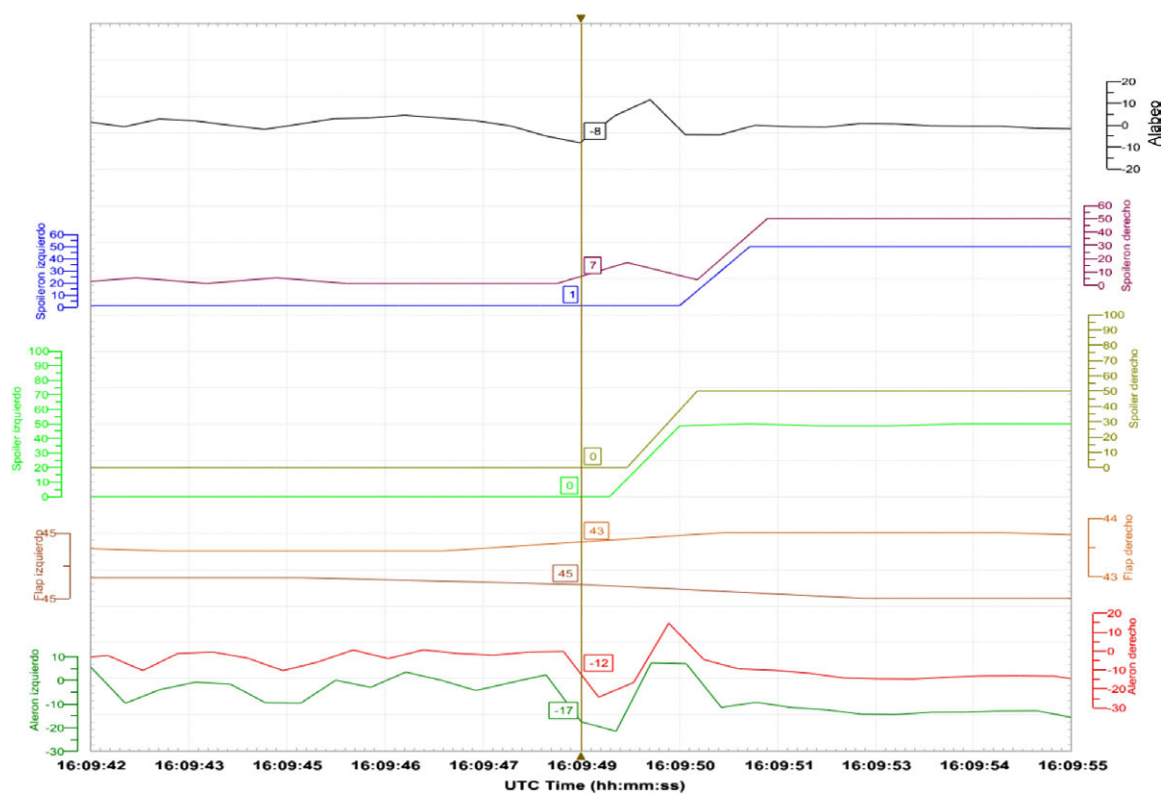


Figura 8. Mandos de vuelo durante el alabeo a la izquierda

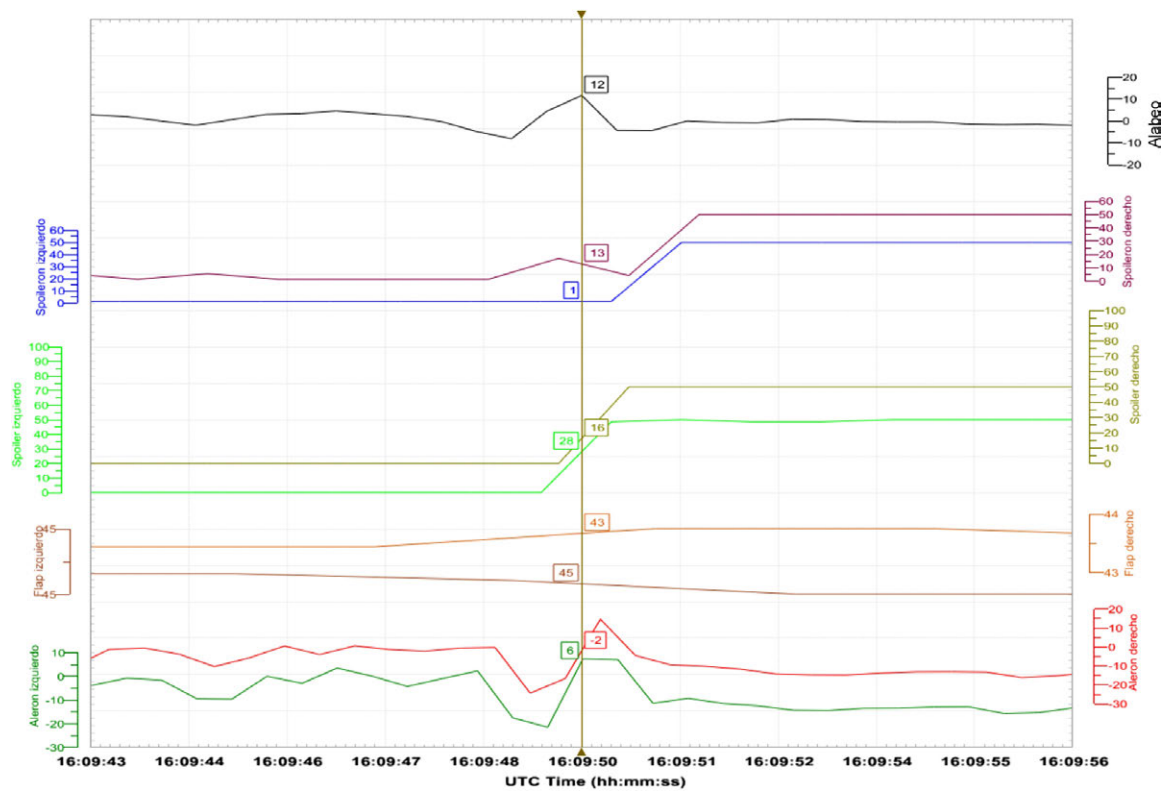


Figura 9. Mandos de vuelo durante el alabeo a la derecha

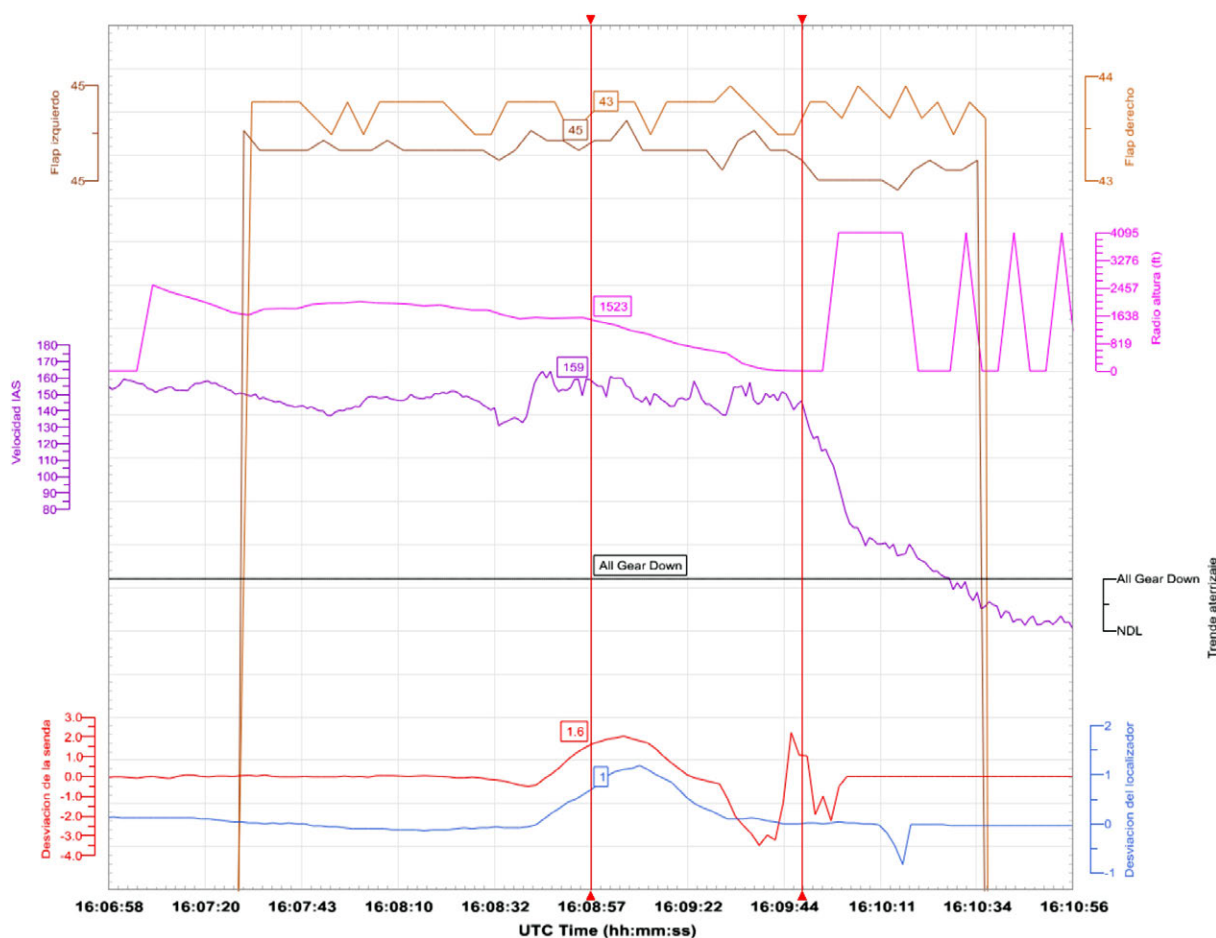


Figura 10. Parámetros de una aproximación estabilizada

1.9. Acciones correctivas tomadas por el Operador

De acuerdo con la información facilitada por el operador, después del incidente se analizaron todos los parámetros de vuelo, y se realizó un informe detallado que reflejaba cuál fue la actuación de la tripulación durante la aproximación y el aterrizaje.

El operador informó también que como parte de su sistema de gestión de la seguridad y del análisis de riesgos, controla mensualmente desde hace varios años, con un programa informático, los parámetros de los vuelos y las tendencias en cuanto a las aproximaciones no estabilizadas, analizando dónde y porqué se producen, y tomando las medidas correctoras oportunas.

Los datos obtenidos de este análisis forman parte de los indicadores de seguridad del operador y son enviados todos los meses a la Agencia Estatal de Seguridad Aérea.

También informó que después del incidente se tomaron las siguientes acciones correctoras:

- Se envió un comunicado a todos los pilotos donde se revisaban las técnicas de aterrizaje del CRJ 200.
- Se diseñó una presentación que es expuesta en cada curso de refresco al finalizar las «lecciones aprendidas» de este incidente.
- Se creó un escenario en el simulador para que todos los pilotos pasaran por situaciones meteorológicas parecidas a las que se encontraban en Vigo.
- Operaciones ha reducido el límite de viento cruzado en el aeropuerto de Vigo a 20 kt.

2. ANÁLISIS

El manual de operaciones de la compañía indica que para realizar tanto una aproximación final como un aterrizaje seguro se debe de realizar una aproximación estabilizada. De acuerdo con esto define con claridad cuáles son las condiciones que se deben de cumplir en tal caso, las cuales coinciden con los estándares publicados por la Flight Safety Foundation⁴.

Se considera una aproximación estabilizada cuando concurren simultáneamente que el avión esté alineado con la pista, que la velocidad indicada se encuentre entre la V_{REF} y la $V_{REF} + 20$ kt, que el régimen de descenso sea inferior a 1.000 ft/min, que la desviación del ILS no sea superior a un punto tanto para el localizador como para la senda, que tanto el briefing como las listas de chequeo estén completadas y que la configuración del tren de aterrizaje y de los flaps sea la correcta según lo descrito en el manual de operaciones (parte B).

El manual también expresa que en cualquier caso los planos deberán estar siempre nivelados 300 ft por encima de la elevación de la zona de contacto, y en el caso de que el avión no esté estabilizado 500 ft por encima de dicho punto, se deberá frustrar la aproximación.

De acuerdo con los datos que se obtuvieron del registrador de datos de vuelo, la velocidad indicada sí que se mantuvo dentro de los márgenes establecidos para una aproximación estabilizada, ya que en ningún momento estuvo por debajo de la V_{REF} , ni excedió de la $V_{REF} + 20$ kt. Por el contrario, el régimen de descenso se mantuvo fuera del margen establecido durante toda la aproximación final. Incluso en algunos momentos fue casi al doble de lo estipulado.

Tanto el tren de aterrizaje como los flaps sí que llevaban la configuración adecuada durante la aproximación.

En cuanto a la posición del avión respecto del localizador y de la senda del ILS, sabemos que la primera parte de la aproximación se efectuó con el piloto automático conectado

⁴ Organismo independiente para la seguridad aérea que define estándares de calidad mundialmente reconocidos.

y fue totalmente estable. En el momento en el que la tripulación desconectó el piloto automático el avión sufrió una variación brusca en sus movimientos de alabeo y cabeceo. La tripulación estabilizó el avión manualmente después de 9 s, pero como consecuencia de estos movimientos el avión quedó desviado a la izquierda del localizador y por encima de la senda.

Para volver a la posición correcta en la senda y el localizador, la tripulación puso un régimen de descenso muy elevado, que permitió que a 0,6 NM de la pista estuvieran de nuevo en la senda, y a 0,4 NM estuvieran centrados en el localizador. No obstante mantuvieron el régimen de descenso elevado, lo que hizo que se situasen de nuevo fuera de la senda, esta vez por debajo, lo que provocó un aviso del GPWS, sin que hubiera una reacción por parte de la tripulación durante los 7 s que duró el aviso.

A 50 ft la tripulación redujo la potencia del motor, pero sin ponerla al ralentí, lo que hizo que en el momento de subir el morro para la recogida final, el morro no subiera lo suficiente, y se tocara primero con el tren delantero.

La posición de desequilibrio que tenía el avión al estar apoyado solamente en el tren delantero hizo más fácil que la acción del viento levantara el plano derecho.

En consecuencia, como no se dieron simultáneamente todos los requisitos definidos para una aproximación estabilizada, lo razonable hubiera sido frustrar el aterrizaje.

El manual de operaciones recoge que si por causas de fuerza mayor (requerimientos de ATC, emergencia, o cualquier otra situación imprevista) no se pudiera mantener alguno de los parámetros señalados en el concepto de aproximación estabilizada, el Comandante, para garantizar la culminación segura de la aproximación, deberá dar un briefing especial al respecto.

Al no contar con el registrador de voces en cabina, no fue posible averiguar si la tripulación completó todas las listas, si se produjo un reparto de tareas efectivo, ni si fueron conscientes de que estaban fuera de los márgenes establecidos para una aproximación estabilizada, y tampoco si como consecuencia de ello el Comandante realizó el briefing especial requerido por el manual de operaciones.

Por otra parte, en el manual de operaciones se refiere al aterrizaje efectuado por el copiloto, diciendo que efectuará todas las operaciones relacionadas con el mismo a menos que el Comandante, en el «briefing» hubiera especificado otra cosa, y que en todo caso, el Comandante debería hacerse cargo del avión antes de alcanzar la velocidad de 60 kt, debiendo quedar bien claro y de forma inequívoca el momento en que se haga la transferencia.

Tampoco fue posible corroborar este extremo, pero de acuerdo con las informaciones ofrecidas por la tripulación, parece claro que en ningún momento se produjo una

transferencia de los mandos, sino que el comandante actuó sobre el volante sumando su acción a la del copiloto, que era quién estaba volando el avión.

En este sentido, la cantidad total de horas de vuelo que acumulaba (5.362) el copiloto, de ellas 4.322 h hechas en el tipo, así como el entrenamiento periódico que había realizado se muestran como suficientes para pensar que no fue una posible falta de experiencia, ni de pericia lo que propició el impacto del plano contra el suelo. El tiempo que había volado los noventa días anteriores permiten afirmar que existía una continuidad en la actividad de vuelo desarrollada.

Las mismas afirmaciones se pueden realizar respecto del Comandante, como supervisor de la operación.

Las ráfagas de viento cruzado que provenían desde el lado derecho, aunque dentro de las limitaciones demostradas descritas para este avión, hacían que fuera difícil evitar que se produjera cierto alabeo hacia la izquierda, a pesar de que las condiciones meteorológicas eran conocidas por la tripulación. No obstante, a tenor de la experiencia del copiloto y su entrenamiento, no parece que fuera necesaria la intervención del piloto, sumando su acción correctiva a la que ya venía realizando el copiloto durante la aproximación.

Tal vez fue la proximidad al terreno lo que llevo al Comandante a tomar los mandos de manera instintiva pensando que entre los dos podrían contrarrestar mejor el alabeo provocado por el viento, en vez de la aplicación del procedimiento.

Seguramente el impacto se podría haber evitado si hubiera habido una comunicación más eficaz entre los miembros de la tripulación.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

- El viento en el aeropuerto durante la aproximación final tenía de dirección 240°, variable entre 200° y 290°, con una velocidad de 22 kt y rachas de hasta 33 kt.
- Durante la aproximación final, la torre informó a la tripulación en al menos dos ocasiones, de las condiciones meteorológicas que había en el aeropuerto.
- Durante la investigación no se detectó ningún tipo de anomalía en el avión ni deficiencias en el mantenimiento.
- Los datos obtenidos del registrador DFDR determinaron que se realizó una aproximación no estabilizada, una vez que se desconectó el piloto automático al estar fuera de los márgenes deseados tanto el régimen de descenso como la posición de la senda del ILS.
- Previamente al impacto el avión realizó un alabeo a la izquierda con un ángulo máximo de 8°.

- A continuación el avión alabeó a la derecha con un ángulo máximo de 12°.
- La punta del plano derecho golpeó contra el suelo cuando estaban a una altura de poco más de 2 ft.
- El avión abandonó la pista con normalidad y con posterioridad se descubrió el daño y se reparó.

3.2. Causas

Se puede considerar como la causa última del incidente el que la tripulación realizara en conjunto, un brusco alabeo hacia la derecha intentando contrarrestar otro que se había producido previamente hacia la izquierda debido a una ráfaga de viento.

Se considera como factor contribuyente el hecho de que se realizase una aproximación no estabilizada sin que se tomase la decisión de frustrar el aterrizaje de acuerdo a lo indicado en el procedimiento.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD

Durante la investigación se ha constatado que el operador tiene implantado un sistema de calidad para el control de sus operaciones («Flight Operations Quality Assurance») que permite identificar, estudiar y proponer medidas correctoras, entre otras, respecto a las aproximaciones desestabilizadas que se llevan a cabo, por lo que no se consideró necesario emitir ninguna recomendación de seguridad en este sentido.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 26 de junio de 2010; 12:15 h
Lugar	Aeródromo de Ocaña (Toledo)

AERONAVE

Matrícula	EC-BUK
Tipo y modelo	SCHLEICHER ASK-21
Explotador	SENASA

Motores

Tipo y modelo	No tiene
Número	

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	16 años
Licencia	Alumno piloto
Total horas de vuelo	8:23 h
Horas de vuelo en el tipo	7:54 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			2

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ambos planos derechos de las aeronaves EC-BUK y EC-BTN

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Instrucción – Solo
Fase del vuelo	Aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	26 de enero de 2011
---------------------	----------------------------

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

El piloto iba a realizar un vuelo de instrucción solo a bordo de un velero Scheleicher ASK-21 en el aeródromo de Ocaña (Toledo). El remolque se inició a las 11:59 h. Después de estar 16 minutos en el aire, el piloto inició la aproximación a la parte derecha de la franja de la pista 29, que es apta para este uso. En ese momento había en la pista dos veleros esperando a ser remolcados y la aeronave remolcadora. La toma de tierra la realizó en el primer tercio de la franja y continuó rodando sobre la misma. Unos metros más allá comenzó a desviarse a su izquierda, es decir, acercándose a la pista, y poco después se produjo el impacto del extremo del plano izquierdo contra el extremo del plano derecho, que estaba levantado, de uno de los veleros que se encontraba en la pista, cuyo piloto se encontraba a bordo.

A consecuencia de este impacto, el velero hizo un caballito y se dirigió hacia el lugar en el que se encontraba la aeronave remolcadora, que estaba con el piloto a bordo y con el motor en marcha. La cabina del velero impactó contra la zona del borde de salida del plano derecho de ésta, iniciando el velero un rápido viraje hacia la izquierda, que permitió que su plano derecho penetrara en el plano de giro de la hélice de la aeronave remolcadora, provocando que ésta impactara contra dicho plano.

El velero quedó finalmente detenido en esa posición.

Los pilotos de las tres aeronaves involucradas resultaron ilesos y pudieron abandonarlas por sus propios medios.

1.2. Información personal

El alumno piloto disponía de la preceptiva autorización de alumno piloto, expedida el 15-03-2010 con validez hasta el 15-03-2012, así como de certificado médico de clase 2, válido hasta el 5-03-2015.

Había comenzado su formación de vuelo el día 20 de marzo de 2010. Su primer vuelo solo lo llevó a cabo el 6 de junio en el que era su vigésimo primer vuelo. Posteriormente hizo cinco vuelos solo más y otro en doble mando.

En el momento del accidente acumulaba una experiencia total de 8:23 horas de vuelo, de las cuales 7:54 horas las había realizado en el tipo de aeronave del accidente.

1.3. Daños a la aeronave

A consecuencia de los impactos contra el velero EC-BTH, en primer lugar, y contra la aeronave EC-BTN después, la aeronave sufrió daños en las siguientes zonas:

- Extremo del ala izquierda y alerón izquierdo.
- Daños importantes en el ala derecha, producidos por el impacto de la hélice de la aeronave EC-BTN, que afectaron al larguero principal y a la costilla central del ala, así como al flap y al alerón.
- Cabina.

1.4. Otros daños

En el accidente sufrieron daños las otras dos aeronaves con las que impactó el velero.

Concretamente el velero de matrícula EC-BUK sufrió daños en el ala derecha.

La aeronave remolcadora Robin DR400-180R, matrícula EC-BTN, tuvo daños en el ala derecha, que afectaron fundamentalmente al flap y al alerón, en la hélice y posiblemente en el motor a consecuencia del impacto de las palas contra el ala derecha del velero.



Figura 1. Cortes producidos por la hélice en el plano del velero

1.5. Información meteorológica

Se dispone de información meteorológica procedente de una estación ubicada en las proximidades del aeródromo.

Hora local	Temperatura (°C)	Punto de rocío	Presión atmosférica (hPa)	Dirección del viento	Velocidad media del viento (km/h)	Rachas de viento (km/h)	Humedad relativa (%)	Precipitación (mm)
11:57	24,4	-3,0	931,8	NNE	11,3	17,7	15	0,0
12:02	24,5	-3,0	931,8	NNE	11,3	15,4	15	0,0
12:07	24,6	-3,0	931,8	NNE	9,7	13,0	15	0,0
12:12	24,4	-3,0	931,8	NNE	9,7	13,4	15	0,0
12:17	24,2	-4,0	931,8	NE	9,7	13,0	15	0,0
12:22	24,1	-4,0	931,8	NE	9,7	10,8	15	0,0
12:27	24,0	-4,0	931,8	NE	8,0	12,2	15	0,0
12:32	23,9	-3,0	931,8	NE	8,0	14,0	16	0,0
12:37	23,9	-3,0	931,8	NE	8,0	10,1	16	0,0
12:42	23,9	-3,0	931,8	NE	6,4	8,7	16	0,0

1.6. Información de aeródromo

La franja de pista del aeródromo de Ocaña tiene una anchura total de 95 m, que es superior a la que le correspondería de acuerdo a su clave de clasificación, 60 m, y está correctamente nivelada, a fin de que pueda ser utilizada como pista.

En su parte central tiene una pista asfaltada de 18 m de anchura.

El procedimiento de operación de los veleros, en lo que se refiere a las fases de remolque y aterrizaje, consiste en que el remolque se realiza utilizando la pista asfaltada y el aterrizaje, tanto de los veleros como de las aeronaves remolcadoras, se lleva a cabo en la franja. De esta forma se agiliza la operación, ya que al aterrizar los veleros en una zona muy cercana a la pista de asfalto, se minimiza la distancia que es preciso desplazarlos para iniciar un nuevo remolque.

1.7. Ensayos e investigación

1.7.1. *Declaración del piloto de la aeronave EC-BUK*

Manifestó que realizó la toma en la parte derecha de la franja de la pista 29. En ese momento había en la pista dos veleros y una aeronave remolcadora. Pretendía sobrepasar a estas aeronaves, y por este motivo se abrió un poco a la derecha. Cuando lo hacía vio a otra aeronave que estaba rodando hacia la plataforma y se quedó observándola, cuando repentinamente oyó un golpe producido al impactar el plano izquierdo de su aeronave contra el plano derecho, que estaba levantado, de uno de los veleros que se encontraba en la pista. En ese momento se dio cuenta que tenía pisado el pedal izquierdo.

A consecuencia del impacto, el velero inició un trompo a la izquierda que lo llevó a dirigirse contra la aeronave remolcadora. Entonces frenó y pisó a fondo el pedal izquierdo.

1.7.2. *Declaración del piloto de la aeronave EC-BTH*

Se encontraba sentado dentro de la cabina de la aeronave y listo para efectuar un vuelo. De repente escuchó por radio, reiteradas veces: «saca los frenos», e inmediatamente después notó un fuerte impacto en el plano derecho de su aeronave. Miró hacia ese lado y observó a la aeronave EC-BUK como impactaba contra el borde de salida del plano derecho de la aeronave remolcadora EC-BTN, ya con los aerofrenos extendidos y actuando también el freno del tren de aterrizaje. A consecuencia del impacto, el velero giró bruscamente a la izquierda, de forma que su plano derecho penetró en el plano

de giro de la hélice de la aeronave remolcadora, pudiendo ver como ésta impactaba varias veces contra el ala.

1.7.3. *Declaración del instructor supervisor del vuelo*

El instructor que estaba actuando como Supervisor de la operación en el momento en que se produjo el accidente declaró que el piloto realizó la aproximación correctamente, y que la toma la hizo en la primera parte de la franja de forma normal, pero que inmediatamente después metió los aerofrenos. Como en ese momento la aeronave tenía todavía bastante velocidad, le indicó por radio que volviese a sacar los frenos, viendo como inmediatamente después el plano izquierdo impactaba contra el plano derecho de otro velero.

1.8. Información sobre organización y gestión

1.8.1. *Procedimiento de operación de veleros*

El operador del aeródromo, que es el mismo que el operador de la escuela de vuelo a vela, tiene establecido un procedimiento que abarca la totalidad de la operación de los veleros.

De acuerdo con ello, los veleros que están aparcados en pista sin tripulante en su interior se colocan alineados sobre la pista, en las proximidades de la cabecera que vaya a utilizarse, orientados de tal forma que el viento incida a 45° por la zona trasera del velero, dejando abajo el plano hacia el viento.

El avión que va a ser remolcado se coloca sobre el eje de pista alineado con éste, y con el plano que quede del lado del viento apoyado en el suelo.

Cuando el piloto del velero que ha de remolcarse está listo, se lo indica mediante una señal preestablecida a la persona que le correrá el plano, para que levante éste.

Una vez hecho lo anterior, el piloto del velero ordenará su salida por radio, notificando en primer término su identificación y tipo de vuelo, y posteriormente dirá la palabra «tensando», mediante la que se indica al piloto de la aeronave remolcadora que puede comenzar a tensar el cable de remolque. Una vez que el cable esté perfectamente tensado, el piloto del velero lo notificará mediante la transmisión por radio de la palabra «remolcando».

El aterrizaje de los veleros se lleva a cabo siempre en la parte norte de la franja de pista. A fin de dejar la pista libre para otros veleros, el piloto del velero que aterriza debe dejarlo rodar para apartarlo a la zona de hierba situada al sur de la pista.

1.8.2.- Medidas aplicadas por el operador

Después del accidente, el operador ha tomado dos medidas. De una parte va a reforzar la formación de su personal para garantizar el cumplimiento de los procedimientos que tiene establecidos; y de otra ha efectuado una revisión de éstos con vistas a mejorarlos e incrementar los niveles de seguridad que proporcionan. Como consecuencia de este proceso se han aprobado una serie de medidas. A la fecha de emisión del informe se ha comprobado que dichas medidas han sido implementadas y comenzarán a ponerse en práctica cuando se inicie la temporada de vuelos de velero. Entre éstas cabe destacar las dos siguientes:

- Siempre que haya vuelos de suelta¹ de los alumnos de iniciación, se operará desde la cabecera de la pista en servicio dejando libre la pista de asfalto y la franja de pista en la que aterrizan los veleros, durante los aterrizajes de los alumnos.
- Cada diez sueltas, dentro de las veinte obligatorias para presentarse a examen de piloto de planeador, será necesario un vuelo de doble mando de control por parte del instructor.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

De acuerdo con las declaraciones del alumno piloto del velero EC-BUK y del instructor de vuelo que le supervisaba, el aterrizaje del velero se realizó correctamente dentro del primer tercio de la franja de la pista.

Las condiciones meteorológicas existentes no parece que hayan tenido ninguna influencia en el accidente.

El rodaje y la actuación sobre los mandos que hizo el alumno piloto del velero en los primeros instantes tras la toma, puede considerarse correcta. Ahora bien, el repliegue de los aerofrenos en un momento en el que la aeronave todavía tenía una velocidad por encima de lo normal, puede considerarse precipitado.

Este hecho fue valorado de la misma forma por el instructor de vuelo, que indicó por radio al alumno que volviera a sacar los aerofrenos. Esta circunstancia pone de manifiesto que el instructor de vuelo estaba haciendo un seguimiento correcto de la maniobra del alumno.

Por otra parte, como reconoció el propio alumno, tras la toma desvió su atención hacia otra aeronave que se encontraba rodando en dirección a la plataforma, lo que facilitó que no fuese consciente de que se estaba desviando hacia su izquierda.

¹ Se entiende por vuelos de suelta todos los vuelos realizados por un alumno como único ocupante de la aeronave.

El velero que se encontraba sobre la pista esperando a ser remolcado, tenía levantado su plano derecho. De haber estado este plano apoyado en el suelo, posiblemente el plano izquierdo del otro velero habría pasado por encima de él sin que se hubiera producido ninguna interferencia entre ambos.

Las medidas adoptadas por el operador tras el accidente, en especial la relativa a que se dejará libre la pista de asfalto y la franja de pista en la que aterrizan los veleros, durante los aterrizajes de los alumnos, se considera que mejorará los niveles de seguridad.

El presente accidente fue causado por la distracción del piloto, después de que la aeronave hubo contactado con la pista. Se considera que el hecho de que estuviera levantado el plano derecho del velero que estaba esperando a ser remolcado fue un factor contribuyente en el accidente.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Miércoles, 21 de julio de 2010; 03:20 h local¹
Lugar	Término municipal de Villamartín (Cádiz)

AERONAVE

Matrícula	EC-CSX
Tipo y modelo	PIPER PA-28-14
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O320 E3D
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	41 años
Licencia	CPL(A)
Total horas de vuelo	Desconocido
Horas de vuelo en el tipo	Desconocido

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación	1		
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Destruida
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado
Fase del vuelo	Despegue

INFORME

Fecha de aprobación	26 de enero de 2011
---------------------	----------------------------

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

El avión PIPER PA-28-140 de matrícula EC-CSX partió el 20 de julio de 2010 a las 18:28 (hora local) del aeropuerto de Sevilla y aterrizó a las 19:50 (hora local) en el aeródromo de Villamartín (Cádiz) por la pista 24, cumpliendo con el plan de vuelo que llevaba, el cual cerró por radio tras el aterrizaje.

A las 3:15 del día siguiente despegó por la pista 06² sin establecer comunicación por radio, y sin llevar plan de vuelo. Al poco tiempo de irse al aire, cuando se encontraba volando con rumbo noroeste (300° aproximadamente), paralelo al tramo de viento cruzado del circuito de aeródromo, impactó en vuelo directo contra un campo sembrado de girasoles situado a poco más de 1 km al noreste del aeródromo (véase figura 1)³, el cual se correspondía con la ladera sur de un pequeño alto perteneciente a una finca denominada «El Jeromón», situada a la altura del kilómetro 5 de la carretera CA-7101.

En el impacto se desprendió la hélice, la rueda delantera y la ventanilla del lado izquierdo, y el avión salió despedido siguiendo la dirección de vuelo para chocar por segunda vez contra el terreno a 40 m de distancia del lugar del primer impacto. La aeronave se incendió después. La hélice no presentaba deformaciones de importancia, y las puntas de las palas estaban dobladas ligeramente hacia atrás. No se encontró ninguna huella en el terreno hechas por las palas de la hélice.



Figura 1. Fotografía del aeródromo

² Esta información fue corroborada por un testigo.

³ Fotografía tomada de Google Earth.

El piloto salió despedido en el segundo impacto siguiendo también la dirección de vuelo inicial, resultando fallecido y quedando su cuerpo a 20 m de distancia de los restos principales.

La Agencia Estatal de Meteorología (AEMET) informó que el tiempo más probable en el lugar del accidente era viento flojo con dirección de componente sur-suroeste (SSW), entre los 180° y 220°, velocidad media entre 2 kt y 9 kt y velocidad máxima alrededor de 14 kt. Temperatura entre los 20 °C ó 22 °C, cielo despejado o nubosidad escasa y ausencia de fenómenos meteorológicos significativos.

El piloto tenía 41 años y poseía el título de piloto comercial de avión, CPL(A) desde el 11-07-2003. Tenía licencia JAR-FCL de aptitud, que estuvo en vigor desde 11-07-2003 hasta el 11-07-2008, y llevaba anotadas las siguientes habilitaciones:

- Avión monomotor terrestre (SEP) del 24-06-2005 al 11-07-2007.
- Avión multimotor terrestre (MEP) del 23-06-2005 al 24-06-2006.
- Vuelo instrumental, IR(A) del 23-06-2005 al 24-06-2006.
- Radiotelefonía en inglés.

No se ha podido constatar fehacientemente su experiencia, al no poder examinar el libro del piloto, ni contar con otra información adicional.

El aeródromo del que partía la aeronave es un aeródromo privado que está situado al norte de la localidad de Villamartín, dentro de su término municipal.

Tiene una pista de asfalto de 560 m de longitud y 15 m de anchura, y su punto de referencia tiene como coordenadas 36° 52' 16" N - 5° 38' 52" W a 100 m de altura.

Poseía una autorización concedida por AESA para realizar vuelos diurnos en condiciones de vuelo visual (VFR).

No se ha podido determinar el destino del vuelo, pero algunas anotaciones de coordenadas que llevaba el piloto encima, indicarían que se dirigía a Marruecos.

2. ANÁLISIS

No era la primera vez que el piloto volaba por la zona. El 21 de junio había realizado un vuelo desde el aeropuerto de Sevilla hasta el aeródromo de Villamartín, y posteriormente, el día 5 de julio, voló hasta el aeropuerto de Jerez y desde allí en otro vuelo posterior hasta Villamartín, regresando al aeropuerto de Sevilla al día siguiente.

No hay datos contrastados acerca de si en la noche del día 6 de julio realizó un vuelo similar al que pretendía hacer el día del accidente, pero las características de ambos

vuelos son muy parecidas. Esta circunstancia indicaría que el vuelo del día del accidente estaba planificado previamente y los días anteriores el piloto intentó familiarizarse con el entorno.

Todo parece apuntar a que el avión despegó llevando una senda con poca pendiente, y es bastante probable que llegase a alcanzar una altitud mayor que la del lugar donde impactó y que posteriormente perdió cierta altura hasta colisionar contra el terreno.

A pesar del poco tiempo que había transcurrido desde que despegó hasta el momento del accidente, el impacto se produjo con el avión en vuelo controlado sin que se encontraran indicios de que el piloto realizara ninguna acción para evitar la colisión o al menos para minimizar sus consecuencias. Esto quiere decir que aunque ejercía el control aparente de la aeronave, porque mantenía el avión nivelado, en realidad no era capaz de asimilar que llevaba poca altura, ni que la pendiente de ascenso no era la adecuada.

El avión no dejó ningún tipo de huella de arrastre desde el punto del primer impacto hasta donde quedaron los restos principales, ni tampoco había ningún girasol afectado



Figura 2. Trayectoria probable

entre los dos puntos anteriores. Tampoco había marcas de que el avión hubiera tocado con ninguna de sus otras partes. Por otra parte, la hélice resultó arrancada en el impacto. Tenía una de sus palas ligeramente retorcida, y la punta rota. Ambas circunstancias indican que el impacto contra el suelo tuvo que ser con elevada energía, es decir, con la hélice suministrando tracción. Todo ello confirmaría que impactó contra el terreno en vuelo directo y que el piloto no fue consciente del choque inminente previamente a que este se produjera, por lo que no actuó sobre los mandos para, de alguna manera, evitar el choque o mitigar sus consecuencias.

3. CAUSAS

Se considera como causa más probable del accidente la desorientación espacial del piloto provocada por la imposibilidad de apreciar las referencias exteriores debido a las condiciones de falta de visibilidad del entorno al tratarse de un vuelo nocturno realizado bajo reglas VFR.

4. RECOMENDACIONES

Ninguna.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Miércoles, 28 de julio de 2010; 11:15 h
Lugar	Proximidades de Rafelbuñol (Valencia)

AERONAVE

Matrícula	EC-DAB
Tipo y modelo	GRUMMAN AA-5A
Explotador	Alba Air

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O320-62G
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	28 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	2.073 h
Horas de vuelo en el tipo	777 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			1
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	N/A

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado – Placer
Fase del vuelo	Aproximación

INFORME

Fecha de aprobación	12 de enero de 2011
---------------------	----------------------------

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

La aeronave, con el piloto y un pasajero a bordo, retornaba al aeropuerto de Valencia, del que había despegado 1:15 h antes.

Entraron al CTR a través del punto N (Sagunto) y continuaron su aproximación al aeropuerto por el pasillo VFR Norte.

Cuando se encontraban entre el punto N y el punto E (El Puig), a unos 1.200 ft de altitud, el piloto retrasó ligeramente la palanca de gases para iniciar el descenso. Una vez que la aeronave descendió a la altitud deseada, el piloto actuó nuevamente sobre la palanca de gases con objeto de incrementar el régimen del motor, observando que el mismo no respondía al movimiento de la palanca, permaneciendo a un régimen de 1.800 rpm.

Comprobó el resto de indicadores de motor, observando que todos los parámetros se encontraban en verde.

Entonces el piloto conectó la bomba auxiliar de combustible y cambió de posición la llave selectora de combustible, sin conseguir que el motor recuperase potencia. Repitió este último paso dos veces más, permaneciendo el régimen del motor igual.

Como la potencia suministrada por éste era insuficiente para mantener la altura, y al ver que en esas condiciones no podían alcanzar el aeropuerto, el piloto decidió efectuar un aterrizaje de emergencia, por lo que inició la búsqueda de un lugar idóneo para ello, y comunicó la situación de emergencia a la torre de control del aeropuerto de Valencia.

Decidió tomar en un campo de naranjos. Extendió los flaps 2 puntos, e inició la aproximación. La aeronave rozó las copas de la primera fila de naranjos de la parcela, impactando con ramas más gruesas de los árboles de la siguiente fila y después con el tronco de un árbol de la tercera fila, lo que provocó que el avión hiciera un giro de 180° durante el que impactó con árboles de la cuarta fila.

Tanto el piloto como el pasajero llevaban los cinturones puestos y resultaron ilesos pudiendo salir de la aeronave por sus propios medios.

El golpe final de las alas contra los arboles rompió los depósitos de combustible, derramándose este último por la tierra, aunque no se incendió.

1.2. Información personal

El piloto disponía de licencia de piloto comercial de avión, válida hasta el 12-02-2013, de certificado médico de clase 1 y 2 válidos hasta el 6-10-2010, y de las siguientes habilitaciones:

Habilitación	Válida hasta
Multimotores terrestres de pistón	24-04-2011
Monomotores de pistón	12-02-2011
Vuelo instrumental	24-04-2011
Instructor de vuelo	20-05-2013

Su experiencia de vuelo total era de 2.073 h, de las cuales 777 h eran en el tipo de aeronave del accidente.

1.3. Información de aeronave

1.3.1. Información general

Información general		
Matrícula	EC-DAB	
Fabricante	Grumman	
Modelo	AA-5A	
Número de serie	AA-5-A-0346	
Año de fabricación	1977	
Motor	Fabricante	Lycoming
	Modelo	O320-E2G
	Número de serie	L-49666-27A
Hélice	Marca	McCauley
	Modelo	IC 172/BTM
Certificado de aeronavegabilidad	Clase	
	Empleo	Categoría: Normal
		Prestación
		Modalidad
	Número	1691
	Emisión	19-11-2004
	Validez	07-02-2011
	Última renovación	08-02-2010

1.3.2. Información de mantenimiento

Información de mantenimiento		
Aeronave	Horas	3.952:55 h
Motor	Horas	2.108:47 h
Últimas inspecciones	Aeronave y motor	50 h realizada a las 3.924:05 h el día 21 de junio de 2010

1.4. Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

La aeronave se encontraba en posición horizontal, apoyada sobre parte del tren izquierdo, ala derecha y morro del avión. La pata de morro se había roto y había sido arrancada. El fuselaje se encontraba de una sola pieza. Las alas habían perdido los extremos, al igual que las superficies del empenaje.

Los dos depósitos de combustible se habían roto por el impacto, por lo que en los mismos sólo quedaba muy poca cantidad.

1.5. Inspección y pruebas de la aeronave

Se revisó la posición de las palancas y mandos en cabina, encontrándolos en las siguientes posiciones:

- Palanca de gases atrás.
- Mezcla cortada.
- Master off.
- Magnetos off.
- Flaps 2 puntos (máximo 3).

Se descapotó el motor para inspeccionar el estado de los teleflex de los mandos de gases y mezcla, encontrando que el mando de gases estaba suelto del carburador, debido a que se había perdido la tuerca del tornillo de sujeción.

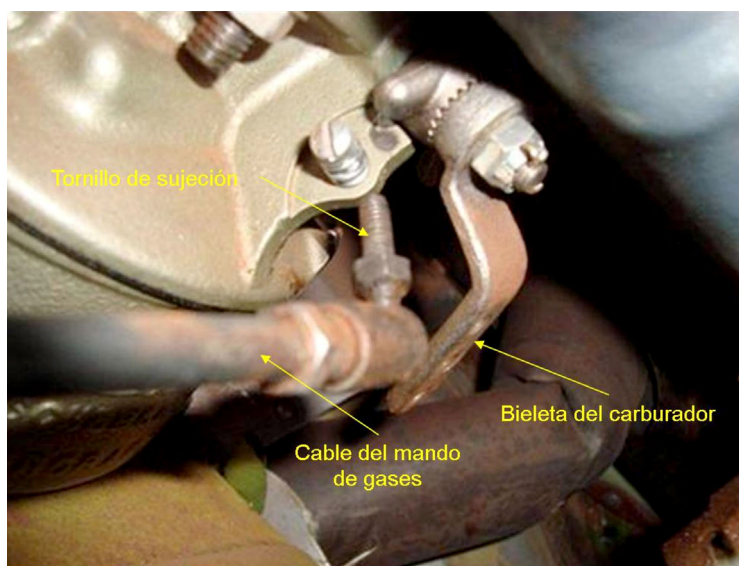


Figura 1. Estado en que se encontró la conexión del cable de gases al carburador

Se examinó visualmente el tornillo, no observándose en el mismo ningún daño ni deformación. Sus hilos de rosca estaban limpios y exentos de daños.

Se revisó la documentación de la aeronave comprobando que 27 horas antes del accidente se le había realizado una revisión de 50 h, en la que entre otras cosas se había desmontado el carburador, para proceder a su revisión general, habiéndose montado de nuevo posteriormente.

El manual de mantenimiento indica que el mando de gases va sujeto a una bieleta, que está montada en el carburador, mediante un tornillo de cabeza doble, siendo la parte interior de forma hexagonal para permitir sujetar el tornillo mientras se aprieta la tuerca, que es del tipo autofrenante, y la parte exterior de forma esférica, a la que se fija el terminal del cable del mando de gases (véase figura 2).



Figura 2. Tornillo de fijación del cable del mando de gases al carburador

Se examinó la orden de trabajo y la relación de material instalado en la aeronave correspondientes a dicho trabajo, comprobándose que constaba que se había montado una tuerca autofrenante con el P/N indicado en los manuales de la aeronave.

Se conectó el cable de mando de gases al carburador, para lo cual se colocó una tuerca nueva y se apretó con el par indicado por el fabricante.

Seguidamente se trató de desenroscarla, sin sujetar la cabeza del tornillo con ninguna herramienta, observando que el tornillo giraba solidariamente con la tuerca.

Se quitó la tuerca y se puso otra nueva enroscándola solamente con la mano, que es lo que comúnmente se conoce como «apuntar» la tuerca. Se actuó repetidamente sobre el mando de gases, a la vez que se daban pequeños golpes sobre el mando de gases, para simular la vibración que tendría con el motor en marcha, observando que al cabo de un rato la tuerca se desprendía.

1.6. Información sobre organización

El manual de mantenimiento del avión que sufrió el accidente no contiene ninguna indicación acerca de que determinadas tareas de mantenimiento deban ser chequeadas con procedimientos de doble inspección. Por este motivo, la organización de mantenimiento aplicaba procedimientos simples de inspección sobre todas las tareas que se hacían sobre esta aeronave.

La organización de mantenimiento tiene implementados procedimientos de doble inspección, que son aplicados solamente en las tareas de las aeronaves en cuyos manuales figura dicho requisito.

Como consecuencia de este accidente, la organización de mantenimiento ha considerado conveniente extender la aplicación de los procedimientos de doble

inspección a aquellas aeronaves cuyos manuales no lo exijan, de manera que todas las tareas que se realicen sobre sistemas críticos de estas aeronaves serán chequeadas de esta forma.

2. ANÁLISIS, CONCLUSIONES Y CAUSAS

De acuerdo con el relato de los hechos facilitado por el piloto del avión, el motor de éste no tuvo un fallo de potencia, puesto que su régimen no varió después de haberlo bajado voluntariamente a 1.800 rpm, limitándose el fallo a que simplemente no respondió a la demanda de potencia posterior.

Esta situación es plenamente consistente con el estado en que se encontró el cable del mando de gases, desconectado de la bieleta del carburador, lo que imposibilitaba que las acciones del piloto sobre la palanca de gases se transmitiesen al carburador, permaneciendo el régimen del motor inalterable.

La prueba practicada con una tuerca nueva apretada con el par adecuado ha puesto de manifiesto que el rozamiento que ejerce el terminal del cable de gases sobre la cabeza esférica del tornillo es insuficiente para evitar que éste gire cuando se gira la tuerca, imposibilitando por tanto que la tuerca pueda aflojarse si no se sujeta la cabeza del tornillo.

Tampoco se han apreciado daños en el tornillo que evidencien que la tuerca pudiera haberse desprendido por un mecanismo diferente al desenroscado.

A la vista de lo anterior cabe concluir que la única hipótesis compatible con las evidencias encontradas es que la tuerca no hubiera sido apretada correctamente. Bien porque el mecánico que realizó el montaje «apuntase» la tuerca, es decir, que la roscase solamente con la mano y que posteriormente olvidase apretarla, o bien a causa de que el par de apriete aplicado fuese inferior al requerido, hasta el punto de que los hilos de rosca del tornillo apenas alcanzasen el anillo de silicona de la tuerca.

Por otra parte, el hecho de que la aeronave volase 27 h después de la reparación, que es bastante tiempo, hace que parezca más probable la segunda opción.

La causa del accidente fue la pérdida de la tuerca del tornillo de fijación del cable de gases al carburador, como consecuencia probablemente de haberse instalado dicha tuerca sin aplicarle el par de apriete adecuado.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Jueves, 30 de septiembre de 2010; 09:00 h local
Lugar	Torredelcampo (Jaén)

AERONAVE

Matrícula	EC-FDM
Tipo y modelo	PZL M18A Dromader
Explotador	Trabajos Aéreos Marismeños, S. A. (TAMSA)

Motores

Tipo y modelo	PZL KALISZ ASZ-62-M18
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	37 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	2.811 h
Horas de vuelo en el tipo	500 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos – Comercial – Fumigación
Fase del vuelo	Maniobrando – Vuelo a baja altura

INFORME

Fecha de aprobación	
---------------------	--

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Antecedentes del vuelo

El jueves 30 de septiembre de 2010 la aeronave EC-FDM, PZL M18A Dromader, impactó contra el terreno, a las 9 de la mañana, durante la maniobra de evasión de un tendido eléctrico. La aeronave operaba desde la pista eventual de Lendinez y estaba realizando vuelos de fumigación en una finca de olivos situada en una ladera al norte de la localidad de Jamilena.

Según la declaración del piloto era el segundo vuelo del día y llevaba aproximadamente 15 minutos en la zona. Llevaba 200 litros de producto, 350 litros de combustible y volaba a unos 8-10 m de altura con 5° de flap. En estas condiciones, el piloto se dio cuenta de la existencia de una línea eléctrica en su trayectoria de vuelo y decidió evitarla sobrevolándola. Desplazó las palancas de gases y de paso de la hélice hacia delante, tiró de la palanca de mandos para ascender y extendió los flaps a 10° en el ascenso. Inmediatamente después sonó el aviso de entrada en pérdida, la aeronave perdió altura



Figura 1. Posición final de la aeronave

y el piloto, cuando notó que los planos rozaban los árboles, preparó la aeronave para el aterrizaje cortando el motor. La aeronave recorrió aproximadamente 30 m en el suelo durante los cuales impactó con olivos que le produjeron daños importantes en los planos y tren de aterrizaje. La aeronave quedó detenida antes de llegar a la línea eléctrica. La altitud del terreno era de 760 m. El piloto resultó ileso.

Las condiciones meteorológicas eran adecuadas para el vuelo visual.

1.2. Información sobre la tripulación

El piloto tenía 37 años, una experiencia total de 2.811 h y 12 años realizando actividades de fumigación. Contaba con una licencia de piloto comercial y habilitación de Air Tractor y agroforestal válidas y en vigor en el momento del accidente.

Los últimos 30 días había volado 20 h. Además del modelo de aeronave con el que tuvo el accidente, operaba AT802 en actividades de lucha contra incendios. Durante el último mes había alternado ambas actividades y la última semana había realizado sólo vuelos de fumigación. El último vuelo había sido dos días antes y había durado 3 horas.

Este piloto había sufrido un accidente similar en el 2001 con una aeronave de las mismas características. En este caso, se encontró con una línea eléctrica que no había visto mientras fumigaba. La maniobra para evitarla fue la misma, sobrevolarla, y la aeronave entró en pérdida impactando contra el terreno.

1.3. Información sobre la aeronave

La aeronave contaba con 1.315 h totales de operación y el motor 972 h. El último año la aeronave había operado 38 h. El piloto de la aeronave el día del accidente había sido el único que había operado esta aeronave durante las últimas 28 h.

La aeronave contaba con un certificado de aeronavegabilidad y seguro válido y en vigor en el momento del accidente.

1.4. Información orgánica y de dirección

La empresa TAMSA contaba con la autorización de la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA) para efectuar tratamientos agrícolas aéreos con distintas aeronaves, entre ellas la accidentada EC-FDM.

En el manual de operaciones, parte A, capítulo 13.1 «Tratamientos Aéreos» la compañía define, entre otras, las siguientes pautas para realizar la operación:

- Primeramente se efectúa una inspección visual a pie por parte del piloto, tomando nota de posibles obstáculos, dimensiones, orientación del cultivo y vientos reinantes. Esta inspección se complementa con otra desde el aire.
- A la hora de tratar cultivos, se tendrá en cuenta la situación de cables, postes y cualquier obstáculo en general que pueda afectar a la seguridad en vuelo.

2. ANÁLISIS

Para asegurar la eficacia en los cultivos de los tratamientos agrícolas por medio de medios aéreos, se hace necesario que estos vuelos se realicen a muy baja velocidad y altura sobre terrenos en pendiente, como los situados en las laderas de las montañas. Esto hace que los riesgos asociados a este tipo de operación sean mayores que en otras actividades aéreas. Entre estos riesgos cabe destacar la presencia de cables por su dificultad de identificación en vuelo. A pesar de las posibles técnicas en vuelo para identificar tendidos eléctricos (búsqueda de postes, reflejos de luz en los cables, etc.) la manera más eficaz para evitar impactos con cables es el estudio y el reconocimiento previo de la zona antes de iniciar la actividad a realizar.

La compañía operadora, en su manual de operaciones, incluye pautas para el reconocimiento a pie y en vuelo de la zona a fumigar y advierte de la necesidad de tener en cuenta obstáculos, postes y cables a la hora de realizar los vuelos de fumigación. Se considera que estas medidas son suficientes para asegurar la identificación de cualquier obstáculo que pudiera afectar a la seguridad del vuelo.

La declaración del piloto indica que la presencia de la línea fue advertida en vuelo pero que no era consciente de su presencia antes de iniciar el mismo, por lo que es posible que la inspección de la zona a tratar previa al vuelo no se hiciera con la profundidad y extensión necesaria. El piloto había sufrido un accidente similar años antes por la presencia en vuelo de una línea no identificada previamente.

Las maniobras realizadas para evitar la línea y para la preparación para el aterrizaje fuera de campo se consideran correctas. El intento del piloto de ganar altura en poca distancia mediante la extensión de flaps y el aumento del ángulo de ataque se consideran adecuados, junto con el aumento de potencia para compensar la pérdida de velocidad y la resistencia generada por los flaps. Sin embargo la baja velocidad a la que se encontraba hizo que la aeronave entrara en pérdida en esa maniobra y la baja altura de vuelo dejó poco margen para la recuperación de la entrada en pérdida.

No existen evidencias reportadas por el piloto de ningún problema de funcionamiento del motor y el comportamiento de la aeronave fue adecuado.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

- Las condiciones meteorológicas no fueron de influencia en el accidente.
- El piloto no reportó ningún problema relacionado con el funcionamiento de la aeronave.
- El piloto tenía experiencia en la aeronave y en la actividad.
- La aeronave y el piloto contaban con las autorizaciones adecuadas para realizar este tipo de operación.
- El piloto identificó la presencia de la línea en vuelo.

3.2. Causas

Se considera que la causa del accidente fue la entrada en pérdida de la aeronave al intentar ganar altura en poco espacio para sobrevolar un tendido eléctrico. La falta de inspección y estudio previo completo de la zona a tratar, definidas en los procedimientos de la compañía, hizo que el piloto desconociera la presencia de la línea.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD

Ante la recurrencia de este tipo de incidentes en este operador, se hace necesario emitir una recomendación de seguridad con objeto de mejorar la formación en los aspectos relacionados con la detección y maniobras de evasión de cables.

REC 02/11. Se recomienda al operador Trabajos Aéreos Marismeños, S.A. (TAMSA) que revise los contenidos de los cursos de formación recurrente de sus pilotos con objeto de que éstos incluyan:

- Formación sobre la preparación de los vuelos para la detección de líneas eléctricas en la zona de trabajo, y
- Formación sobre las maniobras de evasión y procedimientos a realizar en caso de detectar líneas eléctricas en vuelo.

ADDENDA

Reference	Date	Registration	Aircraft	Place of the event	
A-001/2008	13-01-2008	G-BYIC	Cessna TU206G	1 km west of the municipality of Abay, near Jaca (Huesca)	69
IN-004/2010	25-02-2010	EC-HPR	Canadair CL-600- 2B19	Vigo Airport (Pontevedra)	83

Foreword

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

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

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

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

Abbreviations

00°	Degrees
00 °C	Degrees centigrade
AAIB	Air Accident Investigation Board
AC	AltoCumulus
AESA	State Aviation Safety Agency
AGL	Above Ground Level
AIP	Aeronautical Information Publication
ATC	Air Traffic Control
ATPL(A)	Airline Transport Pilot License (Airplane)
CAA	Civil Aviation Authority (United States)
CB	Cumulonimbus
CIAIAC	Spain's Civil Aviation Accident and Incident Investigation Commission
cm	Centimeter(s)
CPL(A)	Commercial Pilot License
CRM	Cockpit Resource Management
CU	Cumulus
CVR	Cockpit Voice Recorder
DFDR	Digital Flight Data Recorder
FDR	Flight Data Recorder
ft	Feet
ft/min	Feet per minute
g	Gravity acceleration
GPWS	Ground Proximity Warning System
GS	Ground speed
h	Hour(s)
IAS	Indicated airspeed
ICAO	International Civil Aviation Organization
ILS	Instrumental Landing System
IMC	Instrument Meteorological Conditions
IR(A)	Instrument flight Rating (Airplane)
IAS	Indicated airspeed in knots
kg	Kilogram(s)
km	Kilometer(s)
km/h	Kilometers per hour
kt	Knot(s)
LEBB	Bilbao Airport
LEVX	Vigo Airport
LOC	ILS Locator
m	Meter(s)
METAR	Meteorological Aerodrome Report
MHz	Megahertz
mph	Miles per hour
MSL	Mean Sea Level
N	North
N1	Engine fan speed
NLG	Nose Landing Gear
NM	Nautical Miles
P/N	Part Number
PAPI	Precision Approach Path Indicator
PCU	Power Control Unit
PPL(A)	Private Pilot License (Aircraft)
QNH	Atmospheric Pressure (Q) at Nautical Height
s	Second(s)
S/N	Serial Number
SC	Stratocumulus
SNS	Incident Reporting System

Abbreviations

SSFDR	Solid-State Flight Data Recorder
TCU	Towering Cumulus
TRE(A)	Training Rating Examiner (Aircraft)
TRI(A)	Training Rating Instructor (Aircraft)
TDZE	Touch Down Zone Elevation
UTC	Coordinated Universal Time
VMC	Visual Meteorological Conditions
V _{REF}	Landing Reference speed
W	West

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Sunday, 13 January 2008; 11:25 local time ¹
Site	1 km west of the municipality of Abay, near Jaca (Huesca)

AIRCRAFT

Registration	G-BYIC
Type and model	CESSNA TU206G
Operator	Private

Engines

Type and model	TELEDYNE CONTINENTAL MOTORS TSIO 520 M7
Number	1

CREW

Pilot in command

Age	56 years old
Licence	PPL(A)
Total flight hours	1,400 h
Flight hours on the type	1,000 h
Flight hours in last 24 h	2 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			1
Passengers		2	3
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	Significant
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	General aviation – Private
Phase of flight	Cruise

REPORT

Date of approval	26 January 2011
------------------	-----------------

¹ All times in this report are local unless otherwise specified. To obtain UTC, subtract 2 hours from local time.

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

On 13 January 2008, a CESSNA TU 206G aircraft, registration G-BYIC, was scheduled to make between 4 and 6 parachute jumping flights, departing from the Santa Cilia aerodrome (Huesca).

On the second flight of the day, which took off at 11:04, after the aircraft had been airborne some 12 minutes, the pilot and the remaining people onboard (3 parachuting instructors and 2 passengers, who were going to make a tandem jump) heard a loud noise and saw the aircraft's windshield fill with oil. The engine power immediately dropped off until it stopped. The aircraft's pilot notified the Santa Cilia aerodrome of the engine failure and reported that he was going to ask the parachutists to jump, since he would have to make an emergency landing and did not have enough time to return to the airport.

When the engine failed, the aircraft was 2,500 ft above the takeoff point, which itself was at 2,250 ft MSL (mean sea level), and west of the town of Jaca. After the parachutists jumped from the aircraft, the pilot reported this fact by radio.



Figure 1. Final aircraft position

The aircraft landed in a muddy area west of Abay, a town near Jaca. The nose gear detached during the landing, leaving the aircraft resting on the propeller blades, the bottom engine cowl and the main gear. The coordinates of the aircraft's stopping point were 42°34'18.6"N 000°37'14.16"W.

The airplane was found by emergency services some 15 minutes after the accident. The pilot and three of the passengers (one instructor carrying a video camera and two individuals making a tandem jump) were uninjured. The members of the other tandem team fell in rough, rocky terrain and were seriously injured.

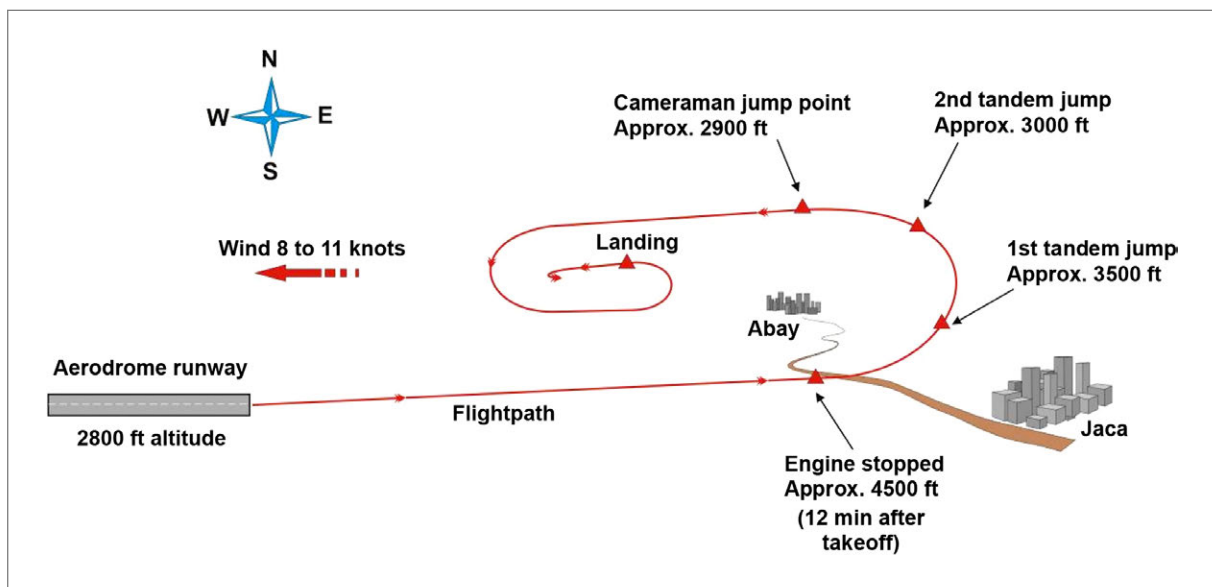


Figure 2. Path taken by the aircraft (not to scale)

1.2. Personnel information

The pilot, a French national, had a private pilot license with a single-engine land rating (valid until 31 January 2009) and a Pilatus PC6 rating (valid until 31 July 2008). He had been given a class 2 medical exam in September 2007 that was valid for 12 months.

The pilot had a total flight experience of 1,600 h, plus over 1,000 h on the aircraft type. He normally flew parachutist dropping flights without remuneration.

In the days before the accident, he had made a ferry flight with the accident aircraft. The aircraft that was normally used for this activity was undergoing maintenance, so the owner of said aircraft offered the parachuting club the use of aircraft G-BYIC, which was the same model, a CESSNA TU206G. This aircraft arrived at the Santa Cilia aerodrome the day before the flight from the Ampuria Brava aerodrome (Girona), where it had stayed overnight during its ferry flight from Saint Galmier (France) after making intermediate stops in Avignon Pujaut and Lesignant, also in France. The pilot stated that the ferry flight had been uneventful.

1.3. Aircraft information

The aircraft, a CESSNA TU206G "Turbo Stationair", had a valid airworthiness certificate and a total of 3,419:32 flight hours.

The aircraft was powered by a TELEDYNE Continental Motors TSIO 520M7B engine, S/N 825657. This is a fuel-injected, turbocharged reciprocating engine with six cylinders driving a Hartzell PHC-J34F-1RF propeller.

The engine had been installed on the aircraft on 13 February 2004 with 0 flight hours and with 2,762:30 flight hours on the aircraft. The engine had 657 h when the accident occurred.

1.3.1. Engine lubrication system

The diagram below shows the operation of the engine lubrication system.

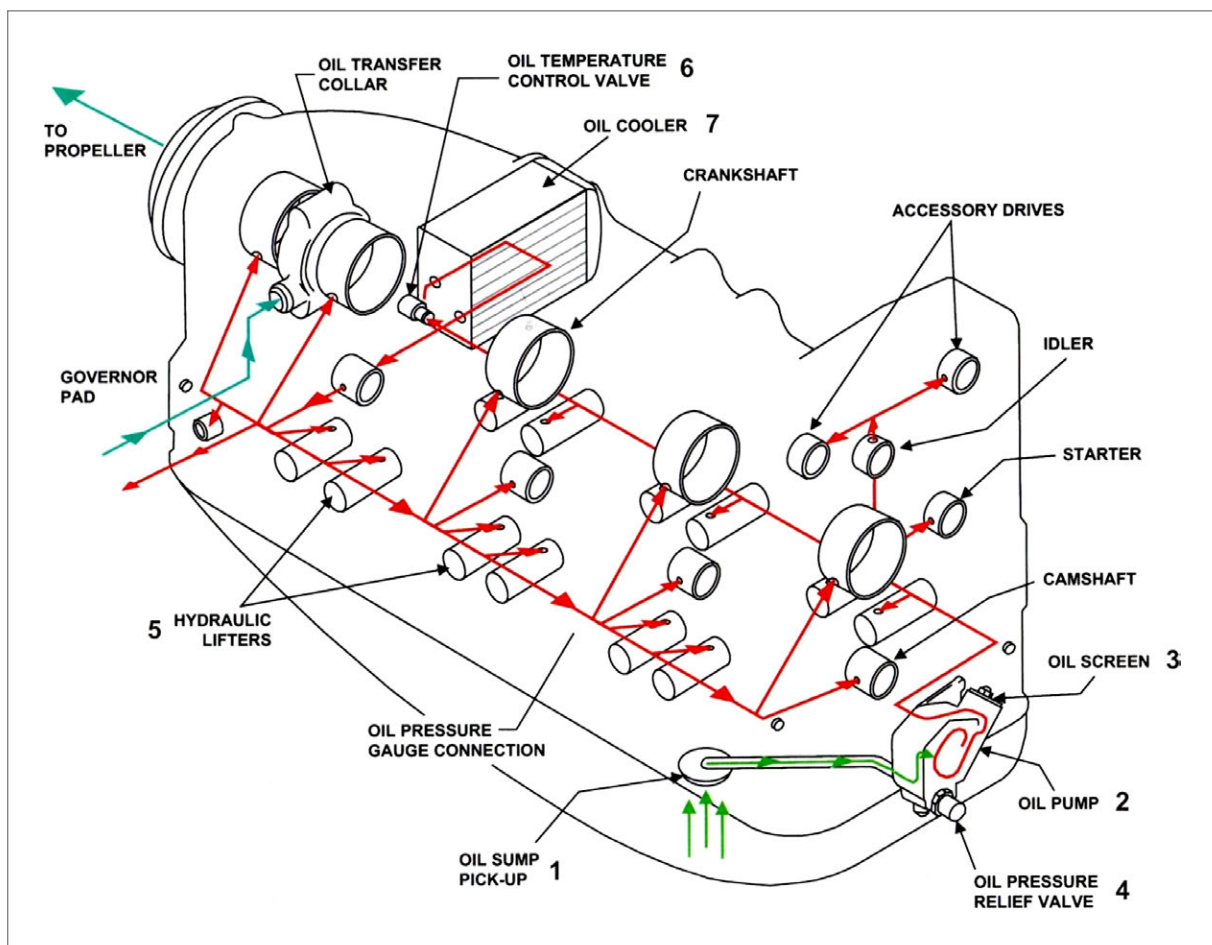


Figure 3. Diagram of engine lubrication system

The oil is drawn from the sum (1, fig. 3) through the oil suction tube to the intake side of the engine driven, gear type, oil pump (2, fig. 3). From the outlet side of the pump, oil is directed to the integral oil filter screen chamber (3, fig. 3). An oil by-pass valve is incorporated in the oil pump housing in the event that the filter becomes clogged. An oil pressure relief valve (4, fig. 3) is incorporated in the oil pump housing. The pressure relief valve opens when pump pressures exceed the adjusted limit.

As shown in the figure, from the oil filter discharge port, oil is directed through a crankcase passage to the right crankcase oil gallery. Right side tappets, tappet guides (5, fig. 3) and valve mechanisms are lubricated by passages leading off this gallery.

An oil temperature control valve (6, fig. 3) is located at the front end of the right crankcase oil gallery. When the oil reaches a temperature high enough to require cooling, the oil temperature control valve expands and blocks the passage, directing oil flow through the oil cooler (7, fig. 3). Then oil is directed to the camshaft passage. A groove around the front of the camshaft directs oil to the front camshaft bearing and left crankcase oil gallery. Left side tappets, tappet guides and valve mechanisms are lubricated by passages leading off this gallery.

Hydraulic valve tappets transfer oil from the main oil galleries to the cylinder overhead. Oil flows through the hollow push rods to a drilled oil passage in the rocker arms. Oil that flows through and exits the rocker arms lubricates the valve stems, springs, rotocoils and retainers.

Oil from the left main crankcase gallery is also directed upward through crankcase oil passages to the crankshaft main bearings. Oil lubricating the crankshaft main journals is directed through the upper main bearing oil holes, through crankcase passages to oil squirt nozzles that spray oil onto the underside of the pistons. This oil spray aids in lubrication and heat dissipation. Oil falls from the pistons through the crankcase cavity back to the oil sump.

1.3.2. *Maintenance and history of the engine*

The engine, installed with 0 hours on the aircraft, had been remanufactured by TELEDYNE CONTINENTAL MOTORS in March 2003 and installed on the aircraft in February 2004.

The aircraft, registered in the United Kingdom, followed a maintenance program for light aircraft (maximum takeoff weight under 2,730 kg) with reciprocating engines approved by the CAA, CAP 766 Light Aircraft Maintenance Program. This program includes tasks specific to the aircraft's engine.

The maintenance program listed the following inspections:

1. Pre-flight check in accordance with the aircraft's flight manual.
2. An "A" inspection before each flight that included, among the tasks specific to the engine, an oil level check, oil filler cap adjustment, air filter check and a check of the engine for possible leaks or signs of overheating.
3. 50-hour or 6-month check (whichever comes first). The engine-related tasks involve the powerplant installation, air intake and exhaust system, engine lubrication (including an oil change), check of the oil filter and inspection of the spark plugs.
4. 150-hour inspection. Includes the engine-related tasks in the 50-hour inspection and also a check of the installation elements, the operation of the valves, cylinder compression, check of intake systems, check of the ignition, exhaust and turbo systems, lubrication system (tank, coolers, lines, etc.).
5. Annual inspection. Includes all the items in the 50- and 150-hour inspections and some specific to the annual inspection, such as a check of the battery on the emergency beacon.

According to the Engine Logbook (CAP 399), the engine was inspected in keeping with the maintenance program. Some unscheduled tasks were also completed, such as:

- Repair of the engine between 15 November and 14 December 2004. The fuel system was checked after contamination was found in the fuel.
- Repair of the engine on 5 and 6 September 2005. The fuel was checked for contamination.
- Replacement of the number 2 cylinder with 397 h on the engine on 19 December 2005.
- Check for oil loss on 9 June 2006.
- Repair of the engine on 13 December 2006 with 507 h on the engine. Two cylinders (5 and 4) were replaced. The workshop reported that the inspection had been conducted after the operator noted that the engine was overheating.
- Check for oil loss and check of the propeller governor in April 2007.
- Replacement of cylinder head temperature sensor and annual inspection with 577 h on the engine on 29 June 2007.

1.4. Wreckage and impact information

The aircraft landed in mud in a hilly and rocky area to the west of Abay, a town less than 1 km away from Jaca (Huesca).

The landing was in an east-west direction. The aircraft traveled 177 m on the ground, ending its run with a turn to the right of almost 180°.

During the on-site inspection, it was noted that the nose gear broke 113 m into the landing run, after which two propeller blades impacted the ground.

The aircraft continued moving, resting on said blades, on the main gear and on the bottom engine cowl. There were marks 145 m into the landing run where the aircraft's left wing tip had touched the ground, causing its leading edge to break off.

Part of a connecting rod (Figure 4) was found 154 m into the landing run, and some 8 meters further, the pin that attached the rod to the piston. Both components were from the no. 4 cylinder.

The connecting rod had broken where the yoke arms join the body of the connecting rod and was missing the head and cover. It had also been deformed by what must have been impacts against the crankshaft before being ejected from the engine.

There were impact marks on the ends of the pin, also produced before being ejected from the engine, and in the center.



Figure 4. Connecting rod and pin found along the landing run

The aircraft did not exhibit any outward structural damage of any significance. Only the damage to the bottom of the fuselage, the left wing tip, the propeller blades and the fracture of the nose gear were visible. A loss of oil was noted from the top and bottom engine cowls. There was also a hole measuring about 10 × 10 cm at the top left of the crankcase, in the area of the no. 4 cylinder, through which the piece of connecting rod and pin mentioned above must have been ejected.

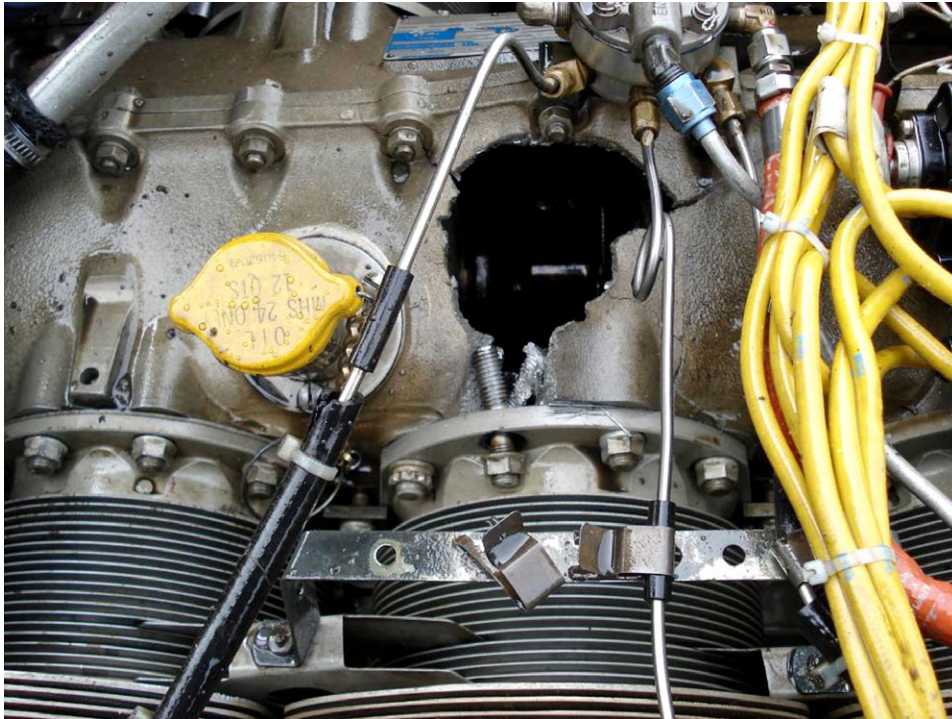


Figure 5. Damage to the left side of the crankcase

The engine was difficult, but not impossible, to turn. There was sufficient fuel in the tanks and no signs of water or dirt.

A total of 8.5 liters of oil was drained from the engine (maximum capacity 11 liters).

1.5. Inspection of aircraft engine

The engine was removed with help from a representative of the engine manufacturer. An analysis of the zinc chromate primer on the fixed metal part of the deflectors or bafflers (metal and rubber diffusers located in the engine nacelle to direct airflow and optimize cooling of the engine cylinders) revealed that friction had worn away the primer from the right part of the engine (nos. 1, 3 and 5 cylinders), whereas the primer on the left side (nos. 2, 4 and 6 cylinders) did not show any signs of friction.



Figure 6. Marks on the zinc primer caused by the defectors

The main damage to the engine was to the no. 4 cylinder and its piston. The connecting rod and pin that joins the rod to the piston were not in the engine, since they had been ejected through the hole found in the crankcase. The edges of this cylinder's liner were damaged and although signs of friction were evident, the piston was not jammed. The piston had broken below the segments. Pieces from connecting rod and its bushings were found in the crankcase.



Figure 7. No. 4 cylinder piston

There were various impact marks on both the crankshaft and the camshaft. One of the crankshaft counterweights was particularly damaged.

When the crankshaft was removed, its main bearings and one of the connecting rod cap were found to have suffered from a lack of lubrication, as shown in the figures.

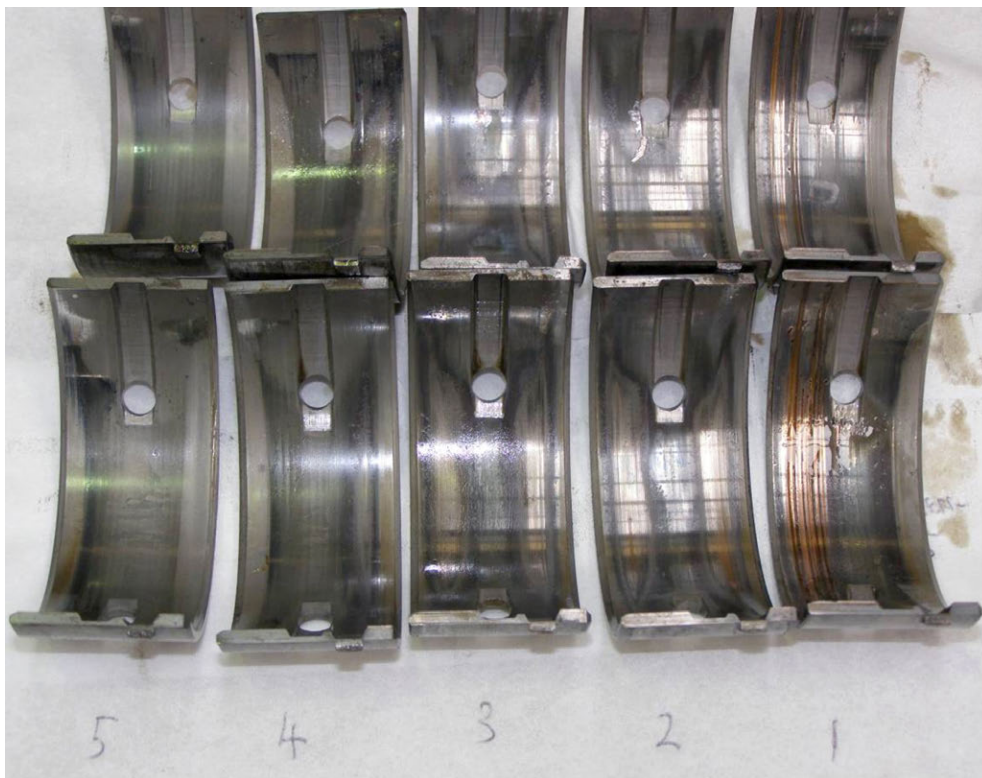


Figure 8. Crankshaft main bearings

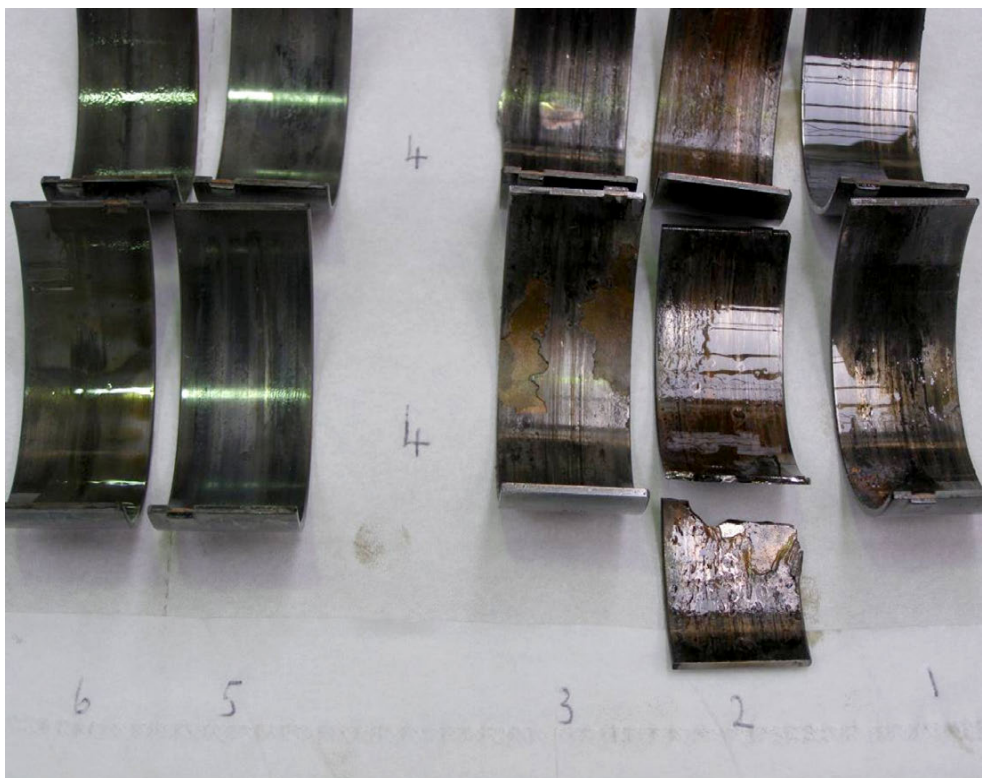


Figure 9. Connecting rod cap bearings

The bearing for the no. 4 connecting rod was not found, though parts from it were recovered from the crankcase. The remaining connecting rod bearing were bent and showed signs of rubbing from a lack of lubrication.

After the engine was removed, it was sent to the manufacturer's facilities for a more detailed inspection intended to establish the reasons that could have resulted in its improper lubrication.

The analysis conducted at the manufacturer's facilities revealed that the damage present in the crankshaft main bearings and in the connecting rods were consistent with improper lubrication. It was also concluded that:

- The cylinder overhead components (valves, rocker arms, guides spring, retainers and shafts) were lubricated and undamaged. It indicates that they had been properly lubricated until the engine was stopped, as confirmed by the fact that the damage to the components resulted from normal operation.
- The crankshaft showed signs of improper lubrication, but it could be turned. It had grooves and mechanical damage, in particular to the counterweight near the connection for the no. 4 cylinder.
- The pistons and connecting rods were in good overall condition. The connecting rod ends assemblies were intact and secured. The no. 4 cylinder connecting rod, as already mentioned, had broken at the yoke arms and the corresponding piston had broken below the segments.
- The two crankcase halves, in addition to the 10 × 10 cm hole in the area of the no. 4 cylinder, showed impact marks and mechanical damage in that area, but the crankshaft support diameters were in good condition, without existing signs of bearing movement or rotation. The oil galleys and passages in the crankcase halves were intact clear and unrestricted.
- The components and galleys of the remaining systems, including the oil and fuel systems, were also in good condition.

The no. 4 cylinder connecting rod and piston were subjected to a metallurgical study, which showed that the material possessed the strength requirements specified and that the fractures present had resulted from an overload.

The cause of the lack of engine lubrication could not be determined.

1.6. Additional information

The pilot of the aircraft, who used it on a regular basis, reported that ever since the engine replacement, the aircraft had operated with engine oil temperature readings above the normal operating range.

According to the pilot, several repairs and adjustments were made, but the high oil temperature problems persisted.

After the repair (the turbocharger was replaced, the silent blocks were properly fit and the radiator was repaired), during which the nos. 4 and 5 cylinders were replaced, the high temperature indications disappeared and the aircraft's operations continued normally.

2. ANALYSIS AND CONCLUSIONS

2.1. Analysis of engine failure

The inspections of the engine revealed that the no. 4 connecting rod had fractured where it attached to the crankshaft. There were impact marks from the connecting rod on the crankshaft, camshaft, the other cylinders and on the walls of the crankcase.

The fracture process probably started in the connecting rod, which would have been followed by the break of the no. 4 cylinder piston, which allowed the connecting rod and the pin to move inside the crankcase, hitting various engine components and the crankcase, until they exited via the hole that was made in the crankcase.

The condition of the crankshaft main bearings, and in particular of the connecting rod bearings, showed warping and even a lack of material, indicative of having withstood temperatures that were high enough to cause local melting of the metal. This points to a lack of lubrication in that area.

Since the engine had sufficient oil, as verified when it was drained during the inspection performed at the accident site, the lack of lubrication could have been due to insufficient pressure, which made it impossible for the oil to reach the affected areas, or to the oil attaining temperatures in excess of normal operating values.

The inspection conducted at the manufacturer's facilities showed that the oil was reaching the rocker arms in all of the cylinders until the engine stopped, meaning that there was probably not a lack of oil pressure.

It was also discovered that the left-side engine bafflers were not properly adjusted, since the zinc primer had not worn like on the right side, which resulted in air leaks that gave rise to improper cooling of the cylinders, especially those on the left side.

Lastly, the no. 4 cylinder is in the center left part of the engine (between the 2 and 6 cylinders), where the temperature should be higher than at the ends. According to the lubrication system diagram, the oil first flows through the right side of the crankcase. It is when it flows through the left side that it lubricates the crankshaft, and therefore the crankshaft main bearings and the connecting rods.

As a result of the above, it seems likely that the oil flowed through the lubricating system at a higher than normal temperature, and that this contributed to the inadequate cooling of the engine's cylinders.

2.2. Cause

The accident occurred as a consequence of an in-flight engine failure which forced the pilot to conduct an emergency landing.

The engine failed due to the fracture of the no. 4 connecting rod cap as the result of inadequate lubrication of the connecting rod bearings, which caused it to overheat, eventually prompting the connecting rod to fail.

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Thursday, 25 February 2010; 17:10 local time ¹
Site	Vigo Airport (Pontevedra)

AIRCRAFT

Registration	EC-HPR
Type and model	CANADAIER CL-600-2B19
Operator	Air Nostrum

Engines

Type and model	GENERAL ELECTRIC CF34-3B1
Number	2

CREW

	Pilot in command	Pilot flying
Age	37 years old	37 years old
Licence	ATPL(A)	ATPL(A)
Total flight hours	9,824 h	5,362 h
Flight hours on the type	6,851 h	4,322 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			3
Passengers			20
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	Minor
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	Commercial air transport – Scheduled – Domestic – Passenger
Phase of flight	Landing

REPORT

Date of approval	26 January 2011
------------------	-----------------

¹ All times in this report are local. To obtain UTC, subtract one hour from local time.

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. Description of event

The aircraft, a BOMBARDIER CL-600-2B19 (CRJ-200) had departed Bilbao Airport (LEBB) for Vigo Airport (LEVX) at 16:05.

The captain reported that as they approached the destination airport, they lined up with the runway 20 ILS when at a distance of 12 NM, after having previously gone around a cell of cumulus storm clouds located in the localizer some 15 NM away from the airport. He also reported being in IMC conditions until they approached to within 7 NM, at which time they saw the runway and kept it in sight until touchdown. According to his statement, at the 6-NM point, they noted moderate turbulence with ± 10 kt swings in wind speed, though they had not received any windshear warnings. The copilot, who was the pilot flying, disengaged the autopilot. They then moved one dot left of the localizer with three white lights on the PAPI. ATC informed them, at the Captain's request, that the wind on the ground was from 240° at 18 kt.

They established on the localizer once more and when they were 4 NM away the situation improved, though the turbulence persisted with 5-kt swings in IAS in either direction. These conditions persisted until they were on final. Since there were no windshear warnings, the Captain decided to land. He reported touching down gently but that they rose again about 0.5 m, at which time a gust of wind hit them from the right, causing the airplane to roll sharply to the left.

Both crewmembers reacted by turning their respective controls to the right to offset the roll. The airplane touched down with the right wheel first, followed by the left.

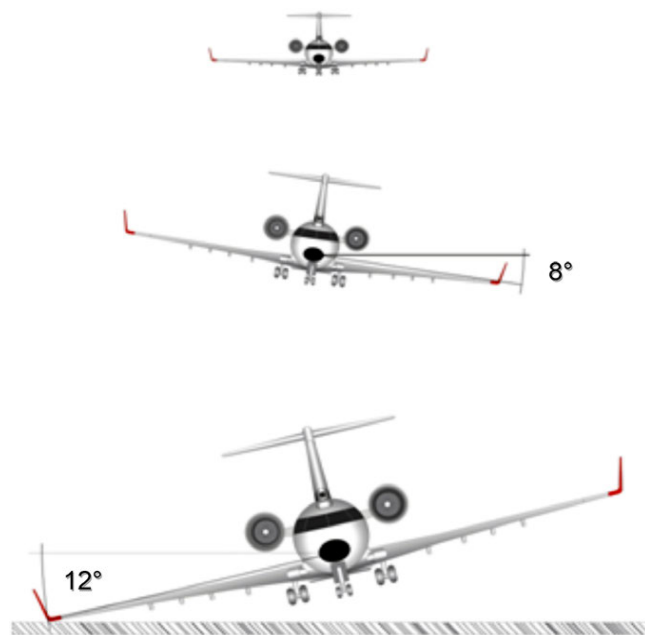


Figure 1. Diagram of landing

During the maneuver, the right wingtip hit the ground, resulting in minor damage to the underside of the wing (see Figure 2).

The airplane continued on its landing run and exited the runway normally via the first rapid exit taxiway to the right (C1) at 17:10.

Both pilots confirmed being unaware that they had struck the ground. They did confirm, however, that the rolling motion they commanded to the right to counteract the lifting action on the

right wing by the gust of wind had perhaps been excessively brusque.

The airplane's passengers disembarked normally. The crew discovered the damage that taken place during the post-incident inspection.

The CIAIAC was made aware of the incident two days later by means of a notification from the airport. The operator had not informed the airport about the incident; it was the director of the airport who saw the company repairing the aircraft and collected information about the incident. Then he submitted it to the CIAIAC.



Figure 2. Damaged wingtip

The operator notified the national Incidents Reporting System (SNS) in AESA (State Aviation Safety Agency) on March 3rd, 2010 according to the weekly list the SNS submit to the CIAIAC.

It was decided to remove only the airplane's flight data recorder (FDR), since the airplane had been energized long enough for all of the information on the cockpit voice recorder (CVR) that would have been of use to the investigation to be overwritten.

1.2. Personnel information

1.2.1. Captain

The Captain, 37, had a valid airline transport pilot license ATPL(A), issued in 2002, and a valid medical certificate. At the time of the incident he was not the pilot flying. He was type rated on the CL-600-2B19 and also had an instrument rating IR(A). He was also rated as a flight instructor TRI(A) and as a flight examiner TRE(A) since March 2009. He obtained his commercial pilot license CPL(A) in 1994.

He had 9,824:28 h of flying experience, of which 6,851:51 had been on the type, 4,754:09 as the Captain. He also had 1,457:10 h on the FOKKER 50, as had flown 1,515:27 h before joining the Operator.

In the ninety days prior to the incident, he had flown 183:48 h, in the thirty days prior 63:53 h, and in the twenty-four hours prior 5:45. He had rested for 16:20 h prior to the incident flight.

From 2005 until 2009, he had passed ten proficiency checks (two per year) on airplanes in the CRJ fleet, the last of them two months before the incident. He had taken

refresher training courses once a year on cockpit resource management (CRM), security, in-flight safety and (since 2006) airplane systems and one on dangerous goods every two years. Since 2006 he had also received training on emergencies every two years. In 2008, he participated in a triennial Safety and Rescue session.

1.2.2. Copilot

The copilot was 37 and had an airline transport pilot license ATPL(A), as well as the relevant medical certificate. He had a CRJ type rating and an instrument rating IR(A). He had a flying experience of 5,362 h, of which 4,322 had been on the type. At the time of the incident he was the pilot flying.

In the ninety days prior to the incident, he had flown 111 h, in the thirty days prior 70 h, and in the twenty-four hours prior 5:45. He had rested for 16:20 h prior to the incident flight.

From 2005 until 2009 he had passed ten proficiency checks (two per year) on airplanes in the CRJ fleet, and in 2010 he had passed another one, two days before the incident. Also since 2005 he had taken refresher training courses once a year on cockpit resource management (CRM), security, in-flight safety and one on dangerous goods every two years. Since 2006 he had also received annual training on airplane systems and on emergencies every two years. In 2005 and 2008 he participated in a triennial Safety and Rescue training session.

1.3. Aircraft information

The CANADAIR CL-600-2B19, known as a CRJ-200, was manufactured by BOMBARDIER in 2000 with serial number 7430. It had a valid airworthiness certificate. It was equipped with two GENERAL ELECTRIC CF34-3B1 turbofan engines with serial numbers 950158 and 950256. It had successfully completed the following maintenance checks:

Inspections	Check	Date	Flight-hours	Control hours	Periodicity
Type «C»	C-RJ2	01-11-2008	23,808	20,024	5,000 flight-h
	5C-RJ2	01-11-2008	21,336	17,689	25,000 flight-h
Regularly scheduled	YE01-RJ2	27-04-2009	22,487	18,795	1 year
	TYE06-RJ2	01-11-2008	21,336	17,689	6 years
	TYE8/4-RJ2	01-11-2008	21,336	17,689	8 years
	YE04-RJ2	01-11-2008	21,336	17,689	4 years
Type «A»	A06-RJ2	03-02-2010	24,188	20,408	500 flight-h
Type «L»	L1-B-RJ2	25-02-2010	24,325	20,555	100 flight-h
Other	2500FH-CHECK-RJ2	13-11-2009	23,747	19,965	2.500 flight-h

The dimensions of this airplane type are shown in Figure 3.

The roll is control by means of two hydraulically-operated (hydraulic systems 1 and 3) ailerons, which are attached to the rear of the wing spars on each wing through hinges. Each aileron is actuated through a cable and pulley system, which is operated by the wheels on the pilots' control columns, which are interconnected.

The two wheels are connected by means of a cable system and a torsion tube that features a disconnecting mechanism, making it possible to isolate the left and right cables should one of them become jammed.

The system has a unit with a force transducer that transmits information to the FDR on the movements made by the pilot. An artificial spring and a centering unit in each circuit provide tactile feedback for each control column.

Each aileron uses two computer units (PCU) connected to a common coupling input but which keeps the hydraulic inlets separate for each.

The ailerons feature an electrically-driven tab that is coupled to the front part of the shaft by a system consisting of a pusher and a lever.

The airplane is also equipped with two flight spoilers, two inboard ground spoilers and two outboard ground spoilers.

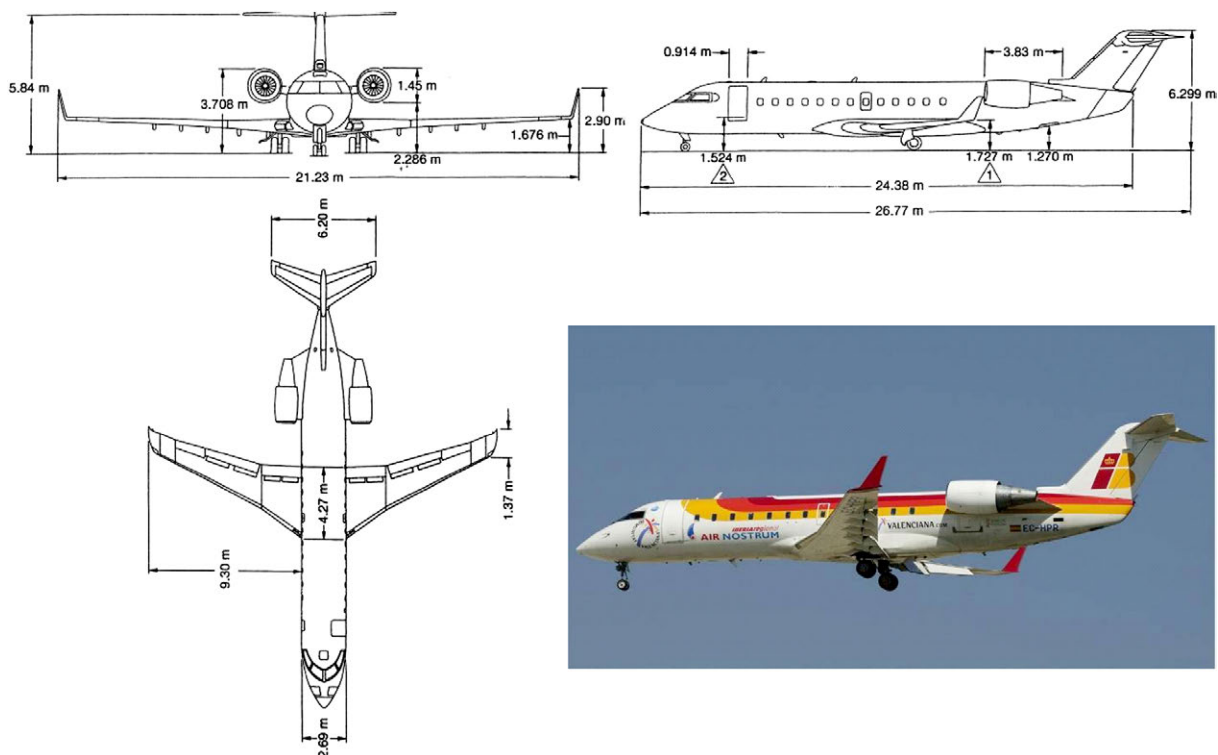


Figure 3. Views and photograph of aircraft

The primary function of the airplane's spoilers is to keep the airplane from lifting once on the ground, as an aid in rolling and for proportional elevation dampening. It also has two spoilerons that can be deployed asymmetrically to reduce the lift of one wing without increasing it in the other.

This is used to enhance the effect of the ailerons. The flaps can be deployed 8°, 20°, 30° and 45°.

The maximum speed at which the airplane can operate with the flaps down is 215 KIAS up to 20°, 185 KIAS for 30° and 170 KIAS for 45°.

The maximum allowable airspeed with turbulence is 280 KIAS or 0.75 Mach, whichever is lower. The wet runway maximum demonstrated crosswind component is 27 kt for both takeoff and landing. This wind component is not considered limiting.

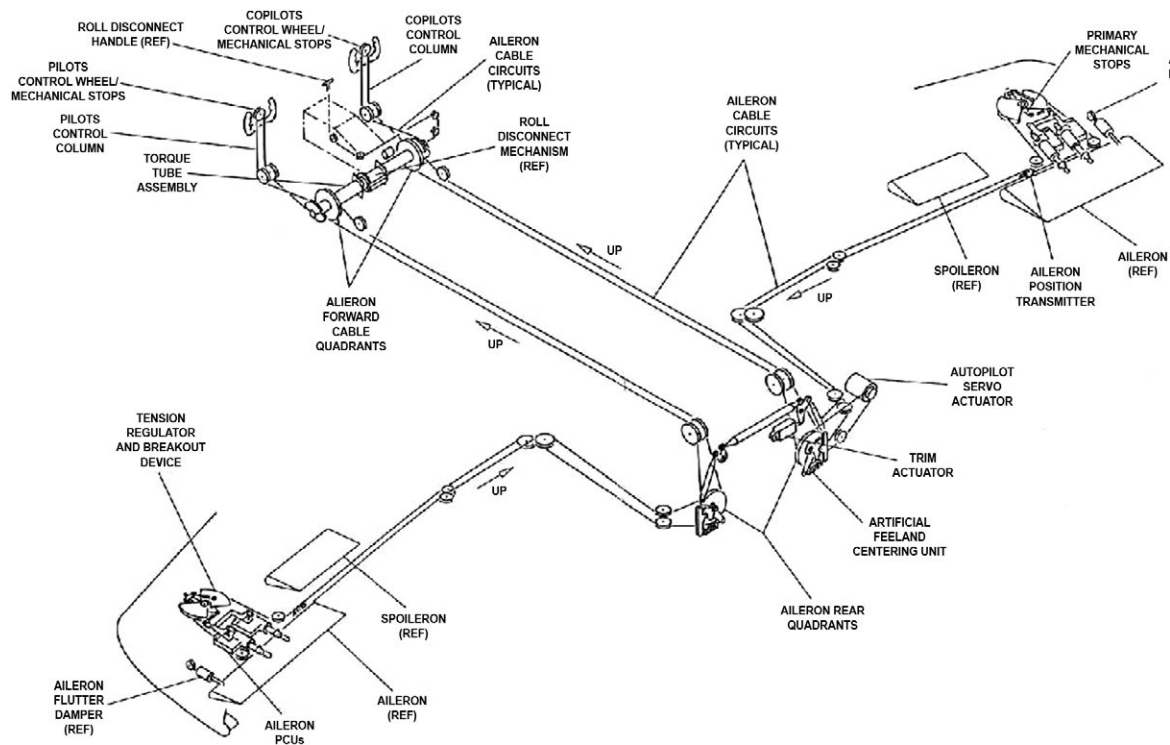


Figure 4. Roll control system

1.4. Airport information

The Vigo Airport (LEVX) is rated as an ICAO category 4-C facility². Its master plan was approved by Ministry of Development Order 17395/2001, and its main activity

² (4) Runway length 1,800 m and over. (C) Wing span of 24 to 36 m, and outer main gear wheel span of 6 to 9 m.

involves scheduled domestic passenger traffic.

According to the information in the AIP (Aeronautical Information Publication), its reference point is at coordinates $42^{\circ} 13' 45'' \text{ N} - 8^{\circ} 37' 39'' \text{ E}$ and at an elevation of 261 m (855 ft).

It has one runway, designated 02-20, that is 2,400 m long and 45 m wide. Runway 02 has an upward 0.45% angle for the first 750 m, 0.21% for the next 810 m and 0.75% for the last 840 m. The actual runway orientation with respect to magnetic north is 15° - 195° , the magnetic declination being 4° W with an annual variation of $9'$ E.

It has two rapid exit runways, designated C1 and C3. The first is to the right of runway 20 in line with the reference point, and connects the runway to the platform via a 22-m wide taxiway. The other is located as a continuation of runway 20 and also connects the runway with the platform by means of a 180° turn (see Figure 5).

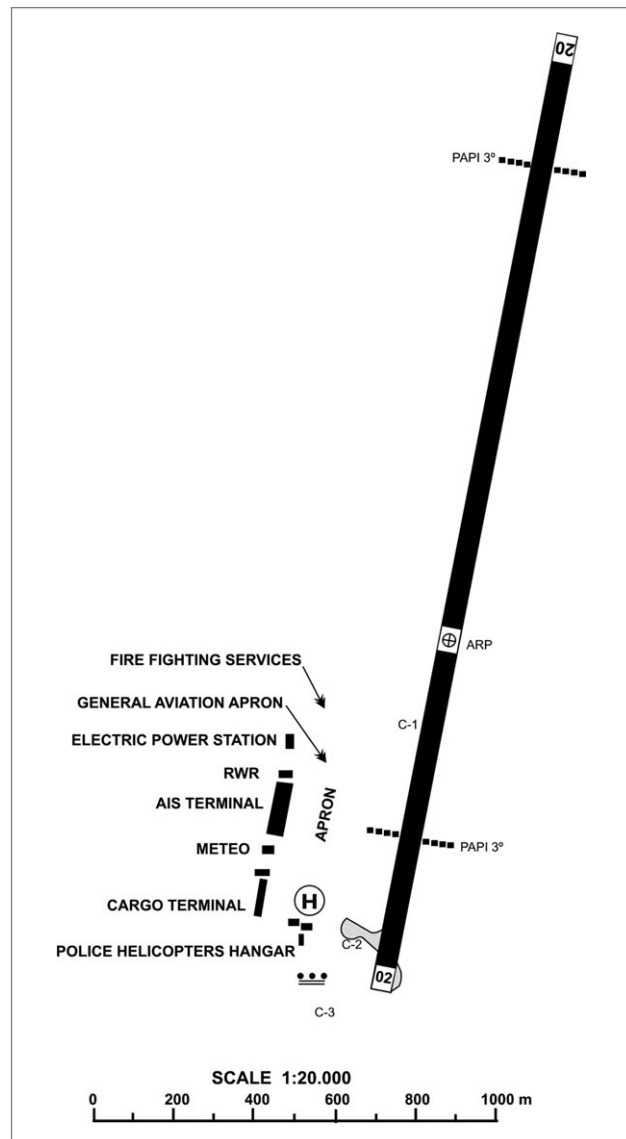


Figure 5. Map of aerodrome

1.5. Meteorological information

The National Weather Agency reported the following meteorological conditions for 16:10 on the day of the incident:

General situation in the Iberian Peninsula

Low-pressure area (980 hPa) west of France moving to the northeast. High-pressure area (1,020 hPa) over Morocco. Very active cold front crossing the Iberian Peninsula, extending from the southwest of the peninsula to the Pyrenees. Strong westerly winds at all levels over the Iberian Peninsula.

Situation on Bilbao-Vigo route

A very active cold front crossed the north of the Peninsula in the morning, leaving in its wake abundant CU, SC and AC clouds in the afternoon, along with scattered TCU and CB. There was rain and drizzle and local areas of snow and moderate to strong turbulence in mountainous regions. Icing conditions and mountain waves were also present. There were strong winds from the southwest at all levels, increasing in intensity with elevation above Galicia from 30 kt at low altitudes to 79 kt at 15,000 ft and to 98 kt at 30,000 ft. Over Vizcaya winds were 30 kt at low altitudes, 55 kt at 15,000 ft and 89 kt at 30,000 ft.

Situation at Vigo Airport

Winds from 240°, varying from 220° to 290° at 22 kt and gusting up to 37 kt. Visibility 6,000 m. Few clouds at 1,500 ft and very cloudy with TCU clouds at 20,000 ft. Rain showers. Temperature 12 °C. The 16:00 METAR for Vigo Airport was as follows:

METAR LEVX 251500Z 24019G33KT 200V290 6000 SHRA FEW015 BKN020TCU
12/09 Q1000 WS ALL RWY=

This translates into wind from 240° at 19 kt varying from 200° to 290° and gusting at 33 kt. Horizontal visibility 6,000 m. Rain showers with few clouds at 1,500 ft and broken at 2,500 ft with towering cumulus clouds. The temperature was 12 °C and the dew point 9 °C. The QNH was 1,000 hPa and there was windshear along the entire runway.

1.6. Communications

The most relevant communications between the tower and the airplane were as follows:

Time	Station	Message content
17:05:15	Approach	Handing off 8962
	Tower	I have the AIR Nostrum
17:05:32	ANE 8962	Vigo, good afternoon, Air Nostrum 8962
	Tower	Air Nostrum 8962 Vigo Tower, good afternoon, cleared to land runway 20 wind 240 degrees 19 kt gusts 29
	ANE 8962	Cleared to land 20, 8962
	Tower	Air Nostrum 8962 wet runway and for your information an Airbus 320 reported windshear below 1,000 ft about two and a half hours ago
	ANE 8962	Roger 8962
	Tower	Wind 230, 18 kt
17:09:19	Tower	Wind 230, 18 kt
	ANE 8962	Roger

Time	Station	Message content
17:09:40	Tower	Vigo, I have the Air Nostrum in sight
	Approach	Handing off 0570
	Tower	Copy, I have the Iberia
17:10:07	Tower	Wind 250, 23 kt
	ANE 8962	Copy
17:11:12	Tower	Air Nostrum 8962, vacate first right proceed with marshaller to parking, report whether you encountered windshear
	ANE 8962	Yes, the machine gave no indication of windshear, but yeah, there were sudden changes in windspeed
	Tower	Air Nostrum 8962 roger, good day
	ANE 8962	Good day
17:12:50	ANE 8962	Yes, Vigo, the yellow one, where did it go?
	Tower	I'll confirm right away
	ANE 8962	It looks like it's coming, let's see if he finds us a good spot
	Tower	Let's see if we're lucky
17:13:08	Tower	Go ahead
	Coordinator	Hello, look, initially it was slated for 9, if you want orient it so it goes to 9
	Tower	The marshaller is in front of you, I don't know what the problem was but it looks like it's solved

1.7. Information on alignment and stabilization on final approach

According to the operator's Operations Manual, a successful final approach and safe landing demand a stabilized approach in the required configuration with the airplane lined up with the runway.

The manual defines the airplane as being stable when the following parameters are present simultaneously: airplane on correct path (lined up with runway); speed above V_{REF}^3 and below $V_{REF} + 20$ kt; descent rate below 1,000 ft/min; ILS within one dot of the LOC/GS; briefing and checklists completed and proper landing configuration (gear and flaps) as described in the Operations Manual (Part B).

The airplane is considered to be lined up with the runway when it is within a maximum of $\pm 5^\circ$ with the runway centerline on non-precision approaches, and within ± 1 dot on the localizer indicator.

³ V_{REF} is the landing reference speed at a height of 50 ft above the runway threshold in the normal landing configuration. The maximum V_{REF} is 141 kt.

If during a VMC instrument or visual approach the airplane is not stable when at 500 ft above the touchdown zone elevation (TZDE), the crew shall perform a go-around. In any event, the wings must always be level by 300 ft above the TDZE.

If for reasons beyond the crew's control (ATC requirements, emergency or any other unforeseen circumstance), any of the parameters used to define a stable approach cannot be maintained, the Captain shall give a special briefing so as to ensure the safe conduct of the approach.

The Operations Manual also specifies that when the copilot is performing the landing, he shall carry out all of the relevant operations (reverse thrusters, etc.), unless specified otherwise by the Captain during the briefing.

The Captain shall assume control of the airplane prior to slowing to 60 kt. The transfer of control is to be unambiguous and unequivocal.

1.8. Flight data recorders

1.8.1. General parameters

The recorder installed on the airplane was an L3 COMMUNICATIONS FA2100 solid-state (SSFDR) model.

The following table shows a selection of the most significant flight parameters over a time interval that includes the instant at which the right wingtip struck the ground.

Time	Alt. (ft)	Wind		Roll (°)	Pitch (°)	Speed		Ailerons (°)		Flaps (°)		Spoileron		Spoilers	
		Vel.	Dir.			IAS	G.	L	R	L	R	L	R	L	R
17:09:42	19	32	248	3	-2	146	137	-10	-10	45	43	1	6	0	0
17:09:43	15	32	248	0	-1	152	136	-1	0	45	43	1	1	0	0
17:09:44	10	32	248	1	-3	150	145	-9	-10	45	43	1	6	0	0
17:09:45	8	32	247	3	-1	146	141	0	1	45	43	1	1	0	0
17:09:46	5	32	247	3	-1	140	136	4	1	45	43	1	1	0	0
17:09:47	5	32	247	0	-1	144	129	-4	-2	45	43	1	1	0	0
17:09:48	2	32	247	-8	-3	146	137	2	0	45	43	1	1	0	0
17:09:49	2	30	246	12	-1	137	132	-21	-17	45	43	1	17	0	0
17:09:50	1	30	246	-4	0	129	125	7	-4	45	43	1	4	0	0
17:09:51	1	30	246	-1	0	123	116	-9	-10	45	43	50	50	49	50
17:09:52	1	30	246	1	0	124	112	-12	-14	45	43	50	50	50	50
17:09:53	0	30	245	0	-1	116	108	-14	-15	45	43	50	50	49	50

An analysis of the data reveals that at the instant when the airplane rolled left due to the wind, it was approximately 2 ft above the ground and was flying at an IAS of 146 kt. The wind was from 247° at 32 kt.

When the crew commanded a roll to the right immediately following the gust to correct for the roll induced by the wind, the aircraft was at practically the same altitude and the IAS was 137 kt (9 kt lower).

Both the wind direction and speed remained practically unchanged from one instant to the next. The airplane did not accelerate laterally over that interval, and its vertical acceleration was only 1 m/s² (the acceleration is not shown on the table).

The position of the flight controls over the same interval shows that at 17:09:48, when the airplane was at a height of 2 ft (60 cm), its roll angle went from 8° left to 12° right in 1 s.

The ailerons went from having a negative angle before the impact to having a positive angle. The spoilers were retracted prior to impact and started to deploy 2 s later of impact, as did the spoilerons.

The flaps were extended to around 44°. The actual data show 45° for the left side and 43° for the right, that is, fully extended.

The spoilerles deployed 2 s after impact, once the airplane was on the ground.

1.8.2. *Stabilized approach parameters*

During approach, the aircraft intercepted the localizer and the glideslope at 17:04, at 15 NM from the runway, with the autopilot engaged. The recorded wind at that time was 52 kt from 261°, resulting in a crosswind component that forced the aircraft to fly with a drift angle of 12° leftwards in order to counteract the wind action.

At 17:07:34, at 4,9 NM from the runway, the crew deflected the flaps at 45°. At that moment the aircraft was configured for landing and has 150 kt of IAS. During approach, with the autopilot engaged, there were no deviations in the localizer or in the glideslope, and the descent rate went from 600 ft/min to 800 ft/min. Up to that moment the approach was stable.

At 17:08:25, i.e., 9 seconds before disconnecting the autopilot, the indicated airspeed started to go down from 152 kt to 132 kt. At a specific moment it reached a pitch angle of 40°; then it changed to a 0.70° rearing angle.

At 17:08:34, some 2.6 NM from the runway, the crew disconnected the autopilot. At the moment the aircraft was at a QNH altitude of 1,700 ft (870 ft with regard to the runway threshold).

From the very moment the autopilot was disconnected, the aircraft suffered bank changes, which were corrected by the pilot flying. 9 seconds later he centered it again. At the same time the pitch angle suffered from important variations. During these variations of bank and pitch angles the aircraft started to deviate to the left of the localizer and above the glideslope. The deviation from the localizer reached a maximum of $1,21^\circ$ to the left, but when the aircraft was at 0,4 NM from the runway it was aligned with the centerline again.

On the contrary, the deviation from the glideslope reached a maximum of $2,07^\circ$ on top. At 17:09:28, at 0,625 NM from the runway, the aircraft went down under the glideslope. At 17:09:36, during final approach, when the aircraft was at 137 ft. of height with respect to the runway 20 threshold, it was recorded a Ground Proximity Warning System (GPWS) that lasted 7 seconds, thus evidencing the deviation of the glideslope.

The maximum recorded deviation under the glideslope was $3,64^\circ$. During the warning the indicated airspeed changed between 154 kt and 144 kt. At no time there were efforts from the crew in order to correct the warning. The minimum descent rate, while the aircraft above the glideslope, was 1,400 ft/min.

During the final landing, when the aircraft was at 50 ft, N1 power was at 75,5%. Since that moment on, the power lowered to 32% at the exact time of the touchdown (the N1 power at idle is 25%).

Before the landing, the pilot flying corrected the wink angle with rudder, aligning the aircraft and with a right bank angle of 2° .

The nose landing gear was the first to contact the runway, with the aircraft at a pitch angle of $-0,79^\circ$. When the NLG contacted the runway, the aircraft made an uncommanded left bank up to $8,09^\circ$. The crew reacted by turning the controls sharply to the right, producing a right bank angle of $11,7^\circ$. As a consequence the right plane tip rubbed the ground.

The parameters that indicate whether the approach was stable are shown in the table below, starting from 49 s prior to the impact of the wingtip with the ground, when the airplane was at 1,459 ft.

Keeping in mind that the altitude shown in the table, obtained from the radio-altimeter, is only recorded for specific times, and that the vertical rate is not recorded on the FDR, the descent rate was derived by calculating the change in altitude over time.

Thus, the airplane was at 1,459 ft at 17:09:01 and at 2 ft at 17:09:48.

This means that in 47 s, it descended 1,457 ft, which translates into a descent rate of 1,862.56 ft/min. If a smaller interval is considered, for example, from 17:09:01 until 17:09:24, when the altitude was 695 ft, then the descent rate for those 23 s was 1,993.045 ft/min.

In transitioning through 500 ft, it went from being at 524 ft at 17:09:31 to being at 219 ft at 17:09:35, which yields a descent rate of 4,575 ft/min.

Time	ALT (ft)	Gear	Speed (kt)		Flaps (°)		ILS deviation (°dot)	
			IAS	G.S.	L	R	Localizer	GS
17:09:01	1.459	DOWN	155	140	45	43	1	1.8
17:09:02		DOWN	155	140	45	43	1	1.8
17:09:03		DOWN	148	136	45	43	1	1.9
17:09:04		DOWN	161	146	45	43	1	1.9
17:09:05	1.361	DOWN	160	148	45	43	1	1.9
17:09:06		DOWN	160	146	45	43	1	1.9
17:09:07		DOWN	160	138	45	43	1	2
17:09:08		DOWN	155	135	45	43	1	2
17:09:09	1.198	DOWN	154	128	45	43	1	1.9
17:09:10		DOWN	148	121	45	43	1	1.9
17:09:11		DOWN	147	123	45	43	1	1.8
17:09:12		DOWN	145	120	45	43	1	1.8
17:09:13	1.102	DOWN	148	128	45	43	1	1.7
17:09:14		DOWN	144	121	45	43	1	1.4
17:09:15		DOWN	149	126	45	43	1	1.4
17:09:16	940	DOWN	146	123	45	43	1	1
17:09:17		DOWN	145	123	45	43	1	1
17:09:18		DOWN	143	124	45	43	1	0.7
17:09:19		DOWN	143	125	45	43	1	0.7
17:09:20	794	DOWN	147	133	45	43	1	0.4
17:09:21		DOWN	148	135	45	43	1	0.4
17:09:22		DOWN	146	134	45	43	1	0.1
17:09:23		DOWN	148	141	45	43	1	0.1

Time	ALT (ft)	Gear	Speed (kt)		Flaps (°)		ILS deviation (°dot)	
			IAS	G.S.	L	R	Localizer	GS
17:09:24	695	DOWN	158	145	45	43	0	-0.1
17:09:25		DOWN	153	139	45	43	0	-0.1
17:09:26		DOWN	147	128	45	43	0	-0.2
17:09:27		DOWN	144	125	45	43	0	-0.2
17:09:28	611	DOWN	144	129	45	43	0	-0.3
17:09:29		DOWN	142	127	45	43	0	-0.4
17:09:30		DOWN	138	123	45	43	0	-0.4
17:09:31	524	DOWN	137	126	45	43	0	-1.1
17:09:32		DOWN	145	134	45	43	0	-1.1
17:09:33		DOWN	154	148	45	43	0	-2
17:09:34		DOWN	154	144	45	43	0	-2
17:09:35	219	DOWN	155	143	45	43	0	-2.5
17:09:36		DOWN	149	138	45	43	0	-2.5
17:09:37		DOWN	157	140	45	43	0	-2.9
17:09:38		DOWN	146	129	45	43	0	-2.9
17:09:39	83	DOWN	144	128	45	43	0	-3.5
17:09:40		DOWN	146	126	45	43	0	-3.5
17:09:41		DOWN	151	138	45	43	0	-3
17:09:42	19	DOWN	146	137	45	43	0	-3
17:09:43	15	DOWN	152	136	45	43	0	-3.2
17:09:44	10	DOWN	150	145	45	43	0	-1.3
17:09:45	8	DOWN	146	141	45	43	0	-1.3
17:09:46	5	DOWN	140	136	45	43	0	2.2
17:09:47	5	DOWN	144	129	45	43	0	2.2
17:09:48	2	DOWN	146	137	45	43	0	1.1
17:09:49	2	DOWN	137	132	45	43	0	1.1
17:09:50	1	DOWN	129	125	45	43	0	1
17:09:51	1	DOWN	123	116	45	43	0	1
17:09:52	1	DOWN	124	112	45	43	0	-1.9
17:09:53	0	DOWN	116	108	45	43	0	-1.9

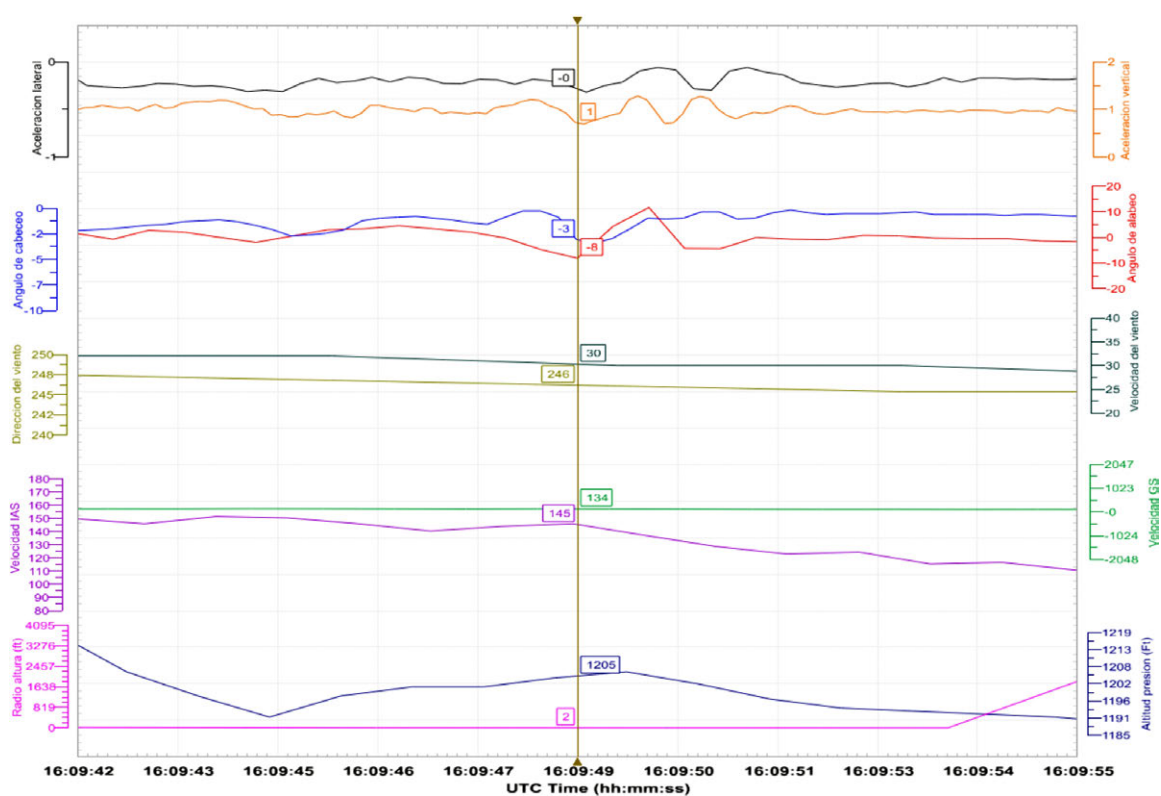


Figure 6. General parameters during roll to left

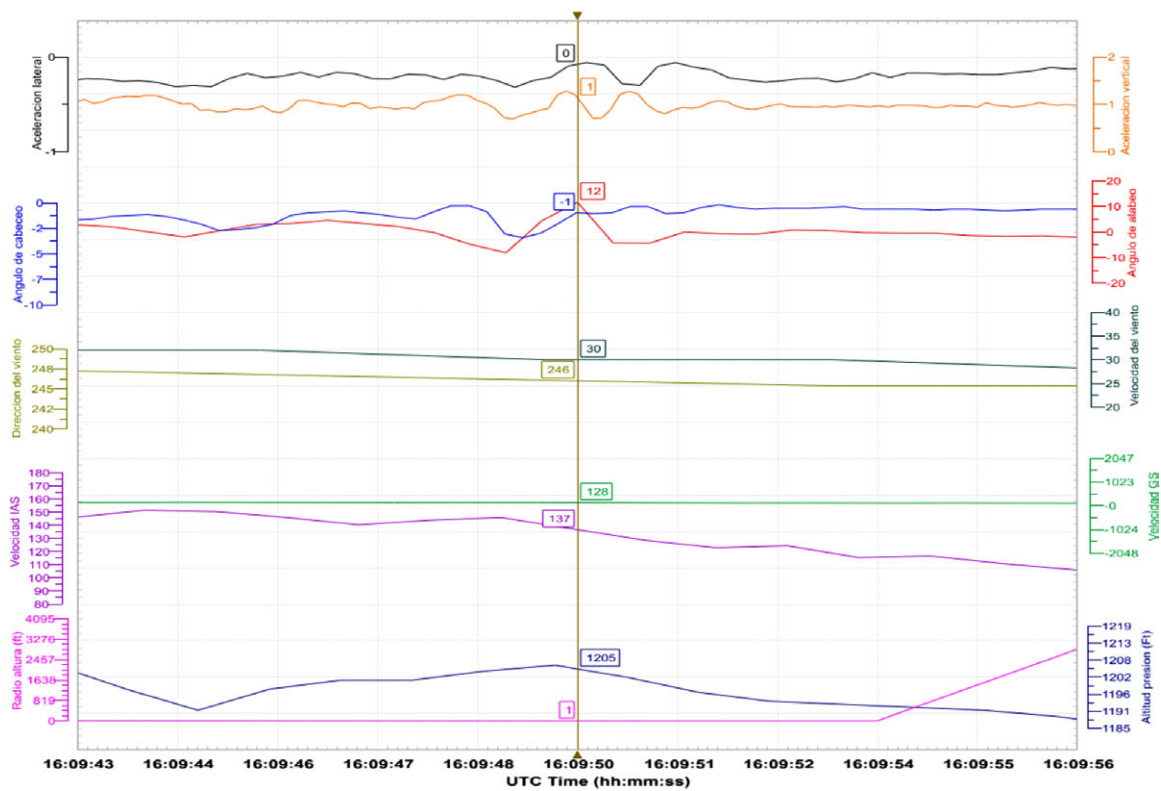


Figure 7. General parameters during roll to right

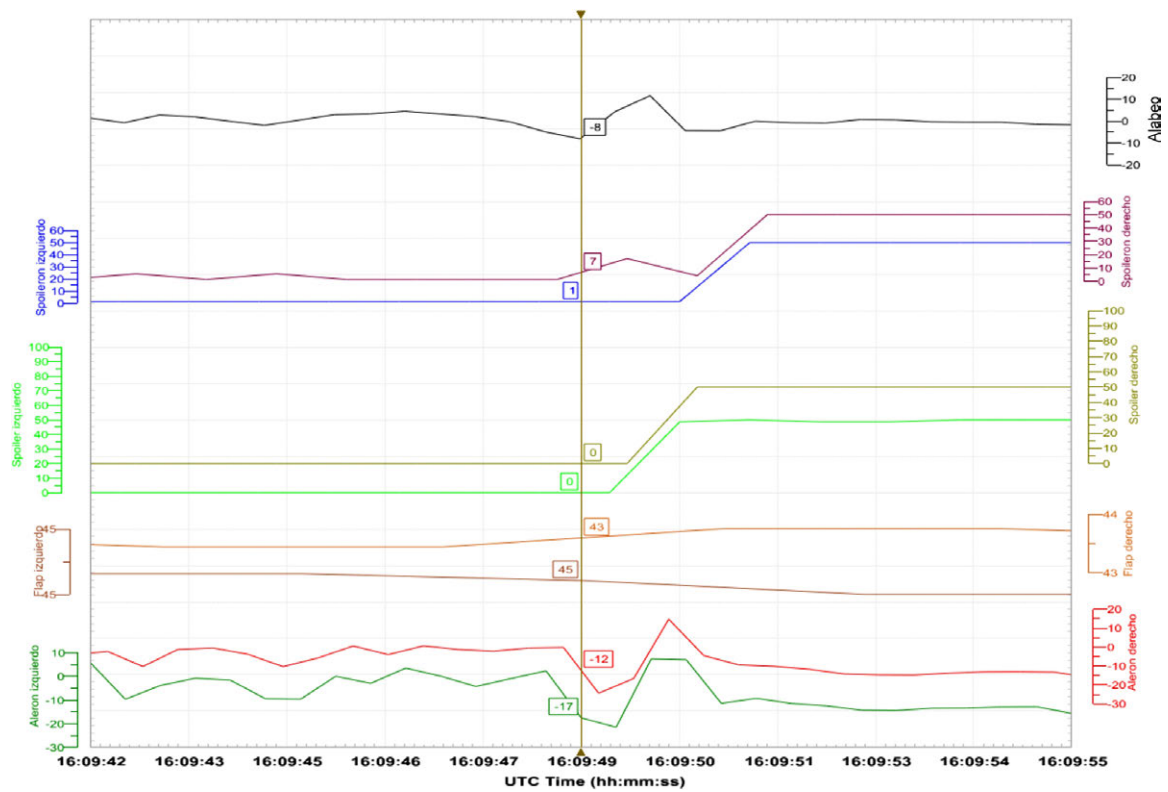


Figure 8. Flight controls during roll to left

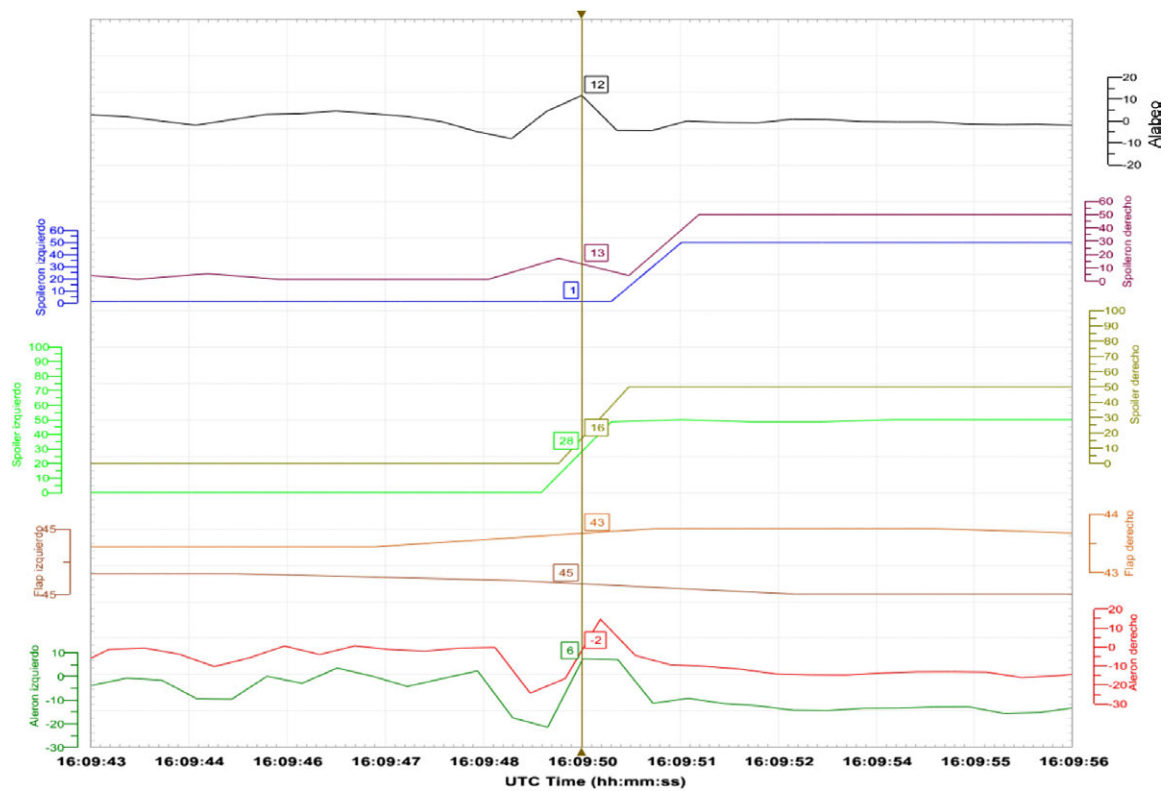


Figure 9. Flight controls during roll to right

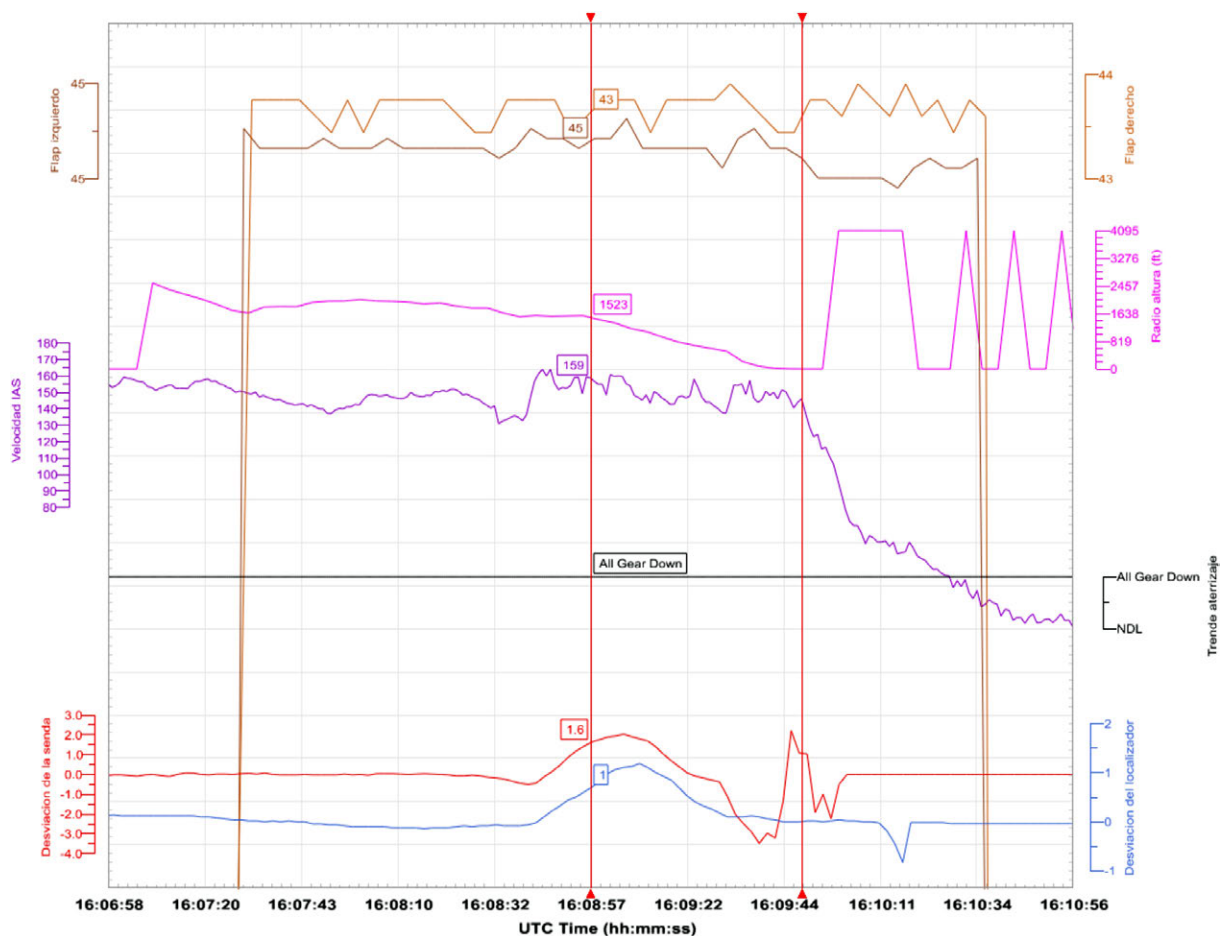


Figure 10. Stabilized approach parameters

1.9. Corrective actions taken by the Operator

According to the information provided by the operator after the incident, all the flight parameters were analyzed and a detailed report was issued, reflecting the crew performance during approach and landing phases.

The operator also informed that, as part of their Safety Management System and Risks Assessment and by means of a computer program, they monitor monthly the flight parameters and the tendencies concerning the destabilized approaches, focusing on where and why they are produced and taking the pertinent corrective measures.

The data obtained in this analysis are part of the operator's safety indicators and they are monthly submitted to the State Aviation Safety Agency (AESA).

The operator also informed that after the incident the following corrective measures were taken:

- A communication was sent to all the company pilots, reviewing the landing techniques for the CRJ-200.
- It was prepared a presentation which is shown in every refreshing course at the end of the “lessons learnt” from this incident part.
- A scenario in the simulator was created in order all the pilots to face similar meteorological situations to those encountered in Vigo.
- The operations department has reduced the crosswind component at Vigo airport to 20 kt.

2. ANALYSIS

The company's Operations Manual indicates that both making a final approach and landing safely require a stable approach. In keeping with this, it clearly defines those conditions that must be satisfied in order to comply with these requirements, these conditions matching those standards published by the Flight Safety Foundation⁴.

An approach is considered stable when all of the following conditions hold: the airplane is lined up with the runway; the IAS is between V_{REF} and $V_{REF} + 20$ kt; the descent rate is below 1,000 ft/min; the ILS deviation is at most one dot on both the localizer and glideslope; both the briefing and checklists are complete and the landing gear and flaps are configured as described in the Operations Manual (Part B).

The manual also states that, in any event, the wings must be level by 300 ft above the touchdown zone elevation and that if the airplane is not stabilized by 500 ft above said point, a go-around must be executed.

As shown by the data obtained from the flight data recorder, the IAS was maintained within the stable approach limits, since at no time was it below V_{REF} or above $V_{REF} + 20$ kt.

The descent rate, in contrast, was outside the established margins throughout the final approach, at times even reaching values almost double those stipulated.

The ILS localizer was also beyond the established limits, but not the glideslope.

Both the landing gear and flaps were in a proper configuration during the approach.

Since all of the requirements defined for a stable approach were not simultaneously present, the reasonable course of action would have been to go around.

⁴ Independent aviation safety organization that defines internationally recognized quality standards.

The Operations Manual specifies that, if for reasons beyond the crew's control (ATC requirements, emergency or any other unforeseen circumstance), any of the parameters used to define a stable approach cannot be maintained, the Captain shall give a special briefing so as to ensure the safe conduct of the approach

Since the cockpit voice recording was unavailable, it was impossible to determine whether the crew completed the checklists, whether tasks were effectively distributed or whether they were aware that they were outside the established margins for a stabilized approach, and if, as a consequence, the Captain held the special briefing required by the Operations Manual.

The Operations Manual also specifies that when the copilot is performing the landing, he shall carry out all of the operations involved in the landing unless specified otherwise by the Captain during the briefing, and that in any event, the Captain shall assume control prior to slowing to 60 kt, said transfer of control being unambiguous and unequivocal

This item could also not be corroborated, though in light of the information provided by the crew, it seems clear that at no time was the control transferred; rather, the captain provided an input to the controls and added his actions to the copilot's, who was the pilot flying.

In this sense, the number of flight hours accumulated by the copilot (5,362), of which 4,322 had been on the type, as well as the refresher training he had taken, appear to indicate that the impact of the wingtip with the ground was not the result of a lack of experience or skill. The time he had flown in the previous ninety days clearly shows that the copilot's flight activity had not lapsed.

The same statements may be applied to the Captain, as supervisor of the operation.

The maximum crosswind component gusting from the right, though within the limitations demonstrated specified for this airplane, made it difficult to keep the airplane from rolling to the left to some extent, even though the crew was aware of the meteorological conditions. Nevertheless, given the copilot's experience and training, the pilot's intervention, which resulted in his corrective actions being added to those the pilot had already been making during the approach, seems unnecessary.

Perhaps it was the proximity to the ground that caused the Captain to take the controls instinctively instead of relying on procedure, thinking that between the two of them they could better counteract the wind-induced roll.

The impact could undoubtedly have been avoided had there been more effective communications between the crew members.

3. CONCLUSION

3.1. Findings

- The wind at the airport during the approach was from 240° at 22 kt, varying between 220° and 290° and gusting up to 33 kt.
- During the final approach, the tower informed the crew on at least two occasions of the prevailing weather conditions at the airport.
- The investigation did not detect any type of anomaly with the airplane or any maintenance deficiencies.
- The data obtained from the DFDR revealed that a non-stabilized approach was conducted in that it was outside desired margins both in terms of descent rate and ILS localizer position.
- Prior to the impact the airplane rolled left, attaining a maximum angle of 8°.
- The airplane then rolled right, attaining a maximum angle of 12°.
- The right wingtip hit the ground when the airplane was at an altitude of just over 2 ft.
- The airplane exited the runway normally. It was not until later that the damage was discovered and repaired.

3.2. Causes

The root cause of the incident is considered to be the brusque actions taken by both crewmembers to roll the airplane to the right in an effort to counteract a wind-induced roll to the left.

A contributing factor was the fact that a non-stabilized approach was made instead of deciding to go around, as specified in the procedure.

4. RECOMMENDATION

During the investigation it has been verified that the operator has implemented a Flight Operations Quality Assurance. This system allows identifying, studying and proposing corrective actions to, among other, the destabilized approaches. Therefore the issuance of a safety recommendation on this regard has been considered unnecessary.