

# CIAIAC

COMISIÓN DE  
INVESTIGACIÓN  
DE ACCIDENTES  
E INCIDENTES DE  
AVIACIÓN CIVIL

## Boletín Informativo

2/2012



GOBIERNO  
DE ESPAÑA

MINISTERIO  
DE FOMENTO



# **BOLETÍN INFORMATIVO**

## **2/2012**



**GOBIERNO  
DE ESPAÑA**

**MINISTERIO  
DE FOMENTO**

SUBSECRETARÍA

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN  
DE ACCIDENTES E INCIDENTES  
DE AVIACIÓN CIVIL

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

NIPO: 161-12-070-2  
Depósito legal: M. 14.066-2002  
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](mailto:ciaiac@fomento.es)  
<http://www.ciaiac.es>

C/ Fruela, 6  
28011 Madrid (España)

## **Advertencia**

El presente Boletín es un documento técnico que refleja el punto de vista de la Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil en relación con las circunstancias en que se 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

Referencia	Fecha	Matrícula	Aeronave	Lugar del suceso	
(*) IN-005/2009	24-02-2009	EC-IKZ	Bombardier CL-600 2B19	En descenso a 55 NM al sur del ..... aeropuerto de Santander	1
(*) A-007/2009	23-04-2009	OE-KPC	Cessna TU 206 F	Moncofa (Castellón) .....	33
(*) A-017/2010	07-06-2010	EI-DAX	Boeing 737-800	Aeropuerto de Girona .....	67
(*) IN-038/2010	03-12-2010	EC-KJN	Tecnam P2002-JF	Aeropuerto de Sabadell (LELL) ..... (Barcelona)	73
(*) IN-011/2011	14-04-2011	EI-EKB N366AA	Boeing 737-800 Boeing 767-300	Aeropuerto de Barcelona .....	87
IN-036/2011	28-09-2011	EC-IJY	Piper PA-34-200T «Seneca II»	Aeródromo de Casarrubios del Monte . (Toledo)	113
A-041/2011	10-10-2011	EC-FVS	Bell Helicopter Textron 206BIII	Pozo de la Higuera – Lorca (Murcia) .....	121

---

**ADENDA** ..... 125

(\*) 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	Amperio(s)
AAIB	Air Accidents Investigation Branches
ADF	«Automatic Direction Finder»
ADG	«Air Driven Generator»
AGL	Sobre el nivel del suelo
AIP	Publicación de información aeronáutica
APU	Unidad de potencia auxiliar
ARP	Punto de referencia del aeródromo («Aerodrome Reference Point»)
ATC	Control de tránsito aéreo
ATPL	Piloto de transporte de línea aérea
ATPL(A)	Piloto de transporte de línea aérea de avión
CAR	«Civil Air Regulation»
CAVOK	Visibilidad, nubes y condiciones meteorológicas actuales mejores que los valores o condiciones prescritos
CB	Cúmulo nimbus
CECOA	Centro de Coordinación Aeroportuaria
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil
CLR	Controlador de la torre del aeropuerto encargado de autorizar la puesta en marcha
cm	Centímetro(s)
CM-1	Puesto de pilotaje izquierdo
CM-2	Puesto de pilotaje derecho
CPL(A)	Licencia de piloto comercial de avión
CRI(A)	Instructor de habilitación de clase de avión
CRM	Gestión de recursos en cabina
CSN	Ciclos desde la fabricación
CSO	Ciclos de vuelo
CTR	Zona de control aéreo
CVR	Registrador de voces en cabina
DEP	Controlador de la torre del aeropuerto encargado de los despegues
DFDR	Registrador digital de datos de vuelo
EASA	Agencia Europea de Seguridad Aérea
EICAS	Sistema de indicación del motor y de alerta a la tripulación
FA	«Flight attendant»
FAA	Agencia Federal de Aviación de EE.UU.
FADEC	«Full Authority Digital Engine Control»
FD 2	«Flight Director»
FDR	Registrador de datos de vuelo
FI(A)	Habilitación de instructor de vuelo de avión
ft	Pie(s)
ft/min	Pies por minuto
GMC	Controlador de la torre del aeropuerto encargado de controlar el movimiento de superficie
h	Hora(s)
HP	Caballo(s) de vapor
hPa	Hectopascal(es)
IAS	«Indicated Airspeed» (Velocidad indicada)
IDLE	Ralentí
IFR	Reglas de vuelo instrumental
IR(H)	Habilitación de vuelo instrumental de avión
IRI(A)	Habilitación de instructor de vuelo instrumental (avión)
ITT	Temperatura entre turbinas
JAR-FCL	Requisitos conjuntos de aviación para las licencias de la tripulación de vuelo
kg	Kilogramo(s)
kg/h	Kilogramos por hora
KIAS	Velocidad anemométrica indicada en nudos



### Abreviaturas

km	Kilómetro(s)
kt	Nudo(s)
l	Litro(s)
LBA	Autoridad aeronáutica de Alemania
LEMT	Indicativo de lugar del Aeródromo de Casarrubios del Monte
LEOT	Indicativo de lugar del Aeródromo de Ontur
LERS	Indicativo de lugar del Aeropuerto de Reus
LLEL	Indicativo de lugar del Aeropuerto de Sabadell
m	Metro(s)
MAP	«Manifold Absolute Pressure»
mbar	Milibar(es)
MEP	Habilitación para avión multimotor de pistón
METAR	Informe meteorológico aeronáutico ordinario
MFD 2	«Multifunction Display»
MSN	Número de serie
MTOW	Peso máximo autorizado al despegue
N/A	No afecta
N1	Velocidad del fan del motor
N2	Velocidad del compresor del motor
NM	Milla(s) náutica(s)
OACI	Organización de Aviación Civil Internacional
P/N	Número de parte
PAPI	«Precision Approach Path Indicator» (Indicador de precisión de la senda de la aproximación)
PBaro	Presión barométrica
PF	Piloto a los mandos
PFD 2	«Primary Flight Display»
PNF	Piloto no a los mandos
POil	Presión de lubricante
PRail	Presión conducto de alimentación
PRM	«Pilot Reference Manual»
psi	Libras por pulgada cuadrada
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
QRH	«Quick Reference Handbook»
RDL	Radial
Revs	Revoluciones por minuto
rpm	Revoluciones por minuto
s	Segundo(s)
S/N	Número de serie
SAIB	Boletín de Información de Aeronavegabilidad Especial
SB	«Service Bulletin» (Boletín de servicio)
SEP	Habilitación para avión monomotor de pistón
SMR	Radar de superficie
SSFDR	Registrador de estado sólido
STC	«Supplemental Type Certificate» (Certificado de tipo suplementario)
TAF	Pronóstico meteorológico de aeródromo
TC	Certificado de tipo
TCDS	«Type Certificate Data Sheet»
TCP	Tripulantes de cabina de pasajeros
TCU	Cúmulos congestus de gran desarrollo vertical o cúmulos en forma de torre
TDit	Temperatura de aceite
TH2O	Temperatura agua refrigerante
TMA	Área de control terminal
TO	Despegue
TSN	Tiempo desde la fabricación («Time Since New»)
TSO	Tiempo desde la revisión general

## Abreviaturas

UTC	Tiempo Universal Coordinado
VMC	Condiciones meteorológicas visuales
V	Voltio(s)
VBatt	Tensión de batería
VFR	Reglas de vuelo visual
VLA	«Very Light Airplane»
VLC	Valencia
VMC	Condiciones meteorológicas visuales
VOR	Radiofaro omnidireccional de VHF
W	Oeste

**RESUMEN DE DATOS**

**LOCALIZACIÓN**

Fecha y hora	<b>Martes, 24 de febrero de 2009; 18:40 h local<sup>1</sup></b>
Lugar	<b>En descenso a 55 NM al sur del aeropuerto de Santander</b>

**AERONAVE**

Matrícula	<b>EC-IKZ</b>
Tipo y modelo	<b>BOMBARDIER CL-600 2B19 (CRJ-200ER)</b>
Explotador	<b>Air Nostrum</b>

**Motores**

Tipo y modelo	<b>GENERAL ELECTRIC CF-34-3B1</b>
Número	<b>2</b>

**TRIPULACIÓN**

	Piloto al mando	Copiloto
Edad	<b>48 años</b>	<b>30 años</b>
Licencia	<b>ATPL</b>	<b>ATPL</b>
Total horas de vuelo	<b>9.328 h</b>	<b>4.084 h</b>
Horas de vuelo en el tipo	<b>5.052 h</b>	<b>2.824 h</b>

**LESIONES**

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			<b>4</b>
Pasajeros			<b>44</b>
Otras personas			

**DAÑOS**

Aeronave	<b>Sin daños</b>
Otros daños	<b>N/A</b>

**DATOS DEL VUELO**

Tipo de operación	<b>Transporte aéreo comercial – Regular – Nacional – Pasajeros</b>
Fase del vuelo	<b>Descenso – Normal</b>

**INFORME**

Fecha de aprobación	<b>3 de mayo de 2012</b>
---------------------	--------------------------

<sup>1</sup> Todas las horas en el presente informe están expresadas en hora local. Para calcular la hora UTC será necesario restar una hora a la hora local.

## 1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

### 1.1. Reseña del vuelo

Ese día la tripulación había iniciado su actividad en Valencia. Tenía previsto realizar 4 saltos; Valencia-Madrid, Madrid-Santander, Santander-Madrid y Madrid-Nantes.

La aeronave despegó de Madrid a las 18:13:27 con destino Santander. El piloto a los mandos (PF) era el comandante. Durante este segundo salto y después de 26 minutos de vuelo, a las 18:39:37, cuando la aeronave se encontraba a nivel de vuelo 200 y con una velocidad de 268 kt los dos motores de la aeronave se pararon simultáneamente. El registrador de datos de vuelo (FDR) recogía un valor de flujo de combustible de 0 kg/h en ambos motores.

A continuación se extendió automáticamente el ADG («Air Driven Generator») para proporcionar energía eléctrica a la aeronave y la tripulación procedió a rearrancar los motores seleccionando ignición continua. Los motores arrancaron y al cabo de aproximadamente 1 minuto, a las 18:40:44, se observaron valores de flujo de combustible equivalentes a los que había antes de que se produjera la doble parada de motor.

Durante el proceso de re arranque un tripulante de vuelo de la compañía que volaba como pasajero entró en la cabina de vuelo.

A las 18:41:11, la tripulación declaró emergencia, a sugerencia del tercer tripulante que había entrado en la cabina de vuelo, informando que habían tenido doble fallo de motor, que se encontraban en proceso de re arranque y solicitando prioridad para el aterrizaje.



Figura 1. Aeronave con el ADG desplegado después del aterrizaje

ATC colacionó su requerimiento y les dio prioridad para el aterrizaje. Durante las comunicaciones realizadas previas al aterrizaje, ATC preguntó por el número de personas que iban a bordo de la aeronave.

El resto del vuelo y el aterrizaje se realizaron sin incidencias y sin que se produjeran daños ni a la aeronave ni a ninguna de las personas que iban a bordo. La aeronave rodó hasta una zona de estacionamiento y los pasajeros desembarcaron normalmente.

Las condiciones meteorológicas eran VMC y no había fenómenos meteorológicos significativos.

## 1.2. Lesiones de personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total en la aeronave	Otros
Muertos				
Graves				
Leves				No aplicable
Ilesos	4	44	48	No aplicable
<b>TOTAL</b>	<b>4</b>	<b>44</b>	<b>48</b>	

## 1.3. Información sobre el personal

### 1.3.1. Comandante (CM-1), ocupando el asiento izquierdo

El comandante, de 48 años de edad, era el piloto a los mandos (PF). Contaba con una licencia JAR-FCL de piloto de transporte de línea aérea de avión y habilitaciones de CL-600 y vuelo instrumental, válidas y en vigor en el momento del incidente. Su experiencia total era de 9.328 h de vuelo de las cuales 5.052 h eran en el tipo de aeronave del incidente.

Había sido comandante de la flota DHC 8-315 desde enero de 2002 hasta noviembre de 2004 y desde noviembre de 2004 era comandante de la flota CL-600-2B19. Con anterioridad, desde noviembre de 1999 hasta enero de 2002, había volado como copiloto de la flota CL-600-2B19.

El inicio de la actividad el día del incidente fue a las 13:05. Previamente había disfrutado de un descanso de 5 días.

Su residencia habitual estaba en Málaga aunque su base era Valencia.

En julio de 2008 había recibido un curso como parte del programa de entrenamiento periódico relativo a sistemas del avión que había superado con una calificación del 92,5%. La última verificación de competencia la realizó el 08-09-2008 con el resultado de apto.

### 1.3.2. *Copiloto (CM-2), ocupando el asiento derecho*

El copiloto, de 34 años de edad, contaba con una licencia JAR-FCL de piloto de transporte de línea aérea de avión y habilitaciones de CL-600 y vuelo instrumental, válidas y en vigor en el momento del incidente. Su experiencia total era de 4.084 h de vuelo de las cuales 2.824 h eran en el tipo de aeronave del incidente.

Había volado como copiloto de la flota CL-600-2B19 desde septiembre de 2005.

El inicio de la actividad el día del incidente fue a las 13:05. Previamente había disfrutado de un descanso de 5 días.

En mayo de 2008 había recibido un curso como parte del programa de entrenamiento periódico relativo a sistemas del avión que había superado con una calificación del 100%. La última verificación de competencia la realizó el 02-12-2008 con el resultado de apto.

## 1.4. Información sobre la aeronave

### 1.4.1. *General*

La aeronave BOMBARDIER CANADAIR CL-600-2B19 CRJ 200 es un avión birreactor con capacidad para 50 pasajeros concebido para su uso en el transporte aéreo regional y de corto alcance. Su peso máximo de despegue es de 23.133 kg.

Su planta de potencia la componen dos motores turbofan GENERAL ELECTRIC CF-34-3B1 de doble eje y alta razón de derivación.

La aeronave del incidente, con S/N 7732, había sido fabricada en el año 2002. En la fecha en la que se produjo el incidente contaba con todas las autorizaciones, certificados y seguros necesarios para realizar operaciones de transporte público de pasajeros.

### 1.4.2. *Estado de la aeronave y mantenimiento*

La aeronave tenía un total de 16.903,72 h de vuelo (TSN) y 14.264 ciclos (CSN).

El motor izquierdo, con número de serie (MSN) 873615, tenía 16.903 (TSN) horas de vuelo y 14.264 (CSN) ciclos y era nuevo cuando fue instalado en la aeronave en diciembre de 2002.

El motor derecho, con número de serie (MSN) 872428, tenía 23.781 h de vuelo (TSN) y 19.712 ciclos (CSN). Se había realizado una revisión general al motor en septiembre de 2008 y posteriormente se había montado en la aeronave el 18 de septiembre de 2008. Las horas de vuelo desde la revisión general (TSO) eran 959 y los ciclos de vuelo (CSO) eran 914.

La caja de transmisión de la palanca de potencia del motor número 1, con número de pieza (P/N) 2100140-010 y número de serie (S/N) 324, tenía 13.668 h de vuelo (TSN) y 11.784 ciclos (CSN). Por su parte, la caja de transmisión de la palanca de potencia del motor número 2, con número de pieza (P/N) 2100140-010 y número de serie (S/N) 448, tenía 12.905 h de vuelo (TSN) y 11.261 ciclos (CSN).

No se había realizado recientemente ninguna tarea relacionada con la inspección de las palancas de potencia o comprobaciones del ajuste de dichas palancas.

Tampoco existían informes relativos a roturas en el sistema de ajuste de las palancas de potencia.

#### 1.4.3. Sistema de control de empuje del motor

El sistema de control de empuje permite la operación del motor. Está constituido por dos palancas de empuje, dos palancas de empuje de reversa, una ruedecilla de fricción y una serie de r topes internos para el control de los motores en los regímenes de empuje normal y de reversa.

Las palancas de empuje controlan la aplicación de potencia en los rangos normales de empuje como son SHUTOFF, IDLE y MAX POWER. Unos gatillos (pintados en rojo) se localizan en la parte posterior de las palancas de empuje. Los gatillos se usan para salvar los topes mecánicos que evitan un movimiento inadvertido de las palancas de empuje de IDLE a SHUTOFF.

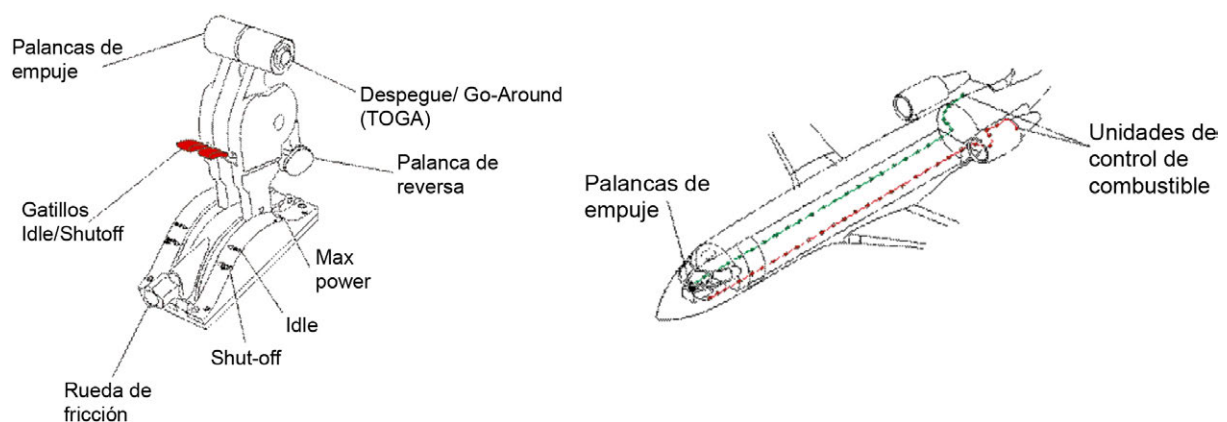


Figura 2. Sistema de control de empuje de los motores

Existe un botón de despegue-go around (TOGA), situado en la parte delantera de cada palanca.

Unos dispositivos de seguridad mecánicos en la palanca de empuje, evitan que se seleccione potencia de reversa hasta que los gases están en la posición de IDLE.

Cada palanca de empuje está conectada por un sistema de cables a la unidad de control de combustible asociada. A través de las palancas de empuje se controla la potencia de los motores desde ralentí (IDLE) hasta despegue (TO) y reversa.

Dispone de un control electrónico de combustible que es efectivo solo cuando la velocidad del fan, N1, es mayor que el 79%, como es el caso de despegue, ascenso y crucero. Las N1 de ambos motores cuando se produjo la doble parada de motor eran 47% en el motor izquierdo, y 44% en el motor derecho.

#### 1.4.4. *Sistema de combustible de la aeronave*

##### **General**

El sistema de combustible lo componen tres tanques integrados en la estructura de las alas, uno central y dos alojados en los planos. También forman parte del sistema bombas de succión y bombas eléctricas alojadas en cada tanque que proporcionan combustible a cada motor. En la parte delantera del tanque central hay dos tanques colectores. El combustible del tanque de cada plano alimenta al tanque colector de su lado.

El sistema de combustible también facilita el repostaje de combustible, bien por presión o por gravedad. Un computador del sistema de combustible controla automáticamente el repostaje, permite la transferencia de combustible entre tanques e informa sobre la cantidad y la temperatura de combustible a la tripulación de vuelo a través del sistema de indicación de motor y alerta a la tripulación (EICAS).

Cualquier problema detectado por el computador de combustible produce una advertencia visual y sonora a través de mensajes en la cabina de vuelo.

##### **Distribución del combustible**

El combustible que se distribuye a cada motor proviene del tanque colector de su respectivo lado que se encuentra en el tanque principal. Dos bombas de succión situadas en la parte inferior de los tanques de los planos suministran combustible a cada tanque colector para mantenerlo completamente lleno. Los tanques colectores están diseñados para que el motor esté correctamente alimentado en cualquier maniobra de vuelo normal y de transición.



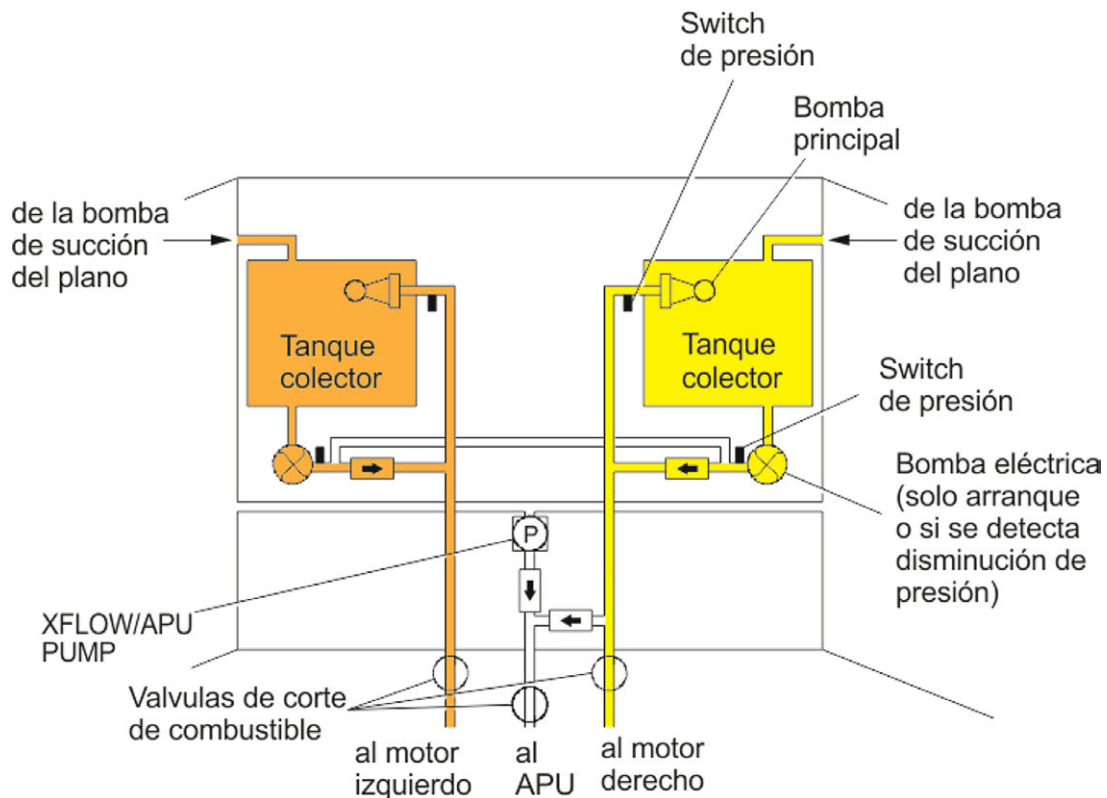


Figura 3. Esquema del sistema de distribución de combustible

En el arranque del motor, una bomba eléctrica que hay en cada tanque colector se conecta en el panel de control de combustible. Cuando se alcanza la presión necesaria para alimentar los motores las bombas eléctricas se desconectan automáticamente. En el caso de que la presión de alimentación del motor disminuyera, las bombas eléctricas se conectarían automáticamente.

Según la hoja de carga, la aeronave tenía en despegue 3.000 kg de combustible y estaba previsto que consumiera 900 kg durante el vuelo.

La capacidad máxima de los tanques de combustible era de 6.606 kg.

#### 1.4.5. Sistema de lubricación del motor

Cada motor tiene un sistema de lubricación independiente que consiste en una bomba y un depósito de aceite. La bomba de aceite proporciona aceite a presión a varios componentes del motor para refrigerarlos y lubricarlos. La caja de accesorios se mueve a través del eje N2 del rotor.

Si la presión de aceite desciende por debajo de 25 psi durante el vuelo se emite un aviso sonoro en la cabina de vuelo «ENGINE OIL». Este aviso se inhibe con el avión en tierra.

#### 1.4.6. *Certificación de las palancas de los motores*

La autoridad de certificación canadiense «Transport Canada Civil Aviation» emitió el certificado tipo para el CL 600 2B19, cuya hoja de datos asociada era la n.º A-131, con fecha 31 de julio de 1992.

El certificado tipo fue convalidado por EASA asignándole n.º IM.A.023 en base a la certificación emitida por la autoridad Alemana (LBA) el 15 de enero de 1993. Las bases de certificación utilizadas fueron las «JAR 25 Large Aeroplanes, Change 13, 05 October 1989».

La base de certificación de la autoridad canadiense y la Europea son equivalentes en lo referente a los controles de motor. Ambas recogen en su párrafo 1143 «Engine controls» lo siguiente:

- «(a) There must be a separate power or thrust control for each engine.
- (b) Power and thrust controls must be arranged to allow—
  - (1) Separate control of each engine; and
  - (2) Simultaneous control of all engines.
- (c) Each power and thrust control must provide a positive and immediately responsive means of controlling its engine.
- (d) For each fluid injection (other than fuel) system and its controls not provided and approved as part of the engine, the applicant must show that the flow of the injection fluid is adequately controlled.
- (e) If a power or thrust control incorporates a fuel shutoff feature, the control must have a means to prevent the inadvertent movement of the control into the shutoff position. The means must—
  - (1) Have a positive lock or stop at the idle position; and
  - (2) Require a separate and distinct operation to place the control in the shutoff position.»

#### 1.5. **Información meteorológica**

La información meteorológica de acuerdo con el METAR del aeropuerto de Santander a las 17:30 UTC era la siguiente:

- Viento en superficie: procedente de 90° e intensidad de 9 kt.
- Visibilidad: más de 10 km.
- Nubosidad y altura de nubes: 5/8 a 2.900 ft.
- Temperatura: 9,2 °C.
- Punto de rocío: 3,8 °C.
- QNH: 1.023 hPpa.

1.6. Comunicaciones

La aeronave contactó con la Torre de Santander a las 18:38:49. La tripulación informó que se encontraba a nivel de vuelo 200 bajando para nivel de vuelo 150 y a 16 millas de EMANU.

ATC les autorizó a que realizaran la llegada estándar MOSCO2G (véase figura 4) y descendieran hasta nivel de vuelo 80. La tripulación comunicó que preferían ir directos

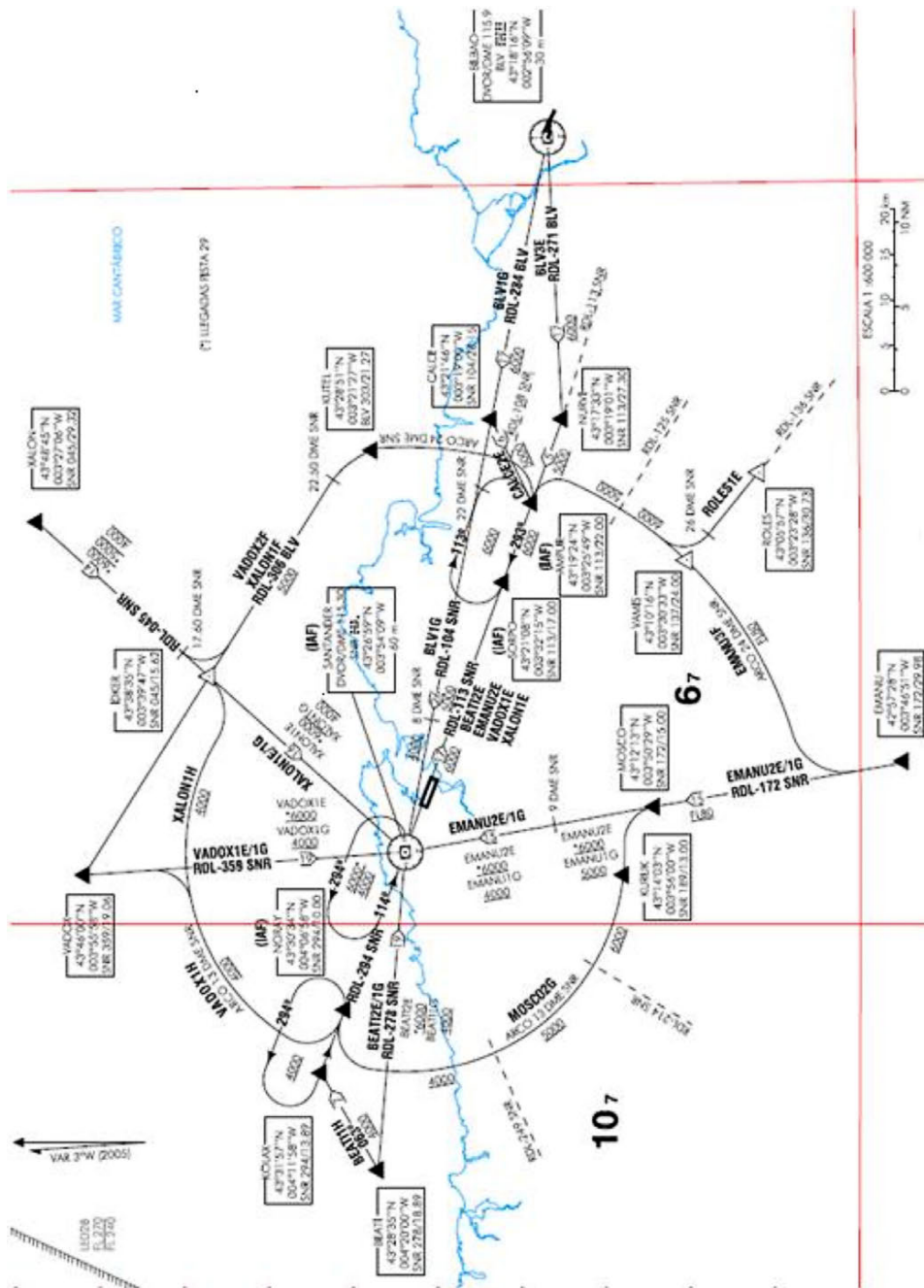


Figura 4. Carta de llegada normalizada por instrumentos Santander

al VOR para iniciar la aproximación (aproximación VOR) a lo que ATC indicó que estimaba que habría un tráfico en el VOR en 6 minutos y a continuación preguntó si podrían cruzar el punto MOSCO a nivel de vuelo 80 «establecidos»<sup>2</sup>. En ese momento se registró en el registrador de datos de vuelo un flujo de combustible de 0 kg/h simultáneamente.

A las 18:41:11 la tripulación notificó emergencia informando que habían tenido doble fallo de motor y que requerían ser número uno y se encontraban en proceso de rearrancar. En esos momentos el flujo de combustible se había restablecido en ambos motores.

ATC les dio prioridad y les autorizó a realizar la aproximación VOR a la pista 11 a las 18:42:45.

A las 18:44:39 ATC solicitó el número de personas a bordo de la aeronave y la tripulación le proporcionó esa información.

## 1.7. Información de aeródromo

El aeropuerto de Santander dispone de una pista de hormigón, la 11/29 con una longitud de 3.100 m de largo y 45 de ancho. La elevación del aeródromo es de 3,25 ft.

## 1.8. Registradores de vuelo

La aeronave disponía de registrador de voces de cabina y de registrador de datos de vuelo, que se recuperaron en buen estado.

### 1.8.1. Registrador de datos de vuelo

El registrador de datos de vuelo era un registrador de estado sólido (SSFDR), modelo Fairchild F1000 P/N S800-2000-00; S/N 02602. Grababa 64 palabras por segundo y tenía un total de 100 h de grabación.

La descarga de la información se realizó correctamente aunque desde el momento que ambos motores se apagaron hasta que de nuevo se rearrancaron, no se registró información en el SSFDR debido a que no disponía de energía porque estaba conectado a la barra 1 de corriente continua alimentada a través de los generadores de los motores.

<sup>2</sup> Con la expresión establecidos se indica que cuando la aeronave cruce por el punto MOSCO debe encontrarse estabilizada (vuelo horizontal nivelado) y a nivel de vuelo 80, es decir a 8.000 ft de altitud.

En el anexo 1 se presentan los gráficos con los valores más significativos de los motores.

### 1.8.2. *Registrador de voces en cabina*

El registrador de voces de cabina era un registrador de estado sólido modelo FA2100, P/N 2100-1020-00 y S/N 000190600 con una duración total de 2 horas y 4 minutos.

El registrador grabó sus 6 pistas. Cuatro de ellas de una duración de 30 minutos y alta calidad y otras 2 con una duración de 2 horas con calidad estándar. La grabación del CVR no se interrumpió en ningún momento dado que la energía se suministraba al equipo a través de la barra esencial de corriente continua.

### 1.8.3. *Información relativa al accidente*

A las 18:38:49 la tripulación contactó con la Torre de Control de Santander. Se encontraba a una altitud de 21.100 ft, con una velocidad 284 kt y el flujo de combustible de ambos motores era de 154 kg/h. Los valores de las revoluciones del compresor de alta (N2) eran 74% del motor 1 y del 71% las del motor 2.

A las 18:39:23 la tripulación solicitó ir directos al VOR para realizar una aproximación VOR en lugar de la aproximación MOSCO2G que le había sugerido ATC. La velocidad era de 272 kt y la altitud de 20.083 ft.

A las 18:39:31 ATC les informaron que se esperaba que un tráfico llegara al VOR en seis minutos. La velocidad era de 270 kt y la altitud de 19.833 ft.

A las 18:39:37 ATC preguntó si la aeronave podía cruzar MOSCO a nivel de vuelo 80 establecido. La velocidad era de 268 kt, la altitud de 19.615 ft y el flujo de los motores en ambos motores era de 0 kg/h. 10 segundos más tarde se oyó en la cabina de vuelo el primer aviso de «ENGINE OIL» que se repitió tres veces. En ese momento las revoluciones del compresor de alta eran del 42% en ambos motores.

El registrador de datos de vuelo registró los avisos de baja presión de aceite en ambos motores simultáneamente a las 18:39:43.

A las 18:39:48 se registraron los últimos valores válidos en el registrador de datos de vuelo.

A las 18:39:50 se oyó el segundo aviso de «ENGINE OIL».

A las 18:39:51 se incrementó el ruido ambiente en la cabina de vuelo.

A las 18:40:14 se oyó como el copiloto dijo «Has parao los dos motores tío». No se escuchó en ningún momento que se identificara la emergencia ni expresión alguna que indicara que se seguía el procedimiento de doble parada de motor en vuelo.

A las 18:40:44 se reinició la grabación del registrador de datos de vuelo y los valores de flujo de combustible eran 109 kg/h en el motor izquierdo y 103 kg/h en el motor derecho.

A las 18:40:52 se escuchó a una tercera persona en la cabina de vuelo. A las 18:41:05 la tercera persona preguntó si habían declarado emergencia. A las 18:41:11 la tripulación declaró emergencia informando que habían tenido un doble fallo de motor y requerían ser el número 1, estaban en proceso de reorganización y procedían al VOR.

## 1.9. Ensayos e investigación

### 1.9.1. Pruebas realizadas a la aeronave después del incidente

#### Combustible

Después del incidente se tomaron muestras de combustible tanto de la aeronave como de la cuba donde había realizado el último repostaje en Valencia. Los análisis del combustible de la cuba indicaron que no existía contaminación.

Los análisis de los tanques de combustible indicaron que existía una contaminación biológica moderada en la muestra procedente del tanque derecho.

Se confirmó que no existía contaminación por agua en ninguna de las muestras analizadas.

#### Aeronave

El 5 de marzo de 2009 el equipo de investigación, junto con el operador y el fabricante de la aeronave realizó las comprobaciones siguientes en la aeronave:

Se inspeccionaron los detectores de partículas en ambos motores sin que apareciera ninguna anomalía.

Se arrancaron ambos motores y se comprobó su correcto funcionamiento sin que aparecieran avisos o alarmas que se refirieran a un funcionamiento incorrecto.

Se replegó el ADG que estaba desplegado y se comprobó que el ADG se desplegaba automáticamente cuando se desconectaban los generadores de ambos motores. También se verificó que las bombas de combustible funcionaban de acuerdo con sus especificaciones.



Figura 5. Actuación de la palanca de la posición de IDLE a SHUT OFF

Adicionalmente se comprobó que las palancas de empuje funcionaban correctamente y de acuerdo con lo especificado en los manuales de operaciones. Además se confirmó que se podían parar ambos motores utilizando una sola mano. Por último se demostró que para accionar los gatillos de seguridad era necesario colocar la mano de una forma diferente a la que se utiliza en operación normal.

### Pruebas adicionales realizadas a la aeronave antes de la puesta en servicio

Previamente a la puesta en servicio de la aeronave el operador realizó las siguientes comprobaciones:

1. Comprobación de presencia de contaminación en los componentes del sistema de combustible.
2. Inspección visual de las bombas de combustible.
3. Inspección visual de los filtros del sistema de combustible así como de sus mecanismos de by-pass.
4. Sustitución de los filtros del sistema de combustible.
5. Ajuste de las unidades de inyección de combustible así como del sistema de control de empuje de los motores.
6. Prueba funcional del sistema de control de empuje de los motores.
7. Prueba funcional de las palancas del sistema de control de empuje de los motores.
8. Medida de tolerancias del sistema de control de empuje de los motores.
9. Inspección de los detectores de presencia de partículas magnéticas en los motores.

10. Revisión del sistema de aceite de los motores.
11. Inspección del carenado de entrada de aire al motor así como de la zona de salida de los gases de escape.
12. Pruebas operacionales las de las bombas de combustible y de las válvulas de corte de combustible.
13. Prueba operacional del sistema de empuje reverso.
14. Prueba de medida de potencia alcanzada de ambos motores.
15. Prueba de vibraciones en el fan de ambos motores.

Todas las inspecciones y pruebas arrojaron un resultado satisfactorio sin que se encontrara ninguna discrepancia.

### Comprobaciones sobre el sistema de control de empuje del motor

Adicionalmente se realizaron comprobaciones en una aeronave del mismo tipo y modelo que la del incidente con objeto de verificar en qué punto de las palancas de empuje entre SHUT OFF y IDLE se producía la parada de los motores.

En la prueba participaron pilotos del operador de la flota del tipo de aeronave del accidente.

En primer lugar se midió la distancia que existía entre las marcas de IDLE y SHUT OFF. Este valor era de 0,97 cm aunque las palancas se podían mover algo más, es decir por debajo de la posición de SHUT OFF.

A continuación se arrancaron ambos motores y se comprobó el recorrido de las palancas de empuje entre la marca de IDLE y el punto en el que el flujo de combustible indicaba 0.

1. Motor izquierdo-Palanca de empuje izquierda. Desde IDLE hasta que se observa un flujo de combustible nulo se movió la palanca de empuje 0,55 cm.
2. Motor derecho-Palanca de empuje derecha. Desde IDLE hasta que se observa un flujo de combustible nulo se movió la palanca de empuje 0,98 cm.

Los pilotos que participaron en las pruebas informaron que los motores nunca se apagan en la posición de SHUT OFF, sino en el tramo entre IDLE y SHUT OFF.

También se observó que la posición de la mano sobre las palancas de empuje durante el vuelo no es una posición que facilite el actuar sobre los gatillos de seguridad que permiten pasar de IDLE a SHUT OFF.

#### 1.9.2. Informe proporcionado por el fabricante del motor

Basándose en la información recogida en el FDR, el fabricante del motor, General Electric, informó que se trataba de una parada de los motores simultánea y que



coincidía con una parada normal<sup>3</sup> de los motores dadas las condiciones de vuelo que existían.

## 1.10. Información sobre organización y gestión

### 1.10.1. *Procedimiento de doble fallo de motor en vuelo*

En el estudio de las listas de emergencia del operador para esta aeronave recogidas en su Manual de Operaciones se observó que no existía una distribución de tareas definida, y que sí aparecía en las listas normales.

Cuando se produce un doble fallo de motor automáticamente se despliega el ADG para proporcionar energía a los sistemas esenciales. En esa situación, algunos sistemas no disponen de energía como son PFD 2 («Primary Flight Display»), el MFD 2 («Multifunction Display»), FD 2 («Flight Director»), entre otros. En general, los sistemas que corresponden al copiloto no tienen energía.

Según la información del Manual de Operaciones del operador, en caso de que se produzca un doble fallo de motor en vuelo es necesario conectar la ignición continua y alcanzar una velocidad mínima de 240 KIAS, como pasos a realizar de memoria (véase anexo 2).

Como paso número 3 se requiere verificar los valores de N1, N2 e ITT y si se detecta que los motores continúan disminuyendo la potencia se indica como paso 4 que se sitúen las palancas de empuje en SHUT OFF. El punto 5 indica el despliegue manual de la ADG. A continuación se enumeran una serie de tareas a realizar, entre las que se encuentra arrancar el APU («Auxiliary Power Unit») y en el punto número 13 se propone el re arranque de los motores utilizando aire de impacto para hacer girar el motor. A partir de dicho punto se inicia un diagrama de flujo para toma de decisiones que se refiere a otros procedimientos que hay que realizar como «Windmill Relight Procedure», «APU Bleed Air Relight Procedure» y «All Engine Out Procedure».

En el procedimiento no se describe la distribución de tareas entre el piloto a los mandos (PF) y el piloto no a los mandos (PNF o PM) o entre el CM-1 y CM-2, dado que los sistemas del lado derecho no disponen de energía.

### 1.10.2. *Procedimiento para apagar los motores en la aeronave BOMBARDIER CL-600 2B19 (CRJ-200ER)*

En el caso de esta aeronave y según los procedimientos de la compañía el motor izquierdo se apaga moviendo la palanca de empuje a la posición de SHUT OFF al

<sup>3</sup> Se entiende como parada normal una parada del motor que se realiza cuando la aeronave está estacionada y ha finalizado el vuelo.

abandonar la pista, acción que realiza el CM-2, por lo que la aeronave rueda con un solo motor hasta el aparcamiento, salvo que existan condiciones de engelamiento. Para posicionar las palancas en SHUT OFF se deben accionar los gatillos de seguridad de las palancas de empuje que permiten pasar de la posición de IDLE a SHUT OFF.

Una vez estacionada, el CM-1 es quién apaga el motor derecho moviendo la palanca de empuje a la posición de SHUT OFF.

#### **1.10.3. *Política de la compañía en relación a la entrada de personas a la cabina de vuelo y cabina estéril***

Según el manual de operaciones de la compañía el acceso a la cabina de vuelo ofrece varios inconvenientes entre los que se encuentra la posibilidad de distraer a la tripulación de vuelo en el cumplimiento de su misión.

En una entrevista realizada a personal de operaciones de la compañía informaron que no se contempla en el manual de operaciones que un tripulante de vuelo acuda a la cabina de vuelo cuando ocurra una emergencia salvo que así lo solicite el comandante. Tampoco se incentiva ni se recomienda.

#### **1.10.4. *Información que recoge el Manual de Operaciones relativa al control de los motores***

En el Manual de Operaciones de la compañía, parte B, se recogía una descripción del sistema de control de empuje.

En esa información se recogía la existencia de los gatillos de seguridad que evitaban que por un movimiento inadvertido las palancas de empuje se colocaran en SHUT OFF. Aparecía una descripción de las diferentes posiciones de la palanca de empuje y en concreto para la posición de SHUT OFF decía que cortaba el combustible al motor en la unidad de control de combustible (FCU) añadiendo que esa posición se localizaba en la parte posterior de los topes mecánicos de la palanca de empuje.

#### **1.10.5. *Información que recoge el Manual de Vuelo de la aeronave sobre el régimen de ralentí***

Según el Manual de Vuelo de la aeronave las revoluciones del compresor de alta (N2) tienen sus límites enmarcados entre el 56,5% y el 68% para régimen de ralentí (IDLE).

## 1.11. Información adicional

### 1.11.1. *Procedimiento de parada de motores en otros tipos de aeronaves*

#### MD Serie 80

En esta aeronave hay dos palancas, una para el control de los motores en vuelo y otra para el control del suministro de combustible (ON/OFF). Para apagar los motores en una aeronave de la serie MD 80 es necesario reducir el empuje de los motores a IDLE y una vez que se encuentran las palancas de empuje en dicha posición accionar las palancas de combustible a la posición de OFF.

#### A320

En el caso del A320 para apagar los motores es necesario en primer lugar poner las palancas de empuje en la posición de IDLE y a continuación accionar los interruptores ENGINE MASTER a la posición de OFF.

### 1.11.2. *Entrevistas realizadas a la tripulación de vuelo*

#### Comandante

El comandante informó que se encontraban sobre el punto EMANU a aproximadamente nivel de vuelo 200 con una velocidad de 250 kt. Él era el piloto a los mandos y el copiloto llevaba las comunicaciones. Los motores se apagaron de una forma dulce cuando el copiloto estaba hablando por la radio. De hecho observó la indicación de flujo de combustible en 0.

Después de pararse los motores accionó las palancas de empuje hacia delante. También informó que movió la ruedecilla de fricción para mover más cómodamente las palancas en el descenso.

Entró en la cabina de vuelo un comandante que volaba con ellos en vuelo de posición que fue el que le dijo al copiloto que declarara emergencia.

Añadió que cuando se pararon los motores los avisos de LH OIL PRESS y RH OIL PRESS se encendieron a la vez. Calculó que planearon durante 2 minutos aproximadamente.

Explicó que para rearrancar tenían que poner el sangrado del APU dado que con el aire de impacto no era suficiente.

También señaló que, según su conocimiento, antes de alcanzar la marca de SHUT OFF los motores se apagaban.

Por último añadió que para accionar el control de los motores hasta la posición de corte («shut off»), se tenían que utilizar ambas manos y adoptar una posición forzada.

### Copiloto

El copiloto informó que era el comandante quien controlaba las palancas de empuje durante el vuelo. Este modelo de aeronave no tiene sistema de empuje automático por lo que era necesario ir controlando las palancas de empuje manualmente durante el vuelo.

El copiloto estaba hablando con ATC Santander que les dijo que fueran por «el arco» para efectuar la aproximación VOR a la pista 11. Ellos querían ir directos al VOR y ATC les autorizó al punto MOSCO establecidos a nivel de vuelo 80.

La teoría del copiloto era que los motores se quedaron sin combustible. Según él fue como una parada normal en el estacionamiento. También pensaba que los motores se pueden cortar con una sola mano.

No recordaba haber oído el aviso de ENGINE OIL pero vio que los dos motores se apagaron simultáneamente. Vió como el comandante conectaba la ignición continua y le advirtió que el mínimo era 240 KIAS.

A continuación arrancó el APU, notificó a Santander y sacó el QRH («Quick Reference Handbook»). Recordaba que el comandante movió las palancas varias veces y que los motores arrancaron solos, sin necesidad de utilizar el sangrado del APU.

Entró en la cabina de vuelo un comandante que iba en vuelo de posición y se quedó hasta el final del vuelo. Les dijo que la presurización era correcta y coordinó con las TCP que la cabina estaba asegurada.

Realizaron una aproximación visual a la pista 11, abandonaron la pista y estacionaron en una posición remota.

#### 1.11.3. *Medidas adoptadas por la compañía tras el incidente*

A partir del incidente la compañía prestó especial atención en los entrenamientos a no actuar sobre ninguna guarda o gatillo sin una verificación cruzada previa requiriendo entrenamiento adicional si esto sucedía.

Seguridad de Vuelo de la compañía envió una nota a todos los pilotos de la flota advirtiéndoles de que tuvieran precaución cuando quisieran alcanzar la palanca de flaps o las reversas lo que podría provocar que se engancharan los gatillos de las palancas de empuje.

El incidente se incluyó como un caso de estudio en uno de los cursos de CRM.

#### 1.11.4. *Antecedentes de casos similares*

##### Base de datos del sistema ASRS

Se realizó una consulta en la base del programa ASRS de la NASA y se identificaron dos casos, en el mismo modelo de aeronave, en los que por una acción inadvertida de la tripulación se accionó la palanca de empuje y se apagó el motor. En ambos casos sucedió durante la carrera de aterrizaje en el momento de accionar las reversas, estando una de ellas inoperativa.

##### Aterrizaje de emergencia en False River Air Park, New Roads, Louisiana

En febrero de 1994 una aeronave turbohélice Saab 340 sufrió una doble parada de motor en vuelo y realizó un aterrizaje de emergencia sin motores en False River Air Park. La parada de los motores se produjo en el descenso hacia su destino. Había 23 pasajeros, 2 pilotos y una auxiliar de vuelo, que sufrió lesiones menores durante la evacuación. El resto de personas resultaron ilesas. La aeronave sufrió daños de consideración.

Como causa del accidente se identificó el movimiento de las palancas de empuje por el capitán por debajo de la posición de ralentí de vuelo, los inadecuados requisitos de certificación y consecuente diseño de la palancas de empuje que permitían mover por debajo de la posición de ralentí de vuelo al modo beta<sup>4</sup>, intencionada o inadvertidamente, durante el vuelo, y las inadecuadas acciones llevadas a cabo para exigir medios que positivamente evitaran las operaciones en modo beta en aeronaves para las que tales operaciones están prohibidas.

El resultado de la investigación fue emitir una recomendación que modificara los estándares de certificación para que eléctricamente se evitara que se pudiera alcanzar el modo beta cuando la aeronave se encontraba en vuelo.

## 2. ANÁLISIS

### 2.1. Estudio del vuelo

La aeronave se encontraba descendiendo hacia Santander cuando contactó con ATC. El piloto a los mandos era el comandante. ATC les autorizó a descender y a realizar la

---

<sup>4</sup> Modo beta es un modo operación por debajo del ralentí de vuelo normal que debe ser utilizado exclusivamente en tierra. El modo beta permite obtener potencia de reversa con objeto de decelerar la aeronave. El modo beta se refiere solamente a turbohélices.

aproximación MOSCO 2G. La idea de la tripulación no era completar la aproximación MOSCO 2G, ya que debían realizar un arco para alinearse después con el VOR y le solicitaron ir directos al VOR para completar la aproximación.

ATC les informó que se esperaba un tráfico en el VOR y si podían cruzar MOSCO a 80 «establecidos». En ese instante, a las 18:39:37, se observó que el flujo de combustible de ambos motores alcanzaba el valor 0. La aeronave se encontraba a 19.615 ft y a una velocidad de 268 kt. A partir de ese momento los valores de las revoluciones del compresor de alta descendieron por debajo del rango de ralentí de vuelo hasta que el FDR dejó de grabar información porque no estaba conectado a la barra esencial de corriente continua.

Se escucharon en el CVR los avisos de baja presión de aceite de ambos motores que indicaban que la presión había descendido por debajo de 25 psi, e inmediatamente se oyó como el ruido ambiente en cabina cambió probablemente debido a la extensión del ADG al dejar ambos motores de proporcionar energía eléctrica.

No se escuchó en el CVR ninguna identificación de la avería, ni sorpresa por parte de la tripulación. Según la declaración de la tripulación el comandante inmediatamente conectó la ignición continua, que es uno de los pasos a realizar de memoria en el procedimiento de doble fallo de motor en vuelo, por lo que debía de ser consciente de lo que había ocurrido aunque estuviera en todo momento callado y no identificara verbalmente la avería ni realizara ninguna coordinación con el copiloto.

En el CVR no se escuchó que se indicara la velocidad mínima para realizar un re arranque, que era otro de los puntos de memoria en el procedimiento.

Este hecho resulta sorprendente dado que una doble parada de motores en vuelo es algo, en principio, inesperado que en un primer momento hay que identificar y con la gravedad suficiente como para requerir una adecuada coordinación entre la tripulación de vuelo.

Además a las 18:40:14 se escucha en el CVR cómo el copiloto dice «Has parao los dos motores, tío», poniendo de manifiesto que era consciente en ese momento de lo que había ocurrido y que hacía responsable al comandante de la parada de los motores.

Algo más tarde, a las 18:40:44, el flujo de combustible de los motores se había reestablecido y la energía eléctrica que proporcionaban los motores también. Es decir, en 37 segundos se habían vuelto a re arrancar los motores. El intervalo de tiempo invertido en identificar y corregir la situación que se había producido fue muy breve.

La actuación del comandante de la aeronave fue inmediata lo que indicaría que fue consciente, desde el primer instante, de que se había producido una doble parada de

motor en vuelo. La tripulación tampoco se planteó si los motores estaban o no dañados y procedieron inmediatamente a rearrancarlos.

Según estudios sobre la gestión de errores<sup>5</sup> los problemas claves en una situación inesperada son identificar correctamente dicha situación y saber cuál es la solución adecuada a aplicar.

En el registrador de datos de vuelo no se recoge información sobre la posición de las palancas de empuje. Por otro lado, las pruebas realizadas en ambos motores, el apagado simultáneo de los mismos, los análisis de combustible y el comportamiento de ambos motores al apagarse y rearrancar apuntan hacia una parada normal de los motores con la actuación de las palancas de empuje a la posición de SHUT OFF.

La información indica que los motores se apagaron por una actuación de las palancas de empuje situándolas por debajo de la posición de IDLE, actuación que no parece que fuera inadvertida. También es probable que la parada de ambos motores fuera involuntaria, es decir, el comandante con su acción no pretendía apagar los motores. Como ya se ha expuesto en el punto 1, para mover las palancas por debajo de IDLE es necesario actuar unos gatillos de seguridad que permiten vencer los topes mecánicos que existen y para accionar esos gatillos hay que posicionar la mano de un modo que no es el habitual durante el vuelo (véase figura 5).

Por otro lado el comandante manifestó su sorpresa por el hecho de que los motores se apagaran antes de que se alcanzara la marca de SHUT OFF lo que indica que no sabía con certeza que la parada se podía producir en todo el tramo desde IDLE a SHUT OFF una vez que los topes mecánicos se habían superado.

Como se explica en el apartado de hechos no se aclara explícitamente en el manual de operaciones que por debajo de la posición de IDLE se puede producir la parada de los motores. Sería conveniente que este aspecto se definiera claramente para que no diera lugar a ambigüedades o interpretaciones erróneas por parte de las tripulaciones de vuelo.

No se ha podido establecer la razón por la que el comandante pudo haber accionado las palancas de empuje por debajo de la posición de IDLE. En el momento en el que se produjo la parada de los motores se mantenía una comunicación con ATC que les autorizó a ir directos a MOSCO y estar establecidos a nivel de vuelo 80. Esta autorización implicaba que tenían que descender alrededor de 13.000 ft en 30 NM, lo que exigía que el régimen de descenso fuera de aproximadamente 2.000 ft/min, que era el que hasta el momento estaban manteniendo. Quizás, estuvo en el ánimo del comandante, disminuir la velocidad de la aeronave que estaba en torno a los 273 kt y su límite máximo a la altitud a la que se encontraban era de 335 kt, reduciendo la potencia.

<sup>5</sup> Flight Operation Briefing Notes. Human Performance. Error Mangement. AIRBUS.

Una vez que se había rearrancado ambos motores, el tripulante de vuelo que volaba en la cabina de pasajeros entró en la cabina de vuelo. Fue él el que advirtió a la tripulación que declararan emergencia y así lo hicieron. Aunque los motores ya estaban en marcha informaron que se encontraban en proceso de arranque de los motores y solicitaron prioridad para el aterrizaje.

ATC les autorizó a hacer la aproximación y les dio prioridad. La única solicitud que realizó fue el número de pasajeros que iban a bordo de la aeronave. En otras ocasiones, igual que en ésta, cuando se declara emergencia, la tripulación de vuelo no indica las personas que van a bordo, dato que resulta esencial para que los servicios de emergencia completen eficazmente su tarea si es necesaria su actuación.

Sería conveniente, por tanto, que este dato se incluyera en la medida de lo posible, a la hora de notificar una emergencia con objeto de reducir el número de comunicaciones y evitar así interrupciones cuando se está resolviendo una emergencia en la cabina de vuelo.

El resto del vuelo se completó con normalidad y se realizaron las preceptivas listas de comprobación.

## 2.2. Diseño del control de empuje de los motores

El sistema de control de empuje de los motores de la aeronave permite además de controlar la potencia de los motores durante el vuelo, apagarlos. Este diseño cuenta con unos topes mecánicos para evitar movimientos inadvertidos de las palancas y como se ha explicado anteriormente era necesario colocar la mano de un modo diferente al normal de vuelo. En resumen, el diseño cumplía con los requisitos de certificación.

A pesar de esto ambos motores se apagaron en vuelo. Puede que fuera de forma inadvertida y que el comandante actuara las palancas de empuje de una forma automática sin darse cuenta de la acción que llevaba a cabo o quizá puede que intentara reducir la potencia de los motores por debajo del ralentí de vuelo pensando que hasta que las palancas de empuje no alcanzaran la marca de SHUT OFF los motores no se pararían.

Lo que no parece probable es que el comandante pretendiera apagar los motores durante el vuelo, pero a pesar de eso los motores se apagaron. Este hecho pone de manifiesto que la solución en la que el control del empuje de los motores incluye la posibilidad de apagarlos por un error debido a la falta de conocimiento del propio sistema, es más vulnerable a una actuación equivocada que otro tipo de soluciones en las que el control de empuje de los motores y el corte de suministro de combustible son independientes como es el caso de los sistemas del MD y del A320.



No es la primera vez que, a pesar de que existen topes mecánicos, se actúan las palancas de empuje por debajo de los mismos como es el caso del accidente que se menciona donde los motores entraron en modo beta; o como en los casos recogidos en la base de datos ASRS de la NASA cuando la tripulación de vuelo, inadvertidamente, apagó un motor cuando una de las reversas se encontraba inoperativa en lugar de accionar la reversa que funcionaba en la carrera de aterrizaje.

Por todo lo anterior cabría plantearse el optar por soluciones de diseño en las que el control del empuje de los motores fuera independiente del accionamiento del corte de suministro de combustible. Por otro lado, en la investigación se ha identificado una falta de conocimiento básico de los sistemas de la aeronave y de las prácticas elementales de operación («airmanship») por lo que, aunque un sistema en el que el control del empuje y el apagado de los motores sean físicamente independientes se considera más robusto, en este caso no se justifica la emisión de una recomendación de seguridad para la modificación de la normativa de certificación en vigor.

### **2.3. Procedimiento de doble fallo de motor en vuelo**

Afortunadamente los motores rearrancaron rápidamente, en 37 segundos, y no fue necesario completar el procedimiento de doble fallo de motor en vuelo. Aunque el copiloto informó en su declaración que encendió el APU, no fue necesario utilizarlo para el arranque de los motores.

En este caso el piloto a los mandos era el comandante por lo que no tuvieron que realizar un cambio en la función de vuelo ya que, aunque no se dice en el procedimiento de doble fallo de motor en vuelo, con la energía esencial solo se alimenta la parte izquierda de la cabina de vuelo por lo que resulta conveniente que el piloto a los mandos sea el comandante.

Tampoco se define la distribución de tareas («task sharing») entre comandante o copiloto o piloto a los mandos y piloto no a los mandos para completar los pasos que permitan rearrancar los motores.

Además el procedimiento en sí mismo remite a otra serie de procedimientos en caso de que sea factible el re arranque de los motores que hacen complejo poder completarlo en una situación de estrés y alta carga de trabajo como la que se puede producir con una doble parada de motor en vuelo.

Sería necesario intentar estudiar el procedimiento de doble fallo de motor en vuelo con objeto de mejorar su eficacia y la definición de la distribución de las tareas entre la tripulación de vuelo para que permita de una forma rápida completar las tareas necesarias al intentar re arranque los motores en vuelo.

### 3. CONCLUSIÓN

#### 3.1. Conclusiones

- La aeronave contaba con todos los certificados y licencias válidos y en vigor.
- Todos los miembros de la tripulación contaba con todas las licencias y certificados válidos y en vigor.
- Era el tercer vuelo del día que realizaba la tripulación de vuelo
- Cuando la aeronave inició el descenso y ya había contactado con los servicios de tránsito aéreo de Santander se pararon simultáneamente los dos motores en vuelo.
- Se extendió automáticamente el ADG.
- La tripulación reanudó inmediatamente los motores.
- Los motores no funcionaron durante 37 segundos.
- Una vez que los motores estaban arrancados entró un tripulante de vuelo en la cabina de vuelo que volaba como pasajero.
- A sugerencia del tripulante de vuelo la tripulación declaró emergencia.
- ATC les dio prioridad y les solicitó el número de personas a bordo de la aeronave.
- La aeronave aterrizó sin más incidencias en el aeropuerto de Santander.
- Las pruebas realizadas en los motores no indican ningún funcionamiento anormal de los mismos.
- Los análisis realizados a las muestras de combustible tomadas de la aeronave y del tanque en el que realizó el último repostaje no justifican la parada de los motores.
- El estudio de los datos recogidos en el registrador de datos de vuelo revela que la parada de los motores fue normal como cuando se apagan una vez finalizado el vuelo.
- En el manual de operaciones no se explica explícitamente que el motor se puede parar situando las palancas de empuje en cualquier punto entre IDLE y SHUT OFF.
- El procedimiento de doble fallo de motor en vuelo no incluye una distribución de tareas entre la tripulación de vuelo.
- El diseño de las palancas de control de empuje cumple con los requisitos de certificación en vigor.

#### 3.2. Causas

Se considera que la parada de los motores en vuelo fue provocada probablemente por una actuación en las palancas de empuje de los motores por debajo del ralentí de vuelo, con el propósito de disminuir la potencia de los motores por debajo del régimen de ralentí de vuelo.

### 4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

**REC 01/12.** Se recomienda a AIR NOSTRUM que modifique el manual de operaciones de la compañía con objeto de que se explique explícitamente que con la

actuación de las palancas de empuje por debajo de la posición de ralentí de vuelo se pueden apagar los motores en cualquier punto entre la posición de IDLE y SHUT OFF, sin que sea necesario alcanzar la marca de SHUT OFF.

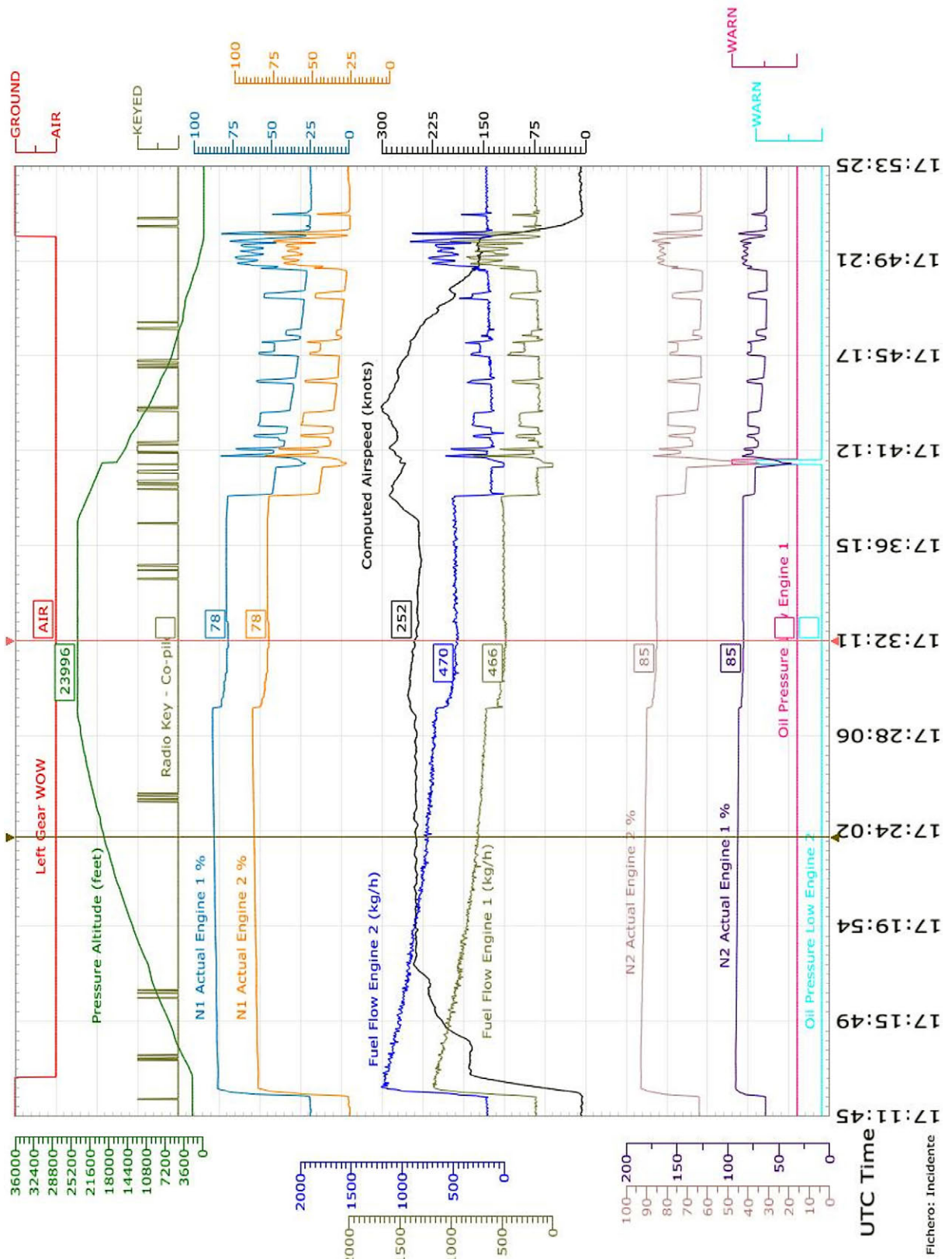
- REC 02/12.** Se recomienda a AIR NOSTRUM que incluya dentro de las actuaciones en caso de emergencia la necesidad de comunicar el número de personas a bordo de la aeronave cuando se declare emergencia con objeto de evitar comunicaciones adicionales e interrupciones en situaciones en las que puede existir alta carga de trabajo.

AIR NOSTRUM ha aceptado incluir en el PRM («Pilot Reference Manual») comunicar el número de personas a bordo en caso de emergencia y ha propuesto entrenar esta actuación en los simuladores de vuelo.

- REC 03/12.** Se recomienda a AIR NOSTRUM que modifique el procedimiento de emergencia de doble fallo de motor en vuelo con objeto que defina claramente la distribución de tareas y funciones entre la tripulación de vuelo y permita de una forma eficaz completarlo y arrancar los motores en vuelo.




**ANEXO 1**  
**Datos del motor recogidos**  
**en el DFDR**



Fichero: Incidente

## **ANEXO 2**

### **Lista del doble fallo motor**

	<b>EMER 1-5</b>
	TR RJ/93, Mar 16/07

**Double Engine Failure**

- (1) IGNITION, CONT ..... ON
  - (2) Airspeed ..... 240 KIAS MINIMUM
  - (3) Engine instruments ..... VERIFY N<sub>1</sub>, N<sub>2</sub>, ITT
- If engines continue to run-down:**
- (4) Thrust levers ..... SHUT OFF
  - (5) ADG manual deploy handle ..... PULL
- When ADG power is established:**
- (6) STAB TRIM, CH 2 ..... SELECT
  - (7) Oxygen masks (if required) ..... DON, SET 100%
  - (8) Crew communications ..... ESTABLISH
  - (9) PASS SIGNs (both) ..... ON
  - (10) APU (if available, 30,000 feet and below) ..... START
  - (11) APU GEN (if APU available) ..... ON

**Effectivity:**

- Airplanes 7003 thru 7207 **not incorporating** Canadair Service Bulletin SB 601R-34-094, Installation of a New ADC (-140) and ARP (-104).

(12) Flight instruments ..... CHECK/RESET  
 barometric altimeter setting,  
 altitude preselector, V-speeds and speed bug  
 settings after generator switching.

**WARNING**


To avoid thermal seizure, increase airspeed as required to maintain at least 4% N<sub>2</sub> indicated. If the N<sub>2</sub> is allowed to drop to 0%, the engine may thermally seize and may not rotate even at higher airspeeds or with starter engagement.

**NOTE**

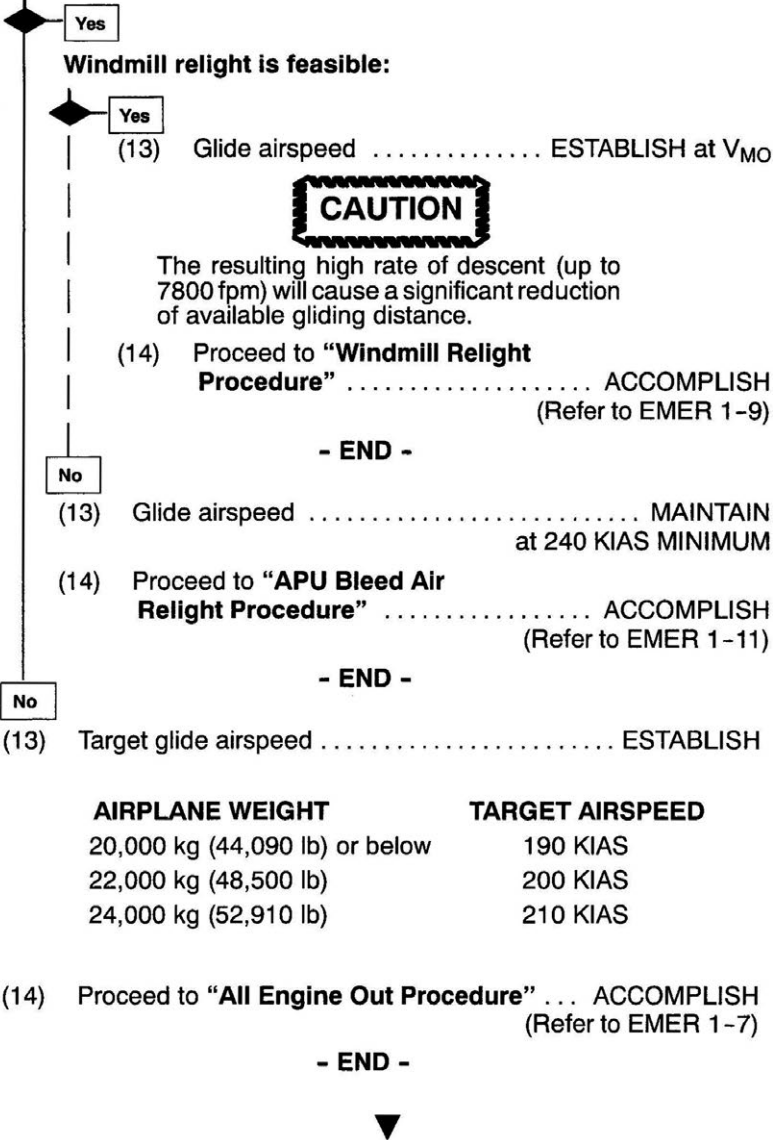
1. Between 21,000 feet and 15,000 feet, a minimum of 12% N<sub>2</sub> is necessary for a windmill relight.
2. At 15,000 feet and below, a minimum of 9% N<sub>2</sub> is necessary for a windmill relight.
3. Acceleration to V<sub>MO</sub> is recommended to attain the necessary N<sub>2</sub> for a windmill relight.
4. The altitude loss when accelerating from 240 KIAS to V<sub>MO</sub> could be more than 5000 feet.
5. A push-over to as steep as 15 degrees nose down may be required.

<b>QUICK REFERENCE HANDBOOK CSP A-022-023</b>	<b>POWER PLANT EMERGENCIES</b>
---	------------------------------------



	<b>EMER 1-6</b>
	TR RJ/93, Mar 16/07

**Relight of either engine is feasible:**



<b>QUICK REFERENCE HANDBOOK CSP A-022-023</b>	<b>POWER PLANT EMERGENCIES</b>
---	------------------------------------



**RESUMEN DE DATOS**

**LOCALIZACIÓN**

Fecha y hora	<b>Jueves, 23 de abril 2009; 11:20 h local</b>
Lugar	<b>Moncofa (Castellón)</b>

**AERONAVE**

Matrícula	<b>OE-KPC</b>
Tipo y modelo	<b>CESSNA TU 206 F</b>
Explotador	<b>Privado</b>

**Motores**

Tipo y modelo	<b>THIELERT, Centurion 4.0</b>
Número	<b>1</b>

**TRIPULACIÓN**

**Piloto al mando**

Edad	<b>32 años</b>
Licencia	<b>Piloto comercial de avión</b>
Total horas de vuelo	<b>1.000 h</b>
Horas de vuelo en el tipo	<b>15 h</b>

**LESIONES**

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

**DAÑOS**

Aeronave	<b>Importantes</b>
Otros daños	<b>N/A</b>

**DATOS DEL VUELO**

Tipo de operación	<b>Aviación general – Privado</b>
Fase del vuelo	<b>En ruta – Nivel de crucero</b>

**INFORME**

Fecha de aprobación	<b>3 de mayo de 2012</b>
---------------------	--------------------------

## 1. INFORMACIÓN FACTUAL

### 1.1. Reseña del vuelo

El día 23 de abril de 2009, la aeronave Cessna TU 206 F, matrícula OE-KPC, amerizó a las 11:20 h<sup>1</sup> junto a la playa del municipio de Moncofa (Castellón) a consecuencia de la rotura del motor cuando sobrevolaba a 7.000 ft la costa. Los dos ocupantes a bordo, piloto y pasajero, fueron rescatados por las personas que avistaron el suceso, ya que la aeronave capotó durante la maniobra y quedó flotando en posición invertida.

El día del accidente, el piloto realizó la inspección prevuelo y repostó. Tras solicitar telefónicamente el plan de vuelo VFR, despegó a las 10:30 h aproximadamente del aeródromo de Ontur (LEOT) en Albacete para dirigirse al aeropuerto de Reus (LERS), donde se iban a realizar los trabajos de mantenimiento programado en un centro de mantenimiento localizado en aquel aeropuerto.

En el transcurso del vuelo cruzó el CTR (Zona de control) del aeropuerto de Valencia a una altitud de 7.000 ft, abandonando, a las 11:10 h, esta zona por el Pasillo Norte por el punto N de SGO (Sagunto), localizado a 17 NM en el RDL VLC 044.

Acto seguido, a la salida del TMA, Control informó de un tráfico inferior, a lo que el piloto respondió efectuando un «viraje de barrido» para confirmar la presencia de dicho tráfico.



Figura 1. Aeronave

<sup>1</sup> Todas las horas indicadas en el presente informe están referidas a la hora local. La hora UTC correspondiente se obtendrá restando dos horas a la misma.

Poco tiempo después, el piloto pudo ver que había comenzado a formarse en el parabrisas una mancha de aceite y comprobó que los indicadores de presión y temperatura de aceite habían descendido. A las 11:11 h, cuando se encontraba en el RDL VLC 046, a 20,5 NM y 7.000 ft contactó con Control de Aproximación de Valencia para informar que tenía problemas de motor y de su intención de buscar un lugar donde aterrizar.

Instantes después volvió a contactar para declarar emergencia debido a la parada del motor. A las 11:14 h desapareció la traza radar a 4.800 ft, a 22,8 NM del VOR del aeropuerto de Valencia y el controlador perdió la comunicación con el piloto.

Según declaración del piloto, durante el vuelo el motor comenzó a hacer ruidos extraños y pudo ver en el parabrisas restos de aceite. Los indicadores de presión y temperatura de aceite habían descendido en el transcurso de la comunicación de la emergencia a control aéreo, el motor se detuvo y perdió la comunicación radio.

A continuación, en la maniobra de descenso intentó arrancar de nuevo el motor, sin conseguirlo. Establecido el lugar de aterrizaje sobre la playa que tenía a la vista, a 800 ft AGL advirtió que no funcionaban los flaps y no pudo alcanzarla. Finalmente, amerizó capotando, junto a la costa.

Advertidos los tráfico de la zona y el Servicio de Salvamento, por el control aéreo, se avistó la aeronave en la orilla de la playa.

Por otra parte, los testigos presenciales del amerizaje reaccionaron rápidamente al ver caer la aeronave y ayudaron a la evacuación de los dos ocupantes que se encontraban a escasos cuatro metros de la orilla. Posteriormente fueron asistidos por los servicios médicos de la zona y trasladados al hospital donde fueron reconocidos y dados de alta médica.

Una vez rescatada la aeronave del agua pudieron observarse los daños producidos por el impacto del agua contra el capó inferior del motor y las palas de la hélice. La acción corrosiva del agua salada se extendió en todos los elementos de la aeronave y la rotura del bloque motor produjo una mancha de aceite que se extendió por la superficie inferior del fuselaje.

## 1.2. Lesiones de personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total en la aeronave	Otros
Muertos				
Graves				
Leves				No aplicable
Ilesos	1	1	2	No aplicable
<b>TOTAL</b>	<b>1</b>	<b>1</b>	<b>2</b>	

### 1.3. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave sufrió importantes daños, estos daños se debieron al golpe sobre la superficie del mar que afectó a la hélice, capó motor y puntas de ala. Posteriormente, la salinidad del agua dañó al resto de la célula.

### 1.4. Otros daños

Se produjeron pequeñas manchas de fluidos en el agua procedentes de la aeronave sobre la superficie del mar en las cercanías de la playa.

### 1.5. Información personal

#### 1.5.1. *Piloto*

Edad:	32 años
Nacionalidad:	Española
Licencia de aptitud de vuelo:	Piloto comercial de avión
• Fecha de emisión inicial:	21/08/2003
• Fecha de caducidad:	09/01/2014
Certificado médico renovado:	17/11/2008
Certificado médico válido hasta:	23/11/2009
Habilitaciones en vigor y fecha de validez:	
• Agroforestal (sólo para incendios):	Hasta 24/08/2009
• Avión multimotor MEP (land):	Hasta 02/01/2010
• Avión monomotor SEP (land):	Hasta 21/08/2009
• Vuelo instrumental IR(A):	Hasta 02/01/2010
• Instructor de vuelo FI(A).	
Horas de vuelo:	
• Totales:	1.000 h
• Horas en los últimos 3 meses:	20 h
• Horas en OE-KPC:	15 h

### 1.6. Información de aeronave

La aeronave llegó a España el 16/11/2008 con un TSN («Time Since New»): 4.374 h. El cuaderno de la aeronave registraba 4.390:55 h de vuelo antes del accidente.

Igualmente, el citado cuaderno registra que principalmente los vuelos que se realizaron desde, al menos la instalación del motor Centurion 4.0, fueron de lanzamiento de paracaidistas.

#### 1.6.1. *Célula*

Marca:	Cessna
Modelo:	TU206F
Núm. de fabricación:	U206-02898
Matrícula:	OE-KPC
Año de fabricación:	1977
MTOW:	1.633 kg

#### 1.6.2. *Certificado de aeronavegabilidad*

Número:	3006
Fecha de expedición:	25/07/2001
Fecha de caducidad:	28/04/2009

#### 1.6.3. *Registro de mantenimiento*

Última revisión:	Fecha	Horas
50 horas:	24/10/2008	4.368 h
100 horas:	13/09/2008	4.358 h
500 horas:	14/09/2007	4.248 h

#### 1.6.4. *Motor*

Marca:	Thielert Aircraft Engine GmbH
Modelo:	Centurion 4.0 (TAE 310)
Potencia:	310 HP
Número de serie:	03-01-0505-SL01-001-P0124

Montado en aeronave:	Fecha 27/04/2007.	TSN: 0 h
<b>Revisiones:</b>	<u>Fecha</u>	<u>Horas aeronave</u>
• 48 horas:	06/06/2007	4.168 h
• 127 horas:	13/09/2007	4.248 h
• 180 horas:	05/03/2008	4.299 h

#### 1.6.5. Hélice

Marca:	MT-Propeller	
Modelo:	MTV-9-D	
Número de serie:	070481	
<b>Montaje:</b>	<u>Horas aeronave</u>	<u>Fecha</u>
	4.120 h	27/04/2007

#### 1.6.6. FADEC (Full Authority Digital Engine Control)

Marca:	Thielert Aircraft Engine GmbH	
Número de serie:	4280	
Número de parte:	05-7611-K000102	
<b>Montaje:</b>	<u>Horas</u>	<u>Fecha</u>
	0	Diciembre 2008
Fecha de inicialización <sup>2</sup> :	8 de enero de 2009	

La aeronave dispone de un FADEC de doble canal, designados como A y B, para el control de la gestión del motor. El segundo canal actúa como reserva.

#### 1.6.7. Información sobre la Certificación de la aeronave

La aeronave fue certificada originalmente utilizando como Base de Certificación la norma CAR («Civil Air Regulation») 3, Enmienda 8, de la FAA («Federal Aviation

<sup>2</sup> Fecha del primer registro.



Administration»), autoridad que emitió el Certificado de Tipo («Type Certificate», TC) n.º A4CE, con su correspondiente Hoja de Datos («Type Certificate Data Sheet», TCDS).

Posteriormente, la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) aprobó, con fecha 13 de abril de 2007, a instancia de Thielert Aircraft Engines GmbH, el cambio del diseño de tipo mediante un «Supplemental Type Certificate» (STC) EASA.A.S.02565, con motivo de la sustitución del grupo motopropulsor inicial por un motor Centurion 4.0 y una hélice MTV-9-D. Para el proceso de obtención de este STC se aplicó la Base de Certificación de la norma CS-23 («Certification Specification») de EASA, en la edición de 14 de noviembre de 2003.

El STC referido llevaba asociado un Suplemento al Manual de Vuelo inicial, con el número de documento 72-0310-72021, de cuyo contenido se recogen las siguientes «Notas»<sup>3</sup> que lo diferencian del manual original (véase Anexo 1):

- Referida a las limitaciones de maniobra, la página 2-4 de la Sección 2, recoge la siguiente «Nota»:

«Intentionally initiating spins or negative-G flight is prohibited»

- En cuanto a los procedimientos de emergencia, en la página 3-4 de la Sección 3 se recoge la siguiente «Nota» referida al re-arranque del motor en caso de fallo del mismo:

«The propeller will normally continue to turn as long as the airspeed is above 65 KIAS. Should the propeller stop at an airspeed of more than 65 KIAS, the reason for this should be found out before attempting a restart. If it is obvious that the engine or propeller is blocked, do not use the Starter.»  
«If the Engine Master is in OFF position, the Load Display shows 0% even if the propeller is turning.»

Con fecha 26 de septiembre de 2007, EASA publica un TCDS, n.º E.014, Issue 4, donde se recogen los datos referidos a la instalación de motores Centurion 4.0 en aeronaves de categoría «normal» y «utility».

<sup>3</sup> La Sección 1, página 1-1, del manual de vuelo, véase Anexo 1, contiene tres niveles de aviso: «Note», «CAUTION» y «WARNING» de acuerdo con la importancia que sobre la seguridad o perjuicio sobre la aeronave pueda ocasionar su incumplimiento y según el siguiente criterio:

- Note: Information added for a better understanding of an instruction.
- CAUTION: Non-compliance with these special notes and safety measures could cause damage to the engine or to the other components.
- WARNING: Non-compliance with these safety rules could lead to injury or even death.

### 1.6.8. Sistema eléctrico

El esquema eléctrico que la aeronave accidentada montaba contiene, en rasgos generales, los siguientes elementos (véase Anexo 2):

- La barra principal (MAIN DIST BUS) recibe alimentación de la batería principal (Batt 1), del alternador principal (Alt 1) y de la toma de potencia exterior.
- La batería «Batt 1» es del fabricante Gill, modelo G247, de 24 voltios y entre ella y la barra existe un fusible de 150 A.
- Entre el alternador «Alt 1» y la barra existe un fusible de 80 A. Entre la toma exterior y la barra no existe fusible.
- La barra principal suministra corriente:
  - Al motor de arranque, cuya línea de arranque no tiene fusible.
  - A la barra esencial (ESS BUS) mediante un puente de diodos «D1».
  - Al «GLOW PLUG CONTROL».
  - Al «FADEC B».
  - Al «AIRCRAFT MAIN BUS RELAY» a través del cual se alimentan, entre otros sistemas, el de comunicaciones, ADF, flaps, calefacción del pitot, avisador de pérdida, bomba de combustible, luces de la aeronaves, etc.
- La barra esencial recibe corriente de la barra principal, del Alt 2 y de la batería «Batt 2».
- La batería «Batt 2» está formada por dos baterías, conectadas en serie, de 12 V / 12 A/h cada una.
- La barra esencial suministra corriente a:
  - «FADEC A».
  - La bomba de vacío (VAC PUMP).
  - Auxiliary engine display / Compact engine display (AED/CED).
- La conexión entre la barra principal y la esencial es unidireccional por la acción del grupo de diodos «D1». Esto hace que la batería «Batt 1» no se pueda recargar por el alternador «Alt 2» y, asimismo que la «Batt 2» no pueda alimentar a la barra principal y los sistemas que de ella dependen.

La implementación de este sistema sobre la aeronave motivó que la batería principal «Batt 1» fuera situada en el compartimento de cola, mediante un cable de 5 m de longitud, para evitar inconvenientes de calentamiento de la propia batería y mantener el margen de centrado original de la aeronave. Asimismo, un fusible de 150 A próximo a dicha batería. Hay que señalar que en la revisión de la aeronave tras el accidente fue encontrado otro fusible igual al anterior, dentro de una bolsa, junto a la batería principal.

Consultada la documentación técnica del STC, referida al sistema eléctrico, que se muestra en el Anexo 2 de este informe, se comprobó que ésta coincide con la instalación montada en la aeronave accidentada.

Por otra parte, como ya se refirió en el punto 1.6.7, la aprobación del STC llevaba asociado un Suplemento al Manual de Vuelo inicial. Este Suplemento contiene en la Sección 7 un esquema del sistema eléctrico para información del piloto (véase Anexo 1).

Comparando el esquema eléctrico de la documentación técnica del STC con el del Suplemento, se observa que existen diferencias significativas. En particular, en el esquema del Suplemento al Manual de Vuelo, cuando los generadores «Alt 1» y «Alt 2» no están operativos, los sistemas de comunicaciones y navegación, calefacción al pitot, flaps, bomba de combustible y avisador de pérdida, dependiendo todos ellos de la ESS BUS, dentro del grupo denominado «Essential Equipment», son alimentados por ambas baterías «Batt 1» y «Batt 2», mientras que esta circunstancia no se da en la instalación de la aeronave siniestrada.

## 1.7. Ensayos e investigaciones

### 1.7.1. Inspección de los restos

La aeronave tras su recuperación fue trasladada a un taller para su revisión. Con la colaboración del fabricante del motor, se desmontaron el dispositivo FADEC y el motor, ambos elementos fueron trasladados a las instalaciones del mismo en Alemania para su estudio.

Asimismo, la inspección del sistema eléctrico mostró que el fusible de 150 A, próximo a la batería «Batt 1» se encontraba fundido (véase Figura 2).

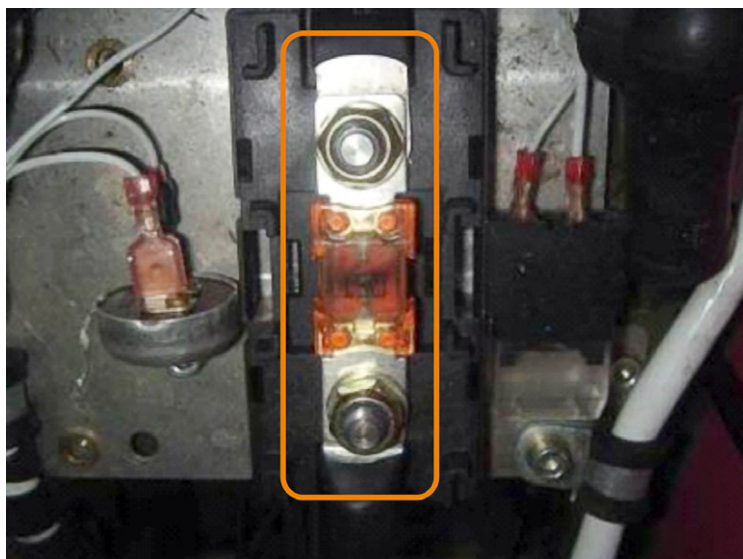


Figura 2. Fusible fundido de la batería

### 1.7.1.1. Inspección del motor

El bloque motor estaba perforado por los impactos recibidos por los componentes internos del mismo.

Considerando que la disposición de los cilindros, desde atrás hacia delante, están emparejados en el orden 1-5, 2-6, 3-7 y 4-8, se encontró que las bielas y pistones de los cilindros 4 y 8 estaban destruidas y las bielas del par 3-7 mostraban daños severos. El cilindro 6 resultó igualmente afectado, pero no así el resto.

Las muñequillas del cigüeñal correspondientes a los cilindros más afectados mostraban señales de sobrecalentamiento en forma de marcas de tonalidad azulada. Asimismo, se realizó un estudio metalográfico de las piezas y roturas observadas, cuyos resultados indican que el proceso de rotura se desarrolló rápidamente (véase Figura 3).

De acuerdo con la información obtenida, se concluye que la causa más probable de los daños ocasionados fue una deficiente lubricación del motor, sin que se haya podido especificar el origen de dicha deficiencia.

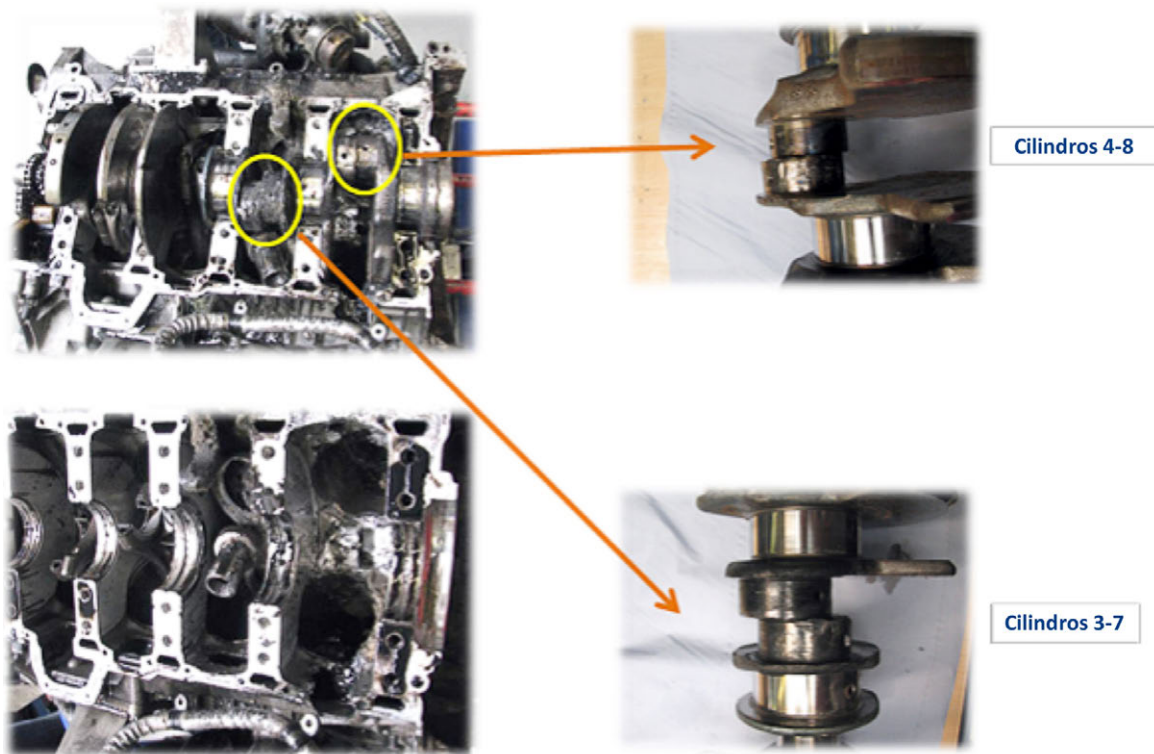


Figura 3. Daños en el motor

### 1.7.1.2. Inspección del sistema eléctrico

Se inspeccionó la instalación del sistema eléctrico de la aeronave accidentada. Los resultados de esta inspección mostraron que ésta se corresponde fielmente con el

esquema contenido en la documentación técnica del STC referida en el Anexo 2 de este informe, pero no con el mostrado en la Sección 7 del Suplemento al Manual de Vuelo (véase Anexo 1).

Como ya se indicó anteriormente en el apartado 1.7.1 se encontró que el fusible de 150 A próximo a la batería «Batt 1» estaba fundido (véase Figura 2).

### 1.7.1.3. Datos registrados en el FADEC

La lectura del FADEC mostró la siguiente secuencia de eventos:

- En el arranque la presión de aceite (Poil) alcanzó un valor máximo de 6.516 mbar y la temperatura de aceite (Toil) de 14 °C. Según el motor fue ganando temperatura la Poil disminuyó y la Toil fue aumentando.
- Durante el vuelo, los valores medios de estos parámetros fueron de 3.614 mbar de Poil y 116 °C de Toil. Estas cifras se encuentran, según el manual de vuelo, dentro del arco verde de funcionamiento.
- En un intervalo del vuelo se registraron la presión de admisión (MAP), la presión atmosférica a la altitud de vuelo (Pbaro). Los datos correspondientes, secuenciados con un intervalo de 1 segundo, son los siguientes:

MAP <sup>4</sup> (mbar)	Poil (mbar)	Pbaro (mbar)
2.347	3.619	792
2.352	3.399	790
2.498	3.790	790
2.513	3.729	790
2.508	3.509	790
2.520	3.741	790
2.523	3.692	790
2.523	3.594	790
2.538	3.765	790
2.543	3.753	790
2.528	3.729	790
2.535	3.570	796
2.540	3.619	793
2.550	3.643	797

<sup>4</sup> MAP: «Manifold Absolute Pressure».

MAP (mbar)	Poil (mbar)	Pbaro (mbar)
2.548	3.729	795
2.535	3.900	795
2.510	3.655	795
2.456	3.545	791
2.416	1.919	787
2.441	1.222	786
2.493	1.479	784
2.505	758	786
2.491	330	786
2.498	171	786
2.491	3.374	786
2.503	3.606	786
2.513	3.252	790
2.530	3.337	788
2.535	3.240	788
2.493	3.741	788
2.443	4.034	788
2.426	3.667	788
2.406	3.606	792
2.404	3.399	790
2.339	3.643	790

Se observa cómo, tras aumentar la presión de admisión unos 150 mbar desde el inicio del intervalo, la presión atmosférica (Pbaro) asciende durante unos 7 segundos y seguidamente, en la zona coloreada, la Poil baja bruscamente en unos 6 segundos. Inmediatamente después la Poil se recupera en 1 segundo y la Pbaro desciende nuevamente hasta alcanzar el valor que tenía al comienzo del intervalo.

- A continuación, 29 segundos después que Poil alcanzase el valor de 171 mbar, la presión de aceite descendió a 0 mbar, las revoluciones de motor y hélice inician un descenso progresivo y deja de haber presión de alimentación de combustible. El contador de tiempo del FADEC registró las 11:13:14 horas como el instante en que Poil cayó a 0 mbar.
- La tensión de alimentación del FADEC fue conmutada a «Batt 2» 93 segundos después de Poil a 0 mbar.
- Desde este momento la aeronave inicia un descenso progresivo hasta amerizar.

La Figura 4 representa la variación de los valores<sup>5</sup> registrados en el último tramo. Las unidades<sup>6</sup> del eje horizontal están referidas en segundos.

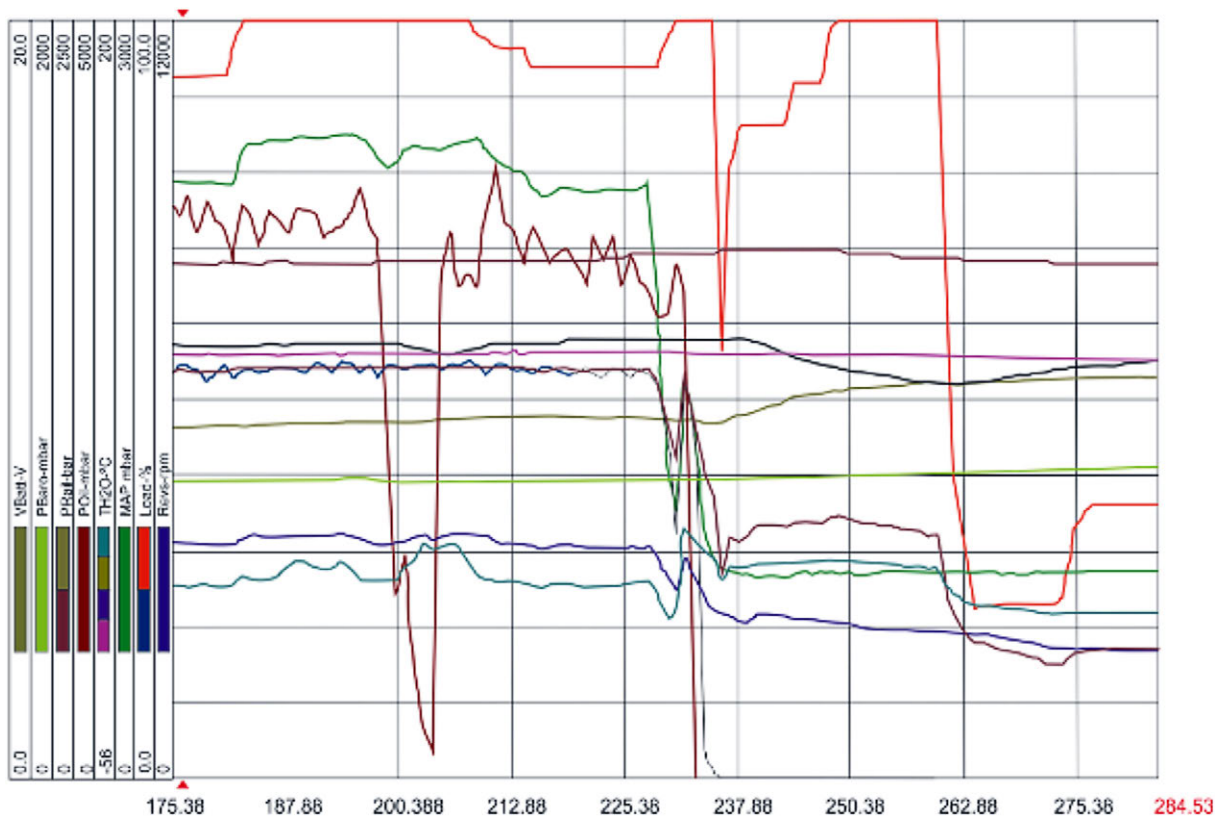


Figura 4. Gráfico de los últimos valores de los parámetros

### 1.7.2. Declaraciones del piloto

Durante la investigación se contactó con el piloto y el pasajero de la aeronave en varias ocasiones con objeto de tener una exhaustiva información de lo ocurrido durante el vuelo.

El contenido de la información aportada fue que, desde su llegada a España, la aeronave fue operada por el mismo piloto. La cantidad de aceite lubricante (Shell Helix Ultra 5w-30) repuesta durante los vuelos realizados en España fue de 1 l.

<sup>5</sup> VBatt: Tensión de batería  
 PBaro: Presión barométrica  
 PRail: Presión conducto de alimentación  
 POil: Presión de lubricante  
 TH2O: Temperatura agua refrigerante  
 MAP: Manifold Absolute Pressure  
 Revs: Revoluciones por minuto

<sup>6</sup> El FADEC registra los datos en tramos de 300 s, en la Figura 4 está referido a una parte de uno de estos tramos.

Según sus declaraciones, el día del accidente se realizó la inspección prevuelo y, en particular, el nivel de aceite estaba ligeramente por debajo del margen superior. Después de repostar poco más de 100 l de combustible (Jet A1) cumplimentó el plan de vuelo por teléfono y a las 10:30 h despegó junto con un pasajero a bordo con destino el aeropuerto de Reus.

Control de aproximación de Valencia le asignó código transponder y le autorizó a atravesar el TMA a 7.000 ft y salir por el pasillo visual Norte. A la salida del TMA, control le informó de un tráfico inferior, a lo que el piloto respondió efectuando un «viraje de barrido» para confirmar la presencia de dicho tráfico.

Poco después, pudo ver que había comenzado a formarse en el parabrisas una mancha de aceite que iba creciendo y al comprobar los indicadores de presión y temperatura de aceite observó que estos habían descendido, llamó a Valencia para informar de problemas en el motor.

En unos instantes, mientras comunicaba con el controlador, el motor dejó de funcionar, afectando de alguna manera al sistema eléctrico, ya que la radio y el transponder dejaron de funcionar en ese mismo momento.

Durante el descenso, declaró que intentó re-arrancar el motor sin resultado y, a unos 800 ft sobre el terreno, en el último viraje, advirtió que los flaps no funcionaban.

## **2. ANALISIS**

### **2.1. General**

A partir del análisis de la información disponible, la secuencia de los hechos puede establecerse como sigue:

El accidente ocurrió durante un vuelo VFR desde el aeródromo de Ontur en Albacete hasta el aeropuerto de Reus. El vuelo había sido programado para el traslado de la aeronave a un centro de mantenimiento con objeto de realizar una revisión periódica de la misma.

El piloto realizó la inspección prevuelo sin que apareciese ningún aspecto a destacar y repostó combustible. Tras solicitar telefónicamente el plan de vuelo VFR, despegó aproximadamente a las 10:30 h.

En el transcurso del vuelo la aeronave cruzó el CTR (Zona de Control) del aeropuerto de Valencia manteniendo una altitud de 7.000 ft, abandonando esta zona por el Pasillo Norte, por el punto N de SGO (Sagunto), a las 11:10 h. A la salida del TMA, Control informó de un tráfico inferior, a lo que el piloto respondió efectuando «un viraje de barrido» para confirmar la presencia de dicho tráfico.



Poco tiempo después, cuando la aeronave se encontraba en el RDL VLC 046, a 20,5 NM y a 7.000 ft de altitud, el piloto pudo ver que había comenzado a formarse en el parabrisas una mancha de aceite que iba creciendo. Al comprobar los indicadores de presión y temperatura de aceite observó que estos habían descendido. A las 11:11 h, el piloto contactó con Control de Aproximación de Valencia para informar de que tenía problemas de motor y de su intención de buscar un lugar donde aterrizar; instantes más tarde declaró emergencia por parada de motor.

A continuación, en la maniobra de descenso intentó arrancar de nuevo el motor, sin conseguirlo.

A las 11:14 h la traza radar de la aeronave desapareció a una altitud de 4.800 ft a 22,8 NM del VOR del aeropuerto de Valencia, y el controlador perdió la comunicación con el piloto.

Adicionalmente, después de la parada del motor la aeronave quedó sin energía eléctrica, lo que produjo la pérdida de contacto con Control y la inoperatividad de varios sistemas más. En el posterior examen de los restos se localizó un fusible —situado entre la batería y la barra principal de suministro— que se había fundido y que dejó aislada la batería principal del resto del circuito eléctrico.

Establecido el lugar de aterrizaje sobre la playa que tenía a la vista, a 800 ft AGL el piloto advirtió que no funcionaban los flaps y no pudo alcanzarla. En la maniobra de amerizaje la aeronave capotó y quedó flotando en posición invertida junto a la playa del municipio de Moncofa (Castellón).

En el desarrollo de la investigación se ha examinado la posibilidad de que el piloto hubiera realizado una maniobra brusca de descenso con factor de carga  $n < 0$  que pudiera afectar a la lubricación del motor, originando que éste se rompiera, parara y gripase.

Otro aspecto que se contempla en este análisis es el contenido del Manual de Vuelo y del Suplemento asociado al STC, particularmente en lo referente a las instrucciones y Notas en ellos reflejadas.

## **2.2. Aspectos relacionados con el fallo motor y los datos registrados en el FADEC**

El apartado 1.7.1.1 de este Informe describe los daños encontrados en la inspección interna del motor. La rotura de componentes internos, bielas y pistones, produjo un orificio en el cárter por donde el aceite lubricante salió al exterior. Se observó además la presencia de zonas de color azul oscuro en las muñequillas del cigüeñal

correspondientes a varios cilindros, lo que indica que estos estuvieron sometidos a altas temperaturas, originadas por una deficiente lubricación del motor. En la inspección no se ha podido determinar el origen de esta deficiencia de lubricación.

El análisis de los parámetros registrados en el FADEC refleja que durante el arranque del motor se produjo un valor alto de presión de aceite (*Poil*), debido a la baja temperatura inicial del aceite (*Toil*). Después del arranque y durante el vuelo se mantuvieron valores constantes normales de parámetros, sin ninguna indicación que anticipase el fallo del motor.

No obstante, al analizar en detalle los registros del FADEC correspondientes a los parámetros *Pbaro* y *Poil* en el último minuto antes de la rotura, se observa lo siguiente (véase Figura 5):

- Antes del punto **A** la aeronave volaba horizontalmente a la altitud-presión (*Hp*) correspondiente a  $Pbaro = 790 \text{ mbar}$  ( $Hp = 6.673 \text{ ft}$ )<sup>7</sup>. En este punto realiza un descenso hasta  $Pbaro = 795 \text{ mbar}$  ( $Hp = 6.560 \text{ ft}$ ) en un tiempo de 4-5 segundos. Esto implica una maniobra de «empujón» («push-over») con velocidades descendenciales (*R/D*) comprendidas entre 2.100 y 2.600 ft/min y factores de carga estimados entre  $-0,7 < n < -0,8$ . A continuación inicia la recuperación mediante una maniobra de «tirón» («pull-up»), que dura unos 4 segundos, con factores de carga estimados de  $n = 2,3$  y con una velocidad ascensional (*R/C*) de unos 5.850 ft/min, subiendo hasta una  $Hp = 6.890 \text{ ft}$  ( $Pbaro = 784 \text{ mbar}$ ).
- Seguidamente, la aeronave habiendo sobrepasado la altitud de vuelo inicial en unos 220 ft, se inicia una segunda maniobra de «empujón» con factor de carga estimado de  $n = 0,25$  para recuperar dicha altitud. Esta segunda maniobra tiene una duración de unos 4 segundos.
- Para volver a capturar la altitud de vuelo inicial la aeronave efectúa un descenso estabilizado con una velocidad descendencial *R/D* de 1.120 ft/min aproximadamente durante unos 10 segundos, hasta el punto **B**.
- En la Figura 5 se observa que la caída de la presión de aceite *Poil* tiene lugar 3-4 segundos después de haber finalizado la maniobra de «empujón» anterior, y que esta caída dura aproximadamente 2 segundos, iniciándose un ligero aumento de *Poil* durante 1 segundo para volver a caer hasta  $Poil = 173 \text{ mbar}$  en los siguientes 3 segundos. Nótese también que la continuación de la caída de *Poil* hasta alcanzar el mínimo coincide en el tiempo con la segunda maniobra de «empujón».
- De la Figura 5 se desprende que el tiempo en el que el motor estuvo sometido a una baja presión de aceite (*Poil* inferior a la normal en el resto del vuelo) fue de unos 7,5 segundos.
- Durante el tiempo transcurrido entre los puntos **A** y **B** los parámetros de revoluciones de motor y hélice se mantuvieron en valores normales.

<sup>7</sup> NOTA: La diferencia entre la indicación del altímetro de la aeronave —7.000 ft— y la altitud presión registrada por el FADEC se debe al reglaje QNH del altímetro en ese vuelo.

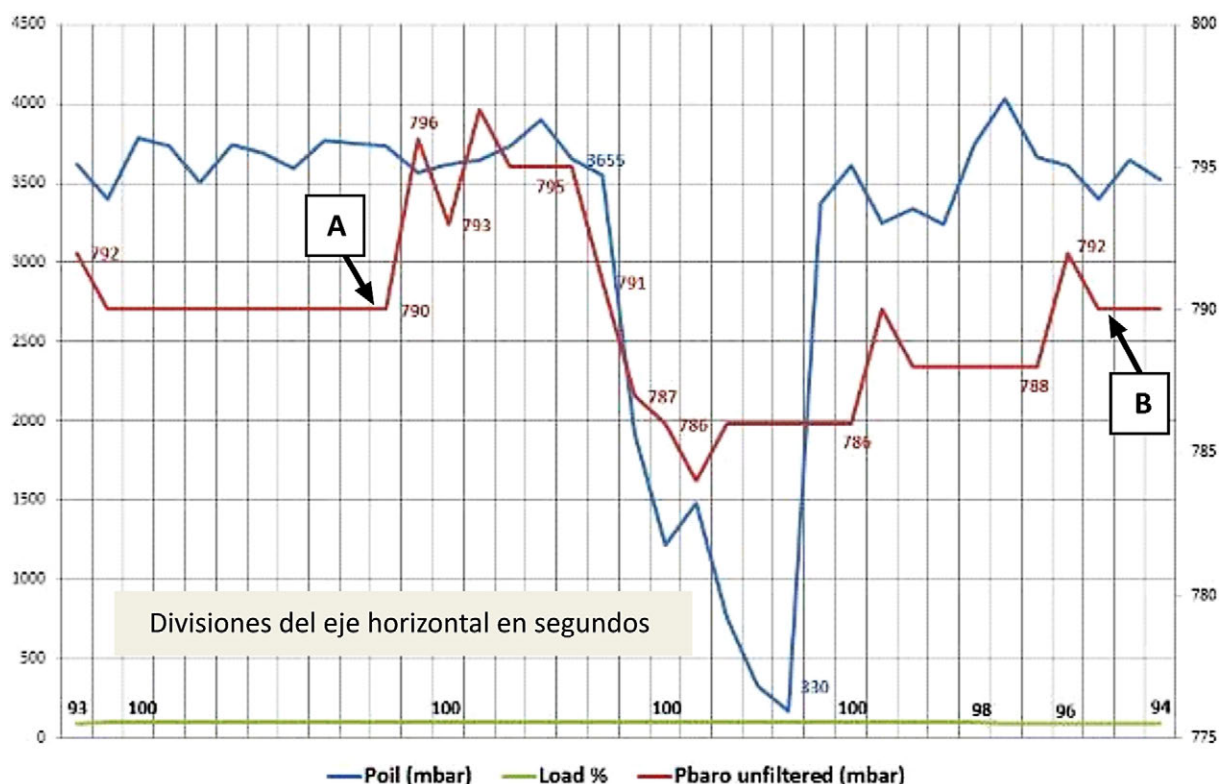


Figura 5. Gráfico de la variación de presión de aceite, carga del motor y presión barométrica

Estos eventos pueden ser identificados —con un alto grado de probabilidad— como la maniobra que el piloto describe como «un viraje de barrido para confirmar la presencia de un tráfico inferior», del que había sido informado por Control.

Haciendo una valoración del intervalo de tiempo (unos 6 segundos) en el que el motor estuvo sometido a una presión de aceite lubricante inferior al 50% de la normal en el vuelo, se considera que, habiéndose mantenido los parámetros del motor dentro de tolerancia (arco verde) durante el vuelo, la falta de lubricación durante este intervalo de tiempo debió ser soportada por la persistencia de la película residual del lubricante.

Las tonalidades azuladas, producto de la oxidación, que presentaban algunas muñequillas del cigüeñal requieren para su formación la exposición del acero a una combinación de temperatura-tiempo significativamente mayor que a la que estuvo expuesto el cigüeñal durante la maniobra analizada. De ello se deduce que el motor debió estar sometido con anterioridad al vuelo del día del accidente a uno o a varios episodios de lubricación deficiente.

En definitiva, se considera que el fallo del motor no puede ser atribuido únicamente a la momentánea falta de lubricación que se registra en el FADEC como consecuencia de la maniobra brusca previa a la bajada de presión de aceite.

Sin embargo, puesto que la *Poil* comienza a bajar a los 7,5 segundos de haberse iniciado el primer «empujón», se recupera ligeramente al final de la subida posterior al «tirón» (segundos 9,5-10,5) para continuar bajando durante el segundo «empujón» (segundos 10,5-13,5) hasta un mínimo de *Poil* = 171 mbar, y comienza a recuperarse cuando la aeronave está en un régimen de descenso estabilizado para volver a capturar la altitud inicial (segundos 13-23), alcanzándose en 1,5 segundos la *Poil* normal de unos 3.600 mbar, resulta evidente que las oscilaciones de la presión del aceite están relacionadas con las variaciones bruscas en la trayectoria de la aeronave.

Por consiguiente, de todo lo anterior se deduce que la maniobra de «montaña rusa» («roller coaster») registrada en el FADEC fue el evento desencadenante de la bajada de presión de aceite ocurrida entre los segundos 7,5 y 15, la cual —conjuntamente con los efectos de otras deficiencias de lubricación anteriores— provocó la rotura de varios elementos y posterior parada/gripado del motor de la aeronave a los 43 segundos de haberse iniciado dicha maniobra.

Aunque —como ya se indicó anteriormente— no se ha podido determinar el origen de las deficiencias en la lubricación, lo más probable es que éstas hayan sido causadas por ocasionales faltas de lubricante en la toma de entrada de la bomba de aceite durante maniobras agresivas, en las que ciertas combinaciones de actitud y aceleraciones (lineales y angulares) podrían provocar dichas condiciones. Al no disponer de registros de los parámetros relevantes no ha sido posible analizar en detalle estos aspectos.

Por otra parte, el funcionamiento de la propia bomba de aceite fue normal durante el vuelo, y en el intervalo de 7,5 segundos en el que la presión bajó, la recuperación de la presión tuvo lugar en 1,5 segundos desde *Poil* mínima. Solamente tras la rotura del motor y la pérdida de aceite, la presión bajó a 0.

### 2.3. Análisis del sistema eléctrico

En la implementación del STC del motor Centurion 4.0 a la aeronave Cessna TU206F el sistema eléctrico original tuvo que ser sometido a una modificación mayor.

Se comprobó que el sistema eléctrico instalado en la aeronave accidentada corresponde al diseñado para esta modificación, y que es el que está aprobado en el STC.

Este diseño incluye dos barras de alimentación, una principal y otra esencial. Cada barra alimenta los distintos sistemas que fueron descritos en el apartado 1.6.8. En concreto, la batería «Batt 1», el arranque, el sistema de comunicaciones, navegación, calefacción de pitot, flaps, bomba de combustible, avisador de pérdida, etc., se conectan

directamente a la barra de alimentación principal. Junto a la «Batt 1» se intercala un fusible de 150 A próximo a ella.

La barra esencial suministra energía al FADEC A, a la bomba de vacío y al dispositivo multifuncional para la indicación de los datos del motor.

La conexión entre ambas barras es unidireccional, desde la barra principal a la esencial.

Las evidencias señalan que la aeronave se quedó sin energía eléctrica después de la comunicación de que se había parado el motor y de la declaración de emergencia, cuando se encontraba a 4.800 ft.

Considerando la secuencia de los hechos producidos durante el vuelo y el diseño del circuito eléctrico, esta situación sólo pudo ocurrir en el caso de que, entre las 11:11 y las 11:14 h, en el descenso desde 7.000 a 4.800 ft, se hubiera accionado el arranque con el motor bloqueado. Al estar impedido el giro del motor por los daños internos, se produjo una intensidad de corriente superior a la que el fusible podía soportar y, al fundirse éste, dejó a la batería «Batt 1» aislada de la barra de suministro principal resultando que los sistemas de comunicación y flaps quedaran inoperativos, además de otros sistemas no relevantes para la investigación de este accidente. El diseño del circuito no ofrece otra alternativa a la expuesta anteriormente.

Por otra parte, en el Suplemento al Manual de Vuelo asociado al STC se hace una representación simplificada de dicho esquema eléctrico. Este Suplemento recoge en la Sección 7 (véase Anexo 1) un esquema que difiere en puntos importantes con el instalado en la aeronave y con el descrito en la documentación asociada al STC y en los apartados anteriores.

Esta diferencia puede centrarse en la alimentación del grupo denominado «Essential Equipment», en el cual se contempla la alimentación de este grupo a través de dos fuentes de alimentación, característica que se ajusta a las condiciones de seguridad que los componentes esenciales deben cumplir, y que no ocurre en el esquema aprobado en el STC e instalado en la aeronave siniestrada, ya que el citado grupo se quedó sin alimentación alternativa a la batería «Batt 1».

En definitiva, se considera que en el sistema instalado, si bien la disposición de un fusible junto a la batería «Batt 1» protege al sistema eléctrico de un posible cortocircuito, su colocación elimina la posibilidad que esta «Batt 1» pueda alimentar a otros sistemas definidos como esenciales. Además, al ser la conexión entre la barra principal y la esencial unidireccional por el grupo de diodos «D1», esto hace que la «Batt 2» no pueda alimentar a la barra principal y a los sistemas que de ella dependen en el caso de que la «Batt 1» quede aislada.

Como consecuencia de los análisis y consideraciones precedentes, se concluye que el diseño del sistema eléctrico aprobado por el STC e instalado en la aeronave presenta

deficiencias funcionales y de seguridad con respecto a los sistemas que de él dependen, y por lo tanto se considera necesario emitir una Recomendación de Seguridad con objeto de que se modifique su diseño para evitar que las circunstancias presentes en este accidente vuelvan a repetirse cuando se intente el arranque del motor en vuelo.

#### 2.4. Aspectos relativos al manual de vuelo

El Manual de Vuelo de la aeronave establece una clasificación en tres niveles según la repercusión de las instrucciones, y en razón de la seguridad o perjuicio sobre la aeronave (de mayor a menor): «WARNING», «CAUTION» y «Note».

En el caso de la «Note» se describe como: «información adicional para una mejor comprensión de una instrucción».

En relación la puesta en marcha del motor en vuelo, el Suplemento del Manual de Vuelo de la aeronave incluye una «Note» en la página 3-4 de la Sección 3, Procedimientos de Emergencia, con la siguiente observación:

«La hélice normalmente seguirá girando mientras la velocidad de vuelo esté por encima de 65 KIAS. Si la hélice se detuviese a una velocidad de más de 65 KIAS, deberá averiguarse el motivo de ello antes de intentar arrancar de nuevo. Si resulta obvio que la hélice o el motor están bloqueados, no usar el arranque (Starter).»

Tras el análisis del contenido de esta «Note» específica en la página 3-4 de la Sección 3, se deduce lo siguiente:

- I. La importancia de las repercusiones sobre el sistema eléctrico actualmente instalado en la aeronave cuando se utiliza el arranque con el motor bloqueado es tal, que se considera necesario elevar el nivel de esta «Note» al menos a «CAUTION».
- II. También se considera necesario un cambio en la redacción de esta instrucción para hacerla más clara y más conspicua la no-utilización del arranque en estas condiciones.
- III. Los efectos negativos causados al intentar el arranque con el motor o hélice bloqueados sobre la operatividad de varios sistemas, no figuran adecuadamente reflejados en el Manual de Vuelo.

Por tanto, se considera que el efecto de intentar el arranque con el motor o hélice bloqueados, dejando varios sistemas inoperativos, no figuraba correctamente reflejado y evaluado en forma de «Nota» y, por ello, se considera que el piloto debiera tener constancia expresa en el manual del efecto del intento de arranque en vuelo del motor y de las advertencia (placa, letrero) en cabina del mismo. Esta consideración podría ser innecesaria en caso de que se modifique el sistema eléctrico.

### 3. CONCLUSIÓN

#### 3.1. Conclusiones

- La aeronave tenía su certificado de aeronavegabilidad en vigor en las categorías «Normal» y «Utility», y se le habían realizado las revisiones periódicas indicadas en el libro de la aeronave.
- El piloto disponía de licencia válida y estaba cualificado para el vuelo.
- A la aeronave le fueron sustituidos el motor y la hélice de origen por un motor Thielert (Centurion 4.0) y una hélice MTV-9-d de acuerdo con el STC EASA A.S.02565.
- El STC incluía la extensión del Manual de Vuelo original con un Suplementario.
- El esquema del sistema eléctrico instalado sobre la aeronave accidentada concuerda con el diseño incluido en el STC.
- El esquema del sistema eléctrico de la aeronave que contiene el Suplemento del Manual de Vuelo difiere del incluido en el STC.
- Los datos registrados en el FADEC desde el principio del vuelo hasta instantes antes de la parada del motor no presentan anomalías que anticiparan un problema de funcionamiento del motor.
- En el transcurso del vuelo la aeronave cruzó el CTR (Zona de Control) del aeropuerto de Valencia manteniendo una altitud de 7.000 ft, abandonando esta zona por el Pasillo Norte por el punto N de SGO (Sagunto) a las 11:10 h.
- A la salida del TMA, Control informó de un tráfico inferior, a lo que el piloto respondió efectuando una maniobra para confirmar la presencia de dicho tráfico.
- El estudio de la información registrada en el FADEC, ha puesto de manifiesto que dicha maniobra consistió en un «empujón» durante 4-5 segundos en el que se alcanzaron factores de carga del orden de  $n = -0,7$ , seguido de un «tirón» de 4 segundos en el que se alcanzaron valores de carga de  $n = 2,3$ , a continuación un segundo «empujón» de otros 4 segundos, y finalmente un descenso rectilíneo de unos 10 segundos. La duración desde el inicio hasta el final fue de unos 23 segundos y fue efectuada en una franja de altitud de unos 400 ft. Esta maniobra denota fuertes y bruscas variaciones en la trayectoria de la aeronave.
- Las consideraciones realizadas indican que se sobrepasaron las Limitaciones de Maniobra del Suplemento del Manual de Vuelo (Sección 2, página 2-4) establecidas en la «Note» «Intentionally initiating spins or negative-G flight is prohibited».
- Aproximadamente a los 7,5 segundos del inicio de esta maniobra de «montaña rusa» («roller coaster»), los registros del FADEC muestran que la presión del lubricante desciende bruscamente en 6 segundos hasta un valor mínimo, recuperándose también bruscamente desde el mínimo hasta su valor normal en 1,5 segundos. El intervalo de tiempo durante el cual la presión de aceite estuvo por debajo del valor normal fue de 7,5 segundos, recuperándose éste a los 15 segundos de haberse iniciado la maniobra.
- La citada disminución de presión del lubricante durante 7,5 segundos no es condición suficiente para la aparición de las marcas de oxidación azuladas por

sobrecalentamiento del material en algunas muñequillas del cigüeñal, que son consistentes con los efectos acumulativos de otras deficiencias de lubricación anteriores.

- A los 43 segundos del inicio de esta maniobra de «montaña rusa» la presión del aceite cayó a 0, produciéndose la rotura y posterior parada del motor a causa de los daños internos catastróficos sufridos que le impedían el giro.
- La maniobra de «montaña rusa» («roller coaster») registrada en el FADEC fue el evento desencadenante de la bajada de presión de aceite ocurrida entre los segundos 7,5 y 15, la cual —conjuntamente con los efectos de otras deficiencias de lubricación anteriores— provocó la rotura de varios elementos y posterior parada/gripado del motor de la aeronave a los 43 segundos de haberse iniciado dicha maniobra.
- Los daños internos encontrados son consistentes con los efectos una lubricación deficiente. Los orígenes de la lubricación deficiente de este motor no han podido ser determinados con precisión.
- El piloto incumplió las instrucciones de la «Nota» en la página 3-4 de la Sección 3 (Procedimientos de Emergencia) del Suplemento al Manual de Vuelo con respecto al arranque del motor en vuelo en caso de fallo del mismo. En ellas se especifica: «If it is obvious that the engine or propeller is blocked, do not use the Starter».
- El intento de arranque en vuelo del motor bloqueado produjo que el fusible situado entre la batería «Batt 1» y la barra principal de alimentación eléctrica se fundiera, dejando inoperativos el sistema de flaps y las comunicaciones, además de otros sistemas que, aunque no relevantes para la investigación de este accidente, si son importantes para la seguridad de vuelo.
- Las instrucciones del Suplemento al Manual de Vuelo con respecto al arranque en vuelo con el motor bloqueado no reflejan de una manera adecuada la importancia de las repercusiones sobre el sistema eléctrico actualmente instalado.

### 3.2. Causas

La causa del accidente fue la rotura y posterior parada del motor en vuelo como resultado de una deficiente lubricación del mismo.

Como consecuencia de la parada y bloqueo del motor, y el posterior intento de arranque por parte del piloto, se produjo un fallo eléctrico que dejó inoperativos otros sistemas de la aeronave, como el sistema de flaps, lo que impidió que se pudieran desplegar durante el procedimiento de aterrizaje forzoso.

## 4. RECOMENDACIONES

**REC 04/12.** Se recomienda a la European Aviation Safety Agency (EASA) que se evalúe la idoneidad del diseño del sistema eléctrico amparado por el STC



(EASA.A.S.02565) en cuanto a la localización, identificación y posible sustitución del fusible de 150 A colocado junto a la «Batt 1».

**REC 05/12.** Se recomienda a la European Aviation Safety Agency (EASA) reconsidere la aprobación del Suplemento al Manual de Vuelo de la Aeronave Cessna TU206F, con motor Centurion 4.0 instalado, para:

- Reflejar correctamente la información relativa al sistema eléctrico.
- Indicar adecuadamente al piloto las instrucciones que ha (o no ha) de seguir en caso de fallo de motor en vuelo.



# **ANEXO 1**

## **Datos del Manual de Vuelo**

Supplement POH Cessna 206

**THIELERT**

---

---

## SECTION 1 GENERAL

### CONVENTIONS IN THIS HANDBOOK

This manual contains following conventions and warnings. They should be strictly followed to rule out personal injury, property damage, impairment to the aircraft's operating safety or damage to it as a result of improper functioning.

- ▲ **WARNING:** Non-compliance with these safety rules could lead to injury or even death.
  
- **CAUTION:** Non-compliance with these special notes and safety measures could cause damage to the engine or to the other components.
  
- ◆ **Note:** Information added for a better understanding of an instruction.

### UPDATE AND REVISION OF THE MANUAL

- ▲ **WARNING:** A safe operation is only assured with an up to date POH supplement. Information about actual POH supplement issues and revisions are published in the TAE Service Bulletin TM TAE 000-0004.
  
- ◆ **Note:** The TAE-No of this POH supplement is published on the cover sheet of this supplement.

Page 1-1  
Issue 1  
Revision 0, Mar. 2007

Supplement POH Cessna 206

**THIELERT****Engine Instrument Markings**

The engine data of the Centurion 4.0 installation to be monitored is integrated in the combined engine instrument CED. The ranges of the individual engine monitoring parameters are shown in the following table, see also Figure 2-1.

Instrument		Red range	Yellow range	Green range	Yellow range	Red range
Tachometer	[RPM]	---	---	0 - 2300	---	> 2300
Oil pressure	[mbar]	0-1000	1000-2300	2300-6500	6500-7000	> 7000
	[psi]	0 - 17.4	17.4 - 33.4	33.4 - 94.3	94.3-101.5	>101.5
Coolant temperature	[°C]	< -25	-25...+ 60	60 - 101	101 - 105	> 105
	[°F]	< -13	-13...+140	140 - 214	214 - 221	> 221
Oil temperature	[°C]	< -25	-25...+ 50	50 - 125	125 - 140	> 140
	[°F]	< -13	-13...+122	122 - 257	257 - 284	> 284
Gearbox temperature	[°C]	---	---	< 115	115 - 120	> 120
	[°F]	---	---	< 239	239 - 248	> 248
Load	[%]	---	---	0 - 100	---	---

Table 2-1 Markings of the engine instruments

- ◆ **Note:** If an engine reading is in the yellow or red range, the "Caution" lamp is activated. It only extinguishes when the "CED-Test/Confirm" button is pressed. If this button is pressed longer than a second, a selftest of the instrument is initiated.
- **CAUTION:** Operation in yellow range should not last more than 5 min. After 5 min. refer to Emergency procedures for operation in red range, Section 3

Page 2-3  
Issue 1  
Revision 0, Mar. 2007

**THIELERT**

Supplement POH Cessna 206



Figure 2-1a CED



Figure 2-1b: AED

**Weight Limits**

No change, refer to original POH.

**Center of Gravity Limits**

No change, refer to original POH.

**Maneuver Limits**

Refer to original POH. .

- CAUTION Intentionally initiating spins or negative-G flights is prohibited

**Flight Loads Factor Limits**

No change, refer to original POH.

**Kinds of Operation**

No change, refer to original POH.

**Fuel Limitations**

- CAUTION: Using non-approved fuels and additives can lead to dangerous engine malfunctions.

Approved fuel grades:..... JET A, JET A-1 (ASTM D1655)  
 ..... JP-8, JP-8+100 (MIL-DTL-83133E)

Page 2-4

Issue 1

Revision 0, Mar. 2007




---



---

**ENGINE FAILURE IMMEDIATELY AFTER TAKE-OFF**

- (1) Airspeed .....80-85 KIAS (flaps up)  
..... 70-75 KIAS (flaps down)
- (2) Load Control ..... IDLE (pull full out)
- (3) Fuel Selector Valve ..... OFF
- (4) Engine Master ..... OFF
- (5) Wing Flaps ..... AS REQUIRED (FULL recommended)
- (6) Battery Switches ..... OFF
- (7) Auxiliary Fuel Pump ..... OFF
- (8) Cabin Door ..... UNLATCH
- (9) Land ..... Straight Ahead

**ENGINE FAILURE DURING FLIGHT (RESTART PROCEDURE)**

- (1) Airspeed ..... BEST GLIDE (75-80 KIAS)
- (2) Fuel Selector Valve ..... BOTH
- (3) Auxiliary Fuel Pump ..... ON
- (4) Load Control ..... IDLE
- (5) Engine Master ..... Cycle OFF to ON  
(if the propeller does not turn, then additionally Starter ON)

◆ Note: The propeller will normally continue to turn as long as the airspeed is above 65 KIAS. Should the propeller stop at an airspeed of more than 65 KIAS, the reason for this should be found out before attempting a restart. If it is obvious that the engine or propeller is blocked, do not use the Starter.

◆ Note: If the Engine Master is in OFF position, the Load Display shows 0% even if the propeller is turning.

- (6) Check the engine power: ..... Load Control 100%, engine parameters, check altitude and airspeed

Supplement POH Cessna 206

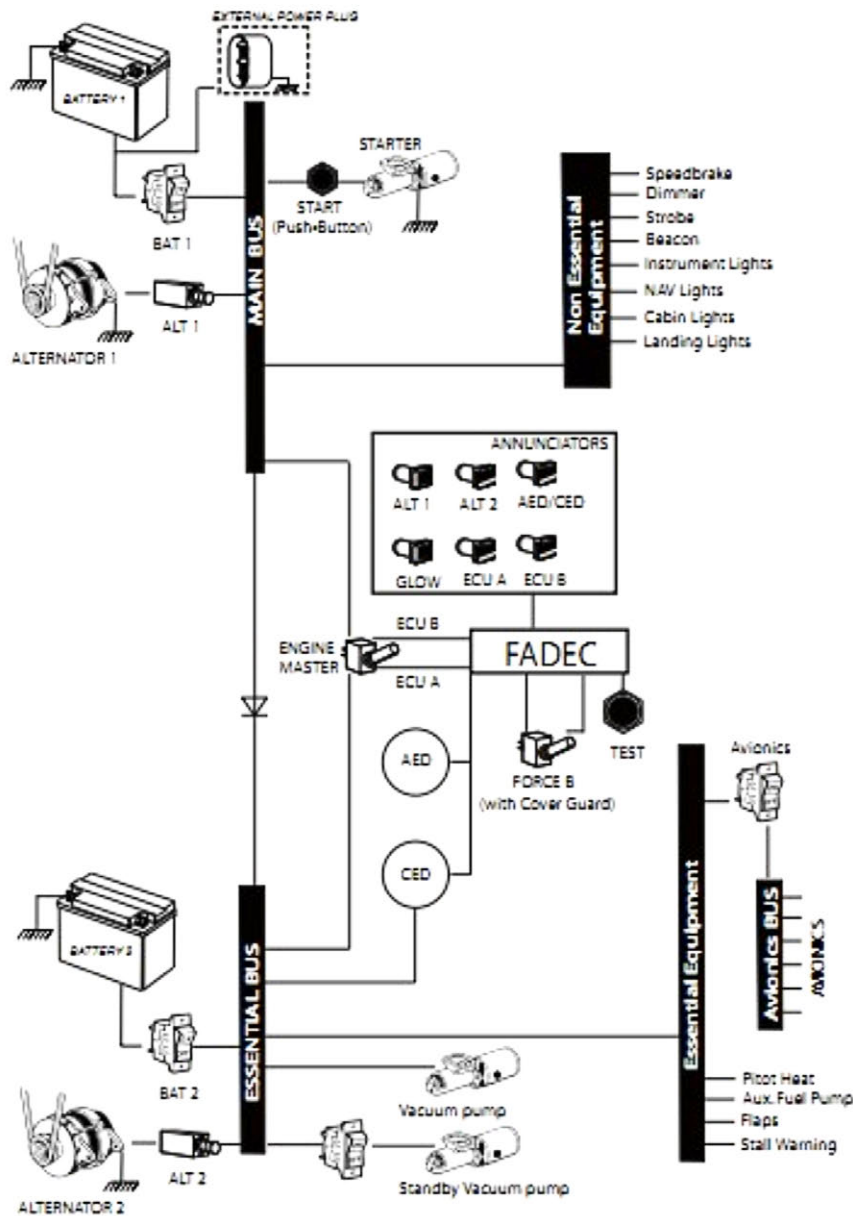


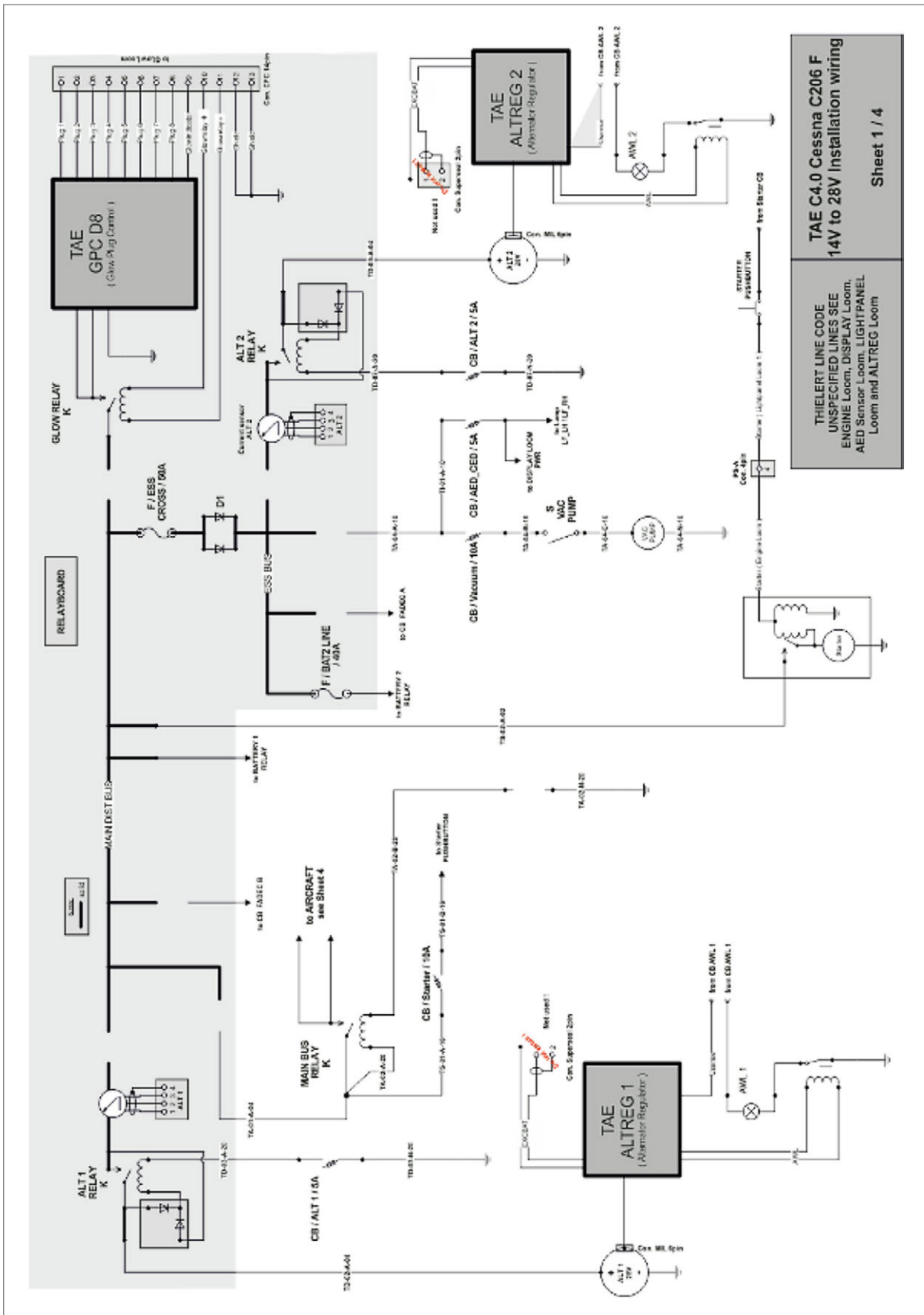
Figure 7-8: Basic Schematic of the Electrical System of the Cessna (T)U206F & G (28V) with Centurion 4.0 installation

Page 7-9  
 Issue 1  
 Revision 0, Mar. 2007



## **ANEXO 2**

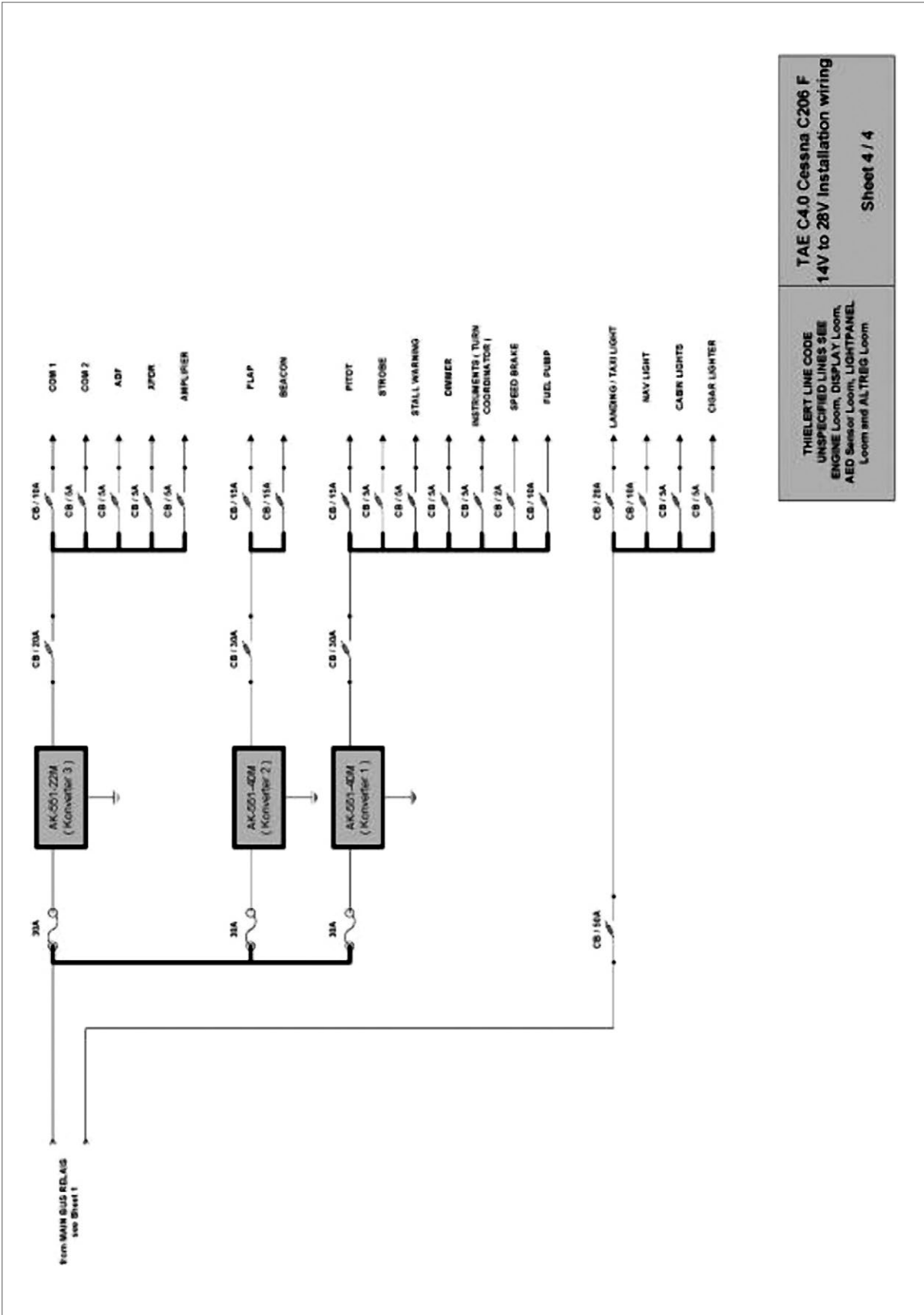
### **Esquema circuito eléctrico**



TAE C4.0 Cessna C206 F  
14V to 28V Installation wiring

THIELERT LINE CODE  
UNSPECIFIED LINES SEE  
ENGINE LOOM, DISPLAY LOOM,  
AED SENSOR LOOM, LIGHT PANEL  
LOOM and ALTREG LOOM

Sheet 1 / 4



TAE C4.0 Cessna C206 F  
14V to 28V installation wiring

THIELERT LINE CODE  
UNSPECIFIED LINES SEE  
ENGINE Loom, DISPLAY Loom,  
AED Sensor Loom, LIGHTPANEL  
Loom and ALTREG Loom

Sheet 4 / 4



**RESUMEN DE DATOS**

**LOCALIZACIÓN**

Fecha y hora	<b>Lunes, 7 de junio de 2010; 12:00 h local<sup>1</sup>, aproximadamente</b>
Lugar	<b>Aeropuerto de Girona</b>

**AERONAVE**

Matrícula	<b>EI-DAX</b>
Tipo y modelo	<b>BOEING 737-800</b>
Explotador	<b>Ryanair</b>

**Motores**

Tipo y modelo	<b>CFM 56-7B26 turbofan engines</b>
Número	<b>2</b>

**TRIPULACIÓN**

Piloto al mando

Edad	<b>42 años</b>	<b>28 años</b>
Licencia	<b>Piloto transporte de línea aérea</b>	<b>Piloto transporte de línea aérea</b>
Total horas de vuelo	<b>2.897:35 h</b>	<b>1.603:00 h</b>
Horas de vuelo en el tipo	<b>2.290:14 h</b>	<b>1.264:00 h</b>

**LESIONES**

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			<b>6</b>
Pasajeros		<b>1</b>	<b>161</b>
Otras personas			

**DAÑOS**

Aeronave	<b>Ninguno</b>
Otros daños	<b>Ninguno</b>

**DATOS DEL VUELO**

Tipo de operación	<b>Aviación comercial – Transporte aéreo</b>
Fase del vuelo	<b>Embarque</b>

**INFORME**

Fecha de aprobación	<b>3 de mayo de 2012</b>
---------------------	--------------------------

<sup>1</sup> La referencia horaria en el informe es la hora local. La hora UTC se obtiene restando 2 a la hora local.

## 1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

### 1.1. Descripción del accidente

El 7 de junio de 2010, durante el embarque por las escaleras delanteras en un avión modelo Boeing 737-800, una niña pequeña que iba en brazos de su padre, cayó desde la parte superior de la escalera al suelo a través del hueco existente entre el pasamanos y la plataforma superior de dicha escalera.

Posteriormente, tras ser atendida por los servicios médicos del aeropuerto, la niña embarcó realizando el vuelo hasta su destino, donde tras recibir atención médica en su centro Local de Accidentes y Emergencias, se le diagnosticó fractura menor de cúbito y radio del antebrazo izquierdo.

### 1.2. Información sobre la tripulación

Ambos pilotos disponían de las licencias y habilitaciones pertinentes para la actividad que estaban llevando a cabo.

### 1.3. Información adicional

#### 1.3.1. Descripción de las escaleras delanteras del B-737

Algunos aviones Boeing 737 están equipados con escaleras retráctiles en la puerta delantera izquierda de la cabina. Ello permite la realización del embarque y desembarque de pasajeros sin necesidad de equipo suplementario de tierra. Estas escaleras incluyen un pasamanos a cada lado. Para superar la distancia entre el extremo superior de los pasamanos y el fuselaje, se añaden otros elementos extensibles manualmente fijados a los principales, de manera que una vez desplegada la escalera, están en posición extendida y asegurados al marco de la puerta de entrada. Cada pasamanos extensible está sujeto por una riostra también extensible desde el rail lateral inferior de las escaleras (véase Figura 1).

#### 1.3.2. Información de la actuación de los equipos de emergencia

El personal de tierra de la Compañía Lesma Handling, que realiza el servicio de handling de la compañía Ryanair en el aeropuerto de Girona, conforme a su «Instrucción de Asistencia Sanitaria» y una vez tuvo conocimiento del suceso, avisó al Centro de Coordinación Aeroportuaria —CECOA—, para que solicitara asistencia sanitaria urgente en aeronave dado que había una niña herida tras haber sufrido una caída.

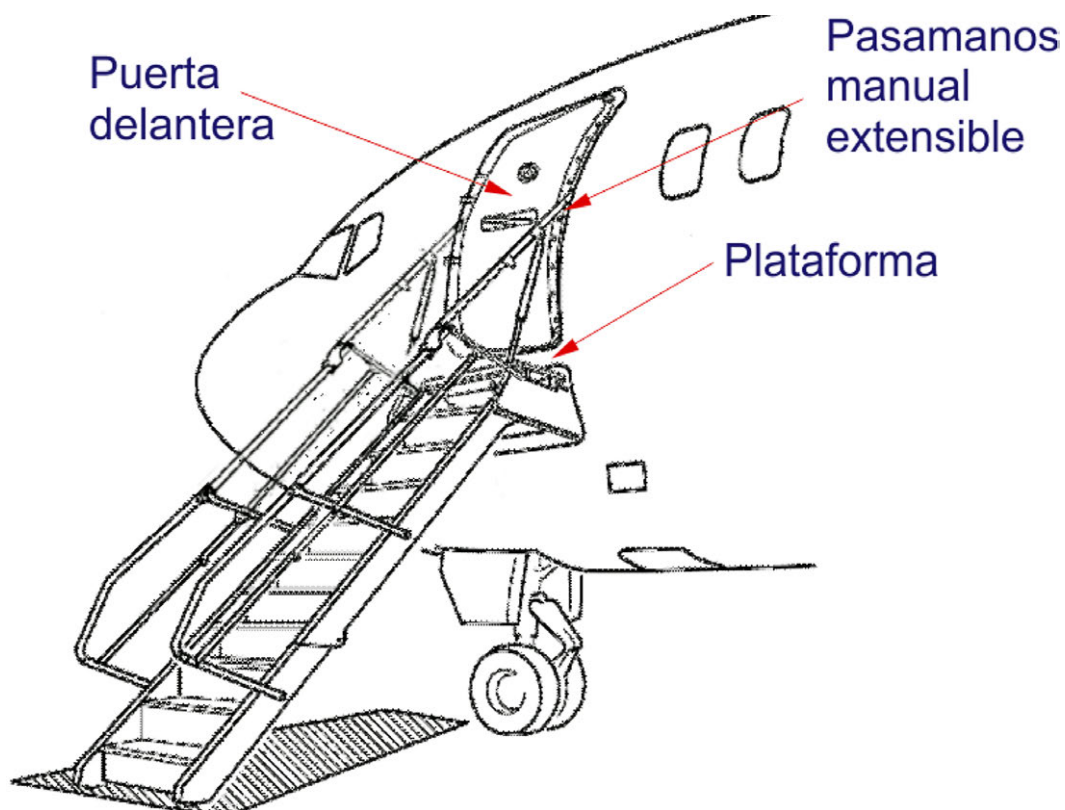


Figura 1. Escalera delantera B-737

La Asistencia sanitaria, tras informarse de las circunstancias del suceso procedió a realizar la valoración y alcance de las lesiones de la niña, determinando que no había gravedad ni riesgo vital alguno, pero que era necesaria la realización de pruebas diagnósticas complementarias en un centro sanitario.

Los padres desistieron del traslado al hospital, indicando que si estaba fuera de peligro preferían llegar a destino y no perder el vuelo.

Se recomendó en todo caso asistencia médica con urgencia a su llegada al destino para valoración radiológica.

#### 1.4. Antecedentes

Como resultado de varios accidentes similares en los que se hallaban involucrados niños pequeños, la FAA publicó en septiembre de 2007 un Boletín de Información de Aeronavegabilidad Especial (SAIB). Este fue distribuido a todos los operadores de Boeing 737 y recomendaba a los propietarios y operadores cumplir el Boeing Service Bulletin (SB) 737-52-1157 y el Monogram Systems Service Bulletin (del fabricante de las escaleras) SB 870700-52-2130.

Estos boletines requerían la instalación de placas de advertencia —en referencia a la necesidad de que los niños pequeños deben estar asistidos por un adulto durante el proceso de embarque o desembarque— en las contrahuellas de los escalones de las escaleras y en las puertas, de manera que fueran visibles en posición abierta, además de añadir material antideslizante en la plataforma superior y en las barandillas laterales.

El SAIB también llamaba la atención sobre el hecho de que Boeing había revisado el Manual de Tripulante de Cabina de Pasajeros («Flight Attendant Manual») el 29 de octubre de 2008 para los aviones de la serie 737, que advertía sobre la necesidad de que los operadores prestaran especial atención a los pasajeros que embarquen con niños pequeños o que tengan necesidades especiales.

Así mismo, con motivo de un accidente similar ocurrido en el aeropuerto de Londres el 17 de julio de 2009, el Air Accidents Investigation Branches (AAIB) realizó una investigación del accidente cuyo informe fue publicado en agosto de 2011. En dicho informe se recogen tres recomendaciones de seguridad:

- Que Boeing establezca un proceso para informar a los operadores de todos los aviones comerciales Boeing de los cambios en el Manual de Tripulante de Cabina de Pasajeros.
- Que Ryanair revise sus procedimientos actuales de embarque y desembarque de manera que se facilite asistencia a los pasajeros acompañados por niños o que tengan necesidades de atención especiales.
- Que Boeing revise el diseño de las escaleras delanteras de los Boeing 737 con la intención de añadir una barrera desmontable que minimice la posibilidad de caídas de niños a través del hueco entre el pasamanos extensible y la plataforma superior.

## 2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

Según el testimonio de varios testigos, en el momento del embarque la niña iba en brazos de su padre, quien además llevaba las manos ocupadas con los pasaportes, tarjetas de embarque y equipaje de mano.

El Boeing 737 es uno de los aviones que usa escaleras integradas para facilitar el embarque y desembarque sin requerir la presencia de escaleras basadas en tierra o de pasarelas telescópicas. Cuando se despliega la escalera, las barandillas extensibles a ambos lados de la escalera, pretenden dar protección contra las caídas laterales y los pasamanos extensibles contra las caídas desde la plataforma superior. Aunque estos pasamanos extensibles protegen correctamente contra las caídas de las personas adultas, el hueco existente entre el pasamanos y la plataforma representa un peligro para los niños pequeños que estén embarcando o desembarcando del avión, ya que es lo suficientemente grande como para permitir su paso a través de él con el consiguiente riesgo de caída.



Varios sucesos iniciales dieron lugar a la publicación del FAA SAIB NM-07-47 en septiembre de 2007 que recomendaba a los propietarios y operadores cumplir el Boeing Service Bulletin (SB) 737-52-1157 y el Monogram Systems Service Bulletin (del fabricante de las escaleras) SB 870700-52-2130, además de la modificación del Flight Attendant Manual del Boeing 737.

Este manual se facilitó a los operadores en la entrega del avión y pretende ser una guía para desarrollar el Manual de Procedimientos y Equipamiento de Seguridad / Tripulación de Cabina para satisfacer los requisitos legales. En el caso de que el Manual sea modificado, no hay un servicio de revisión que asegure que los operadores actuales reciban la información modificada.

En cuanto a los boletines, aunque aumentan la protección contra el resbalamiento en la plataforma superior e implantan indicaciones visuales de un potencial peligro de riesgo de heridas a las personas, no proveen protección física contra la caída de los niños a través del hueco.

En este sentido van dirigidas las recomendaciones emitidas por el AAIB en agosto de 2011, insistiendo en la necesidad de establecer un control que garantice que cualquier modificación en el Manual de Tripulante de Cabina de Pasajeros es conocida por los operadores, que se revisen los procedimientos de embarque y desembarque de modo que se facilite asistencia a los pasajeros acompañados por niños o aquellos que tengan necesidad de atención especial y que se revise el diseño de las escaleras de modo que se añadan barreras que impidan o disminuyan la posibilidad de caídas entre el pasamanos y la plataforma de las escaleras.

Por tanto, la CIAIAC considerando que las recomendaciones emitidas por el AAIB resultan necesarias y suficientes, se reafirma en sus contenidos, no estimando oportuno emitir recomendación adicional alguna para evitar así cualquier duplicidad.



**RESUMEN DE DATOS**

**LOCALIZACIÓN**

Fecha y hora	<b>Viernes, 3 de diciembre de 2010; 09:46 h UTC<sup>1</sup></b>
Lugar	<b>Aeropuerto de Sabadell (LELL) (Barcelona)</b>

**AERONAVE**

Matrícula	<b>EC-KJN</b>
Tipo y modelo	<b>TECNAM P2002-JF</b>
Explotador	<b>Top Fly</b>

**Motores**

Tipo y modelo	<b>ROTAX 912S2</b>
Número	<b>1</b>

**TRIPULACIÓN**

**Piloto al mando**

Edad	<b>30 años</b>
Licencia	<b>Autorización de alumno piloto</b>
Total horas de vuelo	<b>26:02 h</b>
Horas de vuelo en el tipo	<b>26:02 h</b>

**LESIONES**

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

**DAÑOS**

Aeronave	<b>Importantes</b>
Otros daños	<b>Unidad PAPI pista 31</b>

**DATOS DEL VUELO**

Tipo de operación	<b>Aviación general – Vuelo de instrucción – Solo</b>
Fase del vuelo	<b>Recorrido de despegue</b>

**INFORME**

Fecha de aprobación	<b>3 de mayo de 2012</b>
---------------------	--------------------------

<sup>1</sup> La referencia horaria utilizada en este informe es la hora UTC salvo que se especifique expresamente lo contrario. Para obtener la hora local es necesario sumar 1 hora a la hora UTC.

## 1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

### 1.1. Antecedentes del vuelo

El día 3 de diciembre de 2011 a las 09:30 horas, el alumno piloto, tenía programado realizar un vuelo solo local con salida y destino al aeropuerto de LELL, a bordo de la aeronave Tecnam P2002-JF de matrícula EC-KJN. Según su declaración, el alumno preparó la documentación necesaria y la presentó en el departamento de Operaciones de su escuela de vuelo para obtener la autorización de su instructor, necesaria para realizar el vuelo solo. Tras realizar el chequeo prevuelo de la aeronave, el alumno contactó con torre de control, la cual le autorizó a proceder al punto de espera de la pista 31. Una vez allí y habiendo realizado las correspondientes comprobaciones de motor, el alumno comunicó que estaba listo para el despegue. La torre comunicó que podía entrar y mantener y posteriormente le autorizó a despegar informando de viento de 250 o 270 de 15 kt<sup>2</sup>. En cuanto comenzó la carrera de despegue, la aeronave pasó un bache y empezó a botar y desviarse hacia la izquierda por lo que el alumno intentó corregir la trayectoria con los pedales de dirección. Al alcanzar los 40 kt de IAS<sup>3</sup> el alumno decidió, todavía en pista, cortar gases y aplicar frenos, pero la aeronave se salió de la pista colisionando finalmente con un PAPI<sup>4</sup> (véase Anexo I).



Figura 1. Daños de la aeronave

<sup>2</sup> 270° 10 kt según comunicaciones ATC.

<sup>3</sup> IAS: «Indicated Airspeed» (velocidad indicada).

<sup>4</sup> «Precision Approach Path Indicator»: Indicador de precisión de la senda de la aproximación.

El alumno resultó ileso. La aeronave sufrió daños importantes en el plano izquierdo. Una de las cuatro unidades que conforman el PAPI resultó dañada. Una aeronave que se disponía a aterrizar 2 minutos más tarde tuvo que realizar un «motor y al aire» y la pista permaneció cerrada al tráfico 25 minutos.

## 1.2. Información personal

El alumno piloto, de 30 años y nacionalidad rusa, era alumno del curso integrado ATPL encontrándose en la fase de aprendizaje de aeronave monomotor básico. Tenía autorización de alumno piloto y certificado médico, ambos válidos y en vigor. Según su diario de vuelo contaba con alrededor de 26 horas de vuelo de experiencia de las cuales todas eran en ese tipo de aeronave.

Según su declaración, el alumno había presentado la información necesaria para obtener la autorización de su instructor y realizar el vuelo solo. Entre la documentación aportada se encontraba la hoja de carga y centrado, el plan de vuelo presentado y la información meteorológica de ese día (METAR, TAF, mapa de vientos y mapa significativo de baja cota). Finalmente la autorización la firmó una instructora diferente al instructor habitual del alumno piloto.

Se consultó al alumno sobre las limitaciones de viento para operar con esa aeronave y éste informó de que no las conocía.

## 1.3. Información de la aeronave

### 1.3.1. Información general de la aeronave

La aeronave matrícula EC-KJN, modelo TECNAM P2002-JF de S/N 070, es un monomotor (equipada con un motor ROTAX 912 S2, de cuatro cilindros con S/N 4923782), bipala de plano bajo con tren triciclo fijo. La aeronave está clasificada dentro de la categoría de VLA («Very Light Airplane») con 580 kg de peso máximo al despegue (MTOW). Esta aeronave es operada para actividades de escuela por TOP FLY. A fecha del accidente la escuela estaba sufriendo un proceso de reestructuración. Seis meses después esta escuela desaparecía como tal.

La aeronave tenía certificado de matrícula válido, así como certificado de Aeronavegabilidad, Certificado de Niveles de Ruido, Licencia de Estación de Aeronave y Certificado de Seguro todos válidos y en vigor.

La aeronave tenía 2.228:43 h y su última revisión (correspondiente a la de 50 h) se había realizado a las 2.221,4 h, el 26 de noviembre de 2010.

#### 1.4. Información meteorológica

La información meteorológica consultada por el alumno y aportada posteriormente al instructor databa del día del incidente a las 08:57:10 h y era la siguiente:

**METAR LELL 030830Z 25004KT 210V280 CAVOK<sup>5</sup> 03/M02 Q1011**

Esto es, el informe correspondiente a las 08:30 h del día 3 de diciembre eran VMC, buena visibilidad, temperatura de 3 °C con -2 °C de punto de rocío y viento de 4 kt procedente de 250° variable de 210 a 280.

**TAF LELL 030800Z 0309/0318 30012KT 9999 FEW030**

El pronóstico de aeródromo de las 08:00 h desde las 09:00 h hasta las 18:00 era de viento procedente de 300° de 12 kt. Con visibilidad de 10 km o más y nubosidad escasa con base de nubes a 3.000 ft.

La información proporcionada *a posteriori* sobre la meteorología de ese día establecía un viento medio de componente oeste con vientos flojos (de 4 a 9 kt) entre las 08:00 y las 09:30 h y moderado (11 kt) a las 10:00 h. No hubo fenómenos de tiempo significativo ni nubes de importancia para las operaciones.

La información específica del viento<sup>6</sup> que afectaba al aeródromo ese día fue la siguiente:

- 09:40:00 h: 270° 10 kt.
- 09:50:00 h: 270° 9 kt.

En el caso del despegue por la pista 31 (310°) el viento reportado por torre justo antes de la autorización de despegue (270° 10 kt) representaría un viento de componente cruzada de 6,42 kt.

#### 1.5. Información sobre el aeródromo

El aeropuerto de Sabadell es un aeródromo destinado al tráfico de Aviación General y en condiciones de vuelo visual (VFR). Está situado a 2 km al Sur de la ciudad de Sabadell. Tiene una pista de orientación 31/13, con 1.050 m de longitud y 30 m de anchura. El ARP<sup>7</sup> tiene una elevación de 485 ft.

<sup>5</sup> (Ceiling And Visibility OK) Visibilidad de 10 km o más, ausencia de nubes por debajo de la altura de referencia CAVOK, y ausencia de cumulonimbus (CB) y cúmulos en forma de torre (TCU), ningún fenómeno de tiempo significativo.

<sup>6</sup> Viento medio medido en los 10 minutos anteriores a esa hora en el cinemógrafo de la pista 31.

<sup>7</sup> ARP: Punto de referencia de aeródromo («Aerodrome Reference Point»).

## 1.6. Información sobre limitaciones de viento

### 1.6.1. Información sobre las limitaciones de viento de la aeronave

Según el Manual de Vuelo de la aeronave con el que contaba la escuela de fecha 29 de marzo de 2004 venía establecida como *máxima velocidad demostrada de viento cruzado*<sup>8</sup> 6 kt. A pesar de ello en la gráfica anexa a este apartado (véase figura 3) el límite que separaba la zona de Operación Segura y de Operación no Segura era de 15 kt.

Se comparó este Manual con la versión actualizada (notificada a través de Boletín de Servicio n.º P2002/03 aprobado por EASA el 3 de agosto de 2005) enviada por el fabricante y había una modificación a este respecto. Se modificaba la *máxima velocidad demostrada de viento cruzado* a **22 kt** aunque también seguía apareciendo el límite entre operación segura y no segura como 15 kt. Se preguntó al fabricante sobre esta diferencia tan elevada entre velocidades de viento cruzado y éste respondió que no se había podido probar en un principio velocidades reales mayores a 6 kt por lo que hasta que no se registraron vientos de 22 kt no se pudo verificar que la aeronave soportaba esta limitación. Con respecto a la frontera de los 15 kt el fabricante se comprometió a realizar las correspondientes actualizaciones de las que todavía no se tiene constatación expresa.

### 1.6.2. Información sobre las limitaciones de viento de TOP FLY

Según normas establecidas en la escuela de vuelo, las condiciones meteorológicas para el vuelo de alumnos solos contempla entre otras:

- Componente máxima de viento en cara: 15 kt.
- Componente máxima de viento cruzado: 5 kt.
- Componente máxima en racha: a juicio del instructor.

Condiciones de viento variable: se admitirán vuelos con 30° a cada lado de la pista en uso- componentes de cola, lluvia, turbulencia, engelamiento. No permitido.

## 1.7. Despegue con viento cruzado

La técnica de pilotaje para el despegue con viento cruzado aconseja seguir las siguientes pautas:

- El control direccional de la aeronave se mantiene principalmente con el timón de dirección (pedales).

<sup>8</sup> «Maximum demonstrated crosswind velocity».

- Iniciar la carrera de despegue con el mando de control girado hacia el lado del viento, manteniendo el eje de la pista con el timón de dirección.
- Rotar manteniendo la deflexión de los alerones, de forma que el ala del lado del viento esté por debajo de la horizontal mientras que la del lado contrario está por encima.
- Una vez en el aire, corregir la dirección de la aeronave para que ésta quede alineada con el viento. Es decir, la trayectoria de la aeronave debe estar alineada con la pista pero el morro de ésta debe estarlo con el viento por lo que se utilizará más la acción sobre los pedales que sobre los alerones.

## 2. ANÁLISIS

El alumno había realizado las tareas previas de consulta de documentación y chequeo previos al vuelo de la aeronave. De igual forma había presentado la documentación en el departamento de operaciones para su aprobación y autorización de la realización de vuelo solo por su instructor. Esta autorización había sido firmada por una instructora diferente al habitual instructor. El alumno contactó con torre para notificar intenciones y torre le autorizó finalmente a despegar proporcionando adicionalmente información real de viento de 270° 10 kt (el alumno recordaba intensidades mayores de 15 kt). Esto suponía 6,42 kt de viento cruzado por lo que, en principio, según Manual de Vuelo y limitaciones de la aeronave el alumno debería haber sopesado la posibilidad de no realizar finalmente el despegue. Cuando se le preguntó al alumno sobre las limitaciones de la aeronave en cuanto a viento se refería, éste admitió no conocerlas. Por otro lado, el instructor que autorizó el vuelo solo, debería haber estado supervisando todos los pasos seguidos por el alumno durante la realización de este vuelo por lo que debería haberse percatado del mismo hecho alertando al alumno de no iniciar el despegue en esas condiciones, que sobrepasaban en un principio lo establecido en el Manual de Vuelo (6 kt) y en las propias normas de la escuela para permitir realizar viajes solos a los alumnos (5 kt). Finalmente se ha comprobado que el Manual de Vuelo había sido modificado por el fabricante en el año 2005 afectando a este valor de la intensidad de viento demostrada, por lo que se constata que la aeronave era capaz de soportar ampliamente estas limitaciones. Sin embargo esto también constata que la escuela de vuelo no mantenía actualizado su Manual de Vuelo. Estas deficiencias, tanto en cuanto a la supervisión de un alumno solo por parte del personal del Centro de Formación como a la obligación de este Centro de mantener el Manual de Vuelo actualizado harían necesaria la propuesta de varias recomendaciones de seguridad al respecto. Éstas finalmente no se han realizado debido a la desaparición, en la actualidad, de este Centro de Formación.

Por otro lado hay que considerar la poca experiencia y el desconocimiento por parte del alumno de la técnica a utilizar en el caso de condiciones reinantes de viento cruzado y cómo identificar las variables de que estas condiciones se están produciendo. Según testimonio del alumno éste únicamente intentó corregir la



desviación de la trayectoria con los pedales de dirección sin ser capaz de identificar las causas que provocaban esta desviación por lo que posiblemente la actuación sobre los pedales no fue tan enérgica como hubiera sido necesario y tampoco hubo actuación sobre los alerones. Este desconocimiento se manifiesta asimismo como una debilidad de la escuela de vuelo a la hora de instruir a sus alumnos pilotos. De igual forma, se conoce que no fue el instructor habitual del alumno el que firmó la autorización para que éste realizara el vuelo solo lo que pudo contribuir a no prestar la atención necesaria a las condiciones en las que iba a efectuar ese vuelo ni a su supervisión real, y en este caso a demostrar otro punto a reforzar dentro de la escuela en relación con la instrucción.

### 3. CONCLUSIONES Y CAUSAS

#### 3.1. Conclusiones

A tenor de la información analizada se pueden extraer las siguientes conclusiones:

- La aeronave era apta para volar, tenía su documentación en vigor y había pasado su correspondiente revisión.
- El alumno tenía su documentación válida y ésta estaba en vigor.
- El alumno había realizado sus tareas de chequeo previo de la aeronave y preparación de la documentación necesaria para realizar el vuelo.
- Esta documentación fue comprobada por un instructor que dio su autorización para que el alumno piloto realizara el vuelo.
- Según normativa de la escuela existen entre otros, criterios específicos en cuanto a intensidad y variación de viento para la autorización por los instructores de alumnos en vuelo solo. Para el caso de viento cruzado la limitación es de 5 kt.
- Las limitaciones del Manual de Vuelo en cuanto a velocidad demostrada por la aeronave con viento cruzado era de 6 kt.
- No obstante, el límite que separaba la zona de Operación Segura y de Operación no Segura en la gráfica adyacente era de 15 kt.
- El alumno había consultado la información meteorológica previa al vuelo y conocía la más actualizada proporcionada por torre antes de la autorización de despegue.
- El viento cruzado conocido según METAR era de 250° 4 kt (3,46 kt) pero el informado desde la torre de control era de 270° 10 kt (6,42 kt).
- El alumno no conocía las limitaciones de la aeronave en cuanto a viento cruzado.
- El instructor no alertó al alumno sobre estas limitaciones antes del despegue.
- El fabricante informó de nuevas limitaciones de viento cruzado demostrado de 6 a 22 kt ya actualizadas en el año 2005.
- No obstante en el Manual de Vuelo actualizado sigue reflejándose 15 Kt como el límite que separa la zona de Operación Segura y de Operación no Segura, aunque el fabricante se comprometió a realizar las actualizaciones oportunas. La escuela no contaba con el Manual de Vuelo actualizado.

- La aeronave era capaz por tanto de soportar el viento reinante en el momento de autorización de despegue.
- El alumno no aplicó correctamente el procedimiento para despegar con viento cruzado.

### 3.2. Causas

Se considera que el incidente se produjo por la aplicación incorrecta de la técnica de despegue con viento cruzado. La poca experiencia del alumno piloto y la falta de supervisión efectiva del centro de formación fueron factores contribuyentes.

**ANEXO I**  
**Croquis con la trayectoria**  
**de la aeronave**

AIP  
ESPAÑA

AD 2-LELL ADC  
WEF 22-OCT-09

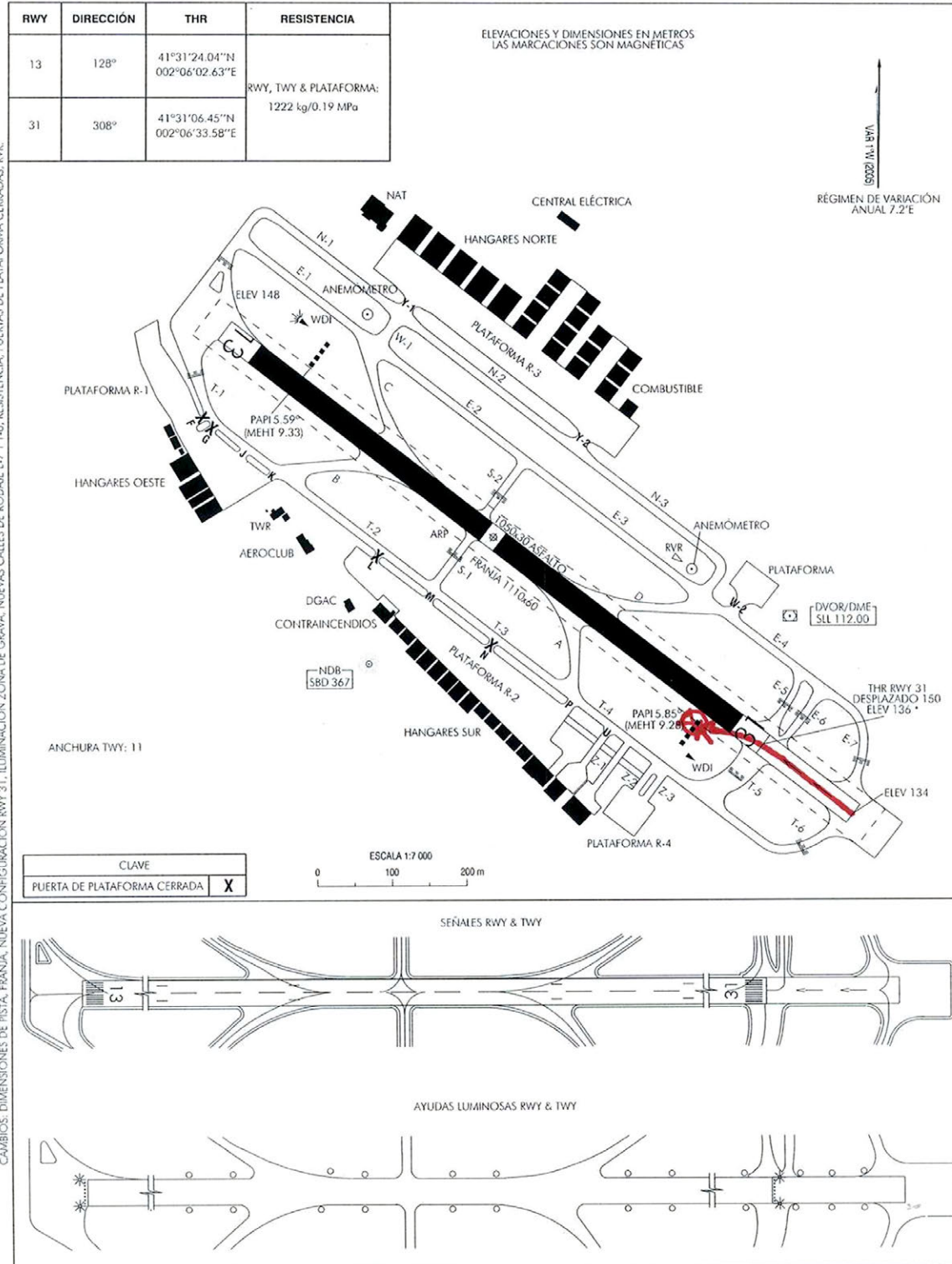
PLANO DE AERÓDROMO-OACI

41°31'15"N  
002°06'18"E

ELEV 148 m

TWR 120.80  
GMC 121.90

SABADELL



AIS-ESPAÑA

AIRAC AMDT 11/09

**ANEXO II**  
**Limitación de viento en las dos versiones  
del manual de vuelo**



FLIGHT MANUAL

P2002-JF  
SECTION 5  
Performances

CROSSWIND

Maximum demonstrated crosswind velocity is 6 kts

⇒ Example:

**Given**  
Wind direction = 30°  
Wind velocity = 20 Kts

**Find**  
Headwind = 17.5 Kts  
Crosswind = 10 Kts

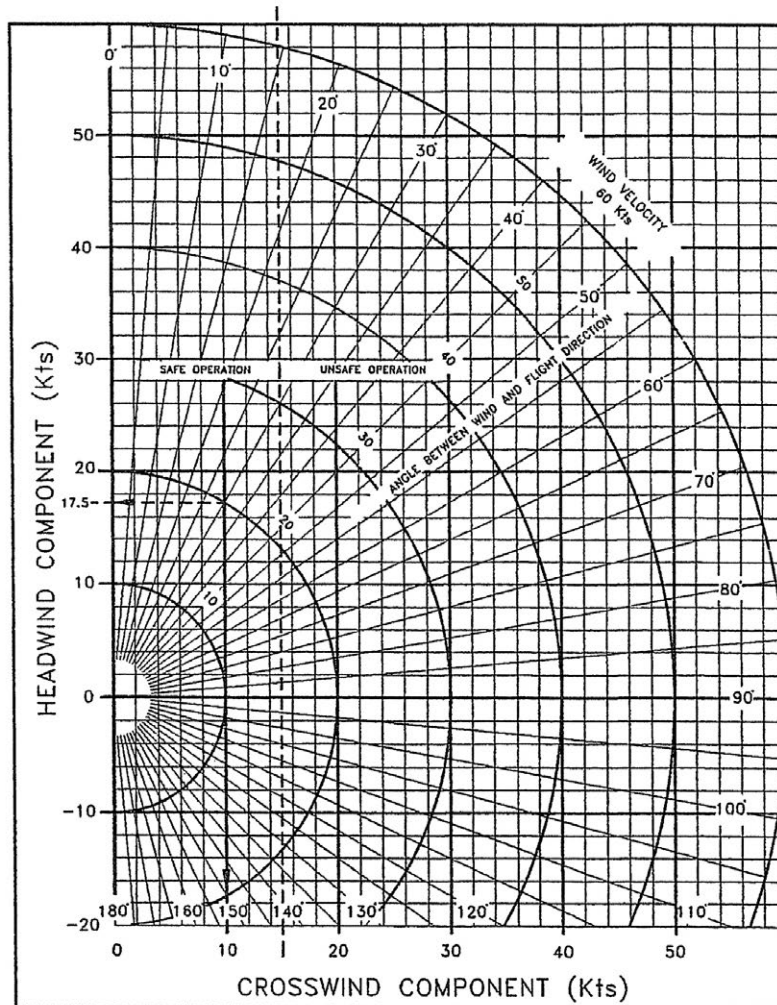


Fig.5-3.CROSSWIND CHART

**CROSSWIND**

*Maximum demonstrated crosswind velocity is 22 kts*

⇒ *Example:*

**Given**  
Wind direction = 30°  
Wind velocity = 20 Kts

**Find**  
Headwind = 17.5 Kts  
Crosswind = 10 Kts

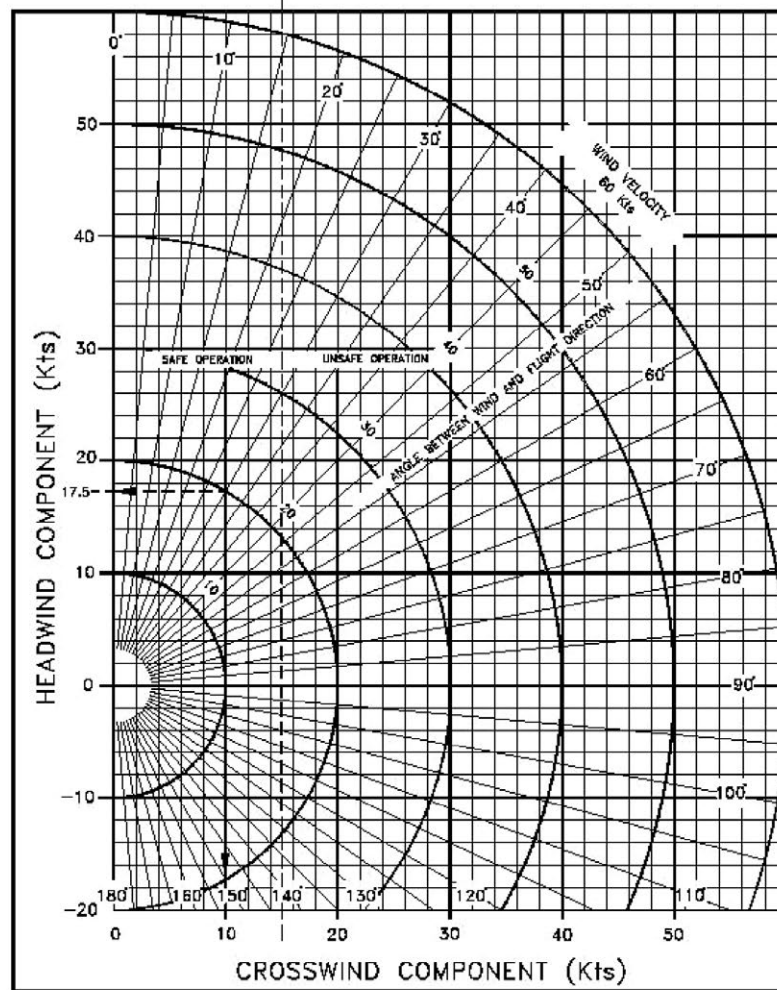


Fig.5-3.CROSSWIND CHART





**RESUMEN DE DATOS**

**LOCALIZACIÓN**

Fecha y hora	<b>Jueves, 14 de abril de 2011; 08:30 h UTC<sup>1</sup></b>
Lugar	<b>Aeropuerto de Barcelona</b>

**AERONAVES**

Matrícula	<b>EI-EKB</b>	<b>N366AA</b>
Tipo y modelo	<b>BOEING 737-800</b>	<b>BOEING 767-300</b>
Explotador	<b>Ryanair</b>	<b>American Airlines</b>

**Motores**

Tipo y modelo	<b>CFM 56 7B</b>	<b>CF6-80C2B6</b>
Número	<b>2</b>	<b>2</b>

**TRIPULACIÓN**

	Piloto	Copiloto	Piloto	Copiloto
Edad	<b>34 años</b>	<b>29 años</b>	<b>57 años</b>	<b>51 años</b>
Licencia	<b>ATPL(A)</b>	<b>CPL(A)</b>	<b>ATPL(A)</b>	<b>CPL(A)</b>
Total horas de vuelo	<b>6.500 h</b>	<b>750 h</b>	<b>14.995 h</b>	<b>10.010 h</b>
Horas de vuelo en el tipo	<b>2.215 h</b>	<b>500 h</b>	<b>5.005 h</b>	<b>6.297 h</b>

**LESIONES**

	Muertos	Graves	Leves/ilesos	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			<b>6</b>			<b>14</b>
Pasajeros			<b>169</b>			<b>225</b>
Otras personas						

**DAÑOS**

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

**DATOS DEL VUELO**

Tipo de operación	<b>Transporte aéreo comercial – Regular – Internacional – Pasajeros</b>	<b>Transporte aéreo comercial – Regular – Internacional – Pasajeros</b>
Fase del vuelo	<b>Rodadura</b>	<b>Rodadura</b>

**INFORME**

Fecha de aprobación	<b>3 de mayo de 2012</b>
---------------------	--------------------------

<sup>1</sup> Todas las referencias horarias serán en UTC, salvo indicación en contra.

## 1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

### 1.1. Reseña del vuelo

El día 14 de abril de 2011 alrededor de las 08:30 h la aeronave Boeing 737-800 (B737), operada por Ryanair, rodaba por la calle «K» hacia el punto de espera de la pista 25L del aeropuerto de Barcelona. En la posición denominada G3 de las tres de las que dispone dicho punto de espera (G1, G2, y G3) se encontraba parada la aeronave Boeing 767-300 (B767) operada por American Airlines. Para acceder a alguna de las posiciones libres, el B737 debía pasar por detrás del otro avión.

Al acercarse al emplazamiento del B767 la comandante de la aeronave B737 redujo la velocidad, desvió ligeramente su trayectoria hacia la izquierda con respecto al eje de la calle de rodadura y ordenó al copiloto que vigilara la separación entre las aeronaves.

En un momento dado de la maniobra y ante la duda de que se produjera un contacto entre la punta de su plano derecho y la cola de la otra aeronave el copiloto solicitó a la comandante que parara. Ésta paró la aeronave, se levantó de su asiento y comprobó personalmente la separación a través de la ventana del copiloto.

A continuación la aeronave B767 avanzó unos metros y el B737 continuó el rodaje pasando por detrás aquella y alcanzando el punto de espera denominado G1.

Inmediatamente después de la maniobra algunos pasajeros que viajaban a bordo del B737 indicaron a los tripulantes de cabina que habían apreciado un contacto entre ambas aeronaves. La tripulación de cabina lo puso en conocimiento de la tripulación de vuelo que no obstante estimó que las aeronaves no se habían tocado.

ATC autorizó el despegue de ambas aeronaves que prosiguieron sus vuelos y llegaron a sus destinos sin novedad.

Durante la inspección exterior previa al siguiente vuelo del avión B737, la tripulación advirtió la existencia de daños en el *winglet* del semiplano derecho (Figura 1) lo que les hizo sospechar que efectivamente el contacto se había producido.



Figura 1. Daños en el *winglet* del B737



Figura 2. Daños en el estabilizador del B767

La compañía Ryanair se puso en contacto con American Airlines para informarles del suceso. Al llegar a su destino, personal de esta compañía pudo comprobar la existencia de una rotura en la parte externa del estabilizador horizontal izquierdo (Figura 2) lo que obligó a parar la aeronave y proceder a su reparación.

## 1.2. Información sobre las aeronaves

El B737-800 es un avión de fuselaje estrecho, de corto a medio alcance con una envergadura de 35,8 m. Por su parte el B767-300 es una aeronave de fuselaje ancho, con mayor alcance y capacidad, con una envergadura de 47,6 m y una longitud de fuselaje muy cercana a los 55 m.

Dentro del sistema que la OACI ha establecido para clasificar el tamaño de las aeronaves de cara al dimensionado el área de movimientos de los aeropuertos<sup>2</sup>, quedan englobados dentro de las categorías C y D respectivamente.

Entre la documentación relativa a las operaciones en tierra de sus aeronaves, Boeing proporciona las especificaciones relativas a la visibilidad hacia el exterior desde la cabina de vuelo. Para el caso del Boeing 737-800, los *winglets* no son directamente visibles desde las posiciones estáticas de piloto y copiloto siendo necesario desplazarse lateramente para incrementar el ángulo de visión. Por su parte, desde la cabina de vuelo del B767 no es posible ver el pavimento inmediatamente por delante del avión. La visibilidad de los pilotos queda restringida hasta una distancia aproximada de 50 ft por delante del morro (Anexo I).

## 1.3. Información de Aeródromo

### 1.3.1. El punto de espera de la pista 25L

La pista 25L permite la espera simultánea de 3 aeronaves en tres puntos de espera diferentes denominados respectivamente G1, G2 y G3 (Figura 3). El acceso a dichos puntos se realiza a través una única calle de rodadura denominada «K», cuyo eje se bifurca en tres para dar acceso a cada punto. El uso de los tres puntos simultáneamente flexibiliza la organización de la secuencia de despegues y permite agilizar las operaciones.

Para evitar conflictos en la separación entre las aeronaves se restringe la categoría de las mismas que pueden acceder, vía la calle «K», a los puntos más alejados (G1 o G2) cuando G3 y/o G2 estén ocupados.

<sup>2</sup> Para relacionar entre sí las numerosas especificaciones relativas a las características de los aeródromos, el Anexo 14 de la OACI ha establecido un sistema de claves que se relacionan con las características y dimensiones de los aviones a los que se destina el aeródromo, entre ellos la envergadura. Se definen 6 categorías en orden creciente de envergadura: A (menos de 15 m), B (entre 15 m y 24 m), C (entre 24 m y 36 m), D (entre 36 m y 52 m), E (entre 52 m y 80 m) y F (más de 80 m).

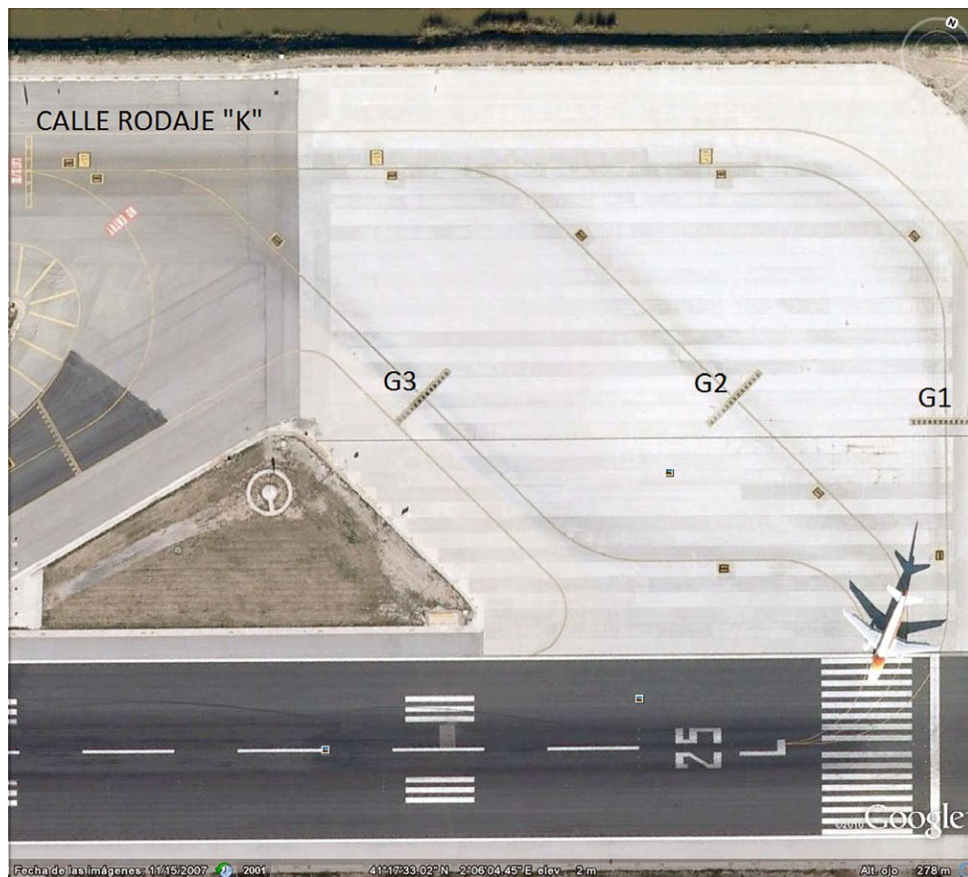


Figura 3. Triple punto de espera de la pista 25L

Las combinaciones de categorías máximas permitidas son:

Calle «K»	—	B	C	D	E
Puntos de espera	F	E	D	C	B

Estas restricciones han sido publicadas como parte de los datos del aeropuerto y están disponibles a través del sistema AIP.

### 1.3.2. El control de rodadura

La gestión del movimiento de las aeronaves en superficie corresponde a Control de Movimiento de Superficie (GMC). El flujo de las aeronaves se organiza en función de la configuración activa en el aeropuerto conforme con un procedimiento específico<sup>3</sup>. En él se establecen las trayectorias que deben seguir las aeronaves que acceden al punto de

<sup>3</sup> DORE-08-DTC-037-1.2. Áreas de responsabilidad de rodadura y procedimientos de rodaje para puesta en explotación de la Terminal 1 del aeropuerto de Barcelona.

espera de la pista en servicio. Este documento no contiene referencia a las restricciones aplicables al acceso de las aeronaves a los puntos de espera.

Los puestos de control GMC están situados en la torre de control. La Torre del Aeropuerto de Barcelona se encuentra situada a unos 600 m al NO del punto de espera de la pista 25L. La visibilidad de la zona desde el fanal es óptima. No obstante la distancia y la geometría relativa impiden evaluar desde allí la separación entre las aeronaves en espera en el punto G3 y las que acceden a G1 o G2 (Figura 4).

El aeropuerto cuenta con un radar de superficie (SMR) que ayuda a los controladores a gestionar el tráfico de las aeronaves en el área de movimientos.

Dentro de la información del aeropuerto publicada en el AIP, el epígrafe «PUESTA EN MARCHA DE MOTORES» establece la obligatoriedad de comunicar a ATC el tipo y serie de aeronave en la solicitud de puesta en marcha. Cuando el controlador identifica a una aeronave como conflictiva desde el punto de vista de su tamaño, la ficha de seguimiento de la aeronave en cuestión queda identificada con el color rojo.



Figura 4. Vista del punto de espera de la pista 25L desde el fanal de la torre

## 1.5. Información meteorológica

La visibilidad horizontal el día del incidente era superior a los 10 km.

## 1.6. Comunicaciones

Desde la puesta en marcha hasta el despegue ambas aeronaves comunicaron sin problemas con autorizaciones (CLR), con los sucesivos controladores responsables de rodadura (GMC) y finalmente con el controlador de torre encargado de las salidas (DEP) por la pista 25L.

A las 08:11:05 h CLR autorizó la puesta en marcha del B767 de American Airlines. Cinco minutos más tarde hizo lo propio con el avión B 737 de Ryanair y cuatro minutos después se autorizó la puesta en marcha de un tercer avión de Air France.

Las tres aeronaves fueron sucesivamente autorizadas a rodar desde sus puntos de estacionamiento en dirección al punto de espera de la pista 25L.

A las 08:25:39 h GMC autorizó a la aeronave de Ryanair al punto de espera sin especificar posición. A las 08:26:20 h hizo lo propio con el Air France.

Las aeronaves confluyeron en la calle de rodaje «K» en el mismo orden en que fueron autorizadas a ponerse en marcha. Esta zona del área de movimientos está controlada por un único controlador y por tanto las tres aeronaves compartían la misma frecuencia GMC.

A las 08:27:04 h la aeronave de American Airlines, que rodaba en primera posición, recibió una autorización específica para proceder al punto de espera G3.

En este punto las tres aeronaves fueron transferidas a la frecuencia de Salidas (DEP).

A las 08:32:04 h control solicitó al B737 que procediera a G1. La tripulación respondió solicitando «permanecer parado en la calle de rodadura antes de... (ininteligible) ... autorización de salida posterior».

A las 08:32:51 h control solicitó de nuevo al B737 que procediera a G1 para permitir el paso del avión de Air France que le seguía hacia G2. El B737 siguió parado y solicitó «esperar para ver si se ajustaba... y asegurar la separación».

A las 08:33:20 h El Air France solicitó a control «confirme que se desplazan hacia delante de manera que pueda pasar por detrás» y a continuación el avión de American Airlines se desplazó hacia delante sin necesidad de un requerimiento explícito por parte de control.

A las 08:33:56 h control autorizó a Air France a proceder al punto G2.

Finalmente se autorizó consecutivamente los despegues del avión del American Airlines, del Ryanair y finalmente del Air France.

### 1.7. Registradores de vuelo

Se recuperaron los registradores de datos de vuelo (FDR) de ambas aeronaves y se descargaron los datos correspondientes al vuelo del incidente.

La información grabada en los registradores de voz en cabina (CVR) se perdió al continuar grabando en los vuelos posteriores.

El Anexo II contiene gráficos de algunos de los parámetros descargados en ambas aeronaves.

En el caso de avión B737 se visualiza el incremento de presión en los frenos hacia las 08:29:30 h y la consecuente reducción de velocidad («Ground Speed») desde los 14 kt iniciales hasta la parada total a las 8:30:45 h. Puede observarse también el cambio de rumbo («Heading») asociado a la desviación con respecto al eje de la calle de rodadura con la intención de mantener la separación entre los dos aviones.

En el caso del avión B767 la gráfica de velocidad («Ground speed») muestra que paró frente a la barra del puesto G1 a las 08:28:50 h. Mantuvo esta posición hasta las 08:33:20 h, momento en que inició un pequeño desplazamiento de varios metros hacia delante y se volvió a parar hasta entrar finalmente en pista alrededor de las 08:34:35 h.

### 1.8. Reconstrucción de las trayectorias

No es posible identificar el momento del contacto vía los registros de aceleraciones en ninguna de las dos aeronaves al tratarse de una colisión de pequeña magnitud.

La precisión de los datos del FDR tampoco permitió construir trayectorias continuas de las aeronaves con la precisión que requeriría un análisis detallado de la geometría de la colisión.

No obstante la magnitud y duración del cambio de rumbo del B737 se utilizó para estimar en primera aproximación cuánto se desvió de su trayectoria inicial y contrastar la información proporcionada por la tripulación. Se obtuvieron valores en el entorno de 1 m.

Por otro lado se integró la velocidad obtenida del FDR del B767 a lo largo del eje del tramo de acceso a la posición del punto de espera para obtener una estimación de la posición de la aeronave en su primera parada y de la distancia recorrida durante el desplazamiento intermedio antes de volver a pararse. Estos cálculos indicaron que paró a una distancia de la señal en el entorno de los 50-60 ft y a continuación se adelantó unos 15 ft. Los datos obtenidos fueron congruentes con las declaraciones de la tripulación y la información obtenida del radar de superficie (Anexo III).

## 1.9. Información adicional

### 1.9.1. Normas sobre el diseño de Aeródromos

La normativa técnica de diseño de los aeropuertos de uso público en España ha adoptado las Normas y Métodos recomendados contenidos en el Anexo 14 de OACI<sup>4</sup>.

Con el objetivo de asegurar la separación entre las aeronaves durante las operaciones en tierra, este documento recomienda una serie de distancias mínimas, que han de tenerse en cuenta en el dimensionado de las distintas áreas de un aeropuerto.

Estas distancias dependen de la clasificación que el propio documento hace de las aeronaves en función de su tamaño (A, B, C, D, E o F) y que se espera operen en el aeropuerto en cuestión.

Se definen las distancias que deben existir entre el eje de una calle de rodadura de acceso a un puesto de estacionamiento y cualquier objeto, así como los márgenes de separación recomendados entre aeronaves situadas en dos puestos de estacionamiento contiguos. En el primer caso se recomienda una distancia mínima de 24,5 m para aeronaves de Categoría C y 36 m para aeronaves Categoría D. En el segundo caso los márgenes recomendados son 4,5 m para aeronaves de Categoría C y 7,5 m para aeronaves Categoría D.

### 1.9.2. Procedimientos operacionales de Ryanair

Según el Manual de Operaciones de la compañía Ryanair, la rodadura debe ser considerada como una fase crítica del vuelo. Se evitará cualquier conversación no relacionadas directamente con la seguridad de la rodadura («Sterile Cockpit») así como el uso de cualquier frecuencia que no sea la de control de rodadura (GMC) («Sterile Comms»). El piloto que lleva las comunicaciones se asegurará de que el comandante confirma la recepción de las autorizaciones de GMC antes de colacionarlas.

La velocidad durante el rodaje no superará los 30 kt en las calles de rodadura y los 15 kt en plataforma.

En el caso de duda sobre la ruta a seguir se parará inmediatamente y se pedirá clarificación a ATC.

El Manual de Operaciones resalta la importancia que una buena comunicación entre la tripulación de vuelo y la de cabina de pasajeros tiene en la seguridad de la operación.

<sup>4</sup> Real Decreto 862/2009, de 14 de mayo, por el que se aprueban las normas técnicas de diseño y operación de aeródromos de uso público y se regula la certificación de los aeropuertos de competencia del Estado.



Concretamente establece que el comandante debe instruir a la tripulación de cabina para que le mantengan informado de cualquier suceso especial que ocurra en la cabina de pasaje y específicamente de ruidos anormales o informaciones sobre los pasajeros.

Indica explícitamente que la tripulación de cabina no debe dar por supuesto que la tripulación de vuelo está al tanto de deficiencias serias como fuegos en motores, pérdidas de líquidos o pérdida de elementos estructurales exteriores. En caso de que alguna de estas situaciones se produjera la tripulación de cabina alertará a la tripulación mediante el uso del interfono de cabina u otro medio. La tripulación confirmará la recepción de esta información si el tiempo lo permite.

Dentro de los programas de formación aprobados conforme a la normativa en vigor en el campo de CRM, la compañía desarrolla sesiones donde se expone la importancia de la eficiente comunicación entre tripulaciones de vuelo y cabina de pasajeros así como la importancia del uso del inglés como lenguaje operacional.

### 1.9.3. *Testimonios de las tripulaciones*

#### 1.9.3.1. Tripulación de vuelo del B737

Según manifestaron piloto y copiloto, al llegar al punto de espera, la posición del B767 les sorprendió un poco. Según ellos lo habitual es que esa posición (G3) fuera ocupada por aeronaves de menor tamaño. Para asegurar la separación entre las aeronaves, la comandante se desvió ligeramente de la línea de eje de calle de rodadura (unos 50 cm) e indicó al copiloto que vigilara la separación. Éste no observó peligro de colisión de la punta de ala con la zona del APU («Auxiliary power Unit») situada en el cono de cola del B767, pero al acercarse al extremo del estabilizador horizontal solicitó a la comandante que parara inmediatamente. Ésta detuvo el avión y se levantó de su asiento para comprobar personalmente la separación. Manifestó que le sorprendió la escasa distancia entre los aviones, si bien le tranquilizó confirmar que no se tocaban. Tanto piloto como copiloto interpretaron a posteriori que el contacto tuvo que producirse antes de parar.

Poco después sonó el interfono y un miembro de la tripulación de cabina les informó de que un pasajero se quejaba de que había observado el contacto y simultáneamente GMC les llamó para que avanzaran y procedieran a G1. La comandante ordenó al copiloto que comunicara a ATC que no se moverían hasta que el B767 avanzase. También insistió en preguntarle si él había visto algún contacto a lo que el copiloto respondió negativamente.

La comandante remarcó que entendió que había sido un solo pasajero el que había visto el contacto y no varios como luego averiguó. Manifestó que probablemente su decisión de continuar el vuelo hubiera sido distinta si hubiera sabido que fueron varios.

La llamada desde cabina fue de un solo tono. Según manifestaron, los procedimientos de Ryanair establecen que en caso de problema serio la llamada deberá de ser de 3

tonos. Además la comandante remarcó que no apreció preocupación en la voz de la TCP y que comenzó la frase con la expresión «sólo para su información...».

No pudieron precisar la distancia a la que se encontraba el B767 de la señal de punto de espera G3 pero manifestaron que debía ser «bastante». También incidieron en el hecho de que es especialmente difícil estimar la distancia del morro a la señal desde la cabina de vuelo de cualquier avión de transporte comercial.

Tras recibir la autorización despegaron hacia su destino (Ibiza) sin novedad. No hubo ningún tipo de comentario adicional por parte de los miembros de la tripulación de cabina durante el vuelo.

Si bien declararon que estaban seguros de que no había habido contacto, la comandante decidió hacer la inspección exterior pre-vuelo personalmente una vez estacionados en Ibiza. Durante la inspección detectó una rozadura en la pintura en la zona del *winglet* del ala derecha. Consideró que el defecto era menor y que no justificaba una actuación por parte de los servicios de mantenimiento, teniendo en cuenta que debían desplazarse desde Barcelona pues la compañía no dispone de mecánicos en Ibiza. Tampoco apuntó el defecto encontrado en el registro técnico de la aeronave.

Durante la parada en el aeropuerto de Ibiza tampoco hubo ningún comentario adicional por parte de los tripulantes de cabina de pasajeros al respecto de las manifestaciones de los pasajeros sobre un posible contacto.

Tras el vuelo de regreso a Barcelona, al abandonar el avión, uno de los tripulantes de cabina le informó de que fueron varios los pasajeros que se quejaron de un posible contacto y de la situación de inseguridad que ello había podido producir en el vuelo de ida a Ibiza. La comandante mostró su sorpresa al recibir esa información comentando que le extrañaba que el tripulante de cabina que hizo la llamada y que iba situado muy cerca de la cabina de vuelo, no hubiera hecho ningún comentario al respecto al llegar a Ibiza. Fue entonces cuando requirió la presencia de los servicios de mantenimiento, que tras evaluar el daño abrieron un diferido y despacharon el avión.

### 1.9.3.2. Tripulación de Cabina del B737

Según manifestaron, alrededor de 15 minutos después del iniciar rodaje un pasajero se levantó y se dirigió hacia la parte trasera de la cabina para hablar con algún TCP. Al mismo tiempo varios pasajeros se mostraron nerviosos mirando por el lado derecho del avión y hablando en español sin que ellos entendieran bien lo que decían. Otro pasajero les habló inglés e indicó que algunos pasajeros habían apreciado un golpe con el otro avión. El tripulante habló con la sobrecarga situada en la parte delantera, que le ordenó llamar a cabina de vuelo para informar de la situación. La TCP procedió a cumplir la orden iniciando la comunicación con la frase «perdone que le moleste se que se supone que no debo...», a modo de disculpa por la interrupción.

Tras recibir la información, la comandante le explicó, utilizando según ella «términos de aviación», que habían pasado cerca pero que no se habían tocado.

Durante el vuelo un pasajero que se identificó como ingeniero, les manifestó su preocupación por haber despegado en esas circunstancias. También al abandonar el avión tras el aterrizaje en Ibiza, varios pasajeros manifestaron su malestar por este hecho.

### 1.9.3.3. La tripulación de vuelo del B767

Ninguno de los tripulantes de vuelo del B767 apreció movimiento alguno de la aeronave que indicara una colisión durante la espera en G3. Al escuchar por radio la negativa del B737 a avanzar hacia G1 por el peligro de colisión, acercaron la aeronave a la señal del punto de espera. Estimaron que se encontraban a unos 50 ft de la señal y que avanzaron unos 10ft antes de pararse de nuevo.

## 2. ANÁLISIS

### 2.1. El acceso al punto de espera

Los puntos de espera de la pista 25L permiten la espera de 3 aeronaves simultáneamente con unas restricciones asociadas a su tamaño, que han sido publicadas en el AIP y por tanto son conocidas y tenidas en cuenta por los controladores GMC a la hora de guiar a las aeronaves.

Estas restricciones pretenden asegurar la adecuada separación de las aeronaves cuando alguna de ellas pase por detrás de otra que ya esté en espera en los puntos menos alejados (G3, G2).

Para analizar la separación hay que tener en cuenta tanto la envergadura de la aeronave que circula por la calle de rodaje durante el acceso a los puntos de espera como con la longitud de la aeronave ya establecida en algún punto de espera. Si bien es de esperar que exista cierta proporcionalidad entre la envergadura y la longitud de un avión, lo cierto es que la clasificación de la OACI no tiene en cuenta la longitud de las aeronaves y por tanto no se puede afirmar que unas limitaciones basadas en esa clasificación aseguren unos márgenes de separación determinados, en línea con las recomendaciones de OACI.

El papel de la longitud de la aeronave en espera será tanto más relevante cuanto mayor sea la distancia a la que esta aeronave se sitúe con respecto de la señal de punto de espera.

La Figura 5 pretende visualizar la geometría de un hipotético contacto entre dos aeronaves del tipo de las del incidente.

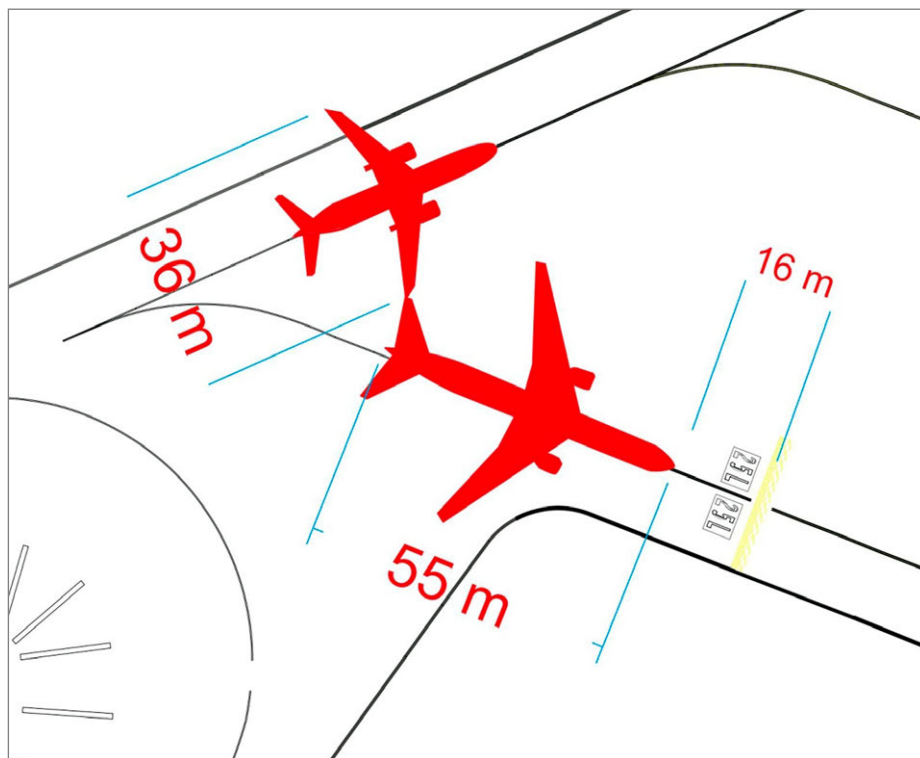


Figura 5. Geometrías de colisión en las inmediaciones de G3

Asumiendo que ambas aeronaves están perfectamente alineadas con las señales de eje respectivas, la colisión se produciría para distancias del B767 de la señal de punto de espera a partir de algo más de 16 m (unos 54 ft). El escenario sería incluso más restrictivo si el avión situado en G3 fuera por ejemplo, un B767-400, 6.4 m más largo que el B767-300 y que también entra dentro de la categoría D.

A este respecto hay que tener en cuenta que cuando un avión se para en un punto de espera, lo hace a cierta distancia de la señal, a estima del piloto. Desde el punto de vista del piloto, lo fundamental es no interferir en ningún momento con las aeronaves que circulan por la pista. Por tanto dará prioridad a este hecho frente a las posibles interacciones de las aeronaves que se encuentren por detrás, manteniendo a la vista y por delante del morro del avión la señal del punto de espera, siempre que no haya ninguna indicación en contra por parte de ATC.

La distancia dependerá del campo de visión que la tripulación tenga desde la cabina. Para el caso del B767 (Anexo I) el punto del pavimento más cercano que puede ser visto desde la posición del piloto se encuentra a 50 ft. Es de esperar que la distancia típica de parada sea de este orden de magnitud de manera que la señal permanezca dentro del campo de visión de la tripulación. En este caso además el valor coincide con el declarado por la tripulación y resulta congruente con el calculado por integración de la velocidad registrada por el FDR del B767 a lo largo del eje de la calle de acceso al punto de espera y con los ecos del radar de superficie (SMR) (Anexo III).

En el transcurso del intercambio de comunicaciones entre las 3 aeronaves y la torre, la tripulación del B767 procedió a avanzar unos metros con el objetivo de facilitar el acceso del B737 de Ryanair, si bien el contacto ya se había producido. Según las declaraciones de la tripulación este desplazamiento fue de unos 10 ft. Cálculos basados en los datos del FDR indicarían unos 15 ft. En cualquier caso el hecho de optar por adelantarse sin un requerimiento previo por parte de ATC refuerza la hipótesis de que contaban con cierto margen para ajustarse más al punto de espera.

Desde la torre de control se ve claramente y sin obstáculo alguno la evolución de las aeronaves en esa zona. Sin embargo los controladores no pueden apreciar las separaciones con detalle. Control organiza el acceso a los puestos y las subsiguientes entradas en pista conforme a los procedimientos, siendo las tripulaciones las responsables de evitar las colisiones y requerir en caso de duda, ayuda a ATC.

Tal como se deriva tanto de las declaraciones de la tripulación como de la observación de los datos del FDR el avión B737 se desvió hacia la izquierda del eje de rodadura. La magnitud de la desviación osciló entre 0,5 y 1,5 m según los datos de rumbo obtenidos del FDR y confirmados por la declaración de la tripulación. Esta modificación de la trayectoria no fue suficiente para evitar la colisión.

Cuando la tripulación del B737 paró la aeronave y manifestó sus dudas en sus comunicaciones con la torre, la colisión ya se había producido. No pudo ser de otra manera pues el avión de Ryanair no reanudó la marcha hasta que el B767 se adelantó.

La discusión anterior pone de manifiesto que el espacio disponible y la aplicación de las limitaciones publicadas no garantizan una separación suficiente durante el acceso de una aeronave hacia G1 o G2 por detrás de otra ya situada en G2 o G3 cuando ésta sea de fuselaje largo y se pare a cierta distancia de la señal de punto de espera.

Idéntico análisis merecen los puntos de espera de la pista 07R situados en la cabecera opuesta. La geometría y las restricciones de acceso publicadas son equivalentes a los de la cabecera 25L.

Se ha procedido a emitir una recomendación de seguridad a este respecto. Esta recomendación está en línea con la recomendación 06/11 emitida por la CIAIAC a raíz del incidente IN-01/2010 (véase Anexo IV).

## **2.2. La comunicación entre la tripulación de vuelo y la de cabina de pasajeros a bordo del B737**

Durante la rodadura previa al despegue, los tripulantes de cabina recibieron información de varios pasajeros relativa a una posible colisión.

El manual de operaciones de Ryanair establece que la tripulación de cabina no debe dar por supuesto que los pilotos son conscientes de todas las incidencias producidas durante el vuelo. Por ello indica la necesidad de comunicar cualquier anomalía observada que afecte a la seguridad.

Tal como indican los procedimientos de la compañía, las quejas de los pasajeros fueron transmitidas a la tripulación de vuelo, si bien de manera deficiente.

Por un lado no parece que la TCP fuera consciente del impacto que en la seguridad podía tener la información que iba a suministrar. En primer lugar utilizó un solo tono en lugar de los tres que según manifestó la tripulación de vuelo, exigen los procedimientos en caso de afección para la seguridad. Según declaró la comandante este hecho la predispuso a no dar excesiva relevancia al mensaje. En segundo lugar comenzó la frase con la expresión «perdone que le moleste se que se supone que no debo...» según su declaración o «Sólo para su información» según la declaración del comandante. En cualquier caso la expresión denota ciertas dudas respecto de si debía interrumpir el trabajo en cabina de vuelo por ese motivo.

Por otro lado, otro indicio de la deficiente comunicación es el hecho de que al relatar la conversación con la comandante la TCP calificó la explicación que aquella le dio como en «términos de aviación», dando a entender que no estaba familiarizada con el lenguaje utilizado por la piloto.

El hecho de que la comandante entendiera que solamente fue un pasajero y no varios los que informaron de la colisión, corrobora los defectos de comunicación y fue determinante en la evaluación que hizo de la situación tal y como ella misma manifestó.

Durante el vuelo a Ibiza varios pasajeros manifestaron a los tripulantes de cabina su preocupación sobre lo ocurrido pero en ningún momento la tripulación de cabina se puso en contacto con los pilotos para transmitirles la inquietud de los pasajeros.

La compañía cuenta con programas de formación aprobados conforme a la normativa en vigor en el campo de CRM que incluyen la importancia de la cooperación y comunicación entre tripulaciones de vuelo y de cabina de pasajeros. No obstante este incidente pone en evidencia deficiencias en los mecanismos de comunicación entre los miembros de la tripulación, por lo que se emite otra recomendación en este ámbito.

### **3. CONCLUSIÓN**

#### **3.1. Conclusiones**

- Las dos aeronaves fueron autorizadas a proceder al punto de espera de la pista 25L conforme a los procedimientos de aplicación.

- El rodaje de ambas aeronaves se realizó conforme a las instrucciones recibidas de ATC y sin aparente desviación respecto de sus procedimientos de compañía.
- El acceso a cada una de las posiciones asignadas cumplía las limitaciones publicadas en el AIP.
- La aeronave B767 accedió a la posición asignada deteniéndose una distancia de la señal de punto de espera coherente con las limitaciones de visibilidad desde la cabina de vuelo.
- La aeronave B737 se desvió ligeramente del eje de la calle de rodadura con el objetivo de asegurar separación.
- Esta desviación no fue suficiente y el *winglet* derecho de la aeronave B737 de Ryanair contactó con el extremo izquierdo del estabilizador horizontal del B767 de American Airlines.
- Los datos obtenidos de los registradores de vuelo («Heading» y GS) y del radar de superficie (SMR) con congruentes con la reconstrucción del escenario.
- Varios pasajeros observaron la colisión y lo comunicaron a los tripulantes de cabina de pasajeros.
- Éstos lo pusieron en conocimiento de la tripulación de vuelo aunque de manera deficiente.
- La tripulación de vuelo del B737 no dio veracidad a la información al creer que había sido un solo pasajero y haber comprobado visualmente la separación.
- La tripulación de B767 no sintió movimiento anormal alguno de su aeronave durante la espera.
- Ambas aeronaves prosiguieron sus vuelos sin que sus tripulaciones tuvieran conocimiento de los daños ocasionados.
- La tripulación del B737 detectó el daño en la inspección pre-vuelo del vuelo subsiguiente.
- RyanAir se puso en contacto con American Airlines para comunicarle los hechos.
- Tras la evaluación de los daños por parte de los servicios de mantenimiento la aeronave B737 fue despachada abriendo un diferido, mientras que la aeronave B767 fue puesta fuera de servicio para ser reparada.

### 3.2. Causas

La causa del incidente fue un error en la apreciación de las distancias por parte de la tripulación del avión B737 de Ryanair al pasar por detrás de la aeronave B767 situada en la posición G3 del punto de espera de la pista 25L.

Se considera que la asignación de la posición G3 a una aeronave de fuselaje largo como el B767-300 y el posicionamiento de la misma, relativamente alejada de la señal de punto de espera fueron factores contribuyentes.

Las deficiencias de comunicación entre la tripulación de cabina de pasajeros y la tripulación de vuelo de avión B737 tuvo como consecuencia que la colisión pasara

inadvertida y ambas aeronaves continuaran sus vuelos sin una evaluación previa de los daños producidos.

#### **4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD**

- REC 06/12.** Se recomienda a AENA que reevalúe las limitaciones de rodaje aplicables a la calle de rodaje «K» y los puntos de espera «G» tanto en la cabecera de la pista 25L (puntos G2 y G3) como en la cabecera de la pista 07R (puntos G10 y G11) del aeropuerto de Barcelona. En particular deberá de tener en cuenta el efecto de la longitud y posición de las aeronaves situadas en los puntos de espera. Las limitaciones que en su caso se impongan en el rodaje, se trasladarán a los procedimientos de control
- REC 07/12.** Se recomienda a Ryanair que, dentro de su programa de formación, reevalúe y en su caso intensifique los aspectos relacionados con la comunicación entre los tripulantes de cabina y los tripulantes de vuelo. Habrá de poner especial énfasis en el beneficio que una eficiente transmisión de información desde la cabina de pasajeros a la cabina de vuelo tiene para la seguridad.



**ANEXO I**  
**Visibilidad desde cabina**  
**de vuelo del B767**

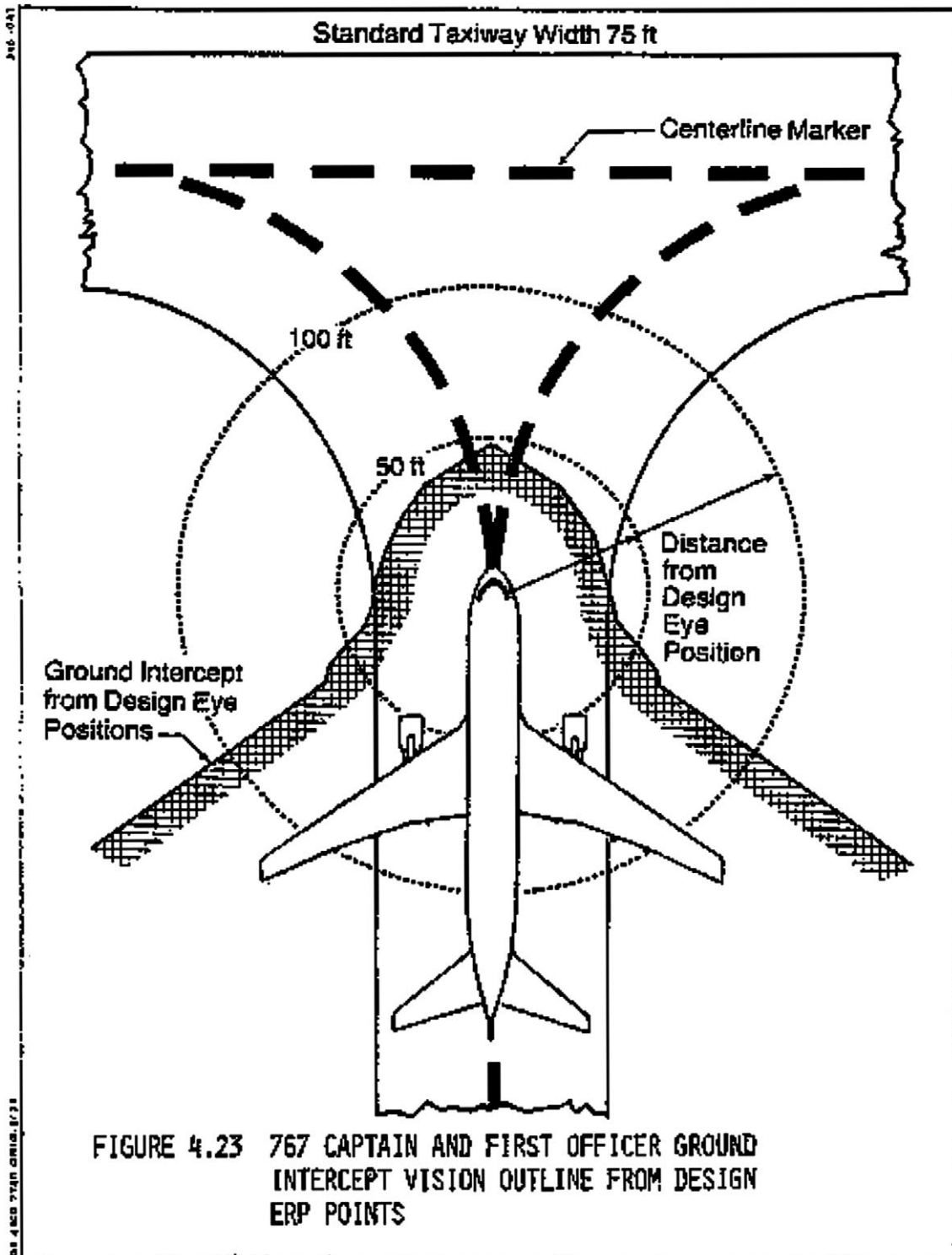
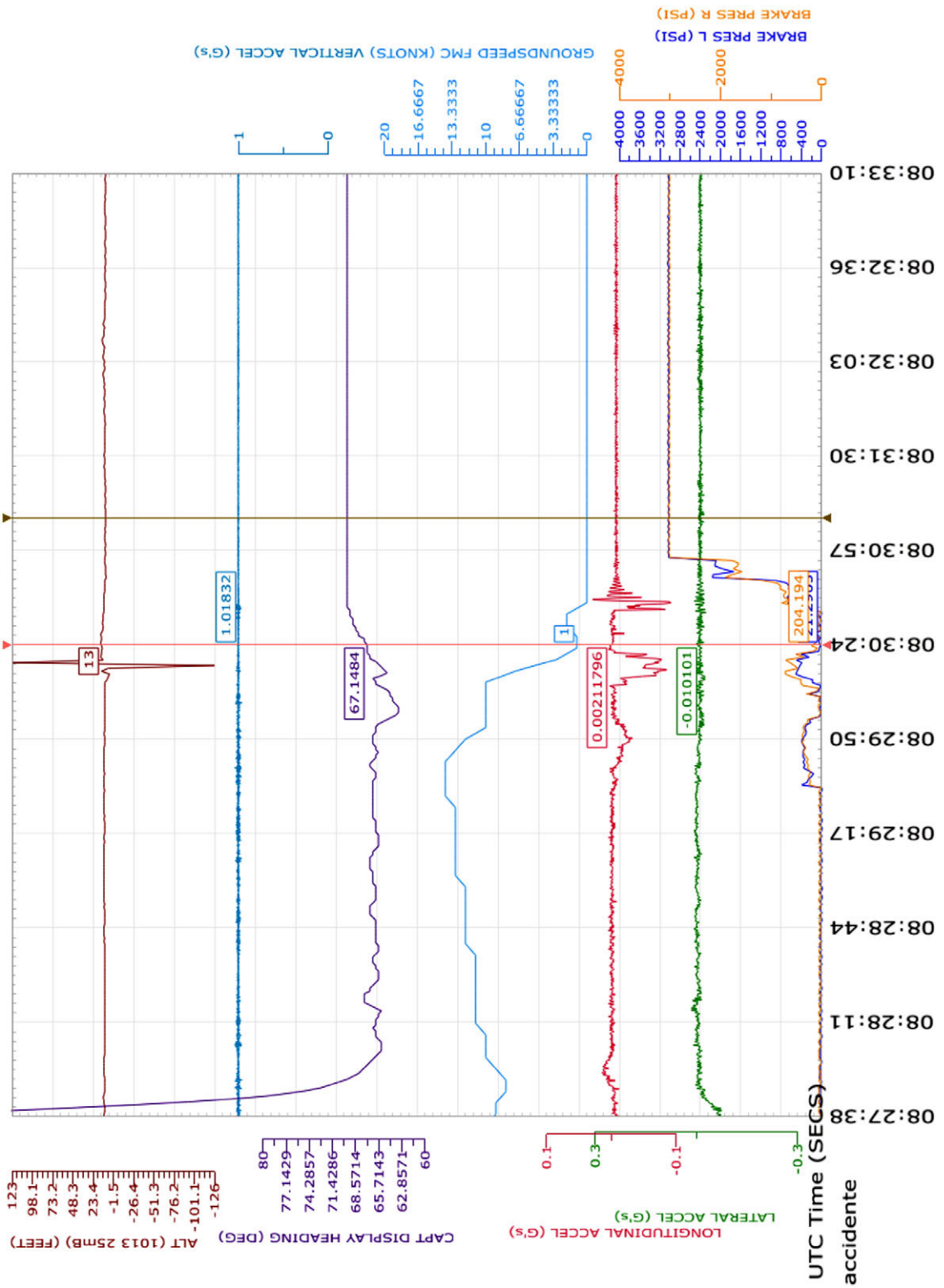
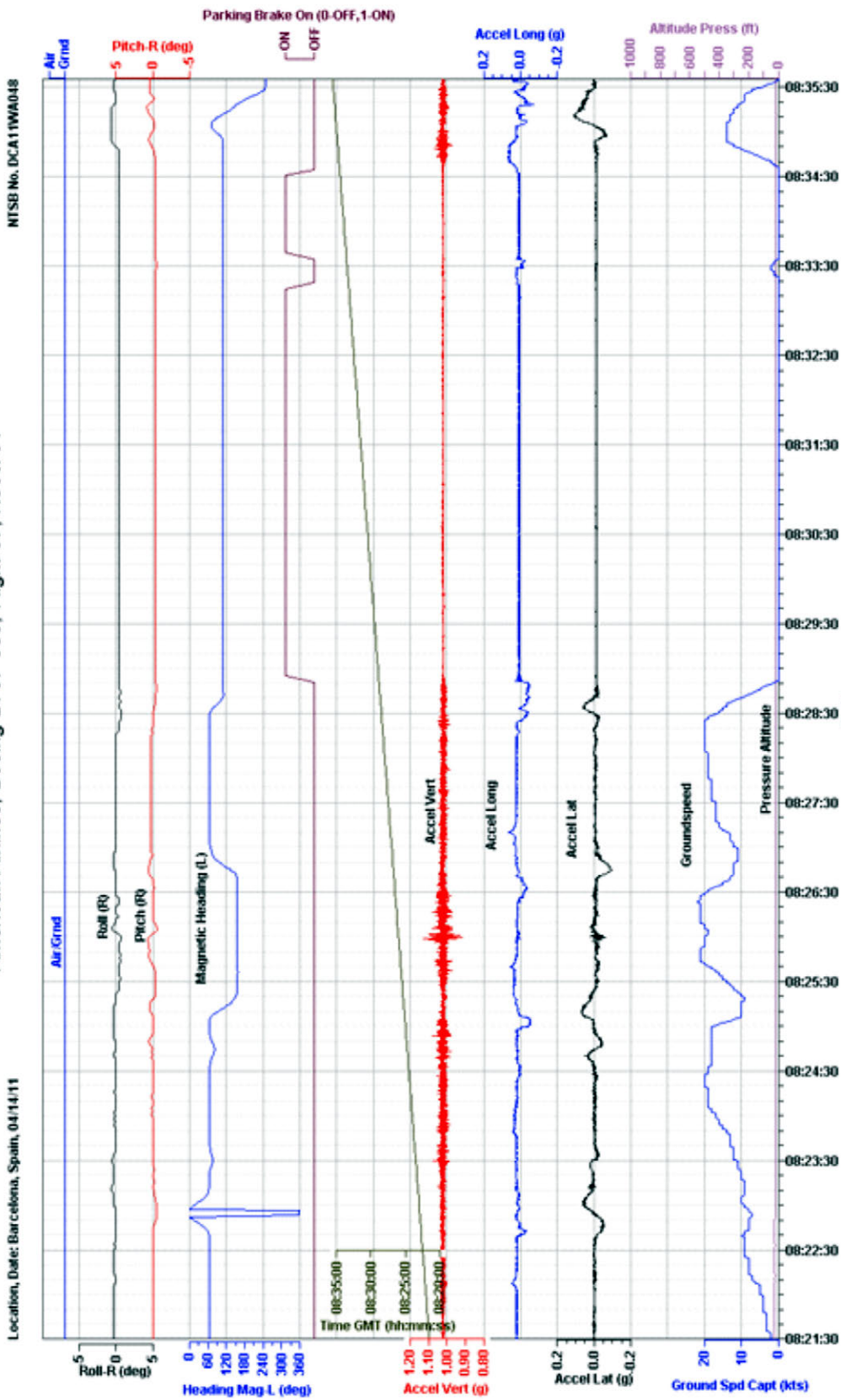


FIGURE 4.23 767 CAPTAIN AND FIRST OFFICER GROUND INTERCEPT VISION OUTLINE FROM DESIGN ERP POINTS

**ANEXO II**  
**Representación gráfica de parámetros  
de vuelo registrados por los FDR**



American Airlines, Boeing B767-300, Flight 67, N366AA



National Transportation Safety Board

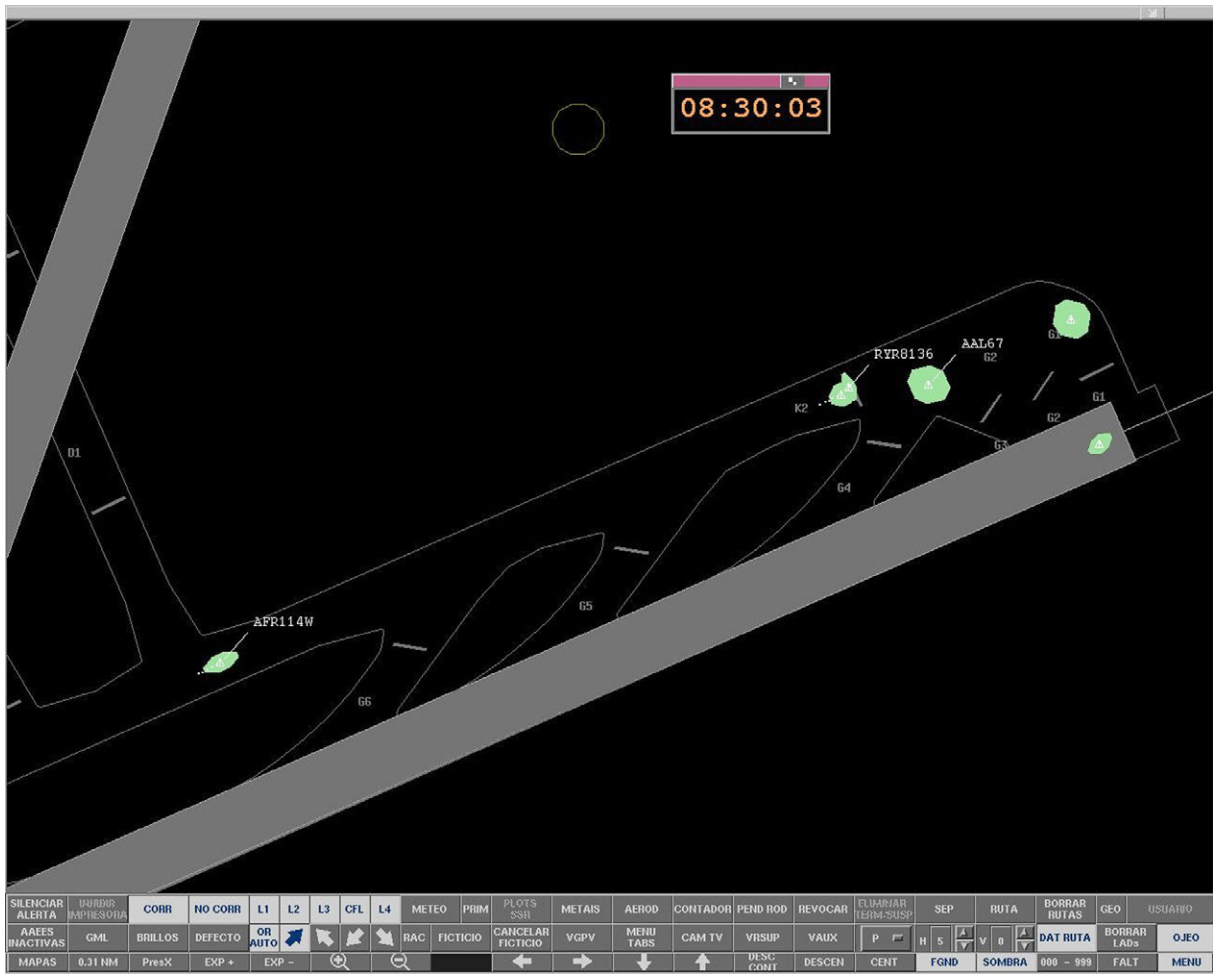
Basic Parameters - Incident Flight

Revised: 6 May 2011



### **ANEXO III**

**Ecos del radar de movimiento de superficie  
en el entorno del punto de espera de la  
pista 25L momentos antes de la colisión**





**ANEXO IV**  
**Texto de la recomendación**  
**de seguridad 06/11 incluida en el informe**  
**CIAIAC IN-001/2010**

**«REC 06/11.** Se recomienda a AENA que en relación con los estudios de seguridad, revise sus métodos de análisis de los riesgos para tener en cuenta conjuntamente los que afecten a las actividades de navegación aérea y a las aeroportuarias. En particular, se incluirá una distancia adicional respecto de barra de parada, o punto de espera, para tener en cuenta a los pilotos que se detienen antes de la barra de parada, o punto de espera, para mantener a la vista, desde su puesto, la barra de parada, o punto de espera. Para un avión de categoría 4-C, esta distancia es de, aproximadamente, 5 m.»

**RESUMEN DE DATOS**

**LOCALIZACIÓN**

Fecha y hora	<b>Miércoles, 28 de septiembre de 2011; 16:30 h<sup>1</sup></b>
Lugar	<b>Aeródromo de Casarrubios del Monte (Toledo)</b>

**AERONAVE**

Matrícula	<b>EC-IYY</b>	
Tipo y modelo	<b>PIPER PA-34-200T «Seneca II»</b>	
Explotador	<b>American Flyers España, S. L.</b>	

Motores                      Izquierdo (n.º 1)                      Derecho (n.º 2)

Fabricante	<b>TELEDYNE CONTINENTAL</b>	<b>TELEDYNE CONTINENTAL</b>
Modelo	<b>TSIO-360-EB (1)</b>	<b>LTSIO-360-EB (1)</b>

**TRIPULACIÓN**

	Piloto examinador	Piloto examinado
Edad	<b>44 años</b>	<b>24 años</b>
Licencia	<b>CPL(A)</b>	<b>CPL(A)</b>
Total horas de vuelo	<b>5.050 h</b>	<b>620 h</b>
Horas de vuelo en el tipo	<b>900 h</b>	<b>30 h</b>

**LESIONES**

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

**DAÑOS**

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

**DATOS DEL VUELO**

Tipo de operación	<b>Aviación general – Vuelo de instrucción – Verificación</b>
Fase del vuelo	<b>Aproximación – Aproxim. frustrada, motor y al aire («go around»)</b>

**INFORME**

Fecha de aprobación	<b>3 de mayo de 2012</b>
---------------------	--------------------------

<sup>1</sup> Todas las referencias horarias indicadas en este informe se realizan en la hora local. La hora UTC se calcula restando dos horas de la hora local.

## 1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

### 1.1. Reseña del vuelo

El día 28 de septiembre de 2011, la aeronave PIPER PA-34-200T «SENECA II», matrícula EC-IYY, operada por la Escuela de Formación de Pilotos «American Flyers», despegó a las 15:30 h del aeropuerto de Madrid-Cuatro Vientos, con un piloto examinador y un instructor de dicha escuela a bordo, para realizar un vuelo de examen de instructor de vuelo instrumental con una duración prevista de 1:30 h. Antes del despegue se habían llenado hasta su máxima capacidad los depósitos de combustible de la aeronave.

La aeronave abandonó el aeropuerto por el oeste (punto W), a continuación se dirigió al VOR de Navas (NVS), próximo a la localidad de Navas del Rey (Madrid), sobre el que efectuaron las maniobras de examen a 5.000 ft y, una vez terminadas, descendió a 3.000 ft y se dirigió al aeródromo de Casarrubios del Monte (LEMT), para realizar algunos tráfico de aeródromo, con tomas y despegues.

Las condiciones meteorológicas eran adecuadas para el vuelo, con buena visibilidad y ligera presencia de nubes altas; en el aeródromo de Casarrubios del Monte el viento estaba prácticamente en calma y la temperatura era de 27 °C.

Después de una primera toma y despegue por la pista 08 de ese aeródromo, hicieron un circuito completo y se dispusieron para realizar una segunda toma y despegue por la misma pista. Cuando la aeronave estaba en corta final, a unos 15 m de altura sobre el umbral de la pista, con el tren de aterrizaje desplegado y los flaps deflectados 10° (ángulo correspondiente a la primera posición o «punto» de su la palanca de accionamiento), el examinador ordenó hacer un motor y al aire. El instructor examinado avanzó los mandos de gases de los dos motores y se produjo una fuerte guiñada a la izquierda que no pudo controlar. El examinador tomó los mandos y decidió aterrizar por derecho en el margen izquierdo de la pista, retrasaron las palancas de gases y de mezcla, y cortaron la alimentación de combustible a los motores. Debido a que la aeronave no frenaba lo suficiente y sabiendo que hay un terraplén al final de la pista, el examinador decidió subir el tren de aterrizaje para conseguir mayor rozamiento entre la aeronave y la pista, accionando la palanca correspondiente. Solamente subió la pata izquierda del tren de aterrizaje principal y la aeronave continuó rodando sobre las otras dos patas hasta que apoyaron en el suelo el extremo del ala izquierda y el fuselaje posterior, quedando la aeronave detenida a falta de 160 m para el final de la pista y separada 30 m de su margen izquierdo.

En la Figura 1 se han representado la trayectoria de la aeronave en el suelo y las huellas producidas por ésta sobre el terreno. Las huellas comenzaban a 140 m del umbral de la pista 08 y se mantenían prácticamente paralelas a la pista durante todo el recorrido de la aeronave en el suelo. En un primer tramo del recorrido, de 80 m de longitud aproximada, la aeronave fue apoyando las ruedas de forma discontinua durante los

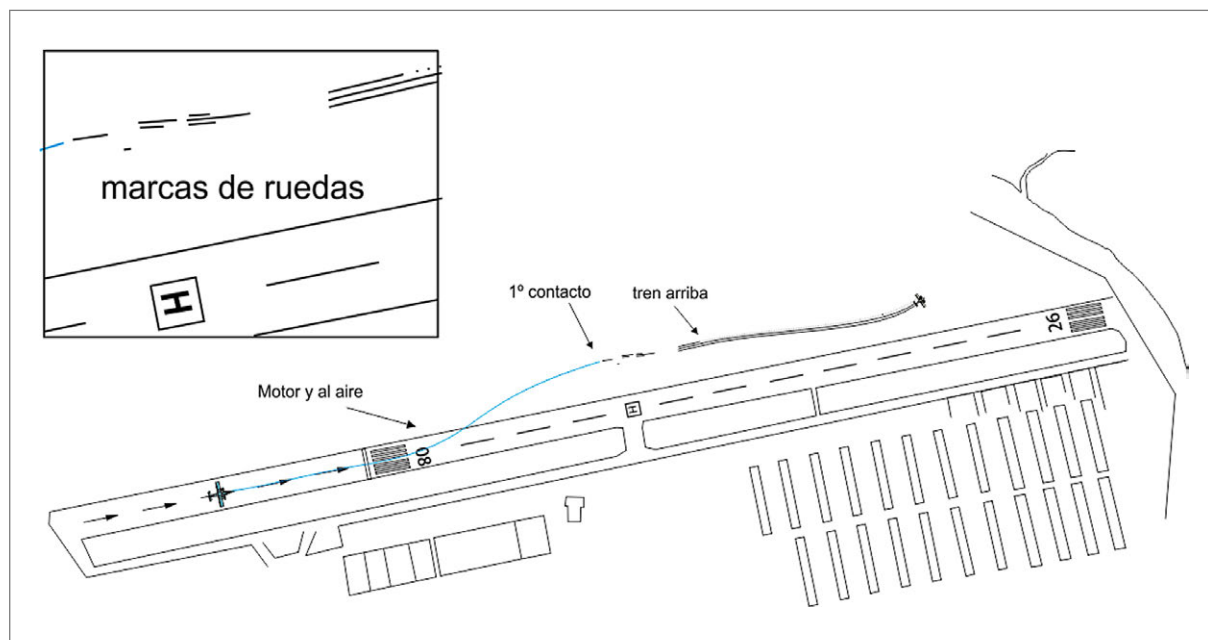


Figura 1. Trayectoria de la aeronave en el suelo

primeros 50 m y dejó de apoyarlas los 30 siguientes, como se puede comprobar en el detalle ampliado de dicha figura.

Un segundo tramo del recorrido, de unos 220 m de longitud, comenzaba con las huellas de las tres ruedas en el terreno, poco después desaparecía la huella de la rueda izquierda y, a continuación, se hacía menos visible la huella de la rueda de morro y, la trayectoria de la aeronave se curvaba ligeramente, primero hacia la derecha y después a la izquierda.

La aeronave sufrió daños menores; tenía roces ligeros en la punta del plano izquierdo, el «pitot» del mismo lado se había separado parcialmente del revestimiento inferior de dicho plano y presentaba algunos pliegues en la zona inferior izquierda del fuselaje posterior, con el que se había apoyado en el suelo. Las palas de las hélices no sufrieron daños de tipo alguno.

Los dos pilotos resultaron ilesos y abandonaron la aeronave por sus propios medios.



Figura 2. Posición final de la aeronave

## 1.2. Información sobre el personal

El piloto examinador tenía una licencia JAR-FCL de Piloto Comercial de Avión —CPL(A)— emitida en España, con antigüedad del 05-04-1994 y validez hasta el 16-10-2013. Disponía de las habilitaciones de:

- Aviones monomotores terrestres:
  - De pistón —SEP (land)—, válida hasta 10-03-2013.
  - De turbina Aerospatale —Aerospatale SET—, válida hasta el 21-04-2012.
- Aviones multimotores terrestres de pistón —MEP (land)—, válida hasta 10-03-2012.
- Vuelo instrumental —IR(A)—, válida hasta el 27-06-2012.
- Instructor de vuelo —FI(A)—, válida hasta el 10-03-2013.
- Instructor de vuelo instrumental —IRI(A)—, válida hasta el 14-02-2012.
- Instructor de habilitación de clase —CRI(A)—:
  - Aviones multimotores terrestres de pistón —MEP (land)—, válida hasta el 14-02-2012.
  - Aviones monomotores terrestres de turbina Aerospatale —Aerospatale SET—, válida hasta el 14-02-2012.

Y de un Certificado Médico de clase 1 válido hasta el 10-01-2012.

El instructor examinado tenía una licencia JAR-FCL de Piloto comercial de avión —CPL(A)— emitida en España, con antigüedad del 27-05-2008 y validez hasta el 27/05/2013. Disponía de las habilitaciones de aviones monomotores y multimotores terrestres de pistón —SEP (land)—, y vuelo instrumental —IR(A)—, válidas hasta el 27-05-2012, de instructor de vuelo FI(A), válida hasta el 31-01-2013, y de un Certificado Médico de clase 1 válido hasta el 26-10-2011.

## 1.3. Información sobre la aeronave

La aeronave PIPER PA-34-200T «Séneca II», con matrícula EC-IIY y número de serie 34-7670337, había sido construida en el año 1976 y su peso máximo autorizado era de 2.075 kg. Estaba equipada con motores y hélices contrarrotatorios. Tenía instalados dos motores turbo-sobrealimentados TELEDYNE CONTINENTAL, modelos TSIO-360-EB(1) y LTSIO-360-EB(1), y números de serie 833948-R y 807950-R, respectivamente, de 215 HP cada uno.

La aeronave disponía del Certificado de Aeronavegabilidad, de fecha 02-12-2010, y de un Certificado de Revisión de la Aeronavegabilidad válido hasta 01-12-2011.

La aeronave y los motores habían sido mantenidos de acuerdo con el Programa de Mantenimiento aprobado. Las últimas revisiones en línea (A: 50 h) y básica (B: 100 h o

12 meses) se habían realizado el 14-06-2011 con 6.827 horas totales, la última revisión C (500 h) se había realizado el 14-10-2010 con 6.634 horas totales y la última revisión general de célula (D: 1.000 h o 120 meses) se había realizado el 06-10-2008 con 5.997 horas totales.

Este tipo de aeronave está equipado con tren de aterrizaje retráctil de accionamiento hidráulico, en el que el circuito de actuación recibe presión de una bomba hidráulica reversible movida por un motor eléctrico. Con el tren extendido, las patas principales se mantienen bloqueadas mediante mecanismos de sobrecentro y la de morro lo hace mediante ganchos asegurados con muelles. El bloqueo se mantiene hasta el momento en que los actuadores comienzan a recoger el tren y los mecanismos de bloqueo no permiten la subida de éste mientras estén las patas apoyadas en el suelo.

#### **1.4. Información de aeródromo**

El aeródromo de Casarrubios del Monte, con código OACI LEMT, está situado cerca de la localidad del mismo nombre, aproximadamente a 6,5 NM al Sur de Navalcarnero (Madrid), en las coordenadas 40° 14' 16" N/004° 01' 35" W.

Dispone de una pista asfaltada de 1.000 × 26 m, con orientación 08/26 y una elevación de 675 m (2.050 ft). La cabecera 08 tiene el umbral desplazado, de manera que la distancia de aterrizaje disponible en la pista 08 es de 600 m; al final de esta pista hay un terraplén, próximo a la cabecera 26.

#### **1.5. Ensayos e investigaciones**

##### **1.5.1. Declaración de los pilotos**

De las entrevistas realizadas a los dos pilotos se desprende que todo el vuelo se realizó con el instructor examinado a los mandos y transcurrió de acuerdo con lo previsto hasta el momento en que éste avanzó los mandos de gases de los dos motores para hacer el motor y al aire que le había ordenado el examinador. Cuando realizó esta acción, se produjo una fuerte guiñada a la izquierda y ambos pensaron que había fallado el motor izquierdo de la aeronave.

Al no poder controlar la aeronave en el aire, estando muy cerca del suelo y pensando en un posible fallo de motor, el examinador tomó los mandos y decidió aterrizar por derecho en el margen izquierdo de la pista, retrasaron las palancas de gases y de mezcla, y cortaron la alimentación de combustible a los motores. Los dos tenían la sensación de que la aeronave iba demasiado rápida, no frenaba lo suficiente y se iban a salir por el final de la pista, cayendo al terraplén que hay al final de ésta. Debido a esto, el examinador decidió subir el tren de aterrizaje para conseguir mayor rozamiento entre la aeronave y el terreno, y accionó la palanca correspondiente.

En cuanto a la maniobra de subir el tren durante la carrera de aterrizaje, ambos pilotos eran conscientes de que no estaba contemplada en los manuales de la aeronave. El piloto examinador decidió realizarla pensando que era la mejor opción en la situación extrema en que estaban seguros de encontrarse y el instructor examinado realizó en todo momento las acciones que le requirió el examinador.

Por otra parte, este último sabía que esta maniobra estaba contemplada en los manuales de algunos modelos de aeronave, para ser aplicada en determinados casos. Entre otros, se comprobó que estaba contemplada en los aviones militares CASA C-101 y CANADAIR C215T (C232 en el Ejército del Aire).

### 1.5.2. *Rodaje de los motores*

Después de ocurrir el incidente, la aeronave se levantó hasta quedar desplegada la pata izquierda del tren de aterrizaje principal y se remolcó hasta un hangar del propio aeródromo; posteriormente, se comprobó que los depósitos de combustible estaban llenos a algo más de tres cuartos de su capacidad y no se encontraron anomalías o daños que pudieran impedir la puesta en marcha de los motores.

Se rodaron los dos motores, sin desmontarlos de la propia aeronave, con objeto de comprobar su estado de funcionamiento.

Para ello, se comprobaron en cada motor los valores de la presión de admisión, la temperatura y presión de aceite, las temperaturas de cabezas de cilindros y de los gases de escape, y el consumo de combustible, funcionando de manera estabilizada a distintos regímenes, entre 1.000 y 2.550 rpm, cubriendo todo el margen de operación de los mismos.

Los resultados obtenidos, similares para ambos, mostraron que los dos motores funcionaban correctamente y dentro de los límites establecidos por el fabricante. A lo largo de la prueba no se pusieron de manifiesto anomalías que pudieran haber impedido la operación normal de los motores y la producción de la potencia prevista.

## 1.6. Información adicional

Como se ha indicado, el objetivo del vuelo era la realización de un vuelo de examen de instructor de vuelo instrumental en el que el piloto examinador evaluaba a instructor, dentro de un mismo centro de formación.

El examen se realizaba al amparo de lo establecido en JAR-FCL1.330(d)(2), con objeto de habilitar al instructor examinado para impartir formación de vuelo instrumental, bajo la denominación de «Instructor habilitado IRI(A)», dentro del propio centro de



formación, por no cumplir con los requisitos de experiencia establecidos en JAR-FCL 1.395(a), de al menos 800 h de vuelo en IFR de las cuales, al menos, 400 deben ser de avión. El examen correspondía a la prueba de pericia contemplada en el apéndice 1 al JAR-FCL 1.330 y 1.345; como parte de esta prueba se contemplan procedimientos de aproximación y «motor y al aire» como monomotor.

## 2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

Durante un vuelo de examen, cuando la aeronave estaba en corta final, a unos 15 metros de altura sobre el umbral de la pista, con el tren fuera y un punto de flaps, el examinador ordenó hacer un motor y al aire; el instructor examinado avanzó los mandos de gases de los dos motores y se produjo una fuerte guiñada a la izquierda que no pudo controlar; en ese momento, ambos pensaron que había fallado el motor izquierdo de la aeronave.

A la vista del resultado obtenido en la prueba realizada con los motores, referida en 1.5.2, después de ocurrir en incidente los dos funcionaban correctamente y de manera similar, lo que descarta la posibilidad de fallo en uno de los motores y hace pensar en un problema relacionado con la gestión de los gases. En este punto, se considera más probable que la guiñada se produjera por un accionamiento asimétrico de las palancas de gases y que no se pudiera controlar a tiempo debido a un cierto retraso en la identificación del problema y la reacción al mismo, con la aeronave muy próxima al suelo.

Una vez tomada la decisión de aterrizar por derecho en el margen izquierdo de la pista, retrasadas las palancas de gases y de mezcla, y cortada la alimentación de combustible a los motores, la aeronave entró en contacto con el terreno y, como se deduce de las huellas que dejó en este, asentó las tres patas en el suelo a 220 m del umbral de la pista por la que estaba aterrizando y fue en este punto en el que probablemente se inició la aplicación de frenos. En esta situación, con la aeronave asentada en tierra después de haber recorrido algo más de un tercio de la pista y con el consecuente retraso en la aplicación de los frenos, la velocidad era aún elevada y quedaba relativamente poca pista por delante, por lo que no resulta extraño que los dos pilotos a bordo de ella tuvieran la sensación de que la aeronave iba demasiado rápida, no frenaba lo suficiente y se iban a salir por el final de la pista.

En estas circunstancias, se considera que la actuación más razonable a partir de este punto hubiera sido la de aplicar frenos a fondo y esperar a que la aeronave se detuviera. Sin embargo, en este caso el examinador decidió subir el tren de aterrizaje para conseguir mayor rozamiento entre la aeronave y la pista, accionando la palanca correspondiente. Debido a las características del sistema de bloqueo del tren, tal y como se ha expresado en 1.3, el mero hecho de subir dicha palanca no produce la subida de éste, para ello es necesario que, además, las ruedas se separen del suelo. En este caso,

solamente subió la pata izquierda del tren de aterrizaje principal probablemente porque se separó momentáneamente del suelo en algún pequeño bote. El hecho de que la aeronave se detuviera a falta de 160 m para el final de la pista, a pesar de que continuó rodando sólo sobre las otras dos patas, confirma que no se hubiera salido por el final de la pista en el caso de que sus tripulantes se hubieran limitado a aplicar frenos a fondo, sin realizar procedimientos no contemplados en los manuales de la aeronave.

En consecuencia, se considera que el incidente se produjo por realizar la tripulación de la aeronave una actuación no contemplada en los manuales de ésta, intentando subir el tren durante la carrera de aterrizaje, después de haber decidido quedarse en tierra por haber sufrido la aeronave una guiñada brusca, como consecuencia de una actuación asimétrica de los mandos de gases de los motores cuando se intentaba realizar un motor y al aire en aproximación final.

**RESUMEN DE DATOS**

**LOCALIZACIÓN**

Fecha y hora	<b>Lunes, 10 de octubre de 2011; 11:15 h local<sup>1</sup></b>
Lugar	<b>Pozo de la Higuera – Lorca (Murcia)</b>

**AERONAVE**

Matrícula	<b>EC-FVS</b>
Tipo y modelo	<b>BELL HELICOPTER TEXTRON 206BIII</b>
Explotador	<b>Rotorsun, S. L.</b>

**Motores**

Tipo y modelo	<b>ROLLS ROYCE 250-C20J</b>
Número	<b>1</b>

**TRIPULACIÓN**

**Piloto al mando**

Edad	<b>41 años</b>
Licencia	<b>Piloto comercial de helicóptero – CPL(H)</b>
Total horas de vuelo	<b>7.443 h</b>
Horas de vuelo en el tipo	<b>7.234 h</b>

**LESIONES**

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

**DAÑOS**

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

**DATOS DEL VUELO**

Tipo de operación	<b>Trabajos aéreos – Comercial – Agrícola</b>
Fase del vuelo	<b>Despegue – Otro</b>

**INFORME**

Fecha de aprobación	<b>3 de mayo de 2012</b>
---------------------	--------------------------

<sup>1</sup> Todas las horas de este informe son locales.

## 1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

El helicóptero Bell 206-B con matrícula EC-FVS estaba empleado en labores agrícolas de fumigación. El lunes 10 de octubre de 2011, a las 11:00 h, aterrizó en la finca en la que iba a trabajar y que se encontraba recientemente labrada. Un equipo de operarios en tierra cargó el producto fitosanitario en el depósito del sistema de aspersión de líquidos instalado en el helicóptero, que era del modelo Simplex Modex 4900.

El peso, próximo al máximo autorizado, y centrado del helicóptero estaban dentro de límites. Las condiciones meteorológicas eran idóneas para el vuelo visual, con buena visibilidad y vientos flojos. En estas condiciones, el piloto decidió realizar un despegue tendido, tratando de ganar velocidad de desplazamiento manteniendo una pendiente de ascenso suave. Instantes después de iniciar el despegue se levantó una nube de polvo que envolvió al helicóptero e hizo perder al piloto sus referencias visuales externas.

El piloto informó que procedió inmediatamente a la apertura de emergencia del depósito de producto fitosanitario, que se vació rápidamente, e intentó ganar altura de forma rápida, pero no lo consiguió y el helicóptero impactó contra el suelo. Tras cerrar el suministro de combustible y cortar la corriente eléctrica el piloto abandonó la aeronave sin sufrir lesiones.



Figura 1. Finca del despegue y restos del helicóptero

El piloto con licencia de piloto comercial de helicóptero para vuelos VFR tenía amplia experiencia en el modelo de helicóptero y en trabajos de fumigación.

El helicóptero contaba con 9.867 h de vuelo, tenía un Certificado de Aeronavegabilidad válido hasta el 09-09-2012 y la última revisión de mantenimiento fue realizada el 23-08-2011, cuando el helicóptero contaba con 9.682 h de célula y 7.510 de motor.

## **2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES**

El polvo que levantó el flujo de aire originado por el rotor principal del helicóptero envolvió rápidamente al mismo e impidió al piloto la visibilidad de referencias externas.

La pérdida repentina e inesperada de las referencias visuales externas hizo que el piloto no fuera capaz de mantener estable el helicóptero. La acción inmediata del piloto elevando la palanca del colectivo para aplicar más potencia y soltando en emergencia el producto fitosanitario no pudo evitar el contacto del helicóptero con el terreno que pudo producirse con alguna parte de su estructura que no llegó a determinarse con precisión del estudio de los restos, y que motivó la pérdida total del control y los sucesivos impactos con el suelo que terminaron con el vuelco del helicóptero.



## ADDENDA

Reference	Date	Registration	Aircraft	Place of the event	
IN-005/2009	24-02-2009	EC-IKZ	Bombardier CL-600 2B19 (CRJ-200ER)	Descending 55 NM south of the ... Santander Airport	131
A-007/2009	23-04-2009	OE-KPC	Cessna TU 206 F	Moncofa (Castellón) .....	161
A-017/2010	07-06-2010	EI-DAX	Boeing 737-800	Girona Airport .....	191
IN-038/2010	03-12-2010	EC-KJN	Tecnam P2002-JF	Sabadell Airport (LELL) (Barcelona) ..	197
IN-011/2011	14-04-2011	EI-EKB	Boeing 737-800 Boeing 767-300	Barcelona Airport .....	211





## **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
A	Ampere
AAIB	Air Accidents Investigation Branch
ADF	«Automatic Direction Finder»
ADG	Air-Driven Generator
AGL	Above Ground Level
AED	Auxiliary Engine Display
AENA	Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea
APU	Auxiliary Power Unit
ATC	Air Traffic Control
ATPL	Air Transport Pilot License
ATPL(A)	Air Transport Pilot License (Airplane)
CAR	Civil Air Regulation
CB	Cumulonimbus
CECOA	Airport Coordination Center
CED	Compact Engine Display
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil
CLR	Airport Tower Controller in charge of issuing delivery clearances
CPL(A)	Commercial Pilot License (Airplane)
CRM	Crew Resources Management
CSN	Cycles Since New
CSO	Flight Cycles
CTR	Control Zone
CVR	Cockpit Voice Recorder
DC	Direct Current
DEP	Airport Tower Controller in charge of departures
DFDR	Digital Flight Data Recorder
EASA	European Aviation Safety Agency
EICAS	Engine Indicating and Crew Alerting System
FA	Flight Attendant
FADEC	Full Authority Digital Engine Control
FCU	Fuel Control Unit
FD	Flight Director
FDR	Flight Data Recorder
FI(A)	Flight Instructor (Airplane)
ft	Feet
ft/min	Feet per minute
GMC	Airport Tower Controller in charge of ground movement
GS	Ground Speed
h	Hour(s)
HP	Horse Power
hPa	Hectopascal(s)
IAS	Indicated Airspeed
ICAO	International Civil Aviation Organization
IR(A)	Instrument Flight (Airplane)
JAR-FCL	Joint Aviation Requirements-Flight Crew License
kg	Kilogram(s)
kg/h	Kilogram(s) per hour
KIAS	Knots Indicated Air Speed
km	Kilometer(s)
kt	Knot(s)
L	Liter
LBA	German Authority
LELL	Sabadell Airport
LEOT	Ontur Aerodrome

## Abbreviations

LEERS	Reus Airport
LH	Left Hand
m	Meter(s)
MAP	Manifold Absolute Pressure
mbar	Millibar(s)
METAR	Aviation routine weather report
MFD	Multifunction Display
MSN	Serial number
MTOW	Maximum Take Off Weight
N/A	Not available /Not applicable
N1	Engine fan speed
N2	Engine compressor speed
NM	Nautical Miles
P/N	Part Number
PAPI	Precision Approach Path Indicator
PBaro	Barometric Pressure
PF	Pilot Flying
PNF	Pilot Not Flying
PRail	Rail Pressure
POil	Oil Pressure
QNH	Atmospheric Pressure (Q) at Nautical Height
QRH	Quick Reference Handbook
R/C	Rate of Climb
R/D	Rate of Descent
RDL	Radial
RH	Right Hand
rpm	Revolutions per minute
S/N	Serial Number
SAIB	Special Airworthiness Information Bulletin
SB	Service Bulletin
SGO	Sagunto
SMR	Surface Movement Radar
SSFDR	Solid-State Flight Data Recorder
STC	Supplemental Type Certificate
TAF	Terminal Aerodrome Forecast
TC	Type Certificate
TCDS	Type Certificate Data Sheet
TCU	Tower Cumulonimbus
TMA	Terminal Control Area
TOGA	Take Off/Go Around
Toil	Oil Temperature
TSN	Time Since New
TSO	Technical Standard Order
UTC	Universal Time Coordinated
V	Volt(s)
VFR	Visual Flight Rules
VLA	Very Light Airplane
VLC	Valencia
VMC	Visual Meteorological Conditions
VOR	VHF Omnidirectional Range



**DATA SUMMARY**

**LOCATION**

Date and time	<b>Tuesday, 24 February 2009; 18:40 local time<sup>1</sup></b>
Site	<b>Descending 55 NM south of the Santander Airport</b>

**AIRCRAFT**

Registration	<b>EC-IKZ</b>
Type and model	<b>BOMBARDIER CL-600 2B19 (CRJ-200ER)</b>
Operator	<b>Air Nostrum</b>

**Engines**

Type and model	<b>GENERAL ELECTRIC CF-34-3B1</b>
Serial Number	<b>2</b>

**CREW**

	Pilot in command	First officer
Age	<b>48 years old</b>	<b>30 years old</b>
Licence	<b>ATPL</b>	<b>ATPL</b>
Total flight hours	<b>9,328 h</b>	<b>4,084 h</b>
Flight hours on the type	<b>5,052 h</b>	<b>2,824 h</b>

**INJURIES**

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			<b>4</b>
Passengers			<b>44</b>
Third persons			

**DAMAGE**

Aircraft	<b>None</b>
Third parties	<b>N/A</b>

**FLIGHT DATA**

Operation	<b>Commercial Air Transport – Scheduled – Domestic – Passenger</b>
Phase of flight	<b>Normal descent</b>

**REPORT**

Date of approval	<b>3<sup>rd</sup> May 2012</b>
------------------	--------------------------------

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

## 1. FACTUAL INFORMATION

### 1.1. History of the flight

The crew had started its activity that day in Valencia. It was scheduled to make four flights: Valencia-Madrid, Madrid-Santander, Santander-Madrid and Madrid-Nantes.

The aircraft took off from Madrid at 18:13:27 en route to Santander. The captain was the pilot flying (PF). Twenty-six minutes into this second flight of the day, at 18:39:37, with the aircraft at FL 200 and flying at 268 kt, both of the aircraft's engines shutdown at the same time. The flight data recorder (FDR) logged a fuel flow reading of 0 kg/h to both engines.

The air-driven generator (ADG) deployed automatically to supply electrical power to the aircraft. The crew proceeded to restart the engines selecting continuous ignition. The engines started and after about one minute, at 18:40:44, the fuel flow readings returned to the values present before the engines stopped.

During the restart process, an airline flight crew member who was flying as a passenger entered the cockpit.

At 18:41:11, the crew declared emergency at the suggestion of the third crewmember who had gone to the cockpit, and reported having had a double engine failure, that they were in the process of restarting and requesting landing priority.

ATC acknowledged their request and gave them landing priority. During the communications prior to the landing, ATC inquired about the number of people who were onboard the aircraft.



Figure 1. Aircraft after landing with the ADG deployed

The rest of the flight and landing proceeded normally and without any damage or injury to the aircraft or to any of the passengers onboard. The aircraft taxied to a parking zone and the passengers deplaned normally.

The flight took place in VMC with no significant meteorological phenomena.

## 1.2. Injuries to persons

Injuries	Crew	Passengers	Total on aircraft	Third persons
Fatal				
Serious				
Minor				N/A
None	4	44	48	N/A
<b>TOTAL</b>	<b>4</b>	<b>44</b>	<b>48</b>	

## 1.3. Personnel information

### 1.3.1. Captain (CM-1), seated in the LH seat

The 48-year old captain was the pilot flying (PF). He had a JAR-FCL airline transport pilot license and the CL-600 and instrument flight ratings. All were valid and in force at the time of the incident. He had a total experience of 9,328 flight hours, of which 5,052 had been on the aircraft type involved in the incident.

He had been a captain in the DHC 8-315 fleet from January 2002 until November 2004, and had been a captain in the CL-600-2B19 fleet since November 2004. Before that, from November 1999 until January 2002, he had flown as a first officer in the CL-600-2B19 fleet.

He started his duty period on the day of the incident at 13:05 after a five-day rest period.

His normal residence was in Malaga though he was based out of Valencia.

In July 2008 he had taken an airplane systems course as part of the periodic training program, which he passed with a grade of 92.5%. His last proficiency check had been on 8 September 2008, and received a mark of satisfactory.

### 1.3.2. *First officer (CM-2), seated in the RH seat*

The 34-year old first officer had a JAR-FCL airline transport pilot license and CL-600 and instrument flight ratings, both valid and in force at the time of the incident. He had a total experience of 4,084 flight hours, of which 2,824 had been on the aircraft type involved in the incident.

He had been a CL-600-2B19 first officer since September 2005.

He started his duty period on the day of the incident at 13:05 after a five-day rest period.

In May 2008 he had taken an airplane systems course as part of the periodic training program, which he passed with a grade of 100%. His last proficiency check had been on 2 December 2008, and received a mark of satisfactory.

## 1.4. Aircraft information

### 1.4.1. *General*

The BOMBARDIER CANADAIR CL-600-2B19 CRJ 200 is a twin-engine jet airplane with a capacity for 50 passengers and is designed for use in commuter and short-range flights. Its maximum takeoff weight is 23,133 kg.

It is powered by two GENERAL ELECTRIC CF-34-3B1, dual rotor, high-bypass ratio turbofan engines.

The incident aircraft, S/N 7732, had been manufactured in 2002. On the date of the incident it had all of the permits, certificates and insurance required to engage in operations involving the public transportation of passengers.

### 1.4.2. *Condition of the aircraft and maintenance*

The aircraft had a total of 16,903.72 flight hours (TSN) and 14,264 cycles (CSN).

The left engine, serial number (MSN) 873615, had 16,903 flight hours (TSN) and 14,264 cycles (CSN) and was new when it was installed on the aircraft in December 2002.

The right engine, serial number (MSN) 872428, had 23,781 flight hours (TSN) and 19,712 cycles (CSN). The engine had been overhauled in September 2008 and then installed on the aircraft on 18 September 2008. The number of flight hours since the overhaul (TSO) was 959 and the number of flight cycles (CSO) was 914.



The throttle control gearbox for the number 1 engine, part number (P/N) 2100140-010 and serial number (S/N) 324, had 13,668 flight hours (TSN) and 11,784 cycles (CSN). As for the throttle control gearbox for the number 2 engine, part number (P/N) 2100140-010 and serial number (S/N) 448, it had 12,905 flight hours (TSN) and 11,261 cycles (CSN).

No recent maintenance activities involving thrust lever inspection on rigging checks had been carried out.

There were also no reports of any power levers splits.

### 1.4.3. Engine thrust control system

The engine thrust control system is used to operate the engine. It consists of two thrust levers, two thrust reverser levers, a friction knob and stops to control the engines in the forward and reverse ranges.

The thrust levers control the application of power in the forward thrust range, and the lever settings of SHUTOFF, IDLE and MAX POWER. There are two latches (shown in red) behind each thrust levers. These latches are used to release the mechanical stops that guard against inadvertent movement of the thrust levers to SHUT OFF.

There is a takeoff-go around (TOGA) button located on each forward thrust lever.

Mechanical interlocks on the thrust levers prevent reverse thrust from being engaged until the levers are in the IDLE position.

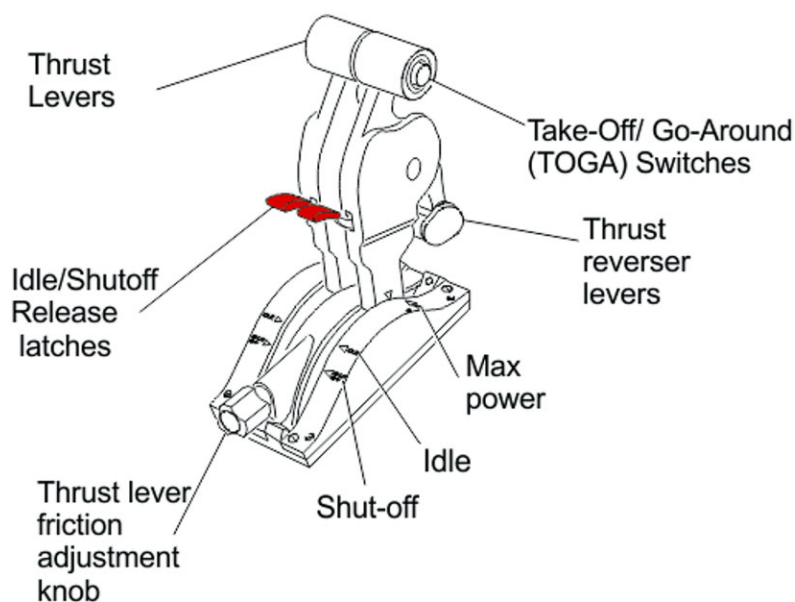


Figure 2. Engine thrust control system

Each thrust lever is connected to its associated fuel control unit by a system of cables. The thrust levers are used to control engine power from idle (IDLE) to takeoff (TO) and reverse.

The system features an electronic fuel control that engages only when the N1 fan speed is above 79%, as is the case during takeoff, climb and cruise. The N1 on the engines when the double engine shutdown took place was 47% on the left engine and 44% on the right.

#### 1.4.4. *Aircraft fuel system*

##### **General**

The fuel system consists of three integral tanks within the wing structure, one in the center and one outboard on each wing. The system also has ejection pumps and boost pumps housed in each tank to supply fuel to each engine. At the front of the center tank there are two collector tanks. Fuel from each wing tank supplies the same-side collector tank.

The fuel system also facilitates refueling either under pressure or by gravity. A fuel system computer automatically controls refueling, allows the transfer of fuel between tanks and informs the flight crew of the amount and temperature of the fuel through the engine indicating and crew alerting system (EICAS).

Any problem detected by the fuel computer results in visual and aural messages in the cockpit.

##### **Fuel distribution**

The fuel that is supplied to each engine comes from the same-side collector tank housed in the main fuel tank. Two scavenge ejectors pumps located at the lowest part of the wing tanks supply fuel to each collector tank to keep it in a full condition. The collector tanks are designed to keep the engines fuel feed under all normal and transient flight maneuvering.

For engine start, a boost pump inside each collector tank is selected from the fuel control panel. When the output pressure required to supply the engines is reached, the boost pumps turn off automatically. If the engine supply pressure should drop, the boost pumps would energize automatically.

According to the load sheet, the aircraft had 3,000 kg of fuel on takeoff and was expected to consume 900 kg during the flight.

The fuel tanks had a maximum capacity of 6,606 kg.

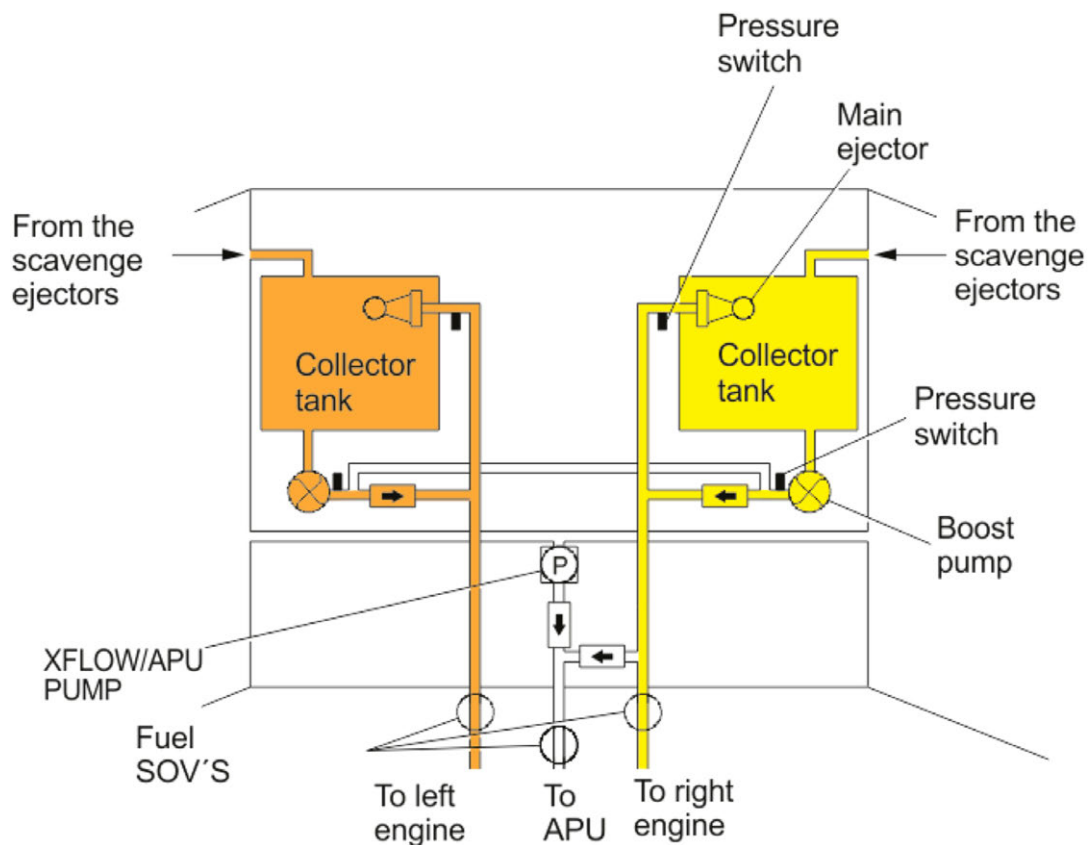


Figure 3. Diagram of fuel distribution system

#### 1.4.5. Engine lubrication system

Each engine has an independent lubrication supply system consisting of an oil pump and an oil tank. The pressure pump draws oil from the tank and supplies it to the various engine components for cooling and lubrication. The accessory gearbox is driven by the engine's N2 rotor.

If oil pressure drops below 25 psi during flight, an "ENGINE OIL" aural warning is issued in the cockpit. This warning is inhibited while the airplane is on the ground.

#### 1.4.6. Certification of engine levers

The Canadian certifying authority, Transport Canada Civil Aviation, issued the type certificate for the CL 600 2B19, with associated data sheet no. A-131, on 31 July 1992.

The type certificate was validated by the EASA and assigned no. IM.A.023, based on the certification issued by the German authority (LBA) on 15 January 1993. The certification standard used was "JAR 25 Large Aeroplanes, Change 13, 05 October 1989".

The certification standards of Canadian and European authorities are equivalent insofar as the engine controls are concerned. Both include the following in paragraph 1143 on “Engine controls”:

- (a) *There must be a separate power or thrust control for each engine.*
- (b) *Power and thrust controls must be arranged to allow—*
  - (1) *Separate control of each engine; and*
  - (2) *Simultaneous control of all engines.*
- (c) *Each power and thrust control must provide a positive and immediately responsive means of controlling its engine.*
- (d) *For each fluid injection (other than fuel) system and its controls not provided and approved as part of the engine, the applicant must show that the flow of the injection fluid is adequately controlled.*
- (e) *If a power or thrust control incorporates a fuel shutoff feature, the control must have a means to prevent the inadvertent movement of the control into the shutoff position. The means must—*
  - (1) *Have a positive lock or stop at the idle position; and*
  - (2) *Require a separate and distinct operation to place the control in the shutoff position.*

## 1.5. Meteorological information

According to the Santander Airport METAR, weather conditions at 17:30 UTC were as follows:

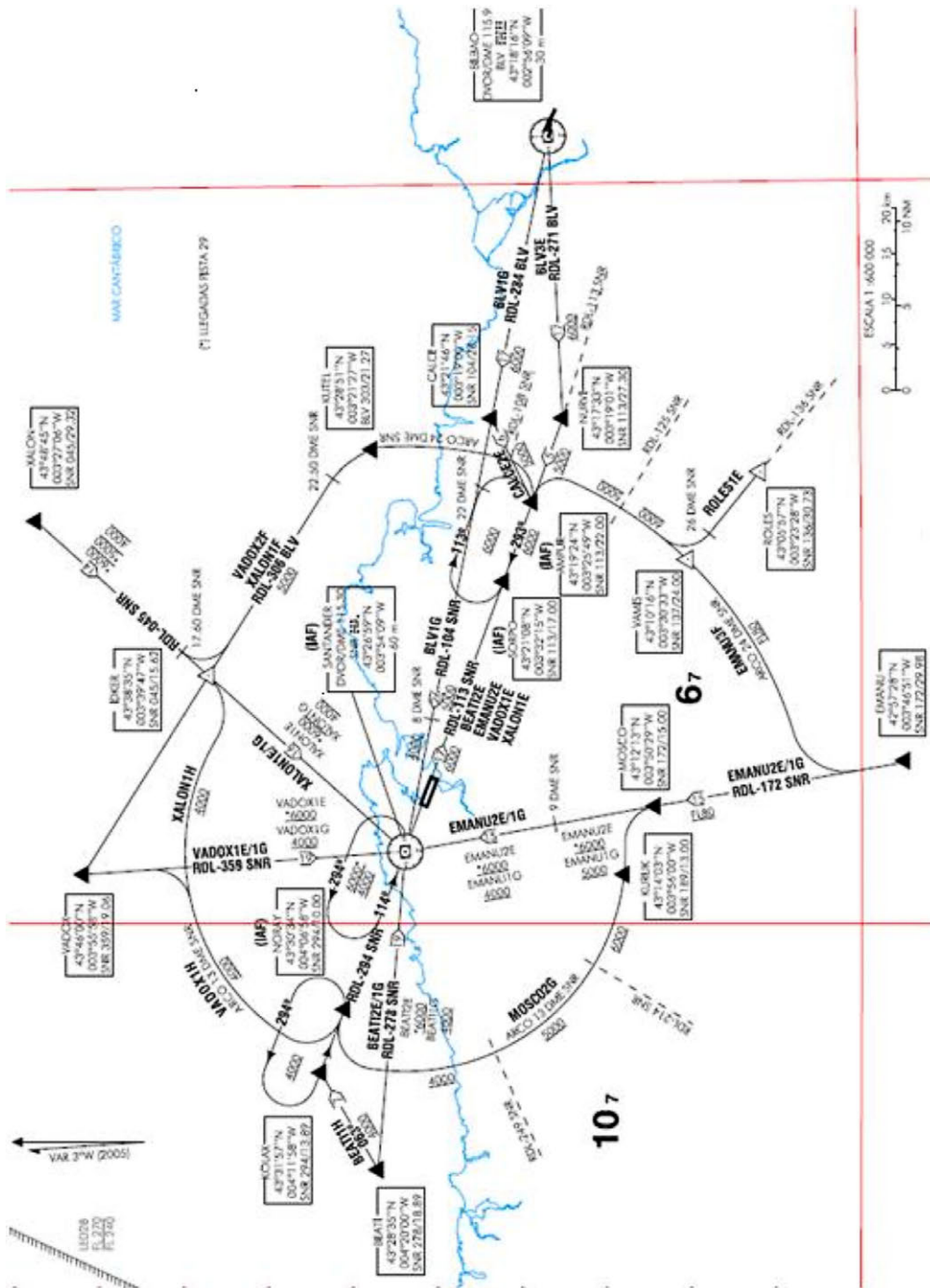
- Surface winds: from 90° at 9 kt.
- Visibility: in excess of 10 km.
- Cloud cover and altitude: 5/8 at 2,900 ft.
- Temperature: 9.2 °C.
- Dew point: 3.8 °C.
- QNH: 1,023 hPa.

## 1.6. Communications

The crew contacted Santander Tower at 18:38:49 to report that they were 16 miles away from EMANU and descending through flight level 200 to flight level 150.

ATC cleared them to perform the MOSCO2G standard arrival (see Figure 4) and to descend to FL 80. The crew replied that it preferred to go directly to the VOR to start the approach (VOR approach), to which ATC indicated that there would be traffic at

the VOR in six minutes and asked if they could cross MOSCO "established"<sup>2</sup> on flight level 80. At that time the flight data recorder reading for the engine fuel flows indicated 0 kg/h on both.



<sup>2</sup> The expression "established" means that when the aircraft crosses point MOSCO, it must be steady (level horizontal flight) at flight level 80, that is, at 8,000 feet.

At 18:41:11 the crew declared an emergency and reported a double engine failure. They requested to be number one and reported being in the process of restarting the engines. At that time the fuel flow to both engines had been reestablished.

ATC gave them priority and, at 18:42:45, cleared them for the VOR approach to runway 11.

At 18:44:39 ATC asked about the number of people onboard the aircraft, information that the crew provided.

## 1.7. Aerodrome information

The Santander Airport has a 3,100-m long, 45-m wide concrete runway, 11/29. The aerodrome elevation is 3.25 ft.

## 1.8. Flight recorders

The aircraft had a cockpit voice recorder and a flight data recorder. Both were recovered in good condition.

### 1.8.1. *Flight data recorder*

The flight data recorder was a Fairchild F1000 solid state recorder (SSFDR), P/N S800-2000-00, S/N 02602. It recorded 64 words per second and held a total of 100 h of data.

The information was downloaded correctly, though no information was recorded on the SSFDR between the time the engines shut down and were restarted. This is because the SSFDR is powered by the no. 1 DC bus, which is supplied by the engine-driven generators.

Appendix 1 shows the graphs for the most important engine parameters.

### 1.8.2. *Cockpit voice recorders*

The cockpit voice recorder was a FA2100 solid state model, P/N 2100-1020-00 and S/N 000190600, with a recording capacity of 2 hours and 4 minutes.

The CVR recorded to its six tracks, four of them in high quality and lasting 30 minutes, and two others in standard quality and lasting two hours. The CVR recording was not interrupted at any time since it is powered by the essential DC bus.

### 1.8.3. *Information involving the incident*

At 18:38:49, while the aircraft was at an altitude of 21,100 ft, a speed of 284 kt and fuel flow in both engines of 154 kg/h, the crew contacted the Santander Control Tower.

At the time the high-pressure compressor rpm's (N2) were 74% on engine 1 and 71% on engine 2.

At 18:39:23 the crew requested to go directly to the VOR to make a VOR approach instead of the MOSCO2G approach suggested by ATC. Their speed was 272 kt and their altitude 20,083 ft.

At 18:39:31 ATC informed them that traffic was expected to arrive at the VOR in six minutes. The speed was 270 kt and the altitude 19,833 ft.

At 18:39:37 ATC asked if the aircraft could cross MOSCO established on flight level 80. The speed was 268 kt, the altitude 19,615 ft and the fuel flow to both engines was 0 kg/h. Ten seconds later the first of four "ENGINE OIL" warnings was heard in the cockpit. At that time the high-pressure compressor rpm's were at 42% in both engines.

The flight data recorder showed simultaneous low oil pressure warnings in both engines at 18:39:43.

The last valid data were recorded on the FDR at 18:39:48.

The second "ENGINE OIL" warning was received at 18:39:50.

The ambient noise level in the cockpit increased at 18:39:51.

At 18:40:14 the first officer said "you stopped both engines, man". At no time were the pilots heard identifying the emergency or indicating that they were executing the procedure for a double engine failure in-flight.

At 18:40:44 the FDR resumed operation. The fuel flow readings were 109 kg/h in the left engine and 103 kg/h in the right.

At 18:40:52 a third person was heard in the cockpit. At 18:41:05 this third person asked if they had declared emergency. At 18:41:11 the crew declared emergency, reporting that they had experienced a double engine failure. They requested to be number one and reported being in the process of restarting the engines and proceeding to the VOR.

## 1.9. Tests and research

### 1.9.1. Tests conducted on the aircraft following the incident

#### Fuel

After the incident, fuel samples were taken from both the aircraft and from the fuel tank where the aircraft last refueled in Valencia. The analysis of the tanker fuel did not indicate any contamination.

The analysis of the onboard fuel tanks showed moderate microbiological contamination in the sample taken from the right tank.

There was no water contamination in any of the samples analyzed.

### Aircraft

On 5 March 2009, the investigation team, along with the operator and the aircraft manufacturer, conducted the following checks of the aircraft:

The chip detectors in both engines were inspected. Nothing out of the ordinary was found.

Both engines were started and checked for proper operation. No warnings or alarms were received to indicate improper operation.

The ADG, which was deployed, was stowed and verified to deploy automatically when both engine-driven generators were disengaged. The fuel pumps were also verified to be working in accordance with specifications.

In addition, the thrust levers were verified to be working properly and in keeping with the specifications in the operations manual. Investigators confirmed that both engines could be stopped using just one hand. Lastly, it was shown that moving the release latches required placing the hand in a different position from that used during normal operations.



Figure 5. Positioning the lever from IDLE to SHUT OFF



## Additional tests performed on the aircraft before returning it to service

Before returning the aircraft to service, the operator:

1. Checked for the presence of contamination in fuel system components.
2. Visual inspection of the fuel pumps.
3. Visual inspection of the fuel system filters and of their bypass mechanisms.
4. Replaced the fuel system filters.
5. Rigging of the fuel control units as well as the engine thrust control system.
6. Functional test of the engine thrust control system.
7. Functional test of the engine thrust control system levers.
8. Measured the tolerances of the engine thrust control system.
9. Inspected the chip detectors on the engines.
10. Checked the engine oil system.
11. Inspected the air intake duct and exhaust gas area on the engines.
12. Operational tests of the fuel pumps and the fuel shutoff valves.
13. Operational test of the reverse thrust system.
14. Measured the thrust power of both engines.
15. Tested the fan on both engines for vibrations.

All of the tests and checks were satisfactory and yielded no discrepancies.

### Checks of engine thrust control system

Tests were also carried out on an aircraft of the same type and model as the incident aircraft in an effort to check the exact point between SHUT OFF and IDLE at which the engines stopped.

Pilots from the operator's CRJ-200 fleet took part in the test.

First, the distance between the IDLE and SHUT OFF marks was determined to be 0.97 cm, although the levers could move a little further, i.e. beyond the SHUT OFF mark.

The engines were then started and the amount of thrust lever travel between the IDLE mark and the point at which fuel flow read 0 was checked.

1. Left engine-left thrust lever. From IDLE until zero fuel flow was indicated, the thrust lever moved 0.55 cm.
2. Right engine-right thrust lever. From IDLE until zero fuel flow was indicated, the thrust lever moved 0.98 cm.

The pilots taking part in the test noted that the engines never shut off at the SHUT OFF position, but somewhere between IDLE and SHUT OFF.

It was also noted that operating the release latches that allow the lever to go from IDLE to SHUT OFF is not easy using the same hand position that is normally kept on the thrust levers while in flight.

### 1.9.2. *Report provided by the engine manufacturer*

Based on the information contained in the FDR, the engine manufacturer, General Electric, reported that the engines had stopped simultaneously in a manner consistent with a normal engine shutdown<sup>3</sup>, given the existing flight conditions.

## 1.10. Organizational and management information

### 1.10.1. *Procedure for an in-flight double engine failure*

An analysis of the operator's emergency checklists for this aircraft, as contained in its Operations Manual, revealed that there was no defined task sharing, as was the case for the normal checklists.

Whenever both engines fail, the ADG automatically deploys to supply electricity to essential systems. In this condition, some systems are not powered, such as the PFD 2 (Primary Flight Display), the MFD 2 (Multifunction Display) and the FD 2 (Flight Director), among others. In general, the systems on the first officer's side are not energized.

Based on information in the operator's Operations Manual, should both engines fail in flight, the memory items require setting ignition to continuous and maintaining a minimum airspeed of 240 KIAS (see Appendix 2).

Step 3 requires checking the values of N1, N2 and ITT. If engine power continues to decrease, then step 4 states to place the thrust levers in SHUT OFF. Step 5 is to manually deploy the ADG. A series of tasks then follows that includes starting the APU (Auxiliary Power Unit) and, in item 13, restarting the engines using impact air to spin the engine. After this point the crew is referred to a flow chart to make the decisions involving other procedures to be carried out, such as "Windmill Relight Procedure", "APU Bleed Air Relight Procedure" and "All Engine Out Procedure".

The procedure does not describe the task sharing between the pilot flying (PF) and the pilot not flying (PNF or PM), or between CM-1 and CM-2, since the RH systems are not energized.

---

<sup>3</sup> A normal engine shutdown is understood to mean the procedure used when the aircraft is parked at the end of a flight.

### 1.10.2. *Engine shutdown procedure for the BOMBARDIER CL-600 2B19 (CRJ-200ER) aircraft*

For this aircraft, in keeping with the company's procedures, the left engine is shut down after exiting the runway by moving the thrust lever to the SHUT OFF position. This action is carried out by the CM-2. The aircraft thus taxis to parking on a single engine unless icing conditions exist. In order to position the levers in SHUT OFF, the latches on the levers must be released before the levers can be moved from the IDLE to the SHUT OFF position.

Once the aircraft is parked, the CM-1 shuts down the right engine by moving the thrust lever to the SHUT OFF position.

### 1.10.3. *Company policy on allowing people into the cockpit and sterile cockpit*

According to the airline's operations manual, there are several drawbacks to allowing access into the cockpit, including the possibility of distracting the flight crew during the performance of their tasks.

An interview conducted with the airline's operations personnel revealed that the operations manual does not envisage having a flight crew report to the cockpit during an emergency, unless the captain so requests it. This practice is also not encouraged or recommended.

### 1.10.4. *Information in the Operations Manual involving control of the engines*

Part B of the company's Operations Manual includes a description of the thrust control system.

Included in this description is information on the safety latches that prevent the inadvertent movement of the thrust levers into the SHUT OFF position. There is a description of the various positions of the thrust lever and, specifically, as regards the SHUT OFF position, it states that this position cuts off fuel to the engine's fuel control unit (FCU), adding that this position is at the rear mechanical stops of the thrust lever.

### 1.10.5. *Information in the aircraft Flight Manual on idle rate*

According to the aircraft Flight Manual, the high-pressure compressor rpm's (N2) are limited to between 56.5% and 68% when the engine is at idle.

## 1.11. Additional information

### 1.11.1. *Engine shutdown procedure in other aircraft types*

#### MD-80 Series

This aircraft features two levers, one to control the engines in flight and another to control fuel flow (ON/OFF). Shutting down the engines on an MD-80 series aircraft requires reducing engine thrust to IDLE and, once the levers are in this position, moving the fuel levers to the OFF position.

#### A320

In the case of the A320, shutting down the engines first requires placing the thrust levers in the IDLE position and then turning the ENGINE MASTER switches to the OFF position.

### 1.11.2. *Interviews of flight crew*

#### Captain

The captain reported being over point EMANU at a flight level of approximately 200 and an airspeed of 250 kt. He was the pilot flying and the first officer was handling communications. As the pilot was talking the radio, the engines shut down smoothly. In fact, he watched as the fuel flow reading dropped to zero.

Once the engines stopped he moved the thrust levers forward. He also reported moving the friction wheel in order to be able to move the levers more comfortably during the descent.

Another captain who was deadheading with them went inside the cockpit. It was he who told the first officer to declare emergency.

He added that when the engines stopped, the LH OIL PRESS and RH OIL PRESS warnings turned on at the same time. He estimates that they glided for about two minutes.

He explained that to restart, they had to bleed APU air since ram air was not enough.

He also stated that, to the best of his knowledge, the engines turned off before the SHUT OFF position was reached.

Lastly he added that placing the engine control in the off (SHUT OFF) position requires forcefully using both hands.

### First Officer

The first officer stated that the captain was controlling the thrust levers during the flight. This aircraft model does not have autothrust, meaning that the thrust levers must be controlled manually during the flight.

The first officer was speaking with ATC Santander, which told them to proceed via “the arc” to make the VOR approach to runway 11. They wanted to go directly to the VOR, and ATC cleared them to MOSCO established on flight level 80.

The first officer thought that the engines had run out of fuel. According to him, it was like a normal shutdown on the parking. He also thought that the engines could be shutdown with just one hand.

He did not recall hearing the ENGINE OIL warning, but he saw both engines shut down simultaneously. He saw how the captain engaged the continuous ignition and notified him that the minimum airspeed was 240 KIAS.

He then started the APU, notified Santander and took out the QRH (Quick Reference Handbook). He remembered that the captain moved the levers several times and that the engines started by themselves, without the need for APU bleed air.

A captain who was deadheading on the flight went into the cockpit and stayed there until the end of the flight. He told them that the pressurization was correct and coordinated with the FA’s to secure the cabin.

They made a visual approach to runway 11, left the runway and parked at a remote stand.

#### 1.11.3. *Measures adopted by the company following the incident*

After the incident, the company paid special attention during training to make sure crews did not operate any guarded switches or latches without a cross check, requiring additional training if this occurred.

The airline’s Flight Safety department sent a memo to all pilots in the fleet telling them to exercise caution when reaching for the flaps lever or the reversers, since this could inadvertently result in operating the latches on the thrust levers.

The incident was included as a case study in one of the CRM courses.

#### 1.11.4. *Previous similar events*

##### ASRS database

NASA's ASRS database was checked and two cases were identified involving the same aircraft model in which the crew inadvertently moved the thrust lever and shut down the engines. In both cases this occurred during the landing run when the reversers, one of which was inoperative, were actuated.

##### Emergency landing at False River Air Park, New Roads, Louisiana

In February 1994, a Saab 340 turboprop experienced a double engine shutdown in flight and made a power-off emergency landing at False River Park. The engines shutdown while the aircraft was descending toward its destination. Onboard were 23 passengers, two pilots and one flight attendant, who sustained minor injuries during the evacuation. Everyone else was uninjured. The aircraft suffered significant damage.

The causes of the accident were determined to be the captain's movement of the thrust levers below the flight idle position, the inadequate certification requirements and consequent design of the thrust levers that permitted them to be moved below the flight idle position into the beta<sup>4</sup> range, either intentionally or inadvertently, while in flight, and the inadequate action taken to require a positive means to prevent beta operation on airplanes for which such operation is prohibited.

The investigation resulted in the issuance of a safety recommendation to modify the certification standards to electrically prevent beta mode from being engaged while the aircraft was airborne.

## 2. ANALYSIS

### 2.1. Analysis of the flight

The aircraft was descending toward Santander when it contacted ATC. The captain was the pilot flying. ATC cleared them to descend and make the MOSCO 2G approach. The crew did not wish to complete the MOSCO 2G approach, which would have entailed flying an arc to align with the VOR; instead, they requested to proceed directly to the VOR to complete the approach.

ATC informed them that another aircraft was expected at the VOR and asked if they could cross MOSCO "established" at FL 80. Just then, at 18:39:37, the fuel flow in both

---

<sup>4</sup> Beta mode is an operating mode below normal flight idle that can only be used on the ground. Beta mode allows the crew to engage reverse thrust in order to brake the aircraft. The beta range only refers to turboprop engines.

engines dropped to zero. The aircraft was at 19,615 ft at an airspeed of 268 kt. From that moment on, the high-compressor rpm values fell below the flight idle range until the FDR lost power and stopped recording information, since it was not supplied by the essential DC bus.

The low oil pressure warnings for both engines, indicating that the pressure had dropped below 25 psi, were heard on the CVR, followed immediately by an increase in ambient noise in the cockpit, probably due to the ADG extending as both engines stopped supplying electricity.

The crew was not heard on the CVR identifying the malfunction or expressing surprise. According to the crew's statements, the captain immediately engaged continuous ignition, which is one of the memory items in the in-flight double engine failure procedure, meaning he must have been aware of what had happened despite remaining silent throughout and not verbally identifying the malfunction or coordinating any actions with the first officer.

The minimum speed indication required to restart the engines, the other memory item in the procedure, was not heard on the CVR.

This fact is surprising since having both engines stop in flight is unexpected and is something that must be identified with sufficient authority so as to ensure proper coordination between the flight crew.

What is more, at 18:40:14 the first officer is heard on the CVR saying, "You stopped both engines, man", which shows his realization at that time of what had happened and holding the captain responsible for stopping the engines.

Shortly afterwards, at 18:40:44, the fuel flow to the engines had been reestablished, along with the electricity supplied by the engines. In other words, the engines had been restarted in 37 seconds. The amount of time spent identifying and correcting the situation was very brief.

The captain's actions were immediate, which indicates that he was aware of the dual engine stoppage from the beginning. The crew did not consider whether the engines were damaged or not, and proceeded to restart them immediately.

According to error management studies<sup>5</sup>, the key issues for handling an unexpected situation are properly identifying said situation and knowing the proper solution to apply.

The flight data recorder does not record data on the position of the thrust levers. The tests conducted on both engines, however, along with their simultaneous shutdown, the fuel analyses and the behavior of both engines upon stopping and then restarting

---

<sup>5</sup> Flight Operation Briefing Notes. Human Performance. Error Management. AIRBUS.

indicate that the engines were stopped normally by placing the thrust levers in the SHUT OFF position.

This information indicates that the engines were shutdown by placing the thrust levers below the IDLE position, an action that does not appear to have been unnoticed. It is also likely that shutting down both engines was involuntary, meaning that the captain did not intend to shut down the engines through his actions. As already noted in point 1, moving the levers below IDLE requires releasing safety latches to override the mechanical stops. To release these latches, the hand must be placed in a position that is not normally used in flight (see Figure 5).

The captain expressed his surprise at the fact that the engines shut down before the SHUT OFF mark was reached, which indicates that he did not know for certain that the engines could stop anywhere in the range from IDLE to SHUT OFF once the mechanical stops were overridden.

As explained in the factual information section, the operations manual does not explicitly state that the engines can stop anywhere below the IDLE position. It would be prudent to state this clearly so as to eliminate any vague or erroneous notions that flight crews might have.

The reason why the captain may have positioned the thrust levers below the IDLE position could not be ascertained. At the time the engines shutdown, the crew was talking to ATC, which had cleared them to go directly to MOSCO and to establish flight level 80. This clearance meant having to descend around 13,000 ft in 30 NM, which required a descent rate of approximately 2,000 ft/min, which was the same rate they had maintained until that moment. Perhaps the captain's intention was to reduce thrust to lower the aircraft's speed, which was around 273 kt, with the maximum limit for their present altitude being 335 kt.

Once both engines were restarted, the flight crew member who was in the passenger cabin went into the cockpit. It was he who had the crew declare an emergency, which they did. Although both engines were running, the crew reported that they were in the process of restarting them and requested landing priority.

ATC cleared them for the approach and assigned them priority. The only information ATC requested was the number of passengers onboard the aircraft. On other occasions, as in this one, when emergency is declared, the flight crew does not report the number of persons onboard, something that is essential if emergency services are to be effective in performing their duties should their involvement be necessary.

This information, thus, should be included if possible when reporting an emergency so as to reduce the amount of communications and avoid interruptions at a time when the flight crew is handling an emergency in the cockpit.

The rest of the flight proceeded normally and the required checklists were performed.



## 2.2. Design of engine thrust control

The aircraft's engine thrust control system allows the crew not only to control the engines' output during flight, but also to shut them down. This design features mechanical stops to prevent inadvertent movements of the levers that, as explained previously, requires placing the hand in a position that is not normally used in flight. In summary, the design complies with certification requirements.

Despite this, both engines were shut down in flight. It may have been inadvertent and the captain may have operated the levers automatically without realizing what he was doing, or perhaps he was trying to reduce engine thrust below flight idle, thinking that the engines would continue running until the lever reached the SHUT OFF mark.

What does not seem likely is that the captain intended to shut down the engines in flight, though that is in fact what happened. This event highlights how an engine thrust control system whose implementation includes the possibility of shutting down the engines by mistake due to a lack of knowledge about the system is more vulnerable to an incorrect input than other thrust control system implementations in which the thrust and the fuel cutoff are independent, as in the MD and A320 designs.

It is not the first time that, despite the existence of mechanical stops, have prevented moving the thrust levers below said stops, as evidenced by the accident mentioned earlier in which the engines were placed in the beta range, or by the cases listed in NASA ASRS database in which the flight crew inadvertently shut down an engine when one of the reversers was inoperative instead of actuating the working reverser during the landing run.

As a result, design solutions could be brought up in which engine thrust control and fuel cutoff are independent.

On the other hand, during the investigation a lack of airmanship and knowledge about aircraft systems has been identified. Then, although an independent engine thrust control and fuel cutoff is considered more robust, in this event a safety recommendation to modify the certification regulation isn't justified.

## 2.3. In-flight double engine failure procedure

Fortunately the engines were restarted quickly, in 37 seconds, and it was not necessary to complete the in-flight double engine failure procedure. Although the first officer reported in his statement that he turned on the APU, it was not necessary to use it to restart the engines.

In this case the pilot flying was the captain, meaning that a change in flight roles was not necessary since, although the in-flight double engine failure procedure makes no

mention of this, the essential bus only supplies the left side of the cockpit. As a result, it was advantageous that the pilot flying was the captain.

The procedure also does not define the task sharing between the captain and first officer, or between the pilot flying and pilot not flying, that is required to complete the steps needed to restart the engines.

The procedure itself also refers to another set of procedures should an engine restart be feasible. This makes it difficult to complete the procedure in the high stress and high workload situation that might result from a dual engine shutdown in flight.

The in-flight double engine failure procedure should be studied in order to improve its efficiency and define the task sharing between the cockpit crew in a way that allows for the rapid completion of the tasks required to restart the engines in flight.

### **3. CONCLUSION**

#### **3.1. Findings**

- The aircraft had the necessary certificates and licenses, all of which were valid and in force.
- Both crewmembers had the necessary licenses and certificates, all of which were valid and in force.
- It was the second flight made by the crew that day.
- As the aircraft started its descent, and after contacting air traffic control in Santander, both engines shut down simultaneously in flight.
- The ADG deployed automatically.
- The crew immediately restarted the engines.
- The engines were shut down for 37 seconds.
- Once the engines were restarted, another pilot who was flying as a passenger entered the cockpit.
- At the suggestion of this pilot, the crew declared emergency.
- ATC gave them priority and inquired about the number of persons onboard the aircraft.
- The aircraft landed normally at Santander Airport.
- Tests conducted on the engines did not indicate any malfunctions.
- Analyses of fuel samples taken from the aircraft and from the tanker used during the last refueling did not account for the stoppage of the engines.
- An analysis of the data recorded on the FDR revealed that the shutdown of the engines was normal, like when the engines are shut down at the completion of a flight.
- The operations manual does not explicitly state that the engine may stop when the thrust levers are placed anywhere between IDLE and SHUT OFF.

- The in-flight double engine failure procedure does not include task sharing between the flight crew.
- The design of the thrust control levers complies with all applicable certification requirements.

### 3.2. Causes

The probable cause of the shutdown of the engines in flight was placing the engine thrust levers below flight idle in an attempt to reduce engine thrust below flight idle.

## 4. SAFETY RECOMMENDATIONS

**REC 01/12.** It is recommended that AIR NOSTRUM modify the company operations manual to explicitly state that placing the thrust levers in any position below IDLE mark, between IDLE and SHUT OFF, could shut down the engines even before the SHUT OFF mark is reached.

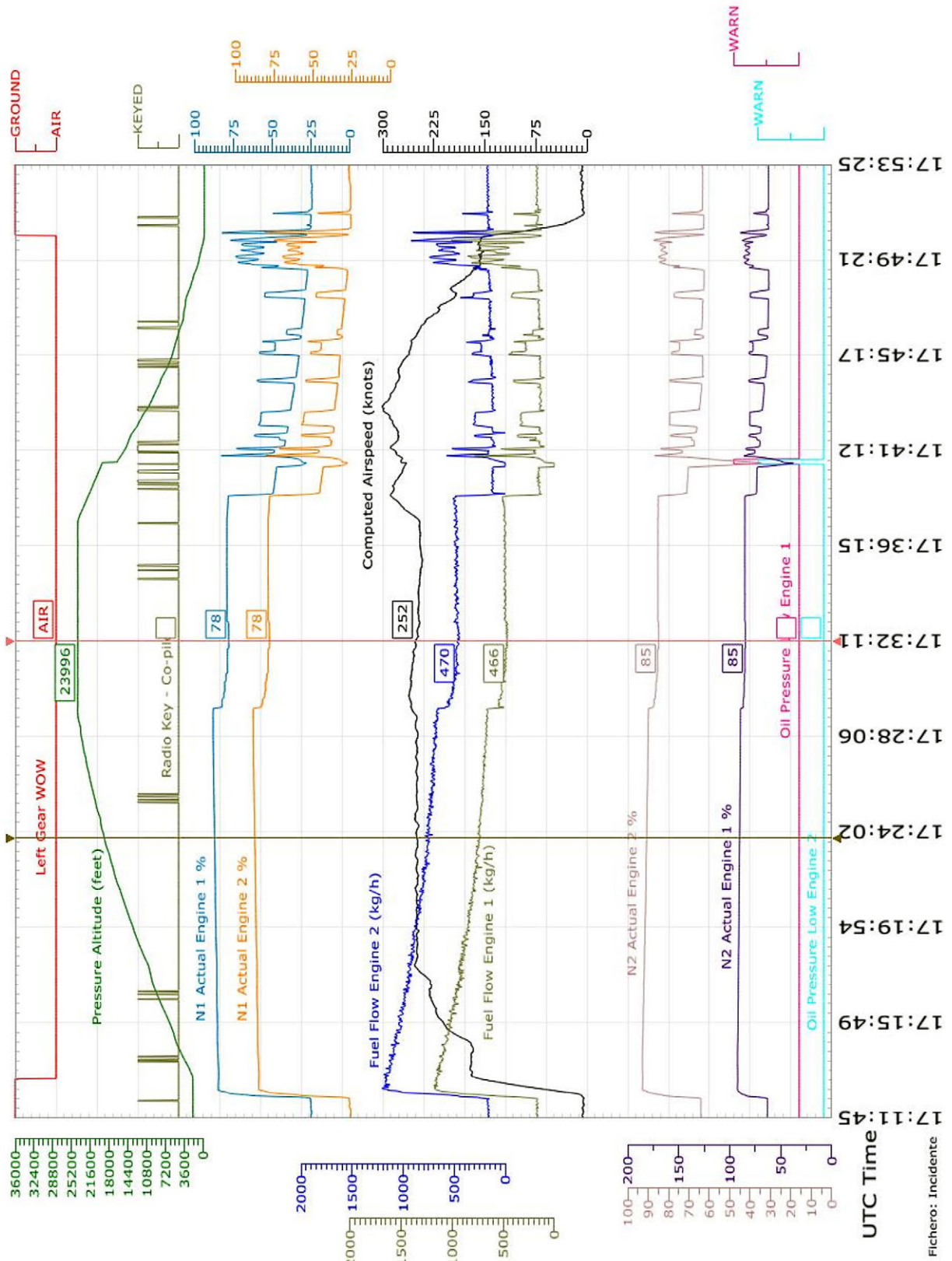
**REC 02/12.** It is recommended that AIR NOSTRUM include as part of its emergency actions the need to report the number of people onboard the aircraft whenever an emergency is declared. This is so as to avoid additional communications or interruptions during situations that may require a high workload.

AIR NOSTRUM accepted to include as part of the Pilot Reference Manual to report the number of people onboard whenever an emergency is declared and to train this action during simulation sessions.

**REC 03/12.** It is recommended that AIR NOSTRUM modify its in-flight double engine failure emergency procedure so as to clearly define the task sharing and functions between the flight crew and allow for the efficient completion of the procedure and the restarting of the engines in flight.




**APPENDIX 1**  
**Engine data recorded on the DFDR**



Fichero: Incidente

## **APPENDIX 2**

### **In-flight double engine failure checklist**

	EMER 1-5
	TR RJ/93, Mar 16/07

**Double Engine Failure**

- (1) IGNITION, CONT ..... ON
  - (2) Airspeed ..... 240 KIAS MINIMUM
  - (3) Engine instruments ..... VERIFY N<sub>1</sub>, N<sub>2</sub>, ITT
- If engines continue to run-down:**
- (4) Thrust levers ..... SHUT OFF
  - (5) ADG manual deploy handle ..... PULL
- When ADG power is established:**
- (6) STAB TRIM, CH 2 ..... SELECT
  - (7) Oxygen masks (if required) ..... DON, SET 100%
  - (8) Crew communications ..... ESTABLISH
  - (9) PASS SIGNs (both) ..... ON
  - (10) APU (if available, 30,000 feet and below) ..... START
  - (11) APU GEN (if APU available) ..... ON

**Effectivity:**

- Airplanes 7003 thru 7207 **not incorporating** Canadair Service Bulletin SB 601R-34-094, Installation of a New ADC (-140) and ARP (-104).

(12) Flight instruments ..... CHECK/RESET  
 barometric altimeter setting,  
 altitude preselector, V-speeds and speed bug  
 settings after generator switching.

**WARNING**

To avoid thermal seizure, increase airspeed as required to maintain at least 4% N<sub>2</sub> indicated. If the N<sub>2</sub> is allowed to drop to 0%, the engine may thermally seize and may not rotate even at higher airspeeds or with starter engagement.

**NOTE**

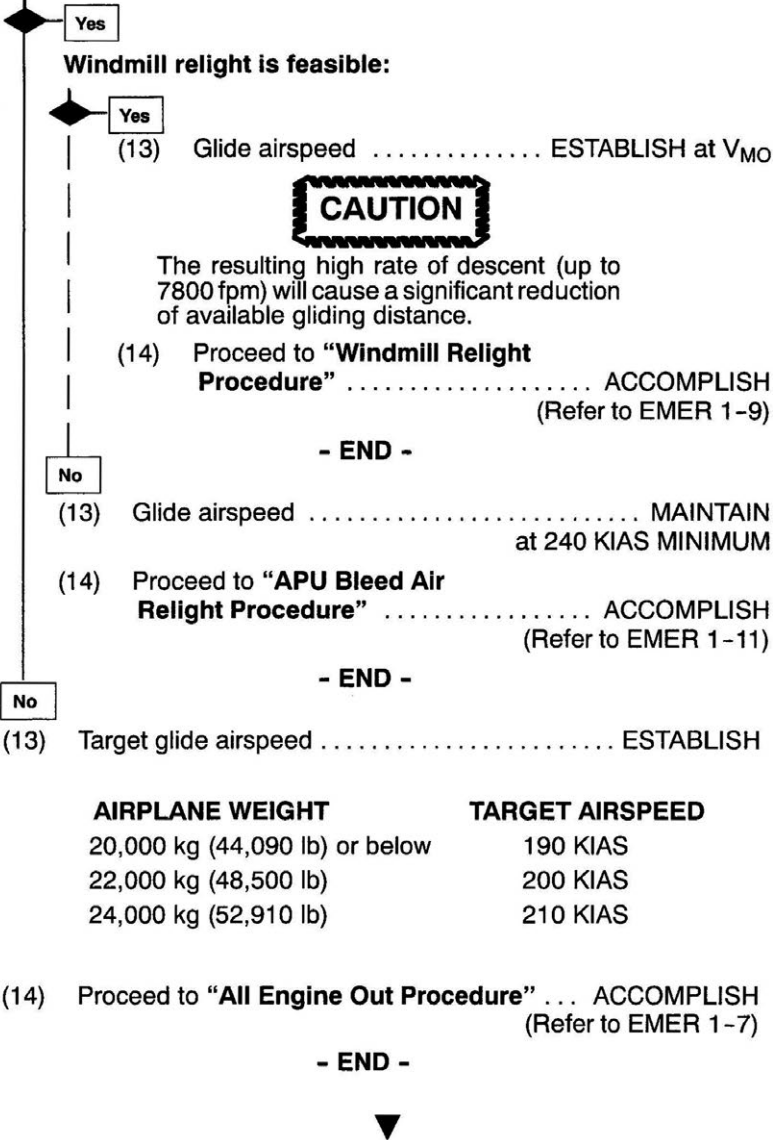
1. Between 21,000 feet and 15,000 feet, a minimum of 12% N<sub>2</sub> is necessary for a windmill relight.
2. At 15,000 feet and below, a minimum of 9% N<sub>2</sub> is necessary for a windmill relight.
3. Acceleration to V<sub>MO</sub> is recommended to attain the necessary N<sub>2</sub> for a windmill relight.
4. The altitude loss when accelerating from 240 KIAS to V<sub>MO</sub> could be more than 5000 feet.
5. A push-over to as steep as 15 degrees nose down may be required.

<b>QUICK REFERENCE HANDBOOK CSP A-022-023</b>	<b>POWER PLANT EMERGENCIES</b>
---	------------------------------------



	<b>EMER 1-6</b>
	TR RJ/93, Mar 16/07

**Relight of either engine is feasible:**



<b>QUICK REFERENCE HANDBOOK CSP A-022-023</b>	<b>POWER PLANT EMERGENCIES</b>
---	------------------------------------



**DATA SUMMARY**

**LOCATION**

Date and time	<b>Thursday, 23 April 2009; 11:20 local time</b>
Site	<b>Moncofa (Castellón)</b>

**AIRCRAFT**

Registration	<b>OE-KPC</b>
Type and model	<b>CESSNA TU 206 F</b>
Operator	<b>Private</b>

**Engines**

Type and model	<b>THIELERT, Centurion 4.0</b>
Number	<b>1</b>

**CREW**

**Pilot in command**

Age	<b>32 years old</b>
Licence	<b>Commercial pilot license</b>
Total flight hours	<b>1,000 h</b>
Flight hours on the type	<b>15 h</b>

**INJURIES**

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			<b>1</b>
Passengers			<b>1</b>
Third persons			

**DAMAGE**

Aircraft	<b>Significant</b>
Third parties	<b>N/A</b>

**FLIGHT DATA**

Operation	<b>General aviation – Private</b>
Phase of flight	<b>En route – Cruise level</b>

**REPORT**

Date of approval	<b>3 May 2012</b>
------------------	-------------------

## 1. FACTUAL INFORMATION

### 1.1. History of the flight

On 23 April 2009, a Cessna TU206F aircraft, registration OE-KPC, made a water landing at 11:20 near the beach in the town of Moncofa (Castellon) following an engine failure while flying at 7,000 ft over the coast. Both occupants onboard, the pilot and a passenger, were rescued by eyewitnesses to the event. The aircraft turned over during the maneuver and ended up floating upside down.

On the day of the accident, the pilot made the pre-flight inspection and refueled. After requesting the VFR flight plan by phone, he took off at about 10:30 from the Ontur (LEOT) aerodrome in Albacete, en route to the airport in Reus (LERS), where scheduled maintenance work was going to be performed at a maintenance center located in said airport.

Over the course of the flight, the aircraft crossed the Valencia Airport control zone (CTR) at an altitude of 7,000 ft, leaving the zone at 11:10 via the North Corridor at point N on SGO (Sagunto), located at 17 NM on the VLC 044 RDL.

Upon exiting the TMA, ATC informed the pilot of traffic below it, to which the pilot replied that he was performing a "sweep turn" to confirm the presence of the traffic.



Figure 1. Aircraft

<sup>1</sup> All times in this report are local. To obtain UTC, subtract two hours from local time.

A short time later, the pilot noticed an oil sheen starting to form on the windshield and that the oil and temperature readings had dropped. At 11:11, with the aircraft on the VLC 046 RDL at 20.5 NM and 7,000 feet, the pilot contacted Valencia approach control to declare an emergency due to an engine problem, and to inform of his intention to find a place to land.

Seconds later he contacted ATC again to declare an emergency due to an engine stoppage. At 11:14, the radar trace disappeared at 4,800 feet and 22.8 NM from the Valencia Airport VOR. The controller lost contact with the pilot.

The pilot stated that during the flight, the engine started making strange noises and he could see oil on the windshield. The oil pressure and temperature indications had dropped while he was reporting the emergency to ATC, the engine stopped and he lost all radio communications.

Then, during the descent maneuver, he tried starting the engine but was unsuccessful. At 800 feet AGL, after deciding on a landing location on the beach he had in sight, he noticed that the flaps were not working, which kept him from reaching the beach. He eventually landed on the water and flipped over near the coast.

Aircraft in the area and rescue personnel had been alerted by ATC, and the aircraft was sighted on the edge of the beach.

Eyewitnesses to the water landing reacted quickly when they saw the aircraft fall and aided in rescuing the two occupants, who were only four meters away from the shore. They were then assisted by medical services at the scene and taken to a hospital for a check-up before being released.

Once the aircraft was pulled from the ocean, the damage to the lower engine cowl and the propeller blades from the impact with the water became apparent. All of the aircraft's components were affected by salt water corrosion and the perforation of the engine block resulted in an oil stain that coated the lower surface of the fuselage.

**1.2. Injuries to persons**

Injuries	Crew	Passengers	Total on aircraft	Third persons
Fatal				
Serious				
Minor				N/A
None	1	1	2	N/A
<b>TOTAL</b>	<b>1</b>	<b>1</b>	<b>2</b>	

### 1.3. Damage to aircraft

The aircraft was heavily damaged as a result of the impact with the water surface, which affected the propeller, engine cowl and wing tips. The rest of the airframe was subsequently damaged by the salt water.

### 1.4. Other damage

There were small slicks from leaking fluids on the water near the beach.

### 1.5. Personnel information

#### 1.5.1. Pilot

Age:	32
Nationality:	Spanish
Flying license:	Commercial Pilot CPL(A)
• Initial issue date:	21/08/2003
• Expiration date:	09/01/2014
Medical certificate renewed on:	17/11/2008
Medical certificate valid until:	23/11/2009
Ratings in effect and validity:	
• Agricultural (firefighting only) until:	24/08/2009
• Multi-engine piston (land) until:	02/01/2010
• Single-engine piston (land) until:	21/08/2009
• Instrument flight IR(A) until:	02/01/2010
• Flight instructor FI(A).	
Flying hours:	
• Total:	1,000 h
• Hours in last 3 months:	20 h
• Hours on OE-KPC:	15 h

### 1.6. Aircraft information

The aircraft arrived in Spain on 16/11/2008 with 4,374 h TSN (Time Since New).

The aircraft logbook listed a total of 4,390:55 flight hours prior to the accident. The logbook also noted that most of the flights performed, at least since the installation of the Centurion 4.0 engine, had been to drop parachutists.

**1.6.1. Airframe**

Manufacturer: Cessna  
 Model: TU206F  
 Production number: U206-02898  
 Registration: OE-KPC  
 Year of manufacture: 1977  
 MTOW: 1,633 kg

**1.6.2. Airworthiness certificate**

Number: 3006  
 Issue date: 25/07/2001  
 Expiration date: 28/04/2009

**1.6.3. Maintenance record**

Last inspection:	Date	Hours
50 hours:	24/10/2008	4,368 h
100 hours:	13/09/2008	4,358 h
500 hours:	14/09/2007	4,248 h

**1.6.4. Engine**

Manufacturer: Thielert Aircraft Engine GmbH  
 Model: Centurion 4.0 (TAE 310)  
 Power: 310 HP  
 Serial number: 03-01-0505-SL01-001-P0124  
 Installed on aircraft: 27 April 2007    TSN: 0 h

Inspections:	Date	Aircraft hours
• 48 hours:	06/06/2007	4,168 h
• 127 hours:	13/09/2007	4,248 h
• 180 hours:	05/03/2008	4,299 h

**1.6.5. Propeller**

Manufacturer:	MT-Propeller	
Model:	MTV-9-D	
Serial number:	070481	
<b>Installed:</b>	<u>Hours on aircraft</u>	<u>Date</u>
	4,120 h	27/04/2007

**1.6.6. FADEC (Full Authority Digital Engine Control)**

Manufacturer	Thielert Aircraft Engine GmbH	
Serial number	4280	
Part number	05-7611-K000102	
<b>Installed:</b>	<u>Hours</u>	<u>Date</u>
	0	December 2008
Initialization date <sup>2</sup> :	8 January 2009	

The aircraft featured a FADEC (Full Authority Digital Engine Control) with two channels, A and B, to control the engine. The second channel was a back-up.

**1.6.7. Documentation on aircraft certification**

The aircraft was originally certified under CAR (Civil Air Regulation) 3, Amendment 8 of the FAA (Federal Aviation Administration), which issued Type Certificate No. A4CE and its corresponding Type Certificate Data Sheet (TCDS).

Subsequently, on 13 April 2007, the European Aviation Safety Agency (EASA) approved a change to the type design by way of a Supplemental Type Certificate (STC) (EASA.A.S.02565), at the request of Thieler Aircraft Engines GmbH, as a result of replacing the original powerplant with a Centurion 4.0 engine and an MTV-9-D propeller. The process for obtaining this STC was based on the 14 November 2003 edition of EASA CS-23 (Certification Specification).

Associated with the aforementioned STC was a supplement to the original Flight Manual, document number 72-0310-72021, from which the following «Notes»<sup>3</sup> are taken, highlighting differences from the original:

<sup>2</sup> Date of first entry.

<sup>3</sup> Section 1, page 1-1 of the Flight Manual, see Appendix 1, has three warning levels, «Note», «CAUTION» and «WARNING», depending on the impact on safety or the damage to the aircraft that can result from non-compliance as defined by the following criteria:

«NOTE»: Information added for a better understanding of an instruction.

«CAUTION»: Non-compliance with these special notes and safety measures could cause damage to the engine or to the other components.

«WARNING»: Non-compliance with these safety rules could lead to injury or even death.



- In reference to the maneuvering limits, page 2-4 in Section 2 includes the following «Note»:

“Intentionally initiating spins or negative-G flight is prohibited”

- As for the emergency procedures, page 3-4 in Section 3 has the following ‘Note’ on re-starting the engine in the event that it fails:

“The propeller will normally continue to turn as long as the airspeed is above 65 KIAS. Should the propeller stop at an airspeed of more than 65 KIAS, the reason for this should be found out before attempting a restart. If it is obvious that the engine or propeller is blocked, do not use the Starter.”

“If the Engine Master is in OFF position, the Load Display shows 0% even if the propeller is turning”

On 26 September 2007, the EASA published a TCDS, no. E-014, Issue 4, which lists the information concerning the installation of Centurion 4.0 engines on “normal and utility” airplanes.

#### 1.6.8. *Electrical system*

The electrical system installed on the accident aircraft included the following components (see Appendix 2):

- A main bus (MAIN DIST BUS) supplied by the main battery (Bat 1), by the main alternator (Alt 1) and by an external power source.
- A Gill G247 24-volt battery, ‘Batt 1’, with a 150A fuse between it and the main bus.
- Between Alt 1 and the main bus there is an 80A fuse. There is no fuse between the external source and the main bus.
- The main bus supplies current to:
  - The starter motor, which has no fuse in its starting line.
  - The essential bus (ESS BUS) via a diode bridge ‘D1’.
  - The ‘GLOW PLUG CONTROL’,
  - The ‘FADEC B’,
  - The ‘AIRCRAFT MAIN BUS’, which feeds, among others, the communications system, ADF, flaps, pitot heater, stall warning, fuel pump, aircraft lights, etc.
- The essential bus is fed from the main bus, Alt 2 and the battery ‘Batt 2’.
- Battery ‘Batt 2’ consists of two 12V/12A-h batteries connected in series.
- The essential bus supplies:
  - ‘FADEC A’,

- The vacuum pump (VAC PUMP)
- The Auxiliary engine display / Compact engine display (AED / CED)
- The diode group 'D1' ensures that the connection between the main and essential busses is unidirectional. This means that 'Batt 1' cannot be charged from 'Alt 2', and also that 'Batt 2' cannot supply the main bus or the systems that are fed from it.

Installing this system on the aircraft required placing the main battery, 'Batt 1', in the tail compartment, connected using a 5-m long wire. This was to avoid problems with battery overheating and to maintain the aircraft's balance. A 150A fuse was also installed near this battery. It should be noted that during the inspection of the aircraft following the accident, a fuse identical to the 150A fuse was found inside a bag next to the main battery.

The technical documentation on the electrical system in the STC, shown in Appendix 2 of this report, shows that the installation of the system on the accident aircraft was in accordance with the STC.

As mentioned in Section 1.6.7, associated with the approval of the STC was a supplement to the original Flight Manual. In Section 7 of this supplement there is a diagram of the electrical system (see Appendix 1) for the pilot's reference.

A comparison of the electrical diagram in the STC technical documentation with that of the supplement shows significant differences. In particular, the diagram in the Supplement to the Flight Manual shows that when the 'Alt 1' and 'Alt 2' alternators are not working, the communications and navigations systems, pitot heating, flaps, fuel pump and stall warning, all of which are supplied by the ESS BUS as part of the essential equipment, are supplied by both batteries, 'Batt 1' and 'Batt 2', which was not the case on the accident aircraft.

## 1.7. Tests and research

### 1.7.1. *Inspection of wreckage*

After it was recovered, the aircraft was taken to a workshop for inspection. With the cooperation of the engine manufacturer, the FADEC device and the engine were removed and both elements taken to the manufacturer's facilities in Germany for analysis.

The inspection of the electrical system revealed that a 150A fuse near the 'Batt 1' battery had blown, see Figure 2.

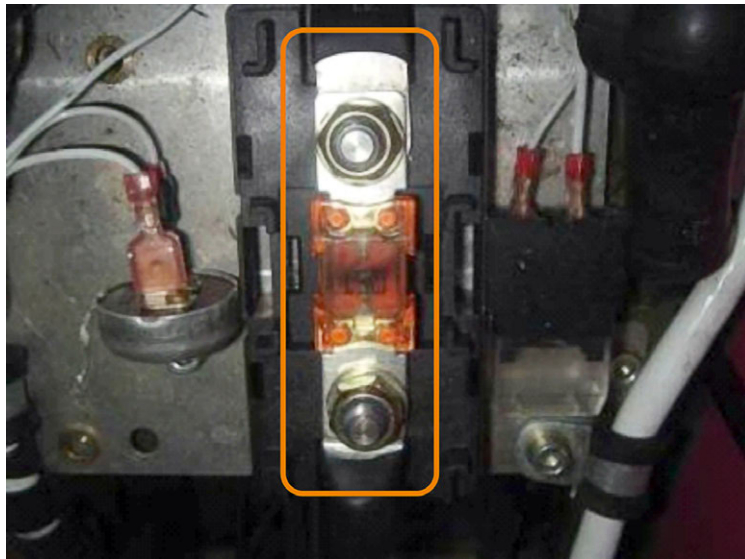


Figure 2. Battery fuse

### 1.7.1.1. Engine inspection

The engine block was perforated due to impacts from internal engine components.

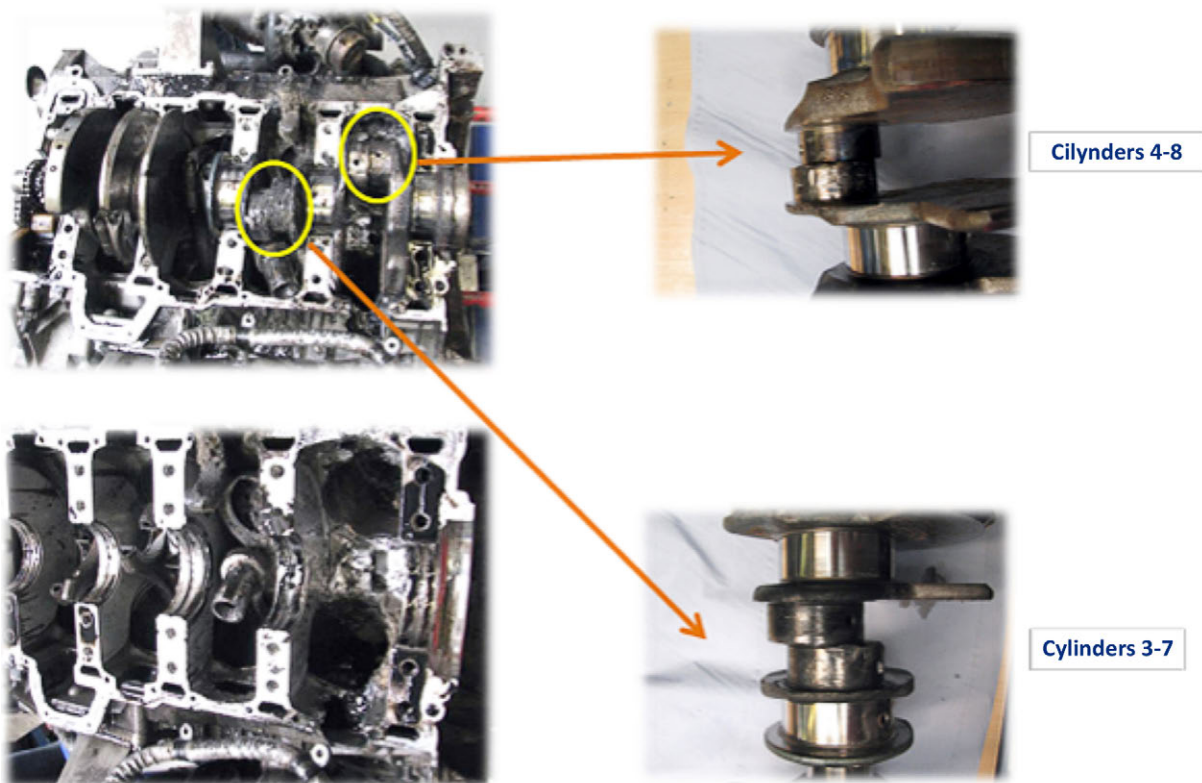


Figure 3. Damage to the engine

The cylinders are arranged from back to front, paired in the sequence 1-5, 2-6, 3-7 and 4-8. The connecting rods and pistons on cylinders 4 and 8 were destroyed, and the connecting rods on 3-7 were severely damaged. Cylinder 6 was also affected. The rest were not.

The crankshaft pins on the most affected cylinders had bluish stains, a sign of overheating. The pieces and fractures were also subjected to metallographic testing, which revealed the fast nature of the fracture process. See Figure 3.

Based on the information obtained, the most likely cause of the damage was a lack of lubrication to the engine, though the source of this lack of lubrication could not be identified.

#### 1.7.1.2. Inspection of the electrical system

The electrical system installation on the accident aircraft was inspected. The results of this inspection showed that it corresponded accurately to that shown in the diagram contained in the STC technical documentation shown in Appendix 2 of this report, but not to that contained in Section 7 of the Supplement to the Flight Manual (see Appendix 1).

As noted earlier in Section 1.7, the 150A fuse located next to the battery 'Batt 1' was blown (see Figure 2).

#### 1.7.1.3. Data recorded on the FADEC

The FADEC readings showed the following sequence of events:

- On engine start, the oil pressure (*Poil*) reached a maximum value of 6,516 mbar, and the oil temperature (*Toil*) 14 °C, with *Poil* decreasing and *Toil* increasing as the engine warmed up.
- During the flight, the average values for these parameters were 3,614 mbar for *Poil* and 116 °C for *Toil*. According to the flight manual, these figures are within the green operating arc.
- At one point during the flight, the following data, sequenced in seconds, were recorded for intake pressure (MAP)<sup>4</sup> and atmospheric pressure at flight altitude (*Pbaro*).

Note how, after the intake pressure increased by about 150 mbar since the start of the interval, the atmospheric pressure (*Pbaro*) rose for seven seconds, followed by a sharp 6-second drop in *Poil* (colored region). *Poil* then recovered immediately in 1 second and *Pbaro* dropped again to the same value it had at the start of the interval.

<sup>4</sup> MAP: Manifold Absolute Pressure.

MAP (mbar)	Poil (mbar)	Pbaro (mbar)
2,548	3,729	795
2,535	3,900	795
2,510	3,655	795
2,456	3,545	791
2,416	1,919	787
2,441	1,222	786
2,493	1,479	784
2,505	758	786
2,491	330	786
2,498	171	786
2,491	3,374	786
2,503	3,606	786
2,513	3,252	790
2,530	3,337	788
2,535	3,240	788
2,493	3,741	788
2,443	4,034	788
2,426	3,667	788
2,406	3,606	792
2,404	3,399	790
2,339	3,643	790

- Then, 29 seconds after *Poil* reached a value of 171 mbar, the oil pressure dropped to 0 mbar, engine and propeller RPMs started to decrease gradually and the fuel supply pressure disappeared. The time stamp on the FADEC indicated that *Poil* fell to 0 mbar at 11:13:14.
- The power supply to the FADEC was transferred to 'Batt 2' 93 seconds after *Poil* fell to 0 mbar.
- From this moment on, the aircraft commenced a gradual descent until the water landing.

Figure 4 shows the variation in the readings<sup>5</sup> recorded in the last segment. The units<sup>6</sup> on the horizontal axis are in seconds.

<sup>5</sup> VBatt: Battery voltage. PBaro: Barometric pressure. PRail: Rail pressure. POil: Oil pressure. TH2O: Cooling water pressure. MAP: Manifold Absolute Pressure. Revs: Revolutions per minute

<sup>6</sup> The FADEC records data in 300-s segments. Figure 4 shows part of one of those segments.

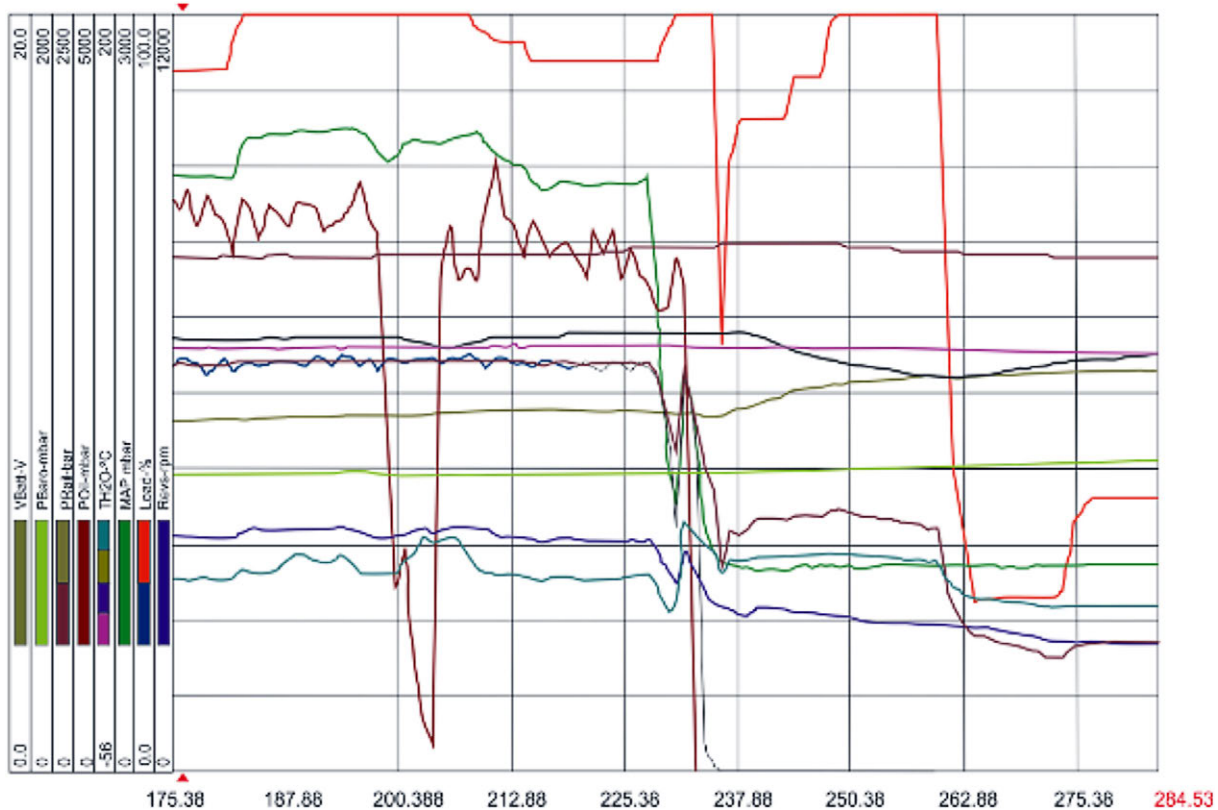


Figure 4. Graphs the values recorded in the last segment of the flight

### 1.7.2. Pilot's statement

The pilot and passenger on the aircraft were contacted several times during the investigation for the purpose of compiling detailed information on the events of the flight.

The information provided revealed that the aircraft had been operated by the same pilot since its arrival in Spain. A total of 1 liter of lubricating oil (Shell Helix Ultra 5w-30) was replaced during the flights made in Spain.

The pilot stated that on the day of the accident, the pre-flight inspection revealed that the oil level was slightly below the top mark. After taking on a little over 100 l of Jet A1 fuel, he filed the flight plan over the phone and, at 10:30, took off for Reus Airport with a passenger onboard.

Approach control at Valencia assigned a transponder code and cleared him to cross the TMA at 7,000 feet and to depart using the North visual corridor. Upon exiting the TMA, ATC reported traffic below, to which the pilot reacted by doing a "sweep turn" to confirm the presence of the traffic.

Shortly thereafter, he saw how an oil stain had begun to form and expand on the windshield. On checking the oil pressure and temperature indicators, he noted that they had fallen. He contacted Valencia to report the problem with the engine.

A few seconds later, while talking to the controller, the engine and propeller stopped. This affected the electrical system somehow, since the transponder and radio stopped working at that very moment.

During the descent, he tried unsuccessfully to restart the engine and, while making a final turn at about 800 ft AGL, noticed that the flaps were not working.

## **2. ANALYSIS**

### **2.1. General**

Based on an analysis of the available information, the sequence of events was as follows:

The accident occurred during a VFR flight from the Ontur aerodrome in Albacete to the Reus Airport. The purpose of the flight was to take the aircraft to a maintenance center in Reus for a periodic inspection.

The pilot did not note any abnormalities on the pre-flight inspection. He refueled and after filing the VFR flight plan over the phone, took off at approximately 10:30.

During the flight, the aircraft crossed the Valencia Airport CTR (Control Zone) at an altitude of 7,000 ft, leaving the CTR at 11:10 via the North Corridor at point N on SGO (Sagunto). Upon exiting the TMA, ATC informed the pilot of traffic below him, to which the pilot replied he was doing a "sweep turn" to confirm the presence of the traffic.

Shortly thereafter, with the aircraft on the VLC 046 RDL, at 20.5 NM and an altitude of 7,000 ft, the pilot noticed that an oil sheen was starting to form on the windshield. He checked the oil temperature and pressure indicators and saw both readings were dropping. At 11:11, the pilot contacted Valencia Approach Control to report the engine problems and his intention to find a place to land. Seconds later he declared an emergency due to an engine stoppage.

During the descent maneuver he unsuccessfully attempted to restart the engine.

At 11:14 the controller lost communications with the pilot and the aircraft's radar trace disappeared at an altitude of 4,800 ft at a distance of 22.8 NM away from the Valencia Airport VOR.

Also, after the engine stopped, the aircraft was left without electrical power, which caused the pilot to lose contact with ATC and resulted in the inoperability of several more systems. During the inspection of the wreckage, a blown fuse was found between the battery and the main bus. This blown fuse isolated the main battery from the rest of the electrical distribution system.

At 800 feet AGL, and after deciding on the landing spot on the beach in sight, the pilot noticed that the flaps were not working. He was unable to reach the landing spot. During the water landing the aircraft flipped over and ended up floating upside down near the beach in the town of Moncofa (Castellón).

The investigation considered the possibility that the pilot may have performed a sudden maneuver during the descent causing a load factor  $n < 0$ , which may have affected the engine lubrication and caused it to break, stop and then seize.

Another aspect considered in this analysis is the contents of the Flight Manual and of the Supplement associated with the STC, particularly as regards the instructions and Notes contained in them.

## 2.2. Aspects involving the engine failure and the data recorded on the FADEC

In Section 1.7.1.1, the damage found during the internal inspection of the engine is described. The fracture of the internal components, connecting rods and pistons produced a hole in the crankshaft through which lubricating oil leaked out. Several dark blue areas were also noted on the crankshaft pins on several cylinders, meaning that they were subjected to high temperatures resulting from insufficient engine lubrication. The investigation was unable to determine the origin of this lack of lubrication.

The parameters recorded on the FADEC reveal a high value for *Po<sub>il</sub>* on engine start caused by a low initial oil temperature (*To<sub>il</sub>*). After engine start and during the flight, the parameter readings remained constant and did not provide any indication of an impending engine failure.

However, when the FADEC readings for the *P<sub>baro</sub>* and *Po<sub>il</sub>* parameters in the minute prior to the failure were analyzed, the following was noted (see Figure 5):

- Before point **A**, the aircraft was flying horizontally at a pressure altitude (*H<sub>p</sub>*) corresponding to *P<sub>baro</sub>* = 790 mbar (*H<sub>p</sub>* = 6,673 ft)<sup>7</sup>. At that point, a descent was commenced to *P<sub>baro</sub>* = 795 mbar (*H<sub>p</sub>* = 6,560 ft) over a period of 4-5 seconds. This implies a push-over maneuver with a rate of descent (R/D) of between 2,100 and 2,600 ft/min and load factors estimated at between  $-0.7 < n < -0.8$ . The pilot then pulled up to recover, a maneuver that lasted 4 seconds with an estimated load factor

<sup>7</sup> Note: The difference between the indication on the aircraft's altimeter –7,000 ft– and the pressure altitude recorder by the FADEC is due to the QNH setting for the flight.



of  $n = 2.3$  and a rate of climb (R/C) of about 5,850 ft/min, to an  $H_p = 6,890$  ft ( $P_{baro} = 784$  mbar).

- The aircraft would have then exceeded the initial flight altitude by about 220 ft. The pilot then began a second push-over maneuver to regain the initial altitude. The load factor during this second maneuver, which lasted about 4 seconds, is estimated at  $n = 0.25$
- In order to regain the initial altitude, the pilot performs a stabilized descent with a descent rate of 1,120 ft/min for about 10 seconds to point B.
- Figure 5 shows that the drop in oil pressure,  $P_{oil}$ , took place 3-4 seconds after the completion of the previous push-over maneuver, and that the drop lasted about 2 seconds.  $P_{oil}$  then increased slightly for 1 second before falling to 173 mbar over the next 3 seconds. Note also that the continuing drop in  $P_{oil}$  to its minimum value coincided with the time of the second push-over maneuver.
- Figure 5 shows that the engine was subjected to a low oil pressure ( $P_{oil}$  below the normal pressure during the rest of the flight) for about 7.5 seconds.
- During the time between points A and B, the values for engine and propeller rpm's were normal.

These events very likely occurred during the maneuver described by the pilot as a "sweep turn", performed to confirm the presence of the traffic below him that had been reported by ATC.

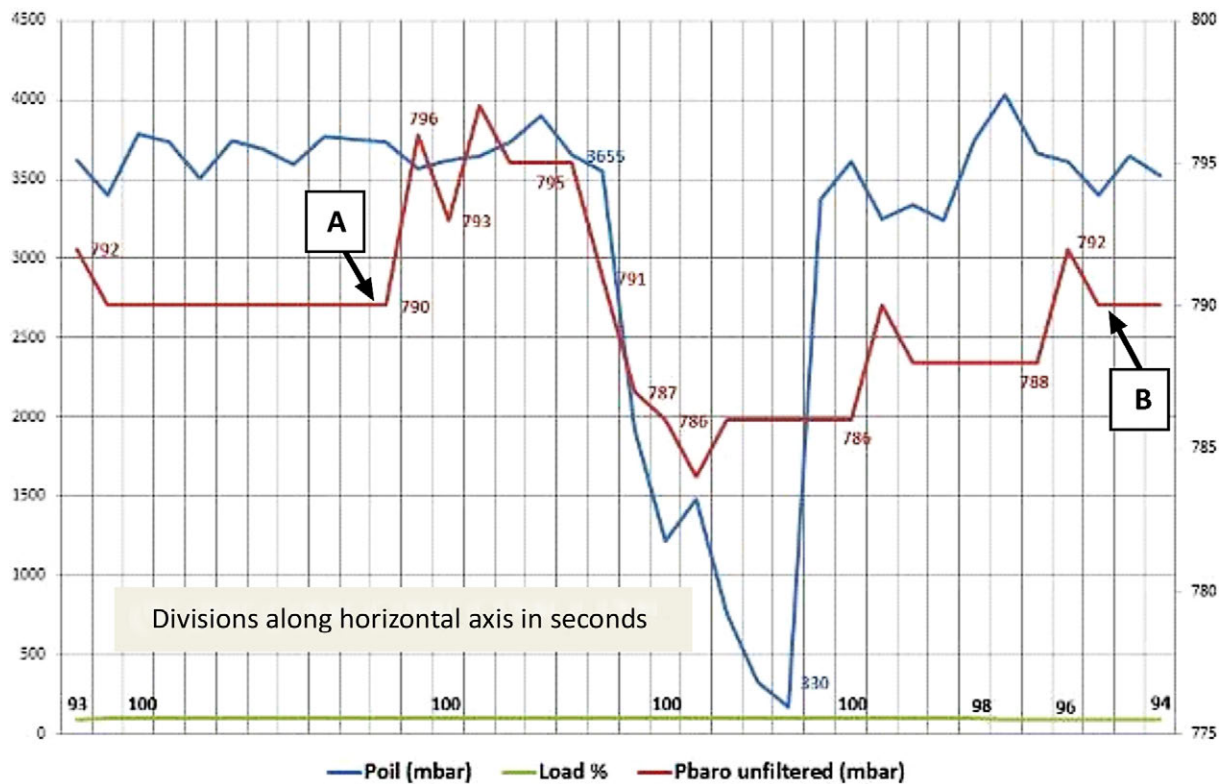


Figure 5. Variation in oil pressure, engine load and barometric pressure

An assessment of the time interval (about 6 seconds) during which the engine was subjected to an oil pressure that was 50% below normal in-flight pressure indicates that since the engine parameters remained within the allowed values (green arc) during the flight, the lack of lubrication during this time must have been offset by the presence of a residual film of lubricant in the engine.

The formation of the blue hues present on some of the crankshaft pins, evidence of oxidation, requires exposing the steel to a combination of time and temperature that is significantly higher than that to which the crankshaft was exposed during the maneuver in question. This implies that prior to the accident flight, the engine must have been exposed to one or several periods of low lubrication.

In summary, the engine failure cannot be attributed solely to the momentary lack of lubrication recorded on the FADEC as a consequence of the sudden maneuver that led to the drop in oil pressure.

However, since *Poil* started to drop 7.5 seconds after the first push-over was initiated, recovered slightly at the end of the climb following the drop ( $t = 9.5-10.5$  s), dropped again during the second push-over ( $t = 10.5-13.5$  s) to a minimum value for *Poil* of 171 mbar, and then started to recover when the aircraft was in a stable descent rate to recover the initial altitude ( $t = 13-23$  s), with *Poil* reaching a normal value of 3,600 mbar within 1.5 seconds, it seems evident that the pressure oscillations were due to the sudden changes in the aircraft's flight path.

The foregoing, thus, indicates that the roller coaster maneuver recorded on the FADEC triggered the drop in pressure seen between  $t=7.5-15$  s, which, in conjunction with the effects from the previous shortages of lubrication, led to the fracture of several components and to the subsequent stoppage/seizure of the engine 43 seconds after the start of said maneuver.

Although, as stated earlier, the cause of the lack of lubrication could not be determined, it most likely occurred due to a lack of lubricant at the intake of the oil pump during aggressive maneuvers that, under certain combinations of attitude and acceleration (linear and angular), could result in such a shortage of lubricant. This hypothesis could not be analyzed in detail since readings from the relevant parameters were not available.

The oil pump itself functioned normally during the flight. During the 7.5-second interval in which the pressure dropped, the pressure recovered 1.5 seconds after *Poil* reached its minimum value. It was only after the engine failure and the loss of oil that the pressure dropped to 0.

### 2.3. Analysis of the electrical system

The implementation of the STC for the Centurion 4.0 engine on the Cessna TU206F aircraft required a major modification of the electrical system.

The electrical system installed on the accident aircraft was verified to correspond to the modified design approved by the STC.

This design includes two bus bars, a main and an essential bus. Each bus supplies the systems listed in Section 1.6.8. Specifically, the battery 'Batt 1', the starter motor, the communications and navigations systems, the pitot heater, the flaps, fuel pump and stall warning are all powered directly from the main bus. There is a 150A fuse located near 'Batt 1'.

The essential bus supplies FADEC A, the vacuum pump and the multifunctional engine data display.

The connection between the busses is unidirectional from the main to the essential bus.

Indications are that the aircraft was left without electrical power at an altitude of 4,800 ft, after the pilot reported that the engine had stopped and declared an emergency.

In light of the sequence of events that took place during the flight and of the design of the electrical system, this situation could only have occurred if, between 11:11 and 11:14, while descending from 7,000 to 4,800 ft, the pilot attempted to start the blocked engine. Since the internal damage prevented the engine from rotating, the current drawn was in excess of what the fuse could withstand, causing it to blow. This left 'Batt 1' isolated from the main bus and caused the communications system and the flaps, as well as other systems of no consequence to this investigation, to become inoperative. The design of the system is such that no other alternative is possible.

The Supplement to the Flight Manual associated with the STC shows a simplified diagram of the electrical system. Section 7 of this supplement (see Appendix 1) includes a diagram that differs in some key areas from the actual system installed in the aircraft and described in the documentation associated with the STC and in the above sections.

These differences focus on the power supply to the so-called "Essential Equipment", which should be fed from two power sources, as required by the safety conditions applicable to essential components. This was not the case, however, in the system approved in the STC and installed on the aircraft, since the aforementioned equipment was left without an alternative power source to 'Batt 1'.

In summary, in the system installed, while the location of a fuse next to 'Batt 1' does protect the electrical system from a potential short-circuit, it also eliminates the possibility that 'Batt 1' will be able to supply other essential systems. Moreover, since the connection between the main and essential busses is made unidirectional by the group of diodes 'D1', this means that 'Batt 2' cannot supply the main bus and the systems that rely on it should 'Batt 1' be isolated.

As a result of the foregoing analysis and considerations, the design of the electrical system approved by the STC and installed on the aircraft is believed to pose functional and safety deficiencies in terms of the systems that rely on it. A Safety Recommendation is thus issued to have the design modified so as to avoid a repeat of the circumstances that occurred on this flight whenever the pilot attempts to restart the engine in-flight.

#### 2.4. Aspects involving the flight manual

The aircraft's Flight Manual classifies the instructions into three levels, depending on the effect they have on the safety of the aircraft. These are, from greatest to least, «WARNING», «CAUTION» and «Note».

A «Note» is described as: "information added for a better understanding of an instruction".

As regards starting the engine in-flight, the Supplement to the Flight Manual includes a «Note» on page 3-4 of Section 3, Emergency Procedures, that states:

*"The propeller will normally continue to turn as long as the airspeed is above 65 KIAS. Should the propeller stop at an airspeed of more than 65 KIAS, the reason for this should be found out before attempting a restart. If it is obvious that the engine or propeller is blocked, do not use the Starter."*

An analysis of this specific «Note» on page 3-4 in Section 3 yields the following conclusions:

- I. The importance of the repercussions on the electrical system currently installed in the aircraft when the starter is used with the engine blocked is such that this «Note» should be elevated to at least to «CAUTION».
- II. The wording of this instruction should also be changed to clarify and highlight the importance of not using the starter in these conditions.
- III. The flight Manual does not adequately reflect the negative effects that attempting to start the engine with the engine or the propeller blocked has on the operability of several systems.

Therefore, the effect of attempting to start the engine with the engine or propeller blocked, leaving several systems inoperative, was not properly highlighted and evaluated by way of a «Note». It is considered that the flight manual should expressly inform pilots of the effect of starting the engine in flight and the resulting cockpit indications (plaque, sign). This consideration might not be needed if the electrical system were to be modified.

### 3. CONCLUSION

#### 3.1. Findings

- The aircraft had a valid “Normal” and “Utility” airworthiness certificate and the periodic inspections indicated in the aircraft logbook had been performed.
- The pilot had a valid license and was qualified for the flight.
- The aircraft’s original engine and propeller were replaced by a Thielert Centurion 4.0 engine and a MTV-9-D propeller pursuant to EASA STC A.S.02565.
- The STC expanded the original flight manual with a supplement.
- The diagram of the electrical system installed on the accident aircraft agrees with the design included in the STC.
- The diagram for the electrical system contained in the Supplement to the Flight Manual differs from that included in the STC.
- The data recorded on the FADEC from the start of the flight until just before the engine stoppage did not exhibit any abnormalities indicative of a problem with the operation of the engine.
- Over the course of the flight, the aircraft crossed the Valencia Airport CTR (control zone) at an altitude of 7,000 ft, exiting said CTR via the North Corridor at point N of the SGO (Sagunto) at 11:10.
- After exiting the TMA, ATC reported traffic below the aircraft, to which the pilot reacted by performing a maneuver to confirm the presence of said traffic.
- The analysis of the information recorded on the FADEC revealed that this maneuver consisted of a push-over lasting 4-5 seconds, during which a load factor on the order of  $n = -0.7$  was reached, followed by a pull up of 4 seconds, and its associated load factor of  $n = 2.3$ , then another push-over lasting 4 seconds, followed by a descent in a straight line lasting some 10 seconds. The total duration from start to finish was about 23 seconds. The change in altitude was limited to 400 ft. The maneuver resulted in strong and sudden changes to the aircraft’s flight path.
- These findings reveal that the Maneuvering Limits contained in the «Note» in Section 2, page 2-4 of the Supplement to the Flight Manual, and which states “*Intentionally initiating spins or negative-G flight is prohibited*”, were exceeded.
- Approximately 7.5 seconds after the start of this roller coaster maneuver, the FADEC readings show that the oil pressure dropped significantly over a 6-second to a minimum value before recovering even more suddenly over the next 1.5 seconds to its normal value. The oil pressure was below its normal value for a total of 7.5 seconds. The pressure was back to its normal value 15 seconds after the start of the maneuver.
- This drop in pressure for 7.5 seconds was not enough to cause the appearance of the bluish oxidation marks indicative of overheating that were present on some of the crankshaft pins, and which point to previous events involving a lack of lubrication.
- Forty-three seconds after the start of this roller coaster maneuver, the oil pressure dropped to 0 and the engine failed and stopped as a result of catastrophic internal damage that kept the engine from turning.

- The roller coaster maneuver recorded by the FADEC triggered the drop in pressure recorded between  $t = 7.5-15$  seconds which, in conjunction with the effects from the previous shortages of lubrication, led to the fracture of several components and to the subsequent stoppage/seizure of the engine 43 seconds after the start of said maneuver.
- The internal damage found was consistent with the effects resulting from a lack of lubrication. The source of the lack of lubrication could not be accurately determined.
- The pilot did not observe the instructions of the '¿Note' on page 3-4 of Section 3 (Emergency Procedures) in the Supplement to the Flight Manual regarding restarting the engine in the event of an engine failure, which states, *"If it is obvious that the engine or propeller is blocked, do not use the Starter."*
- The attempt to restart the blocked engine in-flight caused the fuse located between 'Batt 1' and the main bus to blow. This rendered the flaps and communications systems inoperative, as well as other systems that, though irrelevant to the investigation of this accident, are important to flight safety.
- The instructions in the Supplement to the Flight Manual regarding starting the engine in-flight with the engine blocked do not adequately reflect the severity of the repercussions of such a restart on the electrical system currently installed on the aircraft.

### 3.2. Causes

The accident was caused by the breakdown and subsequent stoppage of the engine in-flight as a result of improper lubrication of the engine.

As a result of the engine stoppage and blockage, and of the pilot's subsequent effort to restart it, an electrical fault occurred that left other aircraft systems inoperative, such as the flaps, which prevented them from extending during the forced landing.

## 4. RECOMMENDATIONS

**REC 04/12.** It is recommended to the European Aviation Safety Agency (EASA) that the suitability of the design of the electrical system contained in the STC (EASA.A.S.02565) be evaluated in terms of the location, identification and possible replacement of the 150-amp fuse situated next to 'Batt 1'.

**REC 05/12.** It is recommended that the European Aviation Safety Agency (EASA) reconsider the approval of the Supplement to the Flight Manual of the Cessna TU206F aircraft with a Centurion 4.0 engine installed so that it:

- Properly reflects the information regarding the electrical system.
- Provides the pilot with adequate instructions on what to do (or not do) in the event of an in-flight engine failure.

# **APPENDIX 1**

## **Extracts from Flight Manual**

Supplement POH Cessna 206

**THIELERT**

---

---

## SECTION 1 GENERAL

### CONVENTIONS IN THIS HANDBOOK

This manual contains following conventions and warnings. They should be strictly followed to rule out personal injury, property damage, impairment to the aircraft's operating safety or damage to it as a result of improper functioning.

- ▲ **WARNING:** Non-compliance with these safety rules could lead to injury or even death.
  
- **CAUTION:** Non-compliance with these special notes and safety measures could cause damage to the engine or to the other components.
  
- ◆ **Note:** Information added for a better understanding of an instruction.

### UPDATE AND REVISION OF THE MANUAL

- ▲ **WARNING:** A safe operation is only assured with an up to date POH supplement. Information about actual POH supplement issues and revisions are published in the TAE Service Bulletin TM TAE 000-0004.
  
- ◆ **Note:** The TAE-No of this POH supplement is published on the cover sheet of this supplement.

Page 1-1  
Issue 1  
Revision 0, Mar. 2007



## Supplement POH Cessna 206



### Engine Instrument Markings

The engine data of the Centurion 4.0 installation to be monitored is integrated in the combined engine instrument CED. The ranges of the individual engine monitoring parameters are shown in the following table, see also Figure 2-1.

Instrument		Red range	Yellow range	Green range	Yellow range	Red range
Tachometer	[RPM]	---	---	0 - 2300	---	> 2300
Oil pressure	[mbar]	0-1000	1000-2300	2300-6500	6500-7000	> 7000
	[psi]	0 - 17.4	17.4 - 33.4	33.4 - 94.3	94.3-101.5	>101.5
Coolant temperature	[°C]	< -25	-25...+ 60	60 - 101	101 - 105	> 105
	[°F]	< -13	-13...+140	140 - 214	214 - 221	> 221
Oil temperature	[°C]	< -25	-25...+ 50	50 - 125	125 - 140	> 140
	[°F]	< -13	-13...+122	122 - 257	257 - 284	> 284
Gearbox temperature	[°C]	---	---	< 115	115 - 120	> 120
	[°F]	---	---	< 239	239 - 248	> 248
Load	[%]	---	---	0 - 100	---	---

Table 2-1 Markings of the engine instruments

- ◆ **Note:** If an engine reading is in the yellow or red range, the "Caution" lamp is activated. It only extinguishes when the "CED-Test/Confirm" button is pressed. If this button is pressed longer than a second, a selftest of the instrument is initiated.
- **CAUTION:** Operation in yellow range should not last more than 5 min. After 5 min. refer to Emergency procedures for operation in red range, Section 3



Supplement POH Cessna 206



Figure 2-1a CED



Figure 2-1b: AED

**Weight Limits**

No change, refer to original POH.

**Center of Gravity Limits**

No change, refer to original POH.

**Maneuver Limits**

Refer to original POH. .

- CAUTION Intentionally initiating spins or negative-G flights is prohibited

**Flight Loads Factor Limits**

No change, refer to original POH.

**Kinds of Operation**

No change, refer to original POH.

**Fuel Limitations**

- CAUTION: Using non-approved fuels and additives can lead to dangerous engine malfunctions.

Approved fuel grades:..... JET A, JET A-1 (ASTM D1655)  
 ..... JP-8, JP-8+100 (MIL-DTL-83133E)

Page 2-4  
 Issue 1  
 Revision 0, Mar. 2007




---



---

ENGINE FAILURE IMMEDIATELY AFTER TAKE-OFF

- (1) Airspeed ..... 80-85 KIAS (flaps up)  
..... 70-75 KIAS (flaps down)
- (2) Load Control ..... IDLE (pull full out)
- (3) Fuel Selector Valve ..... OFF
- (4) Engine Master ..... OFF
- (5) Wing Flaps ..... AS REQUIRED (FULL recommended)
- (6) Battery Switches ..... OFF
- (7) Auxiliary Fuel Pump ..... OFF
- (8) Cabin Door ..... UNLATCH
- (9) Land ..... Straight Ahead

ENGINE FAILURE DURING FLIGHT (RESTART PROCEDURE)

- (1) Airspeed ..... BEST GLIDE (75-80 KIAS)
- (2) Fuel Selector Valve ..... BOTH
- (3) Auxiliary Fuel Pump ..... ON
- (4) Load Control ..... IDLE
- (5) Engine Master ..... Cycle OFF to ON  
(if the propeller does not turn, then additionally Starter ON)

◆ Note: The propeller will normally continue to turn as long as the airspeed is above 65 KIAS. Should the propeller stop at an airspeed of more than 65 KIAS, the reason for this should be found out before attempting a restart. If it is obvious that the engine or propeller is blocked, do not use the Starter.

◆ Note: If the Engine Master is in OFF position, the Load Display shows 0% even if the propeller is turning.

- (6) Check the engine power: ..... Load Control 100%, engine parameters, check altitude and airspeed

Supplement POH Cessna 206

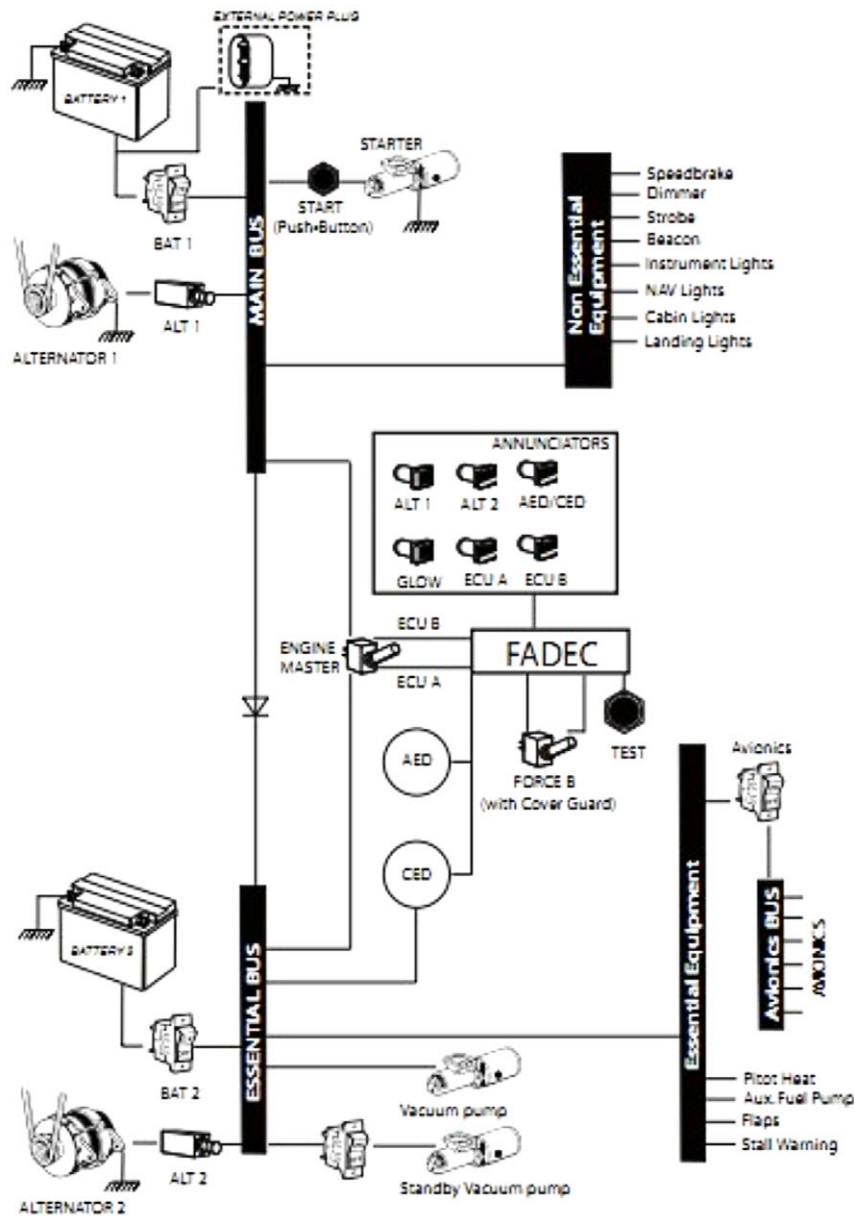
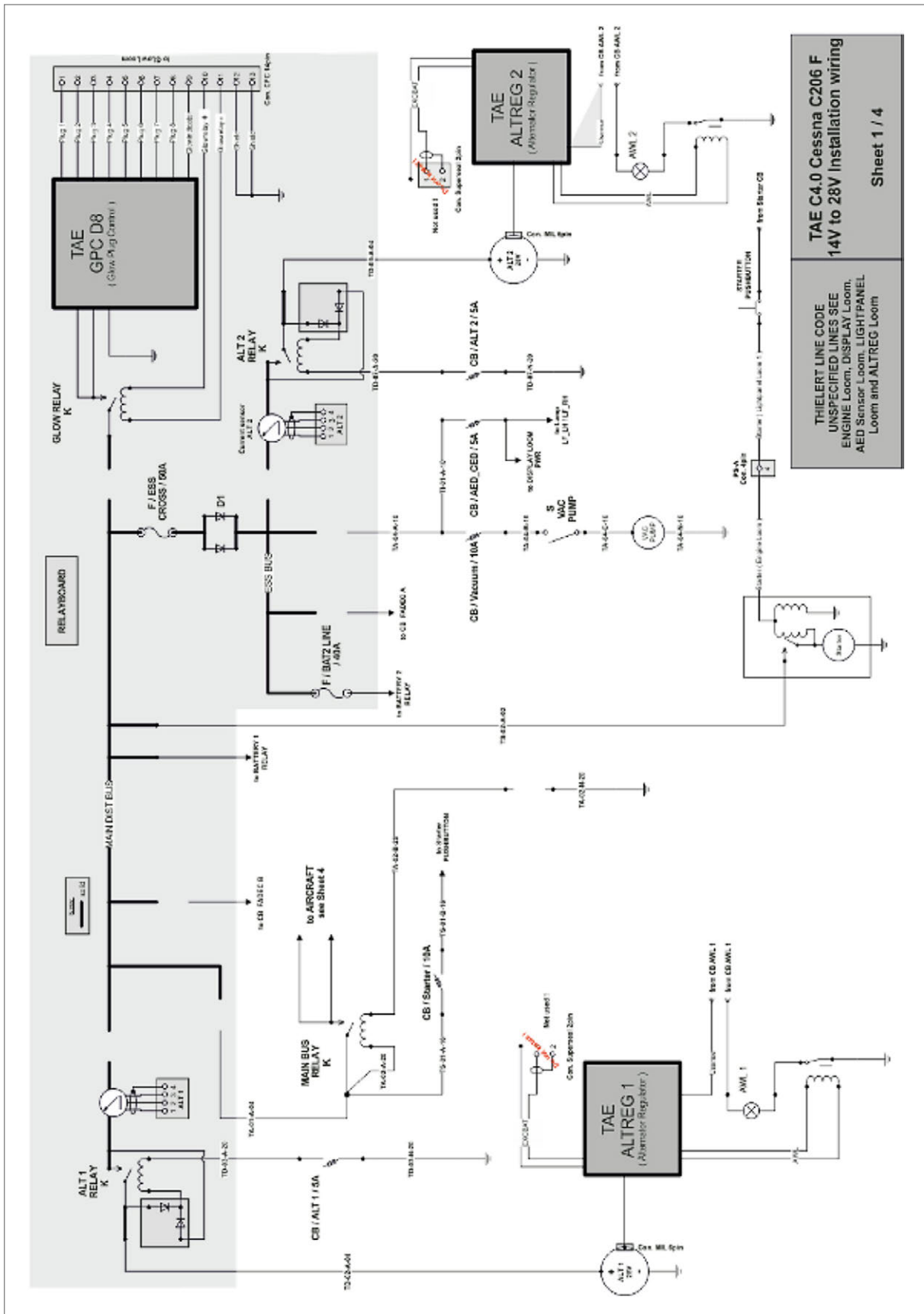


Figure 7-8: Basic Schematic of the Electrical System of the Cessna (T)U206F & G (28V) with Centurion 4.0 installation

Page 7-9  
 Issue 1  
 Revision 0, Mar. 2007

## **APPENDIX 2**

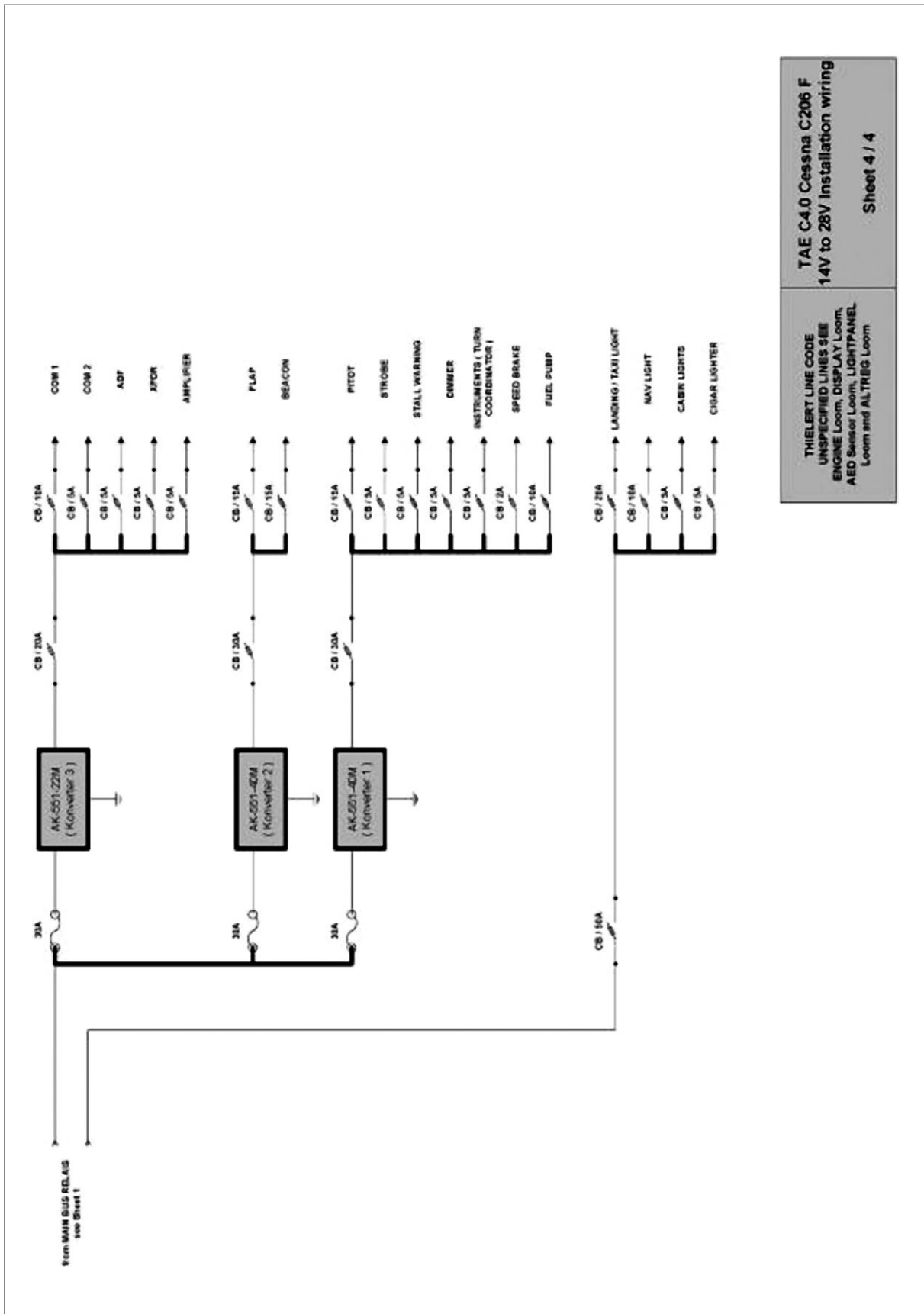
### **Electrical system diagram**



**TAE C4.0 Cessna C206 F  
14V to 28V Installation wiring**

**THIELT LINE CODE  
UNSPECIFIED LINES SEE  
ENGINE Loom, DISPLAY Loom,  
AED Sensor Loom, LIGHT PANEL  
Loom and ALTREG Loom**

**Sheet 1 / 4**



THIELERT LINE CODE  
UNSPECIFIED LINES SEE  
ENGINE Loom, DISPLAY Loom,  
AED Sensor Loom, LIGHTPANEL  
Loom and ALTRÉG Loom

TAE C4.0 Cessna C206 F  
14V to 28V installation wiring

Sheet 4 / 4





**DATA SUMMARY**

**LOCATION**

Date and time	<b>Monday, 7 June 2010; 12:00 local time<sup>1</sup>, approximately</b>
Site	<b>Girona Airport</b>

**AIRCRAFT**

Registration	<b>EI-DAX</b>
Type and model	<b>BOEING 737-800</b>
Operator	<b>Ryanair</b>

**Engines**

Type and model	<b>CFM 56-7B26 turbofan engines</b>
Serial Number	<b>2</b>

**CREW**

Pilot in command

Age	<b>42 years old</b>	<b>29 years old</b>
Licence	<b>Airline Transport Pilot License</b>	<b>Airline Transport Pilot License</b>
Total flight hours	<b>2,897:35 h</b>	<b>1,603:00 h</b>
Flight hours on the type	<b>2,290:14 h</b>	<b>1,264:00 h</b>

**INJURIES**

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			<b>6</b>
Passengers		<b>1</b>	<b>161</b>
Third persons			

**DAMAGE**

Aircraft	<b>None</b>
Third parties	<b>None</b>

**FLIGHT DATA**

Operation	<b>Commercial Aviation – Air Transport</b>
Phase of flight	<b>Boarding</b>

**REPORT**

Date of approval	<b>3 May 2012</b>
------------------	-------------------

<sup>1</sup> All times in this report are local. To obtain UTC, subtract 2 hours from local time.

## 1. FACTUAL INFORMATION

### 1.1. Description of accident

On 7 June 2010, while boarding a Boeing 737-800 airplane via the forward airstairs, a small girl who was in her father's arms fell from the top of the stairs through a gap between the handrail and the upper platform of said airstairs.

Later, after being treated by airport medical personnel, the girl embarked and flew to her destination where, after receiving treatment at a local emergency room, she was diagnosed with a small fracture of the ulna and radius in her left forearm.

### 1.2. Personnel information

Both pilots were properly licensed and rated for the activity they were carrying out.

### 1.3. Additional information

#### 1.3.1. *Description of the forward airstairs on the B-737*

Some Boeing 737 airplanes are equipped with retractable stairs at the forward left cabin door. These stairs allow passengers to board and disembark without the need for additional ground equipment. These stairs include a handrail on either side. To span the distance between the upper end of the handrail and the fuselage, extendable sections are manually attached to the fixed rails such that once the stairs are deployed, these sections are affixed to the door frame. Each extendable handrail is attached with an extendable strut that joins the handrail to a rail at the lower part of the platform (see Fig. 1).

#### 1.3.2. *Actions taken by emergency services personnel*

Personnel from the Lesma Handling Company, which provides handling services to Ryanair at the Girona Airport, in keeping with its "Medical Assistance Instruction" and once notified of the event, informed the Airport Coordination Center —CECOA— that urgent medical attention was needed at the aircraft to attend to a girl who had been injured after suffering a fall.

After being notified of the event, Medical Services personnel proceeded to the scene to assess the extent of the girl's injuries and determined that they were not serious or life threatening, but that additional diagnostic tests had to be carried out at a clinic.

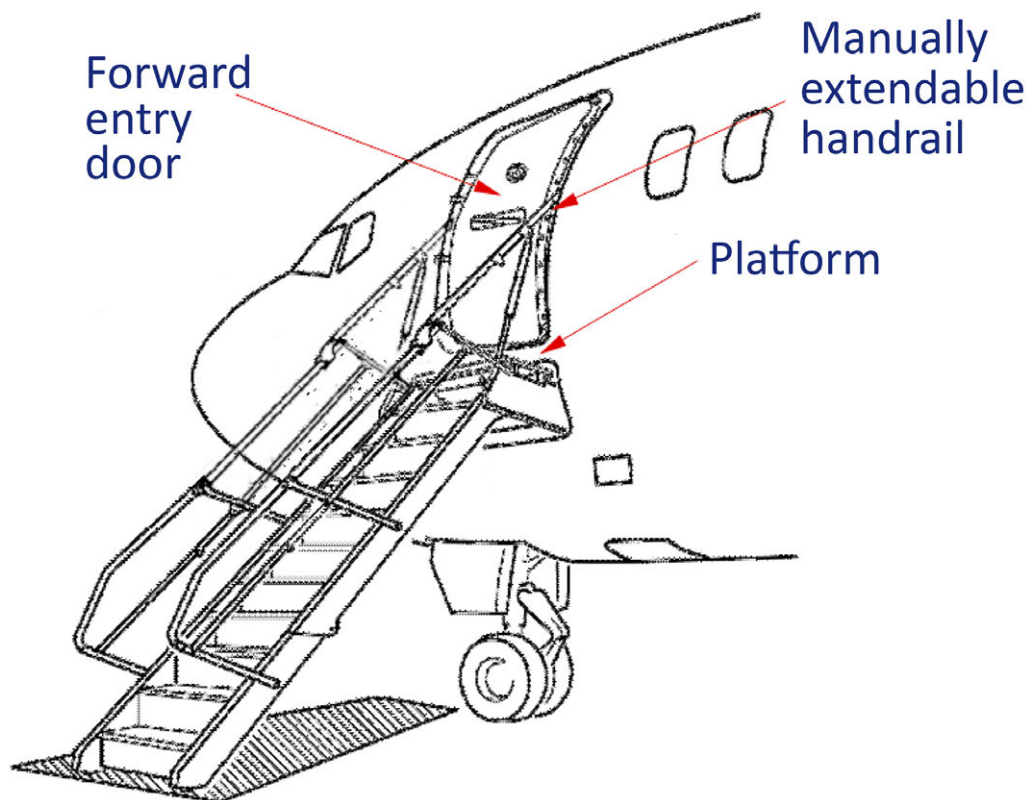


Figure 1. Forward stairs on B-737

Her parents opted not to take her to a hospital, stating that if she was not in danger, they would rather not lose their flight.

It was recommended in any case that upon arriving at their destination, that they take the girl to the emergency room to be X-rayed.

#### 1.4. Background

As a result of several similar accidents involving small children, the FAA published a Special Airworthiness Information Bulletin (SAIB) in September 2007 that was distributed to all Boeing 737 operators and recommended that owners and operators incorporate Boeing Service Bulletin (SB) 737-52-1157 and Monogram Systems Service Bulletin (from the stair manufacturer) SB 870700-52-2130.

These bulletins required the installation of warning placards on the risers of the steps and on the door jams such that these placards be visible with the door open. The placards state that small children must be assisted by an adult during the boarding or disembarking process. The bulletin also required the addition of anti-skid material on the top platform and on the side beams of the stairs.

The SAIB also highlighted the fact that Boeing had revised its Flight Attendant Manual on 29 October 2008 for 737-series airplanes to warn operators of the need to pay special attention to passengers boarding with small children or who have special needs.

Likewise, in the wake of a similar accident at the London Airport on 17 July 2009, the Air Accidents Investigation Branch (AAIB) conducted an investigation into an accident, the report for which was published in August 2011. This report contained three safety recommendations:

- That Boeing establish a process to inform the operators of all Boeing commercial aircrafts of changes to the relevant Flight Attendants Manual.
- That Ryanair review their current passenger boarding and disembarking procedures so that assistance is made available to passengers accompanied by children, and those with special needs.
- That Boeing review the design of the Boeing 737 forward airstairs with the intention of adding a removable barrier to minimize the possibility of a child falling through the gap between the extendable handrail and its upper platform.

## **2. ANALYSIS AND CONCLUSIONS**

Based on several eyewitness accounts, the girl was in her father's arms during the boarding procedure. The father also had in his hands passports, boarding cards and carry-on luggage.

The Boeing 737 is one of the airplanes that uses integrated airstairs to facilitate boarding and disembarking without the need for ground-based stairs or a telescoping jet bridge. When the stairs are deployed, the extendable beams on either side are intended to prevent falls to the side, and the extendable rails against falls from the top platform. Although these extendable handrails do provide protection to adults against falling, the gap between the handrail and the platform poses a danger to small children who are boarding or disembarking from the airplane since it is large enough for a small child to fit through, and therefore to fall.

Several events resulted in the publication of FAA SAIB NM-07-47 in September 2007, recommending that owners and operators incorporate Boeing Service Bulletin (SB) 737-52-1157 and Monogram Systems Service Bulletin (the airstairs manufacturer) SB 870700-52-2130, in addition to the modification to the Boeing 737 Flight Attendant Manual.

This manual was provided to operators upon delivery of the airplane and sets out guidelines for developing the Procedures and Safety Equipment /Flight Attendant Manual in order to comply with legal requirements. If the manual is modified, there is no revision service to ensure that current operators are sent the updated information.

As for the bulletins, though they increase the level of slip protection for the top platform and add visual indications of a potential injury risk, they do not provide physical protection to prevent children from falling through the gap.

The safety recommendations issued by the AAIB in August 2011 addressed these issues by insisting on the need to establish controls to ensure that any modification to the Flight Attendant Manual is reported to operators, to review the boarding and disembarking procedures such that assistance is provided to passengers traveling with small children or who need special attention, and to review the design of the stairs such that a barrier be added to prevent or decrease the possibility of falling between the handrail and the platform on the stairs.

The CIAIAC regards the recommendations issued by the AAIB as necessary and sufficient, and therefore reiterates said recommendations, not believing it necessary to issue any additional recommendations in order to avoid duplicities.



**DATA SUMMARY**

**LOCATION**

Date and time	<b>Friday, 3 December 2010; 09:46 h UTC<sup>1</sup></b>
Site	<b>Sabadell Airport (LELL) (Barcelona)</b>

**AIRCRAFT**

Registration	<b>EC-KJN</b>
Type and model	<b>TECNAM P2002-JF</b>
Operator	<b>Top Fly</b>

**Engines**

Type and model	<b>ROTAX 921S2</b>
Serial Number	<b>1</b>

**CREW**

**Pilot in command**

Age	<b>30 years old</b>
Licence	<b>Student pilot permit</b>
Total flight hours	<b>26:02 h</b>
Flight hours on the type	<b>26:02 h</b>

**INJURIES**

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			<b>1</b>
Passengers			
Third persons			

**DAMAGE**

Aircraft	<b>Significant</b>
Third parties	<b>PAPI unit on runway 21</b>

**FLIGHT DATA**

Operation	<b>General Aviation – Instructional – Solo</b>
Phase of flight	<b>Takeoff run</b>

**REPORT**

Date of approval	<b>3 May 2012</b>
------------------	-------------------

<sup>1</sup> All times in this report are in UTC unless otherwise specified. To obtain local time, add one hour to UTC.

## 1. FACTUAL INFORMATION

### 1.1. History of the flight

On 3 December 2010 at 09:30, a student pilot was scheduled to make a local solo flight, leaving from and returning to LELL, onboard a Tecnam P2002-JF aircraft, registration EC-KJN. According to the student's statement, he had prepared all of the necessary documentation and had filed it with the Operations Department at the flight school in order to obtain his instructor's authorization, a prerequisite for making the solo flight. After doing the pre-flight check of the aircraft, the student contacted the control tower, which cleared him to proceed to the runway 31 holding point. Once there, and having completed the relevant engine checks, the student reported being ready for takeoff. The tower instructed him to line up and hold, and subsequently cleared him to take off, reporting wind from 250 to 270 at 15 kt<sup>2</sup>. On starting the takeoff run, the aircraft ran over a bump and started to bounce and veer to the left. The student tried to correct the course with the rudder pedals. When he reached an IAS<sup>3</sup> of 40 kt, the student decided, while still on the runway, to cut the throttle and apply the brakes, but the aircraft departed the runway and struck a PAPI<sup>4</sup> (see Appendix I).

The student was not injured. There was considerable damage to the aircraft's left wing. One of the four units that comprise the PAPI was damaged. An aircraft that was preparing to land two minutes later had to execute a go-around and the runway was closed to traffic for 25 minutes.



Figure 1. Damage to the aircraft

<sup>2</sup> 270° 10 kt according to ATC communications.

<sup>3</sup> IAS: Indicated Airspeed.

<sup>4</sup> Precision Approach Path Indicator.



## 1.2. Personnel information

The student pilot, a 30-year old Russian national, was a student in the integrated ATPL course and was in the basic single-engine aircraft learning phase. He had a valid and in force student pilot permit and a medical certificate. According to his flight log, he had some 26 h of flight time, of which all had been on the same aircraft type.

According to his statement, the student had filed the necessary information to obtain his instructor's authorization for the solo flight. This information included the load and balance sheet, the flight plan and the weather information for that day (METAR, TAF, wind map and significant low-level weather chart). The authorization was eventually signed by another instructor, and not by the student pilot's usual instructor.

The student was asked about the wind limitations applicable to the aircraft, which he admitted not knowing.

## 1.3. Aircraft information

### 1.3.1. General aircraft information

The TECNAM P2002-JF aircraft, registration EC-KJN and S/N 070, is a single-engine (outfitted with a ROTAX 912 S2 four-cylinder engine, S/N 4923782), low-wing, two-blade propeller airplane with a fixed tricycle gear. The aircraft is classified as a VLA (Very Light Airplane) with a 580 kg MTOW (Maximum Takeoff Weight). This aircraft is used by TOP FLY for training activities. On the date of the incident, the school was undergoing a restructuring process, only to shut down six months later.

The aircraft had valid and in force registration and airworthiness certificates. It also had a valid and in force Noise Level Certificate, Aircraft Station License and Insurance Certificate.

The aircraft had 2,228:43 flight hours, and its last inspection (50-hr) had been performed with 2,221.4 flight hours on 26 November 2010.

## 1.4. Meteorological information

The meteorological information checked by the student and later provided to the instructor was from 08:57:10 on the day of the incident and read as follows:

**METAR LELL 030830Z 25004KT 210V280 CAVOK<sup>5</sup> 03/M02 Q1011**

This was the 08:30 report for 3 December, and reported VMC, good visibility, a temperature of 3 °C and a dew point of -2 °C, and 4-kt wind from 250° variable from 210 to 280.

<sup>5</sup> (Ceiling And Visibility OK) Visibility in excess of 10 km, no clouds below the reference altitude, no cumulonimbus (CB) or tower cumulonimbus (TCU), and no significant weather phenomena.

TAF LELL 030800Z 0309/0318 30012KT 9999 FEW030

The 08:00 aerodrome forecast, valid from 09:00 to 18:00, called for 12-kt winds from 300°, visibility in excess of 10 km and few clouds at 3000 ft.

Weather information for that day provided after the fact showed that the average wind direction was from the west at speeds of 4 to 9 kt between 08:00 and 09:30, and of 11 kt at 10:00. There were no significant weather phenomena or sufficient cloud cover to affect operations.

The specific wind<sup>6</sup> information applicable to the aerodrome on that day was as follows:

- 09:40:00: 270° 10 kt.
- 09:50:00: 270° 9 kt.

For takeoffs from runway 31 (310°), the wind reported by the tower just before the takeoff clearance was given (270° 10 kt) would have been equivalent to a 6.42 kt crosswind.

## 1.5. Aerodrome information

The Sabadell Airport is an aerodrome intended for General Aviation use under visual flying conditions (VFR). It is located 2 km south of the city of Sabadell. It has one 1050-m long, 30-m wide runway in a 31/13 orientation. The aerodrome reference point is at an elevation of 485 ft.

## 1.6. INFORMATION REGARDING WIND LIMITATIONS

### 1.6.1. *Information regarding the aircraft's wind limitations*

According to the Aircraft Flight Manual in the school's possession, dated 29 March 2004, the maximum demonstrated crosswind velocity was **6 kt**. In the graph adjoining this section, however (see Appendix II), the limit separating the Safe Operation zone from the Unsafe Operation zone was 15 kt.

This manual was compared with the updated version (notified via Service Bulletin no. P2002/03, approved by the EASA on 3 August 2005) sent by the manufacturer, which revealed one change in this regard. The *maximum demonstrated crosswind velocity* had been changed to **22 kt**, though the limit between the Safe and Unsafe Operation zones

<sup>6</sup> Average wind measured in the 10 minutes before the hour by the runway 31 anemometer.

was still 15 kt. The manufacturer was asked about this significant difference between the crosswind speeds, to which it replied that initially, it had been unable to conduct tests at speeds in excess of 6 kt, and that until winds in excess of 22 kt were present, it could not verify that the aircraft could withstand those conditions. With regard to the 15-kt limit, the manufacturer committed to making the relevant updates, though this Commission is unaware of any such changes having been made yet.

### 1.6.2. *Information regarding the TOP FLY wind limits*

According to the rules in place at the flight school, the weather condition limits for solo student flights included, among others:

- Maximum headwind: 15 kt.
- Maximum crosswind: 5 kt.
- Maximum gusts: at instructor's discretion.

Variable wind conditions: allowed up to 30° to either side of the runway in use. Tailwinds, rain, turbulence, icing – not allowed.

### 1.7. **Crosswind takeoff**

The piloting technique for taking off with a crosswind recommends adhering to the following guidelines:

- The aircraft should be steered primarily with the rudder pedals.
- Start the takeoff run with the control stick turned into the wind and align with the runway centerline with the rudder.
- Rotate while keeping the ailerons deflected such that the wind-side wing is below the horizontal and the opposite-side wing is above.
- Once airborne, correct the aircraft's heading to line up with the wind. That is, the aircraft's flight path should line up with the runway but the nose should be turned into the wind, meaning that the rudder pedals will be used more than the ailerons.

## 2. **ANALYSIS**

The student had checked the documentation and the aircraft prior to the flight. He had also filed the documentation with the operations department for approval and for his instructor's authorization for the solo flight. This authorization had been signed by an instructor who was not the student's usual instructor. The student contacted the tower to report his intentions, and the tower cleared him to take off, providing additional real-time wind information of 270/10 (the student recalled a wind speed in excess of 15 kt).

This meant the crosswind component was 6.42 kt, which, in keeping with the Flight Manual and the aircraft's limitations, meant that the student should have considered the possibility of not taking off. When the student was asked about the aircraft's limits in terms of wind speed, he admitted not knowing them. In addition, the instructor who authorized the solo flight should have been supervising every step taken by the student during the performance of this flight, and should herself have realized that the crosswind was excessive and warned the student not to take off under conditions that exceeded those specified in the Flight Manual (6 kt) and in the school's own rules for authorizing solo student flights (5 kt). Finally, it was noted that a change had been made to the Flight Manual by the manufacturer in 2005 that affected this maximum demonstrated crosswind value and reflected that the aircraft could easily withstand this limitation. This fact also demonstrates that the school did not maintain its flight manuals updated. These deficiencies, both as regards the supervision of a solo student by training center personnel, as well as the center's obligation to keep the flight manual updated, would normally require the issuing of several safety recommendations. Such recommendations have not been made in this case due to the closing of this training center.

Another aspect to consider is the student's lack of experience and knowledge regarding the technique to use under such crosswind conditions and how to identify that such conditions exist. According to his statement, the student only attempted to correct the course deviation using the rudder pedals without being able to identify the reason for the deviation. As a result, his input to the rudder pedals may not have been as forceful as required. He also did not provide any inputs to the ailerons. This lack of knowledge is evidence of a weakness on the part of the school when instructing its student pilots. Also, the student's usual instructor did not sign the authorization for his solo flight. This could mean that the authorizing instructor did not pay sufficient attention to the conditions under which the flight was to be carried out and did not supervise the student's actions, which would be another point for the school to reinforce in terms of its instructional technique.

### **3. CONCLUSIONS AND CAUSES**

#### **3.1. Findings**

Based on the information analyzed, the following conclusions can be drawn:

- The aircraft was airworthy, had its documentation in order and had passed its last inspection.
- The student's documentation was valid and in order.
- The student had checked the aircraft prior to the flight and had prepared the documentation required to perform the flight.
- This documentation was checked by an instructor who authorized the student to make the flight.

- The school has additional, specific criteria regarding wind speed and variation before an instructor can authorize a student solo flight. These criteria limit the crosswind to 5 kt.
- The limit in the Flight Manual in terms of the maximum demonstrated crosswind velocity was 6 kt.
- The limit separating the Safe and Unsafe Operation zones in the adjoining graph, however, was 15 kt.
- The student had checked the weather information prior to the flight and had been given the latest information by the tower before being cleared for takeoff.
- The crosswind component based on the METAR was 3.46 kt (250° at 4 kt), but that reported by the control tower would have been 6.42 kt (270° at 10 kt).
- The student did not know the aircraft's crosswind limits.
- The instructor did not warn the student of these limits prior to takeoff.
- In 2005, the manufacturer updated its demonstrated crosswind velocity limitation from 6 to 22 kt.
- The updated Flight Manual, however, still specified 15 kt as the limit separating the Safe and Unsafe Operation zones, though the manufacturer committed to making the necessary updates. The school did not have the updated Flight Manual.
- The aircraft was therefore able to withstand the wind conditions that existed at the time the takeoff clearance was given.
- The student did not correctly apply the procedure for taking off in a crosswind.

### 3.2. Causes

The incident occurred due to the improper application of the technique for taking off in a crosswind. The student pilot's little experience and the lack of effective supervision by the training center were contributing factors.



**APPENDIX I**  
**Diagram of aircraft trayectory**

AIP  
ESPAÑA

AD 2-LELL ADC  
WEF 22-OCT-09

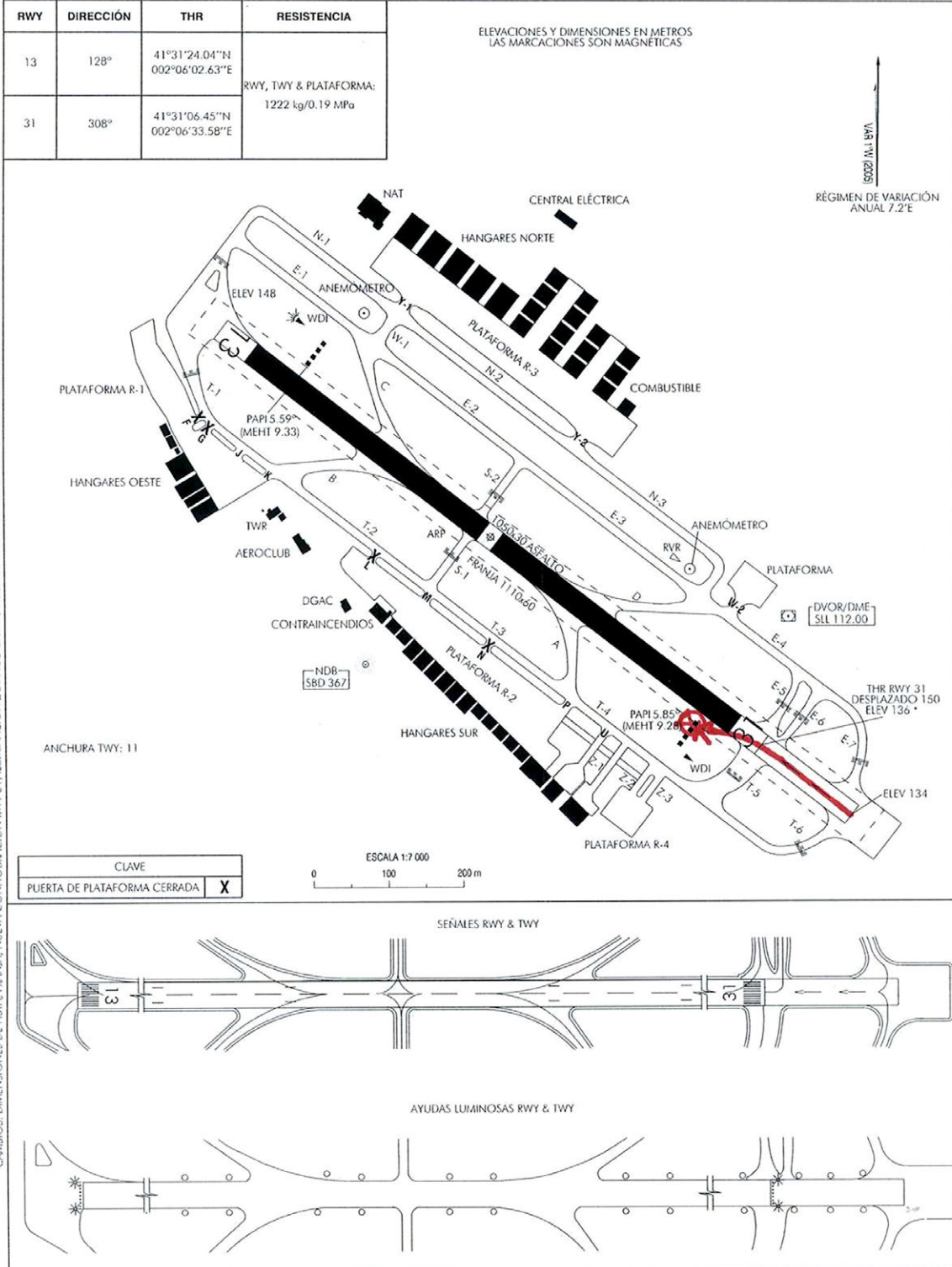
PLANO DE AERÓDROMO-OACI

41°31'15"N  
002°06'18"E

ELEV 148 m

TWR 120.80  
GMC 121.90

SABADELL



CAMBIOS: DIMENSIONES DE PISTA, FRANJA, NUEVA CONFIGURACION RWY 31, ILLUMINACION ZONA DE GRAVA, NUEVAS CALLES DE RODAJE E-7 Y T-6, RESISTENCIA, PUERTAS DE PLATAFORMA CERRADAS, RVR.



**APPENDIX II**  
**Wind limits in the two versions**  
**of the flight manual**



FLIGHT MANUAL

P2002-JF  
SECTION 5  
Performances

CROSSWIND

Maximum demonstrated crosswind velocity is 6 kts

⇒ Example:

**Given**  
Wind direction = 30°  
Wind velocity = 20 Kts

**Find**  
Headwind = 17.5 Kts  
Crosswind = 10 Kts

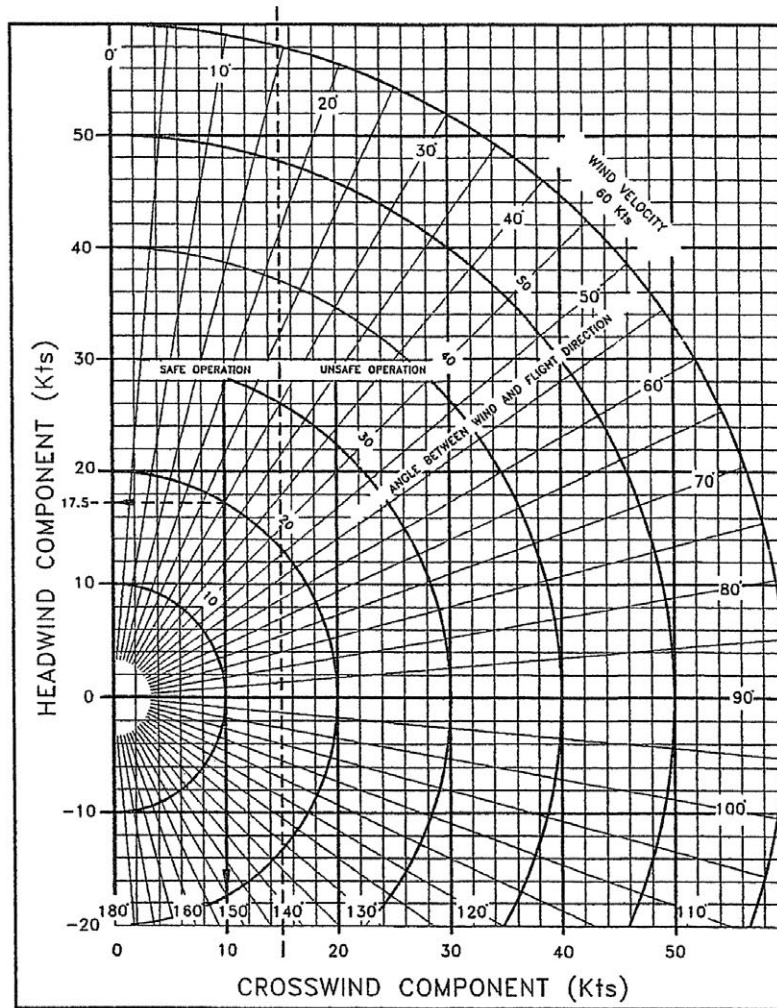


Fig.5-3.CROSSWIND CHART



FLIGHT MANUAL

P2002-JF  
SECTION 5  
Performances

CROSSWIND

Maximum demonstrated crosswind velocity is 22 kts

⇒ Example:

**Given**  
Wind direction = 30°  
Wind velocity = 20 Kts

**Find**  
Headwind = 17.5 Kts  
Crosswind = 10 Kts

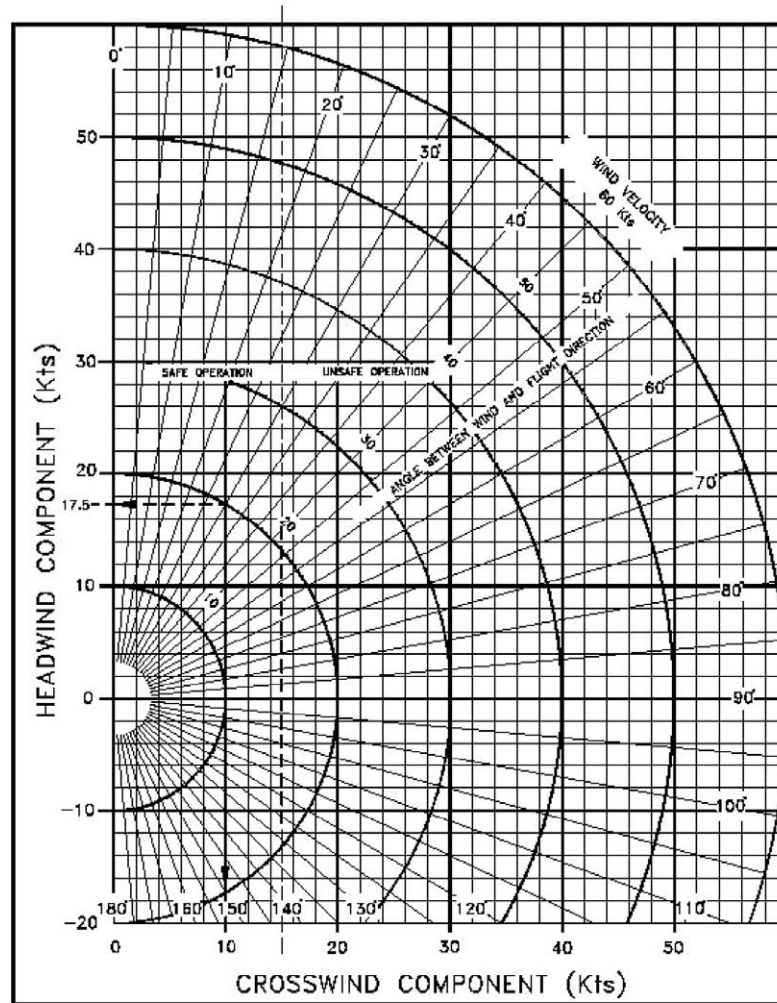


Fig.5-3.CROSSWIND CHART



**DATA SUMMARY**

**LOCATION**

Date and time	<b>Thursday, 14 April 2011; 08:30 UTC<sup>1</sup></b>
Site	<b>Barcelona Airport</b>

**AIRCRAFT**

Registration	<b>EI-EKB</b>	<b>N366AA</b>
Type and model	<b>BOEING 737-800</b>	<b>BOEING 767-300</b>
Operator	<b>Ryanair</b>	<b>American Airlines</b>

**Engines**

Type and model	<b>CFM 56-7B</b>	<b>CF6-80C2B6</b>
Serial Number	<b>2</b>	<b>2</b>

**CREW**

	Pilot	Copilot	Pilot	Copilot
Age	<b>34</b>	<b>29</b>	<b>57</b>	<b>51</b>
Licence	<b>ATPL(A)</b>	<b>CPL(A)</b>	<b>ATPL(A)</b>	<b>ATPL(A)</b>
Total flight hours	<b>6,500 h</b>	<b>750 h</b>	<b>14,995 h</b>	<b>10,010 h</b>
Flight hours on the type	<b>2,215 h</b>	<b>500 h</b>	<b>5,005 h</b>	<b>6,297 h</b>

**INJURIES**

	Fatal	Serious	Minor/None	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			<b>6</b>			<b>14</b>
Passengers			<b>169</b>			<b>225</b>
Third persons						

**DAMAGE**

Aircraft	<b>Minor</b>	<b>Minor</b>
Third parties	<b>None</b>	<b>None</b>

**FLIGHT DATA**

Operation	<b>Commercial Air Transport – Scheduled – International – Passenger</b>	<b>Commercial Air Transport – Scheduled – International – Passenger</b>
Phase of flight	<b>Taxiing</b>	<b>Taxiing</b>

**REPORT**

Date of approval	<b>3 May 2012</b>
------------------	-------------------

<sup>1</sup> All times in this report are in UTC unless otherwise specified.

## 1. FACTUAL INFORMATION

### 1.1. History of the flight

On 14 April 2011 at around 08:30, a Boeing 737-800 (B737) operated by Ryanair was taxiing on taxiway K toward the runway 25L holding point at the Barcelona Airport. A Boeing 767-300 (B767), operated by American Airlines, was stopped at position G3, one of the three positions available at this holding point (G1, G2 and G3). In order to access one of the unoccupied positions, the B737 had to pass behind the American Airlines airplane.

As they neared the position of the B767, the captain of the B737 slowed, turned slightly to the left of the taxiway centerline and instructed the copilot to monitor the separation between the two aircraft.

At one point in the maneuver, and unsure as to whether the B737's right wingtip could strike the tail of the other aircraft, the copilot asked the captain to stop. The captain did so, got up from her seat and personally verified the separation by looking out the copilot's window.

The B767 advanced a few meters and the B737 continued taxiing, passing behind the B767 and reaching the G1 holding point.

Just after the maneuver, some of the passengers onboard the B737 reported to the cabin crew that the two aircraft had made contact. The cabin crew informed the flight crew of this, who nonetheless believed that the two aircraft had not touched.

ATC cleared both aircraft to take off, which they did, arriving at their destinations without further incident.

During the walk-around before the B737's next flight, the crew noticed damage to the winglet on the right wing (Fig. 1), which made them suspect that they had in fact made contact with the other aircraft.



Figure 1. Damage to the B737 winglet



Figure 2. Damage to the B767 stabilizer

Ryanair contacted American Airlines to inform it of the incident. After the arrival of the flight, American Airlines personnel verified the existence of damage to the outboard section of the left horizontal stabilizer (Fig. 2). This damage required that the aircraft be removed from service for repairs.

## 1.2. Aircraft information

The B737-800 is a short- to medium-range narrow body airplane with a 35.8-m wingspan. The B767-300 is a wide-body aircraft, with longer range and bigger capacity, a 47.6-m wingspan and a fuselage length of almost 55 m.

Within the system established by the ICAO to classify aircraft dimensions for the purpose of sizing movement areas in airports<sup>2</sup>, they are classified as category C and D, respectively.

As part of its aircrafts' documentation on ground operations, Boeing provides the specifications concerning the external visibility from the cockpit. In the case of the Boeing 737-800, the winglets are not directly visible from the static position of the pilot or copilot, who must move sideways to increase their field of view. As for the B767, the pilots cannot see the ground immediately forward of the airplane. The pilots' vision of the first 50 ft forward of the nose is restricted (Appendix I).

## 1.3. Aerodrome information

### 1.3.1. The runway 25L holding point

The layout of the runway 25L threshold allows three aircraft to hold simultaneously at three holding positions labeled G1, G2 and G3 (Fig. 3). These points are accessed via a single taxiway, K, whose centerline branches into three to provide access to each point. The ability to use three points at the same time gives controllers flexibility when organizing takeoff sequences and allows for smoother operations.

So as to maintain separation between aircraft, only certain aircraft categories are allowed to access the most remote points (G1 or G2) via taxiway K when G3 and/or G2 are already occupied.

The combinations of maximum categories allowed are:

Taxiway «K»	—	B	C	D	E
Holding points	F	E	D	C	B

<sup>2</sup> So as to cross reference the numerous specifications involving aerodrome characteristics, ICAO Annex 14 includes a coding system that relates the characteristics and dimensions of the airplanes that an aerodrome is intended to accommodate, including the wingspan. Six categories are defined, in increasing wingspan: A (under 15 m), B (15 to 24 m), C (24 to 36 m), D (36 to 52 m), E (52 to 80 m) and F (over 80 m).

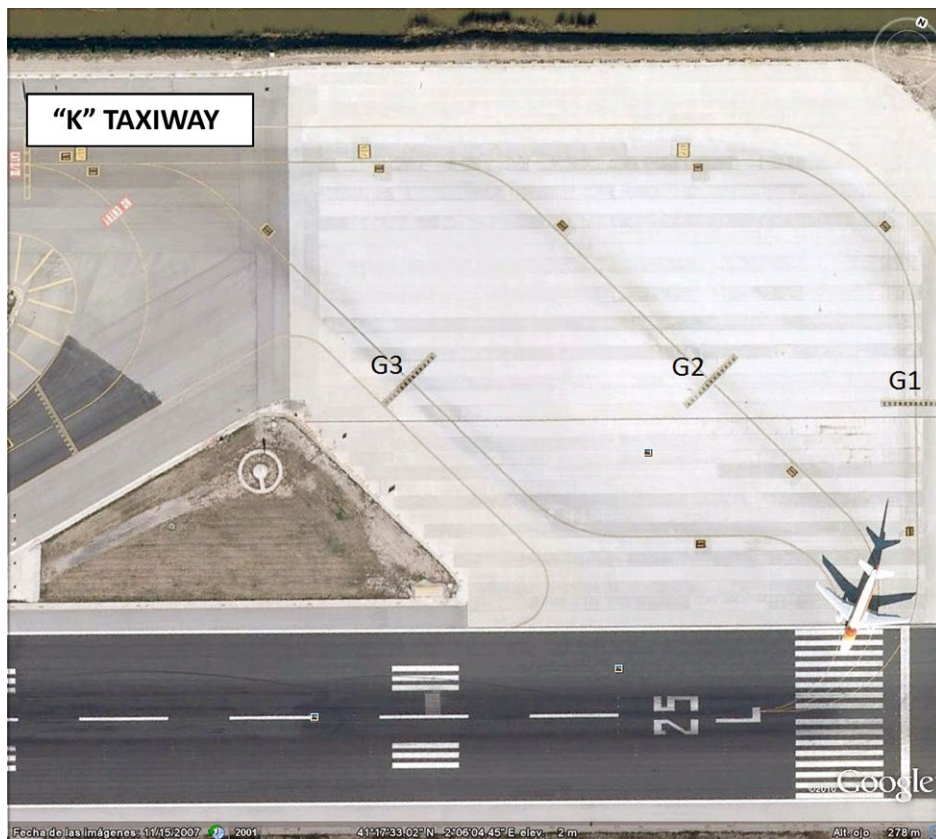


Figure 3. Triple holding point at runway 25L

These restrictions have been published as part of the airport information and are available through the AIP system.

### 1.3.2. Ground control

Aircraft movements on the ground are handled by Ground Movement Control (GMC). The flow of aircraft is arranged based on the active configuration in effect at the airport in keeping with specific procedures<sup>3</sup> that establish the paths that aircraft must take to reach the holding point for the runway in use. This document does not make any references to the restrictions applicable to aircraft accessing the holding points.

The GMC controllers are located in the control tower. The tower at the Barcelona Airport is some 600 m NW of the runway 25L holding point. The visibility of the area from the tower is ideal, though the distance and the relative geometry do not allow controllers to evaluate the separation between an aircraft at the G3 holding point and those moving into holding points G1 or G2 (Fig. 4).

<sup>3</sup> DORE-08-DTC-037-1.2. Ground Control Responsibility Areas and Taxi Procedures for the Operation of Terminal 1 at the Barcelona Airport.





Figure 4. View of the runway 25L holding point from the tower control room

The airport has a surface movement radar (SMR) that aids controllers in guiding aircraft traffic in the movement area.

The "ENGINE START-UP" section of the airport information published in the AIP establishes the requirement to report the aircraft type and series when requesting to start engines. If the controller identifies the aircraft as posing a conflict due to its size, a red flight progress strip is used to identify that aircraft.

## 1.5. Meteorological information

Horizontal visibility on the day of the incident was in excess of 10 km.

## 1.6. Communications

From engine start-up until takeoff, both aircraft were in normal radio contact with clearance delivery (CLR), with successive GMC controllers and finally with the tower controller in charge of departures (DEP) from runway 25L.

At 08:11:05, CLR authorized the American Airlines B767 to start its engines, followed five minutes later by the start-up clearance for the Ryanair B737 and four minutes after that by the start-up clearance for an Air France airplane.

The three aircraft were successively cleared to taxi from their parking stands to the runway 25L holding point.

At 08:25:39, GMC cleared the Ryanair aircraft to the holding point, without specifying a position. It did the same with the Air France airplane at 08:26:20.

The aircraft converged on taxiway K in the same order as their start-up clearances. This part of the movement area is handled by a single controller, and thus all three aircraft were on the same GMC frequency.

At 08:27:04, the American Airlines aircraft, which was the first to taxi, was specifically cleared to proceed to holding point G3.

At that point all three aircraft were transferred to the departures frequency (DEP).

At 08:32:04, ATC asked the B737 to proceed to G1. The crew replied by requesting *"Can we just stand by if you like in the aisle before to (garbled) start clearance... to after"*.

At 08:32:51, ATC once again asked the B737 to proceed to G1 so as to allow the Air France airplane behind it to access G2. The B737 remained stationary and requested *"could I wait and move forward if it fits... to make sure clearance"*.

At 08:33:20, the Air France crew asked ATC to *"confirm they are moving forward so that we can pass behind"*, after which the American Airlines airplane moved forward without being specifically requested to do so by ATC.

At 08:33:56, ATC cleared the Air France airplane into position G2.

Finally, the American Airlines, Ryanair and Air France airplanes were cleared for takeoff in that order.

## 1.7. Flight recorders

The flight data recorders (FDR) were recovered from both aircraft and the information from the incident flight downloaded.

The information on the cockpit voice recorders (CVR) was lost as the CVRs continued to record on subsequent flights.

Graphs of some of the parameters recorded on both aircraft are shown in Appendix II.

For the B737, the graphs show an increase in brake pressure until 08:29:30 and a subsequent reduction in ground speed from 14 kt to a full stop at 08:30:45. Also shown

is the change in heading associated with the deviation from the taxiway centerline in an effort to maintain separation between the two aircraft.

As for the B767, the ground speed graph shows that it stopped in front of the bar at point G1 at 08:28:50, where it stayed until 08:33:20, at which time it moved forward a few meters and stopped again before finally entering the runway at around 08:34:35.

## 1.8. Reconstruction of ground paths

Given the minor nature of the collision, it was not possible to identify the time of contact from the acceleration data from either aircraft's FDR.

The inaccuracy of the FDR data also prevented reconstructing the paths taken by the aircraft with enough precision to yield a detailed analysis of the geometry of the collision.

Despite this, the magnitude and duration of the B737's course change was used to provide a rough estimate of the extent to which it deviated from its initial course, yielding a value of around 1 m, consistent with the crew's statements.

The B767's speed through the taxi line branch towards the holding point, as recorded by its FDR, was integrated to yield an estimate of the aircraft's position at its initial stopping point and of the distance covered during its subsequent displacement forward before stopping again. These calculations indicated that the B767 stopped some 50-60 ft before the marking and then moved forward about 15 ft. These figures are consistent with the crew's statements and with the information obtained from the ground radar (Appendix III).

## 1.9. Additional information

### 1.9.1. *Regulations on aerodrome design*

The technical regulation for the design of public use airports in Spain has adopted the standards and practices recommended in ICAO Annex 14<sup>4</sup>.

So as to ensure separation between aircraft during ground operations, this document recommends a set of minimum distances to be taken into account when sizing different areas of an airport.

These distances depend on the size classification of the aircraft, as outlined in the same annex (A, B, C, D, E or F), that are expected to operate at the airport in question.

<sup>4</sup> Royal Decree 862/2009 of 14 May, which approves the technical design and operating standards for public-use aerodromes and regulates the certification of State-run airports.

The distances separating the centerline of a taxiway that provides access to a parking stand from any object are specified, as are the recommended separation distances for two aircraft located in adjacent parking stands. In the first case, a minimum distance of 24.5 m is recommended for Category C aircraft and 36 m for Category D aircraft. In the second case, the recommended margins are 4.5 m for Category C aircraft and 7.5 m for Category D aircraft.

### 1.9.2. *Ryanair operating procedures*

According to Ryanair's Operations Manual, the taxi phase must be regarded as a critical phase of flight. Any conversations that are not directly related to the safety of the aircraft are prohibited (sterile cockpit), as is the use of any frequency other than ground control's (GMC) (sterile comms). The pilot in charge of communications is to ensure that the captain confirms reception of all GMC clearances before acknowledging them.

Taxi speed is not to exceed 30 kt on taxiways or 15 kt on the apron.

If in doubt as to which path to take, the crew is to stop immediately and request clarification from ATC.

The Operations Manual underscores the importance to operational safety of good communications between the flight and cabin crews. Specifically, it states that the captain must instruct the cabin crew to keep the flight crew informed of any unusual event that takes place in the passenger cabin, particularly of any abnormal noises or reports about passengers.

The manual explicitly states that the cabin crew must not assume that the flight crew is aware of any serious problems, such as engine fires, losses of liquids or the loss of external structural components. If any of these situations should occur, the cabin crew is required to notify the flight crew via the intercom or by another means. The flight crew is to confirm receipt of this information, time permitting.

As part of its approved training programs and as required by CRM regulations, the airline holds training sessions that emphasize the importance of efficient communications between the flight and cabin crews, as well as the importance of the use of English as the operating language.

### 1.9.3. *Crew statements*

#### 1.9.3.1. *B737 flight crew*

The pilot and copilot stated that upon arriving at the holding point, the position of the B767 surprised them a little. According to them, that position (G3) is normally occupied

by smaller aircraft. To ensure separation between the aircraft, the captain deviated somewhat from the taxiway centerline (about 50 cm) and told the copilot to monitor the separation distance. The copilot did not feel there was any danger of the wingtip hitting the area in the B767's tailcone where the APU (auxiliary power unit) is housed, but as the wingtip approached the end of the horizontal stabilizer, he asked the pilot to stop immediately. She did so and then got up from her seat to verify the separation distance personally. She expressed surprise at the short distance between the airplanes but reassured the copilot by confirming that they were not touching. Both the pilot and copilot subsequently believed that the contact must have taken place before stopping.

Shortly afterwards the intercom rang and a member of the cabin crew informed them that a passenger had reported seeing the two airplanes touch. ATC also called at this time asking them to advance to G1. The captain told the copilot to inform ATC that they would not move until the B767 moved forward. She also asked if he had seen the airplanes touch, to which the copilot replied no.

The captain was under the impression that only one passenger had witnessed the contact, and not several, as she later discovered. She said that her decision to continue with the flight would probably have been different if she had known that several passengers had reported contact.

The call from the cabin used a single chime. As the crew stated, Ryanair procedures require that in the event of a serious problem, three chimes are to be used. Moreover, the captain did not sense much concern in the flight attendant's (FA) voice, who started the report by saying "only for your information...".

They were unable to specify how far the B767 was from the G3 holding point marking, but they stated that it must have been "a lot". They also underscored how difficult it is to estimate the distance from the cockpit between the nose of any commercial transport airplane and ground markings.

After receiving clearance, they took off normally to their destination (Ibiza). There were no additional comments from any cabin crew members for the duration of the flight.

Though they stated being certain that there had been no contact, the captain decided to do the pre-flight walk around personally once they were parked at the Ibiza airport. During the inspection she noticed that the paint on the right winglet was scratched. She regarded the defect as minor, one that did not justify any actions by maintenance personnel, especially as they would have had to fly from Barcelona, since the airline does not have mechanics in Ibiza. She also did not make an entry of the defect in the aircraft logbook.

During the stopover at the Ibiza Airport, there were no additional comments from the cabin crew regarding the passengers' reports of potential contact.

After the return flight to Barcelona, as they were leaving the airplane, a cabin crew member informed the captain that several passengers had reported possible contact, which raised some concern during the flight to Ibiza. The captain was surprised to hear this since the FA who had called the cockpit, and who was very close to the cockpit, did not make any comments about it upon arriving in Ibiza. It was then that the captain called maintenance services who, after assessing the damage, opened a deferred maintenance item and dispatched the airplane.

### 1.9.3.2. B737 cabin crew

The crew stated that about 15 minutes after they started taxiing, a passenger stood and went to the rear of the cabin to talk to a FA. At the same time, several passengers nervously looked out the windows on the right side of the airplane. They were speaking in Spanish, so the cabin crew did not understand very well what they were saying. Another passenger told them in English that some passengers thought they had hit the other airplane. The FA spoke with the purser, who was at the front of the cabin, who told the FA to call the cockpit and inform them of the situation. The FA did so, starting the report with the phrase, "Sorry to bother you, I know I'm not supposed to...", to apologize for the interruption.

After receiving the report, the captain explained in, according to the FA, "aviation terminology", that they had come close but had not touched.

During the flight one passenger who identified himself as an engineer expressed his concern that they had taken off under those circumstances. After deplaning in Ibiza, several passengers also voiced their preoccupation over the situation.

### 1.9.3.3. B767 flight crew

Neither of the flight crew members onboard the B767 noticed any aircraft motion indicative of a collision while waiting at holding point G3. When they heard on the radio the B737 crew's refusal to continue to G1 due to the collision risk, they moved their aircraft closer to the holding point marking. They estimated they were some 50 ft away from the marking and that they advanced about 10 ft before stopping again.

## 2. ANALYSIS

### 2.1. The access to the holding point

The runway 25L holding points allow three aircraft to hold simultaneously, with some restrictions on the size of the aircraft. These restrictions are published in the AIP and should therefore be known and considered by GMC controllers when guiding aircraft.

These restrictions are intended to ensure adequate separation when one aircraft passes behind another that is already waiting at either of the nearer holding points (G3, G2).

An analysis of the separation requires taking into account both the wingspan of the aircraft on the taxiway that is attempting to access a holding point, as well as the length of the aircraft already at one of the holding points. While there is a certain relationship between an airplane's length and its wingspan, the ICAO classification does not consider aircraft length; therefore, limitations based on this classification cannot guarantee that the separation distances recommended by the ICAO will be maintained.

The length of the holding aircraft becomes more relevant the farther away that this aircraft stops from the holding point marking.

Figure 5 depicts the geometry of a hypothetical contact scenario between two aircraft of the type involved in this incident.

Assuming that both aircraft are perfectly aligned with their respective centerlines, a collision would take place if the B767 were a little over 16 m (54 ft) away from the holding point marking. This scenario would be even more restrictive if the airplane waiting at G3 were, for example, a B767-400, which is also a category D airplane but 6.4 m longer than the B767-300.

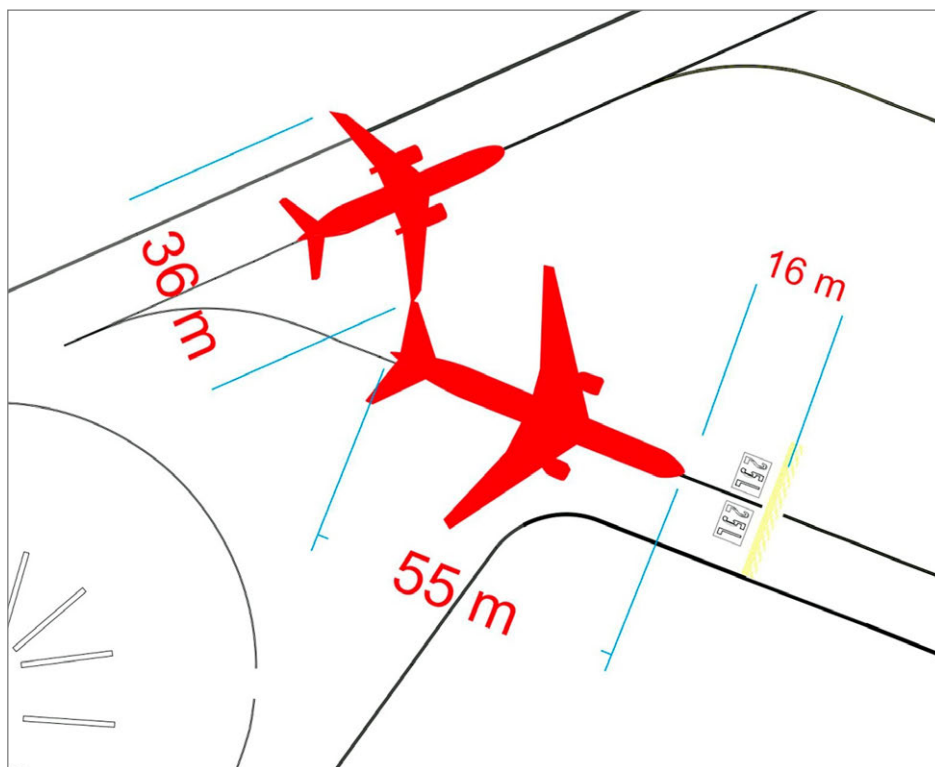


Figure 5. Collision geometry in the vicinity of G3

In this regard, we must bear in mind that when an airplane stops at a holding point, it does so some distance away from the marking at the pilot's discretion. From the pilot's point of view, the main concern is not to interfere with aircraft circulating on the runway at any time. A pilot will therefore give priority to this consideration over any potential problems involving tailing aircraft, and will keep the holding point marking well in sight and ahead of the nose of the airplane, barring any instruction to the contrary from ATC.

The distance will depend on the field of view that the crew has from the cockpit. For the B767 (Appendix I), the nearest point on the ground that can be seen from the pilot's seat is 50 ft away. The typical stopping distance, then, will be along the same order of magnitude so that the marking remains within the crew's field of vision. In this case, this figure also matches that expressed by the pilots in their statement and is consistent with the result of the integration of the speed recorded by the B767's FDR as it traveled over the taxiway en route to the holding point, and with the returns from the surface radar (SMR) (Appendix III).

Over the course of the transmissions between the three aircraft and the tower, the crew of the B767 moved forward a few meters so as to facilitate the passage of the Ryanair B737, even though the collision had already taken place. According to the crew's statements, they advanced about 10 ft. Calculations based on FDR data indicate a 15-ft displacement. In any event, the fact that they opted to move without first being instructed to do so by ATC indicates that they could in fact maneuver closer to the holding point.

Controllers in the tower have a direct line of sight to any aircraft movements in this area, but they cannot discern the separation that exists between aircraft. ATC handles access to the holding points and the subsequent entries into the runway in accordance with procedures. It is the crews who are responsible for avoiding collisions and for requesting assistance from ATC if necessary.

As evidenced by both the crew's statements and by the FDR data, the B737 moved between 0.5 and 1.5 m left of the taxiway centerline, based on FDR heading data and as confirmed by the crew. This heading change was not enough to avoid the collision.

By the time the crew of the B737 stopped the aircraft and expressed its concerns in its reports to the tower, the collision must have already taken place since the Ryanair airplane did not resume its course until after the B767 moved forward.

The preceding discussion highlights how the space available and adherence to published limitations do not ensure adequate separation when an aircraft attempts to access G1 or G2 behind another aircraft already waiting at G2 or G3 when the length of the latter is considerable and it stops a certain distance away from the holding point marking.



The same analysis is applicable to the runway 07R holding points, situated at the opposite threshold. The published geometry and access restrictions are identical to those for the 25L threshold.

A safety recommendation has been issued in this regard, a recommendation that is along the same lines as recommendation 06/11, which was issued by the CIAIAC in its incident report IN-001/2010 (see Appendix IV).

## 2.2. Communications between the B737 flight and cabin crews

While taxiing before takeoff, the cabin crew received reports from several passengers regarding a possible collision.

The Ryanair Operations Manual specifies that the cabin crew is not to assume that the pilots are aware of any incidents that occur during the flight, and indicates the need to communicate any abnormality affecting safety.

In keeping with airline procedures, the passengers' reports were relayed, albeit poorly, to the flight crew.

The FA seems to have been unaware of the safety implication of the information she was providing. First, she rang only once, instead of the three times that, as stated by the flight crew, are procedurally required if a condition poses a threat to safety. As the captain noted, this predisposed her to not place too much importance on the report. Secondly, the FA began her report with, "I'm sorry to bother you, I know I'm not supposed to...", as she stated, or with "For your information only", according to the captain's statement. In any event, either expression indicates hesitation regarding whether or not she should have interrupted the pilots' activities with this report.

Another indication of the poor communication is the fact that when recounting her conversation with the captain, the FA described the captain's explanation as involving "aviation terminology", which suggests that the FA was not familiar with the language used by the pilot.

The fact that the captain believed only one passenger, and not several, had reported the collision is further proof of this miscommunication and proved critical to her assessment of the situation, as she herself stated.

During the flight to Ibiza several passengers expressed their unease over the incident to the cabin crew, but at no point did the FAs contact the pilots to convey the passengers' concerns.

The airline has approved training programs that conform to applicable CRM regulations and that include the importance of cooperation and communication among the flight

and cabin crews. This incident, however, highlights deficiencies in the channels of communication between crew members, and a safety recommendation has been issued in this regard.

### 3. CONCLUSION

#### 3.1. Findings

- Both aircraft were cleared to proceed to the runway 25L holding points in keeping with applicable procedures.
- Both aircraft taxied in accordance with ATC's instructions and without any apparent deviations from their own company procedures.
- The access to each of the assigned positions complied with the limitations published in the AIP.
- The B767 taxied into the assigned position and stopped sufficiently far away from the holding point marking so that it remained in view from the cockpit.
- The B737 deviated slightly from the taxiway centerline in an effort to maintain separation.
- This deviation was not sufficient and the right winglet on the Ryanair B737 struck the left end of the horizontal stabilizer on the American Airlines B767.
- The data obtained from the flight recorders (heading and GS) and from the surface radar (SMR) are consistent with the reconstruction of the incident.
- Several passengers saw the collision and reported it to the flight attendants.
- The flight attendants reported the collision to the flight crew, but did so ineffectively.
- The B737 flight crew ignored the information, believing that only one passenger had reported the collision and having visually confirmed the separation.
- The B767 flight crew did not feel any unusual motion of its aircraft while at the holding point.
- Both crews continued with their flights, unaware of the damage that had been caused.
- The B737 crew detected the damage during the walk-around prior to the next flight.
- Ryanair contacted American Airlines to report the incident.
- Maintenance personnel assessed the damage to the B737 and dispatched it with a deferred maintenance item. The B767 was removed from service for repairs.

#### 3.2. Causes

The incident resulted from the crew of the Ryanair B737's misjudging of the distances as it passed behind the B767, which was stopped at the G3 position of the runway 25L holding point.

Assigning position G3 to an aircraft with a long fuselage, such as a B767-300, and the position of said aircraft, relatively far away from the holding point marking, contributed to the incident.

The deficiencies in the communications between the cabin and flight crews on the B737 resulted in the collision going unnoticed and in both aircraft continuing with their flights without an assessment of the damage produced.

#### 4. SAFETY RECOMMENDATIONS

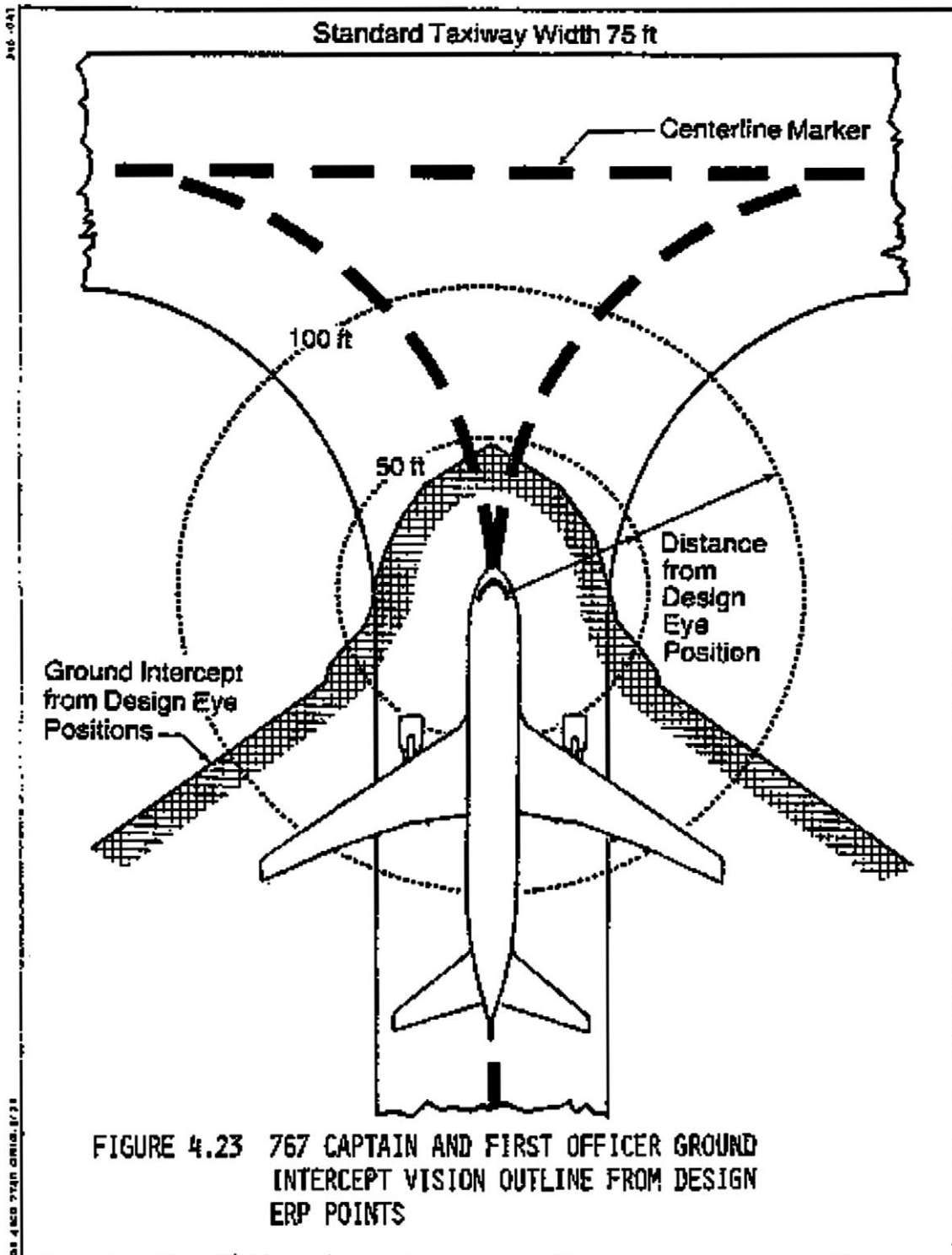
- REC 06/12.** It is recommended that AENA reassess the taxi limitations applicable to taxiway K and holding points G at both the runway 25L (points G2 and G3) and runway 07R (points G10 and G11) thresholds at the Barcelona Airport. Specifically, AENA is to take into account the effect that the length and position of aircraft situated at the holding points has on taxiing limitations and include these limitations, if any, in ATC procedures.
- REC 07/12.** It is recommended that Ryanair reassess those aspects of its training program involving flight and cabin crew communications and address the deficiencies noted, if any. Special emphasis should be placed on the benefits to safety that stem from the effective transmission of information from the passenger cabin to the flight deck.



**APPENDICES**

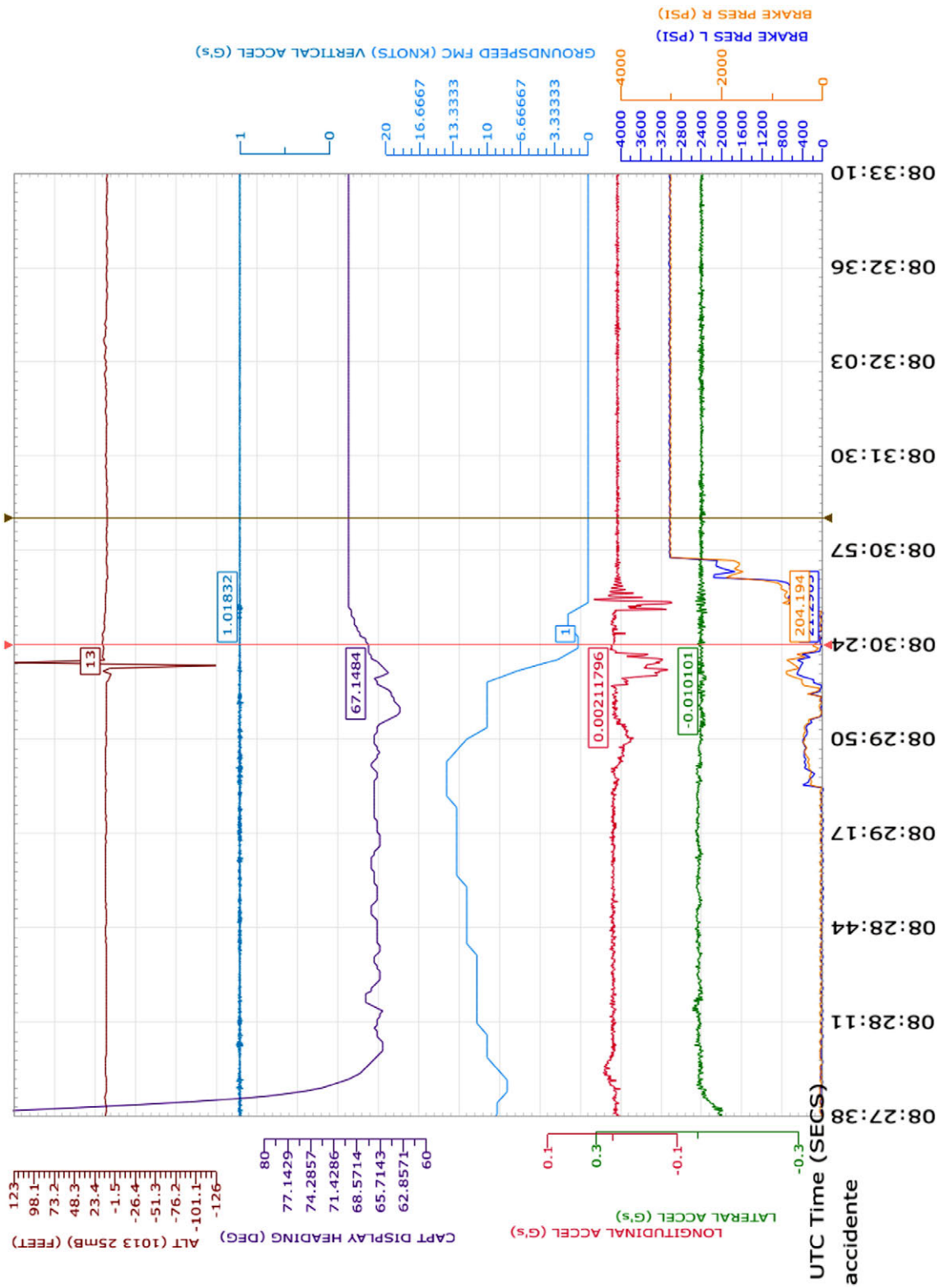


**APPENDIX I**  
**Visibility from the B767 flight deck**

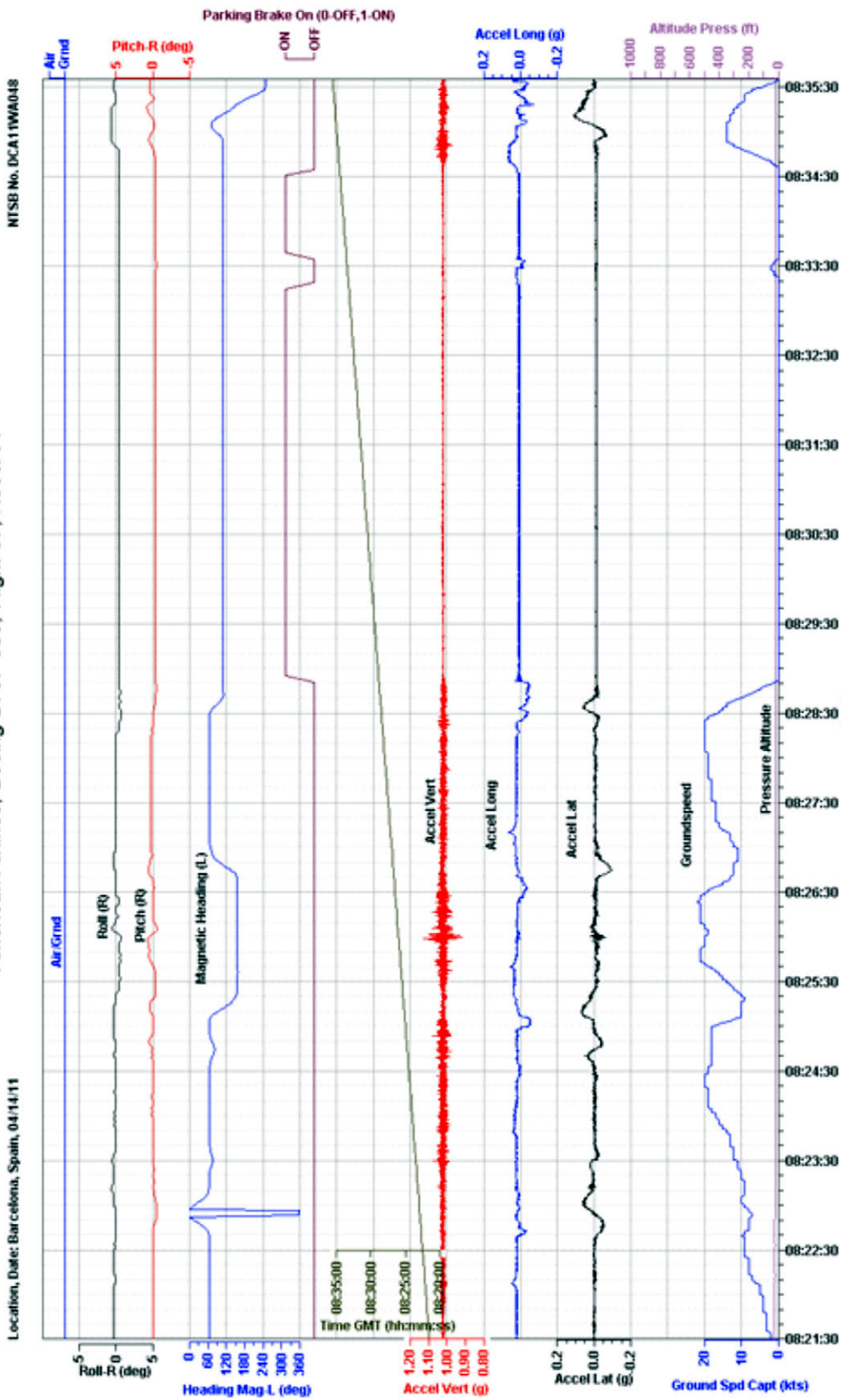




**APPENDIX II**  
**Graphs of flight parameters**  
**recorded by the FDR**



American Airlines, Boeing B767-300, Flight 67, N366AA



NTSB No. DCA11WA048

Location, Date: Barcelona, Spain, 04/14/11

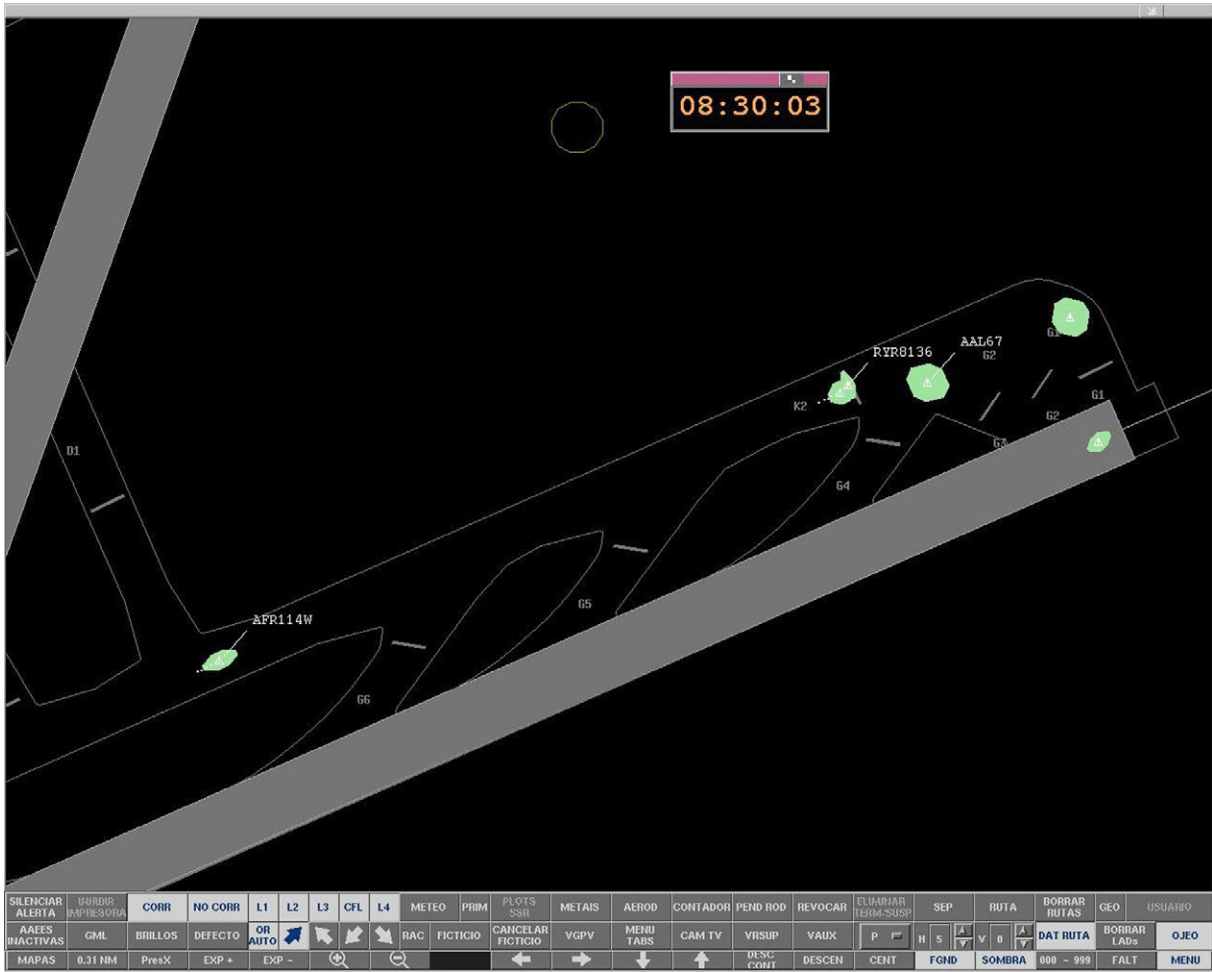
National Transportation Safety Board

Basic Parameters - Incident Flight

Revised: 6 May 2011



**APPENDIX III**  
**Echoes from the SMR (Surface  
Movement Radar) around the 25L runway  
holding point, moments before the collision**



## **APPENDIX IV**

**Text of safety recommendation 06/11  
included in CIAIAC report IN-001/2010**

**“REC 06/11.** It is recommended that AENA review the risk analysis methods of the safety studies it conducts so as to ensure that said analyses consider the risks to both air navigation activities and airport infrastructure. In particular, an additional margin shall be included before the stop bar or hold point for the pilot to stop and from which he can see the stop bar or hold point. For a 4-C category airplane, this distance shall be approximately 5 m.”