

CIAIAC

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

Boletín Informativo

6/2006



MINISTERIO
DE FOMENTO

BOLETÍN INFORMATIVO

6/2006



MINISTERIO
DE FOMENTO

SECRETARÍA GENERAL DE
TRANSPORTES

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

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

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

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

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

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

C/ Fruela, 6
28011 Madrid (España)

Advertencia

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

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

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

Índice

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

RELACIÓN DE ACCIDENTES/INCIDENTES

Referencia	Fecha	Matrícula	Aeronave	Lugar del suceso	
(*) IN-007/2005	28-02-2005	EC-IHD	Cessna 208B Grand Caravan	Aeropuerto de Barcelona	1
(*) A-038/2005	18-07-2005	EC-FSP	Aerospatiale Socata TB-10	Proximidades del Aeropuerto de Salamanca	25
IN-039/2005	03-07-2005	EC-BXT	Piper PA-25 Pawnee	Aeródromo de la Axarquía. Vélez-Málaga (Málaga)	41
A-010/2006	15-03-2006	EC-GOZ	Cessna FR-172-J	Aeropuerto de Cuatro Vientos (Madrid) ..	49
A-020/2006	14-04-2006	EC-DAU	Casa 1131-E (Bucker)	Aeropuerto de Sabadell (Barcelona)	53
A-038/2006	13-07-2006	EC-CIV	Velero Blanik L13 biplaza	Aeródromo de Santo Tomé del Puerto (Segovia) ..	57
A-051/2006	12-08-2006	EC-IVU	PZL M18A Dromader	A unos 4 km de la pista eventual de Carcelén (Albacete)	63

ADENDA	67
--------------	----

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

Esta publicación se encuentra en Internet en la siguiente dirección:

<http://www.ciaiac.es>

Abreviaturas

00 °C	Grados centígrados
AENA	Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea
AFM	Manual de vuelo de la aeronave preparado por el fabricante
AMM	Manual de mantenimiento de la aeronave
AMSL	Sobre el nivel medio del mar
ATC	Control de tránsito aéreo
ATIS	Símbolo utilizado para designar el servicio automático de información terminal
BKN	Nubes fragmentadas, de 5 a 7 octas
CSAP	Caravan Safety Awareness Programs
CCWO	«Caravan Cold Weather Operations»
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil
cm	Centímetro(s)
dd-mm-aaaa	Fecha en día, mes y año
DGAC	Dirección General de Aviación Civil
E	Este
FAA	Agencia Federal de Aviación de EE.UU.
FAR	Regulaciones de la Agencia Federal de Aviación de EE.UU.
fpm	Pies por minuto
ft	Pie(s)
h	Hora(s)
IFR	Reglas de vuelo instrumental
in	Pulgada(s)
JAR-OPS	Requisitos conjuntos de aviación-operaciones
kg	Kilogramo(s)
KIAS	Nudos de velocidad indicada
kt	Nudo(s)
lb	Libra(s)
m	Metro(s)
MHz	Megahercio(s)
mm	Milímetro(s)
NE	Nordeste
Nm	Newton metro
NTSB	National Transportation Safety Board
OAT	«Outside Air Temperature»
POH	«Pilot's Operating Handbook»
PSWS	«Pilot Safety and Warning Supplements»
SB	Boletín de servicio
SEI	Servicio de Extinción de Incendios
SW	Suroeste
TA	Trabajos aéreos
TWR	Torre de control de aeródromo
UTC	Tiempo universal coordinado
VFR	Reglas de vuelo visual
VHF	Frecuencia muy alta

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Lunes, 28 de febrero de 2005; 06:16 h UTC
Lugar	Aeropuerto de Barcelona

AERONAVE

Matrícula	EC-IHD
Tipo y modelo	CESSNA 208B Grand Caravan
Explotador	Alaire

Motores

Tipo y modelo	PRATT & WHITNEY CANADA PT6A-114A
Número	1

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Copiloto
Edad	30 años	23 años
Licencia	Piloto comercial de avión	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	3.360 h	600 h
Horas de vuelo en el tipo	750 h	400 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Líneas aéreas – Interior – Regular de carga
Fase del vuelo	Despegue

INFORME

Fecha de aprobación	27 de septiembre de 2006
---------------------	---------------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El lunes 28 de febrero de 2005, la aeronave EC-IHD, operada por la compañía Alaire, inició el despegue a las 06:13 h UTC¹ desde la pista 07L del Aeropuerto de Barcelona con objeto de realizar un vuelo de carga (correo urgente) con destino Palma de Mallorca.

Al minuto aproximadamente de haber iniciado la carrera de despegue, cuando la aeronave se encontraba en el tramo de ascenso inicial a unos 800 ft de altura, el piloto, tras notar que la aeronave empezaba a vibrar y que era incapaz de mantener la velocidad y la altura a pesar de aumentar la potencia, declaró emergencia y sus intenciones de volver al aeropuerto.

El piloto, después de realizar un viraje de 180° hacia la izquierda, y considerando la imposibilidad de alcanzar la pista debido a la baja altura a la que estaban, aterrizó (previa autorización por parte de ATC) por la calle de rodaje Tango paralela a la pista 07L-25R a las 06:16 h.

El aterrizaje de emergencia se realizó con normalidad y la aeronave no sufrió daños aparentes realizando el rodaje por sus propios medios hasta el mismo puesto de estacionamiento del que había partido.

Durante el rodaje, cuando el controlador de rodadura le preguntó el motivo de la emergencia, el piloto le contestó que había sido por formación de hielo.

Las condiciones meteorológicas en el aeropuerto en las horas anteriores al suceso y durante el mismo eran malas (había una ola de frío polar en la Península, las temperaturas eran bajas, el contenido de humedad en el aire era alto y estaba nevando).

1.2. Daños ocasionados en el incidente

Los daños directos e indirectos ocasionados por el aterrizaje de emergencia fueron los siguientes:

- **Tripulación:** ninguno.
- **Aeronave:** desde que el piloto notó que la aeronave era incapaz de ascender y mantener la velocidad y altura hasta que aterrizó en la calle de rodaje transcurrieron alrededor de 60 segundos. Durante este tiempo, para intentar recuperar el control de la aeronave, el piloto llevó el motor a máxima potencia, por lo que en una

¹ Salvo que se especifique lo contrario, las referencias horarias utilizadas en este informe serán horas UTC. Para el período estacional de invierno en el que ocurrió el incidente la correspondencia es Hora local = Hora UTC + 1.

primera valoración los daños se limitaron a los derivados de una condición de operación del motor con exceso de potencia (excedencia del par máximo admisible del motor o «sobretorque»).

- **Daños colaterales:** para permitir el aterrizaje de emergencia tuvo que ser desviado un tráfico que estaba aproximándose para aterrizar por la pista 07L.

1.3. Información sobre la tripulación

La tripulación de la aeronave estaba formada por un piloto y un copiloto que habitualmente volaban juntos. El piloto, de 30 años de edad y nacionalidad española, tenía 3.360 h de vuelo totales y 750 h en el tipo.

El registro de vuelos de los cuatro días anteriores al accidente muestra la siguiente pauta de actividad:

- Cuatro vuelos nocturnos diarios de una hora de duración aproximada realizados alrededor de las 20:00, 01:00, 03:00 y 06:00 h.
- Vuelos entre Barcelona-Palma de Mallorca-Ibiza.

El día del incidente la actividad de la tripulación había sido menor que los días anteriores ya que los vuelos de las 20:00 h y de las 03:00 h no se habían realizado:

Día	Vuelo ²			
	Origen		Destino	
27-02-08	05:50	PMI	06:31	IBZ
28-02-08	01:24	PMI	02:12	BCN
	06:13	BCN	06:16	PMI

1.4. Información sobre la aeronave

La Cessna Caravan 208B es una aeronave de plano alto, equipada con un único motor y tren de aterrizaje tipo triciclo. Existen dos versiones de este modelo según sea para transporte de pasajeros o de mercancías, y para cada una de ellas es posible la instalación adicional de una bodega de carga situada en la parte inferior del fuselaje.

La aeronave EC-IHD, de versión de carga, tenía instalada la bodega inferior y estaba certificada para realizar vuelos en VFR, VFR nocturno, IFR y condiciones de formación de hielo.

² Las horas de origen y destino corresponden a los tiempos entre despegue y aterrizaje, es decir, tiempos efectivos de vuelo. PMI: Palma de Mallorca, BCN: Barcelona, IBZ: Ibiza.



En agosto de 2004, esta misma aeronave durante la carrera de aterrizaje en el Aeropuerto de Ibiza, sufrió otro incidente en el que la pata de morro del tren de aterrizaje quedó parcialmente plegada hacia delante. Este incidente supuso la inoperatividad de la aeronave hasta febrero de 2005, de tal forma que el certificado de aeronavegabilidad, que caducaba en septiembre de 2004, tuvo que ser emitido de nuevo en febrero de 2005.

Información general		
Matrícula	EC-IHD	
Constructor	Cessna Aircraft Company	
Modelo	208B Grand Caravan	
Número de serie	208B0934	
Año de fabricación	2002	
Motor	Fabricante	Pratt & Whitney Canada
	Modelo	PT6A-114A
Hélice	Marca	McCauley
	Modelo	3GFR34C70
Certificado de aeronavegabilidad	Clase	Normal
	Empleo	Categoría: Transporte público de mercancías; trabajos aéreos (TA)
		Prestación técnica: Normal
		Modalidad TA: Lanzamiento de paracaidistas
	Emisión	21-02-2005
	Validez	20-02-2006

Características técnicas		
<i>Dimensiones</i>	Envergadura	15,88 m
	Altura	4,71 m
	Longitud	12,68 m
<i>Limitaciones</i>	Peso máximo despegue (con bodega de carga)	9.062 lb (4.110 kg)
	Peso máximo al despegue en condiciones de hielo	8.550 lb (3.878 kg)
	Tripulación mínima	Dos pilotos para transporte público de mercancías

1.5. Información meteorológica

Durante el mes de febrero más de 13 comunidades autónomas estuvieron en alerta a causa de las masas de frío ártico que llegaron a la Península. La máxima repercusión, en el sector del transporte aéreo en España debido a esta ola de frío, se produjo, además de en el Aeropuerto de Madrid-Barajas el día 23 de febrero, en el Aeropuerto de Barcelona el día 28, en el que se tuvieron que cancelar un total de 202 vuelos de los 840 programados y las demoras en 520 de los vuelos operados alcanzaron una media de 94 minutos.

- **Situación general en niveles bajos³:** un anticiclón situado al SW de Islandia y una profunda borrasca al SW de Cádiz generaban un intenso gradiente de presión, especialmente en el norte de la Península Ibérica, provocando un flujo de E a NE con rachas fuertes. Aire muy frío penetraba por el Norte provocando chubascos y nevadas a cotas bajas.
- **Aeropuerto de Barcelona⁴:** la información contenida en los mensajes ATIS⁵ desde las 05:00 h hasta 5 minutos después del accidente indican las siguientes condiciones en el Aeropuerto de Barcelona antes y durante el vuelo:
 - Amaneció a las 07:50 h local, por lo que la preparación del vuelo, rodaje y despegue se realizaron de noche.
 - La temperatura del aire era próxima al punto de congelación.
 - La diferencia entre la temperatura del aire y el punto de rocío era de un grado desde las 05:10 h hasta las 06:00 h y se igualaron desde las 06:00 h hasta las 06:20 h, lo que indica que el aire estaba saturado de humedad en el momento del incidente.

³ Información facilitada por el Instituto Nacional de Meteorología.

⁴ Información facilitada por AENA-Aeropuerto de Barcelona.

⁵ ATIS es el servicio de radiodifusión continua de información de área terminal que, en frecuencias de VHF, notifica las condiciones meteorológicas existentes en un determinado aeródromo. Entre las 05:00 y las 07:00 h inclusive la información emitida por el ATIS Barcelona se actualizó un total de 14 veces (ATIS H a ATIS U). La actualización de la información se produjo cada 10 minutos y, en algunos casos, cada 2 minutos.

- Cuando la aeronave inició la carrera de despegue llevaba una hora nevando en el aeropuerto (el diario de novedades ATC de la torre de Barcelona recoge a las 05:30 h la anotación de «fuerte tormenta de nieve»).
- Las condiciones desde las 05:00 h hasta la hora de despegue fueron empeorando en cuanto a visibilidad, saturación del aire y temperatura. El viento cambió de dirección pero disminuyó de intensidad, de 13 a 6 kt. La nubosidad (en cuanto a base de nubes y cantidad de cielo cubierto) se mantuvo igual.

Hora ATC	Información emitida en ATIS						
	Viento		Visibilidad (m)	Tiempo actual	Base nubes (ft)	Temp. (°C)	Punto rocío (°C)
	Grados	kt					
05:00	350	13	7.000	Lluvia débil	BKN 1.600	04	02
05:10	360	13	5.000	Nieve débil	BKN 1.600	01	00
05:20	340	12	5.000	Nieve débil	BKN 1.600	01	00
05:30	340	12	5.000	Nieve	BKN 1.600	01	00
05:32	350	10	5.000	Nieve	BKN 1.600	01	00
05:40	330	10	4.000	Nieve	BKN 1.600	01	00
05:57	330	10	1.400	Nieve	BKN 1.600	01	00
06:00	010	07	1.400	Nieve	BKN 1.600	01	01
06:10	040	06	1.400	Nieve	BKN 1.600	01	01
06:20	020 VRB	08	3.000	Nieve débil	BKN 1.600	02	01

1.6. Información sobre el aeródromo

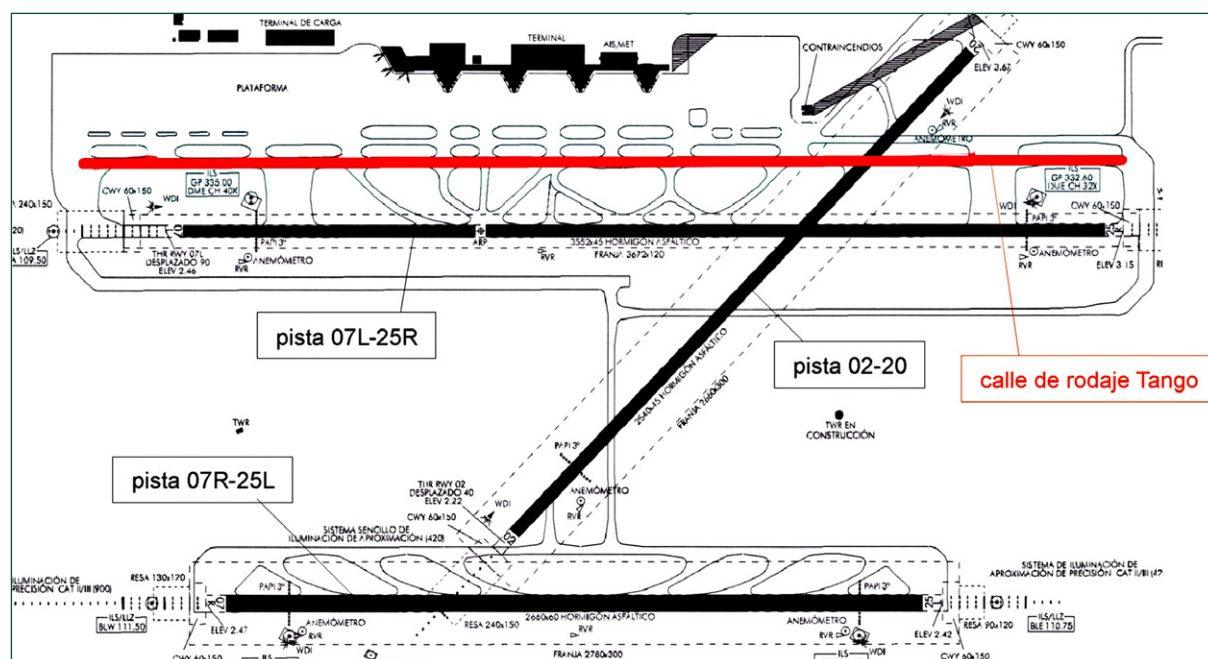
1.6.1. Calle de rodaje tango

El Aeropuerto de Barcelona-El Prat se encuentra situado a una altura de 3,8 m (elevación del punto de referencia del aeródromo) sobre el nivel del mar y cuenta con 3 pistas, dos de ellas paralelas (07L-25R y 07R-25L) y una tercera cruzada (02-20).

La calle de rodaje Tango, por la que la aeronave aterrizó, transcurre paralela a la pista 07L-25R con una longitud similar a la de la pista.

1.6.2. Plan de invierno del Aeropuerto de Barcelona-El Prat

El Plan de Invierno es un conjunto de procedimientos y métodos de actuación definidos por AENA para minimizar los efectos sobre las operaciones que se producen en situaciones de contingencias invernales de hielo y nieve. La inclusión de un aeropuerto en el Plan



de Invierno se hace bien por motivos climatológicos (si la media de nevadas al año es superior a 2 días al año o si la media de heladas es superior a 10 días al año) o bien por motivos operacionales (si tienen un tráfico intenso con repercusión directa sobre otros aeropuertos).

El Aeropuerto de Barcelona, por su situación geográfica, a nivel del mar y con una temperatura media en febrero de 14,6 °C, no cumple con los requisitos climatológicos pero sí con los operacionales, por lo que está considerado dentro del Plan de Invierno de AENA.

El Plan de Invierno contempla, entre otros muchos aspectos, la planificación, en función de las particularidades climáticas de cada aeropuerto, de medios técnicos necesarios para afrontar situaciones meteorológicas adversas. En el caso de Barcelona, estos equipos y sistemas eran los siguientes:

Hielo o nieve en	Tratamiento por	Medios
- Plataformas - Calles de rodaje - Pistas	AENA-Aeropuerto de Barcelona	- Vehículo para el lanzamiento de glicol con agua - Equipo tolva para distribuir urea - Vehículo para la retirada de nieve - Equipos externos (motoniveladora...)
Aeronaves	Agentes de handling	Dos equipos para el deshielo de aeronaves en rampa (no hay plataforma de deshielo)

El día del incidente, uno de los dos equipos para el deshielo de aeronaves de los operadores de handling del Aeropuerto de Barcelona sufrió una avería, provocando grandes retrasos en el proceso de deshielo de las aeronaves. A raíz de los problemas de operación sufridos en Barcelona los días 28 de febrero y 1 de marzo de 2005, el Servicio

de Extinción de Incendios (SEI) tuvo que ayudar en el proceso de deshielo de aeronaves. No estaba prevista la intervención del SEI para estas labores en los planes previamente establecidos.

1.7. Investigación

1.7.1. Declaraciones

Algunos de los detalles proporcionados por el piloto y copiloto sobre el incidente se incluyen a continuación.

Preparación del vuelo

- El avión, desde que llegó a Barcelona en el vuelo anterior hasta que despegó, estuvo estacionado en la plataforma (a la intemperie).
- Cuando llegaron para preparar el vuelo estaba nevando y la aeronave tenía nieve recién caída encima.
- Nunca se habían encontrado condiciones meteorológicas como las del día del incidente. Nunca habían tenido que aplicar procedimientos de deshielo o antihielo en tierra.
- Con un cepillo quitaron la nieve que había encima de la rueda delantera y encima del morro. En los planos quitaron un poco de nieve con una pequeña escalera que llevan en la aeronave. Esta escalera no les permite un buen acceso a los planos ya que no se suelen subir al plano, sólo la usan para comprobar el aceite. Quedó nieve pero pensaron que se iría con el efecto de soplado de la hélice y en el despegue.
- Creían que no iban a tener problemas de hielo ya que la información que daba el ATIS era de 4 °C.
- Había tres horas de cola de espera para el deshielo.
- La información que daba la TWR de Barcelona era que en la pista no había placas de hielo.
- El avión iba menos cargado que otras veces: llevaba 8.004 lb.

Operación

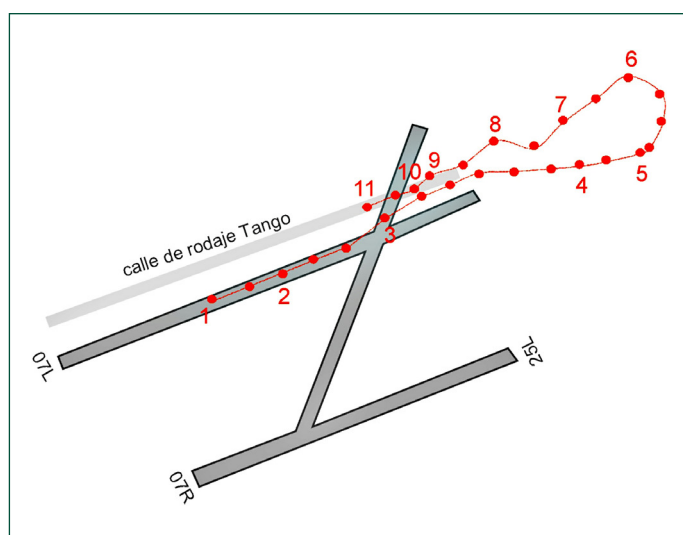
- Despegaron con dos puntos de flap. La velocidad de despegue y ascenso inicial fue de 80/90 kt.
- Cuando estaban a unos 400 ft de altura quitaron un punto de flap, después de lo cual la aeronave empezó a vibrar y los mandos se ralentizaron.
- Volvieron a poner dos puntos de flap que no modificaron durante el resto del vuelo.
- La aeronave empezó a perder velocidad y a ser incapaz de mantener el ascenso a pesar de que el piloto aplicó plena potencia, por lo que decidieron volver al aeródromo y declarar emergencia por pérdida de altura (unos 1.000 ft/minuto).

- Aumentaron la velocidad a unos 100-110 kt.
- Al mover los cuernos para iniciar el viraje hacia la izquierda, éstos se quedaron bloqueados o atascados sin poder volver a centrarlos. El copiloto tuvo que ayudar a tirar de los cuernos hacia la derecha hasta que sonó un «crack» y volvieron a recuperar el control de alabeo.
- A unos 250 ft recuperaron el control de la aeronave y realizaron el aterrizaje con normalidad por la calle de rodaje ante la imposibilidad de llegar a la pista 25R.
- Después de ser preguntados por ATC, confirmaron que el motivo de la emergencia era por hielo.

1.7.2. Trayectoria de la aeronave

De los registros radar, la transcripción de las comunicaciones mantenidas con la torre⁶ durante el vuelo y las declaraciones de la tripulación, se ha obtenido la siguiente información sobre la trayectoria de la aeronave:

- La altura máxima que alcanzó la aeronave fue de 800 ft (punto 5).
- El régimen de ascenso calculado entre los puntos 1 y 5 es de 564 ft/minuto, valor sensiblemente menor al de 835 ft/minuto que marca el POH (Pilot's Operating Handbook) para esas condiciones de vuelo.
- La aeronave declaró emergencia pocos segundos antes de alcanzar los 800 ft (punto 5).
- A partir del punto 5 (800 ft) la aeronave empezó a perder altura. Los cálculos punto a punto muestran un descenso de 1.200 ft/minuto hasta que la aeronave descendió a 300 ft de altura (punto 7), momento a partir del cual el régimen de descenso fue de unos 600 ft/minuto.



Punto	Hora ATC	Altura (ft)
1	06:13:33	0
2	06:13:43	100
3	06:14:13	400
4	06:14:43	600
5	06:14:58	800
6	06:15:13	500
7	06:15:23	300
8	06:15:33	200
9	06:15:43	100
10	06:15:48	0
11	06:16:08	0

⁶ Información facilitada por AENA.

- El siguiente blanco radar después de comenzar el viraje está muy próximo al punto 5, lo que da indicios de una elevada pérdida de altura.
- El viraje para volver al aeródromo fue muy pronunciado.
- Alrededor del punto 8, cuando estaba a unos 200 ft, la aeronave notificó a TWR su intención de aterrizar por la rodadura. ATC le autorizó y le informó sobre el viento.

1.8. Información adicional

1.8.1. Condiciones para la formación de hielo

El proceso de formación de hielo es aquel en el que el agua pasa de estado gaseoso o líquido a sólido mediante un descenso de la temperatura. Por lo tanto, las condiciones meteorológicas que deben existir para que se produzca son dos:

- Que haya humedad en el aire, y
- Que la temperatura descienda hasta el punto de congelación (0 °C) en que el agua contenida en el aire se solidifique formando hielo.

Según sea la temperatura, el agua varía de estado de la siguiente forma:

- A temperaturas cercanas a 0 °C, el agua del aire está en estado líquido.
- A temperaturas menores de 0 °C, el agua se va transformando en hielo y el contenido de líquido disminuye. Como excepción, bajo determinadas condiciones, puede existir agua en estado líquido por debajo de 0 °C (agua sobreenfriada).
- A temperaturas alrededor de los -20 °C, el contenido de hielo es muy alto.

Como regla general, la probabilidad de formación de hielo en una aeronave es mayor cuanto mayor sea el contenido de líquido en la atmósfera, ya que el agua se adhiere a la superficie y después se congela sobre ella (la adherencia del hielo es mucho menor porque «rebota»). El engelamiento, por lo tanto, se produce a temperaturas cercanas a los 0 °C, en las que es mayor el contenido de agua en estado líquido.

Además de esta condición general, existen otras situaciones en las que, a pesar de que el rango de temperaturas no es cercano a los 0 °C, se puede formar hielo:

- Es posible estar a temperaturas superiores a 0 °C y que se forme hielo al ponerse en contacto el aire húmedo con la superficie enfriada de la aeronave.
- Cuando a pesar de estar a temperaturas bajo cero, en las que en condiciones normales la cantidad de hielo debería ser mucho mayor que la de agua líquida, existen gotas de agua sobreenfriada, éstas, al ponerse en contacto con la aeronave, se congelan.
- En el caso de aeronaves con dispositivos de deshielo y antihielo por calor, se produce el efecto de que estos sistemas derriten el hielo, el agua resbala y se vuelve a congelar en zonas posteriores a los sistemas de protección.

El hielo que se acumula en la estructura de la aeronave puede ser de tres tipos, según el proceso de formación del mismo.

Tipo de hielo	Temperatura (°C)	Características
Claro	Entre 0 y -10	• Asociado a altas velocidades y a gotas grandes que resbalan por la superficie antes de congelarse • Se puede formar hielo fuera de las superficies protegidas • Es transparente • Es difícil de ver
Mixto	Entre -10 y -15	• Tiene las peores características de los dos tipos de hielo • Primero se forma el hielo claro y sobre él se adhiere el hielo opaco • Muy rugoso
Opaco	Entre -15 y -20	• Asociado a bajas velocidades y a gotas pequeñas que se congelan cuando chocan con la aeronave • Es de color blanco • Se suele formar en bordes de ataque de riostras y planos

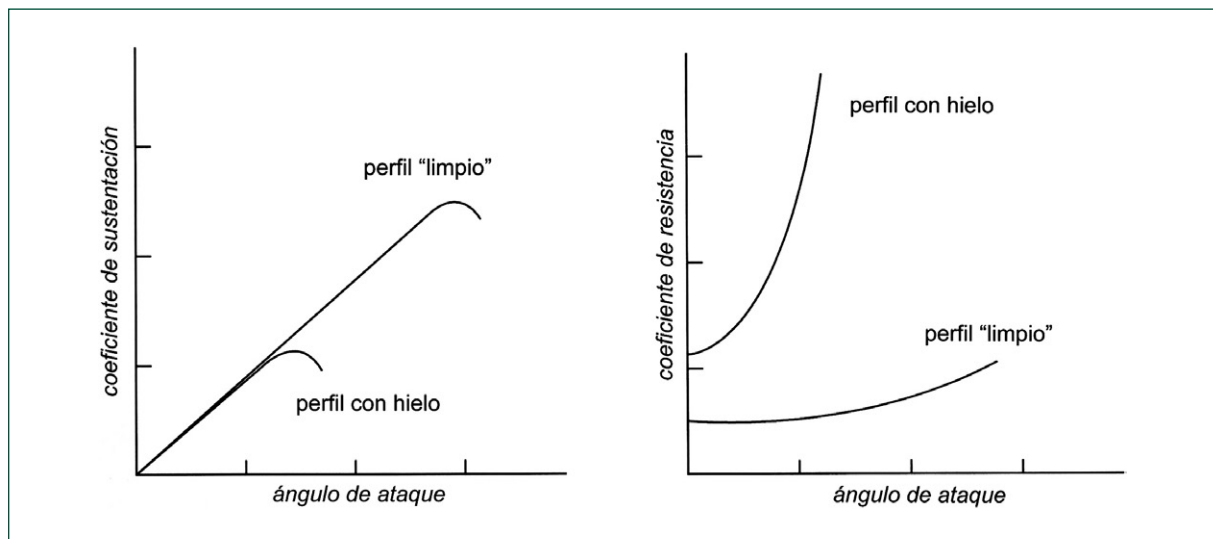
1.8.2. Efectos de la formación de hielo

Según la zona de la aeronave en la que se produzca la formación de hielo, se distingue:

- Hielo estructural: es el hielo que se acumula en la estructura de la aeronave (planos, conjunto de cola, tren de aterrizaje, tubo pitot, etc.).
- Hielo en el sistema de inducción del motor (carburador, etc.).

La acumulación de hielo estructural sobre la aeronave afecta a sus características aerodinámicas así como a su controlabilidad y aeronavegabilidad:

- **Efecto en el perfil:** altera la curvatura del perfil produciendo los siguientes efectos sobre la sustentación (L) y resistencia (D):
 - A bajos ángulos de ataque, no hay prácticamente influencia sobre L, por lo que en crucero puede no notarse el efecto del hielo.
 - A altos ángulos de ataque (despegue y aterrizaje) el C_L máximo se ha reducido, así como el ángulo de ataque crítico. Es decir, la aeronave entra en pérdida antes.
 - El efecto sobre la resistencia se produce a cualquier ángulo de ataque y no son raros incrementos de un 100% de resistencia.
 - Se producen perturbaciones en el flujo local de la corriente de aire perfil provocando interferencias y restringiendo el movimiento de los controles de vuelo.



- **Efecto en el control de alabeo:** por tener una sección más delgada que el encastre, las puntas de los planos tienen más tendencia a acumular hielo que el resto del ala. La formación de hielo delante de los alerones puede producir un desprendimiento de la capa límite sobre los mismos y, como consecuencia, la entrada en pérdida del extremo del ala y la pérdida de control sobre los alerones. Si los flaps están extendidos, conviene no retraerlos, ya que, para mantener una determinada velocidad, será necesario aumentar el ángulo de ataque y, por lo tanto, acercar el ala a la pérdida.
- **Efecto en el conjunto de cola:** al igual que sucede con los extremos del plano respecto al encastre, el estabilizador horizontal, al ser una superficie más afilada, tiene tendencia a acumular hielo más rápidamente que las alas. Cuando la cola entra en pérdida, el efecto de compensación de encabritado que ejerce en condiciones normales de operación deja de existir, por lo que la aeronave entra en un movimiento de picado a veces incontrolable. En vuelo, cuando hay una pérdida del conjunto de cola, conviene no extender los flaps, ya que éstos, en aeronaves donde el estabilizador horizontal está por debajo del ala, aumentan el ángulo de ataque del estabilizador y, por lo tanto, puede iniciar o acelerar la pérdida. La acumulación de hielo en el conjunto de cola es muy difícil de detectar visualmente y la pérdida se produce sin que el piloto esté preparado para ello.
- **Efecto en el peso:** aunque no es el efecto más importante, si la formación de hielo es grande, el aumento de peso puede producir degradación o pérdida de las características de aeronavegabilidad de la aeronave, siendo, por ejemplo, incapaz de mantener la altitud.

Por lo tanto, la probabilidad de aparición de los efectos del hielo estructural según la fase de vuelo en la que se encuentre la aeronave es la siguiente:

- **Despegue y aterrizaje:** el elevado ángulo de ataque y las bajas velocidades a las que se encuentra la aeronave durante estas fases hacen que sea muy vulnerable a

la formación de hielo. En concreto, puede formarse hielo en zonas donde no se suele formar en actitud de crucero, como por ejemplo en zonas posteriores a los bordes de ataque y en el intradós de los planos. Las pérdidas del conjunto de cola y de los planos se suelen dar frecuentemente en estas fases del vuelo, en las que el ángulo de ataque es muy alto.

- **Crucero:** los cambios de configuración durante el vuelo en crucero deben realizarse paulatinamente, ya que es frecuente que su efecto no se haya notado demasiado durante el vuelo nivelado y que, cuando se actúa sobre los flaps o spoilers, los efectos se noten de repente.

La documentación consultada de la aeronave Cessna Caravan 208B⁷ describe los siguientes efectos que produce el hielo sobre la misma:

- Con una acumulación de hielo de 1/4 de pulgada en el borde de ataque del ala, el piloto debe prepararse para un incremento significativo de la potencia necesaria, de la velocidad de aproximación, de la velocidad de pérdida y de la carrera de aterrizaje.
- Una acumulación de 1 pulgada de hielo en el borde de ataque del plano puede causar una elevada pérdida de régimen de subida (hasta de 500 fpm), una reducción de la velocidad de crucero de hasta 40 KIAS, vibraciones importantes y un incremento de hasta 20 kt en la velocidad de pérdida. Incluso después de un ciclo de funcionamiento de las botas, el hielo residual puede producir pérdidas de hasta 200 fpm en ascensos, 20 kt en crucero y aumentos de 5 kt en la velocidad de pérdida.
- La acumulación de hielo altera de forma significativa la curvatura del perfil además de incrementar el peso de la aeronave. Se incrementa la velocidad de pérdida y modifica las velocidades de rendimiento máximo. Volar a elevados ángulos de ataque puede producir acumulaciones de hielo en el intradós del ala y en el estabilizador horizontal detrás de las superficies protegidas.

1.8.3. *Requisitos de Cessna para volar en condiciones de formación de hielo*

Para operar con seguridad en condiciones meteorológicas de formación de hielo se deben dar tres requisitos:

- Que las condiciones meteorológicas sean las adecuadas.
- Que la aeronave esté provista de determinados sistemas de protección contra el hielo.
- Que la tripulación aplique los procedimientos adecuados para condiciones de formación de hielo.

⁷ Documentación consultada: Pilot's Operating Handbook (POH), Pilot Safety and Warning Supplements (PSWS), Caravan Cold Weather Operations (CCWO) y Caravan Safety Awareness Programs (CSAP).

1.8.3.1. Condiciones meteorológicas

Estas condiciones, en el caso de la Cessna 208B, son las que establece la administración americana en el Título 14, Parte 25, Apéndice C de las Federal Aviation Regulation (FAR) y que definen, mediante un conjunto de variables, las situaciones de formación de hielo en las que una aeronave, equipada adecuadamente, puede volar con seguridad⁸.

Fuera de estos márgenes de certificación es posible que la formación de hielo se produzca con una severidad tal que los equipos de protección contra el hielo no puedan quitarlo y, por lo tanto, ocurran degradaciones importantes en el comportamiento y controlabilidad de la aeronave.

A nivel práctico, la utilización de la información del Título 14, Parte 25, Apéndice C de las FAR para discernir si unas condiciones meteorológicas están dentro o no de las certificadas es complicada, por lo que los manuales de operación de las aeronaves proporcionan una serie de indicaciones visuales generales que pueden orientar al piloto sobre el grado de severidad de las condiciones en que se va a producir el vuelo.

Cessna, en la documentación de la aeronave, proporciona la siguiente información en relación a cómo identificar condiciones de formación de hielo:

- Se considera que existen condiciones de hielo siempre que la temperatura exterior (OAT, Outside Air Temperature) sea 10 °C o menor y que haya síntomas de humedad visible. Cualquier aeronave que no esté certificada para el vuelo en condiciones de engelamiento conocidas no puede volar (PSWS).
- Las condiciones de hielo existen siempre que la OAT esté entre 10 °C y -30 °C y haya síntomas visibles de cualquier forma de humedad (CCWO).
- Hay que incrementar la vigilancia a temperaturas cercanas al punto de congelación con presencia visible de humedad (POH en vigor)⁹.
- El máximo engelamiento ocurre cuando la OAT está entre 0 y -10 °C (CCWO).
- Volar en condiciones meteorológicas fuera de los márgenes de certificación FAR, aunque se advierte de su peligrosidad, no está específicamente prohibido. Sí se enumeran, sin embargo, distintos indicios que pueden ayudar al piloto a reconocer condiciones meteorológicas fuera de las certificadas. En estos casos se alerta al piloto para tomar medidas y abandonar esas condiciones (POH en vigor).

⁸ Esta normativa distingue condiciones extremas en las que la aeronave es capaz de volar de forma continua y en las que se puede volar de forma intermitente. Se presentan en forma de gráficos que relacionan variables atmosféricas como diámetro de la gota de agua, temperatura, altitud, etc.

⁹ El 02-03-05, dos días después del incidente, Cessna emitió una revisión del POH que modificaba los capítulos que afectaban a las operaciones en condiciones de engelamiento. El cambio más importante es que el POH revisado prohíbe expresamente el despegue con contaminación en la aeronave y obliga a una inspección táctil, además de visual, de distintas superficies de la aeronave para comprobar que no hay restos de hielo, nieve, etc. La expresión «POH en vigor» se ha utilizado en este informe para referirse a la edición en vigor del POH antes del 02-03-05.

1.8.3.2. Sistemas de protección

Para que una aeronave se certifique para el vuelo en condiciones de formación de hielo, debe someterse a un conjunto de pruebas y ensayos que demuestren que esa aeronave, equipada adecuadamente, es capaz de volar con seguridad en este tipo de situaciones.

En general, los sistemas de protección contra el hielo que se instalan en las aeronaves son de dos tipos:

- Sistemas de deshielo: son sistemas reactivos, es decir, eliminan el hielo que ya se ha formado. Los sistemas de deshielo suelen ser de tipo neumático o botas (gomas situadas en los bordes de ataque de determinadas superficies que, al inflarse, desprenden el hielo acumulado sobre ellas) o de electroimpacto (pulsos que producen movimientos rápidos en la superficie de la aeronave).
- Sistemas antihielo: son sistemas preventivos que evitan la formación de hielo sobre la aeronave mediante la aplicación de aire caliente, sistemas eléctricos o productos químicos.

En el caso de la Cessna Caravan 208B, los sistemas específicos de deshielo y antihielo a bordo para operar en condiciones de máximo engelamiento continuo e intermitente definido en la normativa de certificación son los siguientes (POH):

- En el borde de ataque del estabilizador horizontal: botas de deshielo.
- En el borde de ataque del estabilizador vertical: botas de deshielo.
- En el parabrisas: panel antihielo.
- En los bordes de ataque de ala y riostras: botas de deshielo.
- En la hélice: botas antihielo.
- En el sistema pitot-estática: sistema antihielo de calefacción.
- En el sistema de aviso de pérdida: sistema antihielo de calefacción.
- Luces de detección de hielo del ala (para vuelo nocturno).

Además de los equipos a bordo, en tierra se pueden aplicar tres tipos de productos o fluidos químicos (tipo I, tipo II y tipo IV)¹⁰ con objeto de eliminar el hielo existente y evitar su formación en vuelo durante un determinado periodo de tiempo (definido como «holdover time»).

1.8.3.3. Procedimientos específicos

Además de la certificación y de los sistemas de abordó apropiados, el vuelo en condiciones de engelamiento modifica, en mayor o menor medida, las características de vuelo de la aeronave y, por lo tanto, requiere unos procedimientos operativos específicos.

¹⁰ Los fluidos de deshielo (tipo I) o antihielo (tipo II y tipo IV) son soluciones acuosas que funcionan bajando el punto de congelación del agua, ya sea en su fase líquida o en su fase de cristalización.

A continuación se relacionan algunos aspectos de interés para el incidente incluidos en la documentación técnica¹¹ de la aeronave:

— Cuándo operar:

- Volar deliberadamente en condiciones de hielo conocidas está prohibido salvo que se tenga el equipo adecuado y que el peso de la aeronave sea 8.550 lb o inferior (POH en vigor).
- Volar en condiciones meteorológicas fuera de los márgenes de certificación FAR, aunque se advierte de su peligrosidad, no está específicamente prohibido (POH en vigor).

— Condiciones de despegue¹²:

- En condiciones meteorológicas frías es esencial retirar cualquier pequeña acumulación de hielo, escarcha o nieve del ala, conjunto de cola y superficies de control. También hay que asegurarse de que las superficies de control no tienen acumulaciones de hielo u otros restos en las zonas interiores (POH en vigor).
- Durante operaciones en tiempo frío, las tripulaciones son responsables de asegurar que la aeronave está libre de contaminación (POH en vigor).
- No se debería llevar a cabo ningún despegue con nieve o hielo en las alas (CCWO).
- Está prohibido despegar con hielo, nieve, escarcha o cualquier resto adherido al plano, estabilizador horizontal, palas de la hélice o entradas al motor (POH revisado).

— Procedimientos antes del despegue:

- Además de una comprobación visual, se requiere una comprobación táctil del borde de ataque del plano, de la superficie superior del plano, del borde de ataque del estabilizador horizontal y de las palas de la hélice cuando las condiciones son (POH revisado):
 - OAT menor de 5 °C y humedad visible, o
 - La aeronave ha estado expuesta a humedad visible desde el aterrizaje previo, o
 - La diferencia entre el punto de rocío y la OAT es menor a 3 °C, o
 - Hay agua en el plano, o
 - La aeronave sufrió acumulación de hielo en el último vuelo.

¹¹ Las referencias de la documentación técnica pertenecen al POH. Se han incluido los aspectos procedimentales distintos que supone la publicación del nuevo POH en marzo de 2005 respecto al en vigor en el momento del incidente.

¹² La normativa JAR-OPS 1 de aplicación al transporte aéreo comercial en España prescribe la prohibición de comenzar el despegue a menos que las superficies externas [de la aeronave] estén limpias de cualquier depósito que pueda afectar adversamente la *performance* y/o controlabilidad del avión, excepto lo permitido en el manual de vuelo del avión (JAR-OPS 1.345).

- El equipo de protección contra el hielo no está diseñado para quitar adecuadamente nieve, hielo o escarcha acumulada en una aeronave aparcada y, por lo tanto, hacer un despegue y vuelo seguros. Los fluidos de deshielo no tienen como objetivo quitar la nieve acumulada en la aeronave. El mejor método para ello es el barrido o cepillado mecánico (POH en vigor).
- Los fluidos Tipo I de deshielo y los Tipos II y IV de antihielo pueden usarse secuencialmente para asegurar el cumplimiento con las regulaciones FAA, que establecen que todos los componentes críticos (alas, superficies de control, por ejemplo) estén libres de nieve, hielo o escarcha antes del despegue (POH en vigor).
- Cuando las condiciones de hielo están presentes en tierra, debe hacerse una revisión en los 5 minutos anteriores previos al despegue para comprobar que no hay contaminación alguna sobre la aeronave y que los fluidos aplicados siguen siendo eficaces (POH en vigor).

— Procedimientos en vuelo:

- En caso de observar indicios de condiciones de hielo severo, no retraer los flaps hasta que la superficie de la aeronave esté libre de hielo (POH en vigor).
- Operando a 4 °C o menos con humedad visible no extender los flaps por encima de 20° para el aterrizaje (POH en vigor).
- Cuando se produce acumulación de hielo, hay que incrementar la velocidad de la aeronave.

1.8.4. *Antecedentes*

Debido a un total de 26 accidentes relacionados con la formación de hielo en aeronaves Cessna Caravan 208 entre los años 1987 y 2003, el 15-12-2004, el NTSB (National Transportation Safety Board) publicó un estudio¹³ en el que analizaba las circunstancias en las que se habían producido estos accidentes.

Como conclusión, el NTSB emitía en este informe un total de cuatro recomendaciones dirigidas a la FAA y relacionadas con distintos aspectos de la operación de las Cessnas 208 en condiciones de engelamiento:

- Formación periódica de los pilotos sobre procedimientos en tierra de deshielo y el vuelo en condiciones de formación de hielo.
- Desarrollo de los operadores, junto con Cessna, de estrategias eficaces de operación en formación de hielo (identificar condiciones de engelamiento, uso de flaps y motor con hielo, etc.).
- Requerir de todos los pilotos y operadores de Cessna 208 una inspección visual y táctil de los bordes de ataque de alas y estabilizador horizontal.

¹³ Safety recommendation. Fecha: 15-12-2004. En respuesta a: A-04-64 through-67.

- Revisión de los procedimientos de supervisión de la FAA relacionados con la comprobación del cumplimiento con los requerimientos a las compañías certificadas para volar en condiciones de engelamiento.

2. ANÁLISIS

El análisis del incidente sufrido por la aeronave EC-IHD se plantea en dos partes: por un lado, el análisis de distintos aspectos o condicionantes relacionados a la operación, y por otro, la valoración operativa del vuelo.

2.1. Condicionantes de la operación

Se considera que la toma de decisiones que llevó a cabo la tripulación en relación a la operación se pudo ver influida por los siguientes aspectos:

Tipo de operación

En el sector del transporte aéreo el factor tiempo es uno de los condicionantes más importantes, sobre todo en aeropuertos muy congestionados donde el no cumplimiento de la hora prevista de salida puede suponer demoras importantes en las operaciones. Además, las compañías suelen planificar las operaciones de sus aeronaves de forma encadenada o secuencial, por lo que un retraso en un vuelo puede condicionar las operaciones subsiguientes.

En el caso de la aeronave EC-IHD, a los dos condicionantes anteriores se añade el agravante de que la mercancía que llevaba era correo urgente, por lo que la puntualidad y el cumplimiento de las planificaciones en cuanto a enlaces y tiempos de entrega es probable que tuviera un peso específico mayor que con otro tipo de mercancía.

Tiempos de actividad

De la información proporcionada por la compañía se comprobó que la tripulación de la aeronave EC-IHD solía tener una pauta de trabajo de, aproximadamente, 12 horas de actividad y 12 horas de descanso¹⁴. Las planificaciones de vuelos incluyen, entre otros criterios, los tiempos de actividad de las tripulaciones, por lo que un retraso de más de tres horas, como declaró la tripulación que les hubiera ocasionado la aplicación de fluidos antihielo, además de perder el slot (hora planificada de salida) les hubiera supuesto, probablemente, sobrepasar los tiempos de actividad máximos permitidos.

¹⁴ La normativa vigente al respecto (Circular Operativa 16B de la DGAC) establece para una operación con dos pilotos, en operaciones de transporte público de servicios de carga según la hora de presentación y los aterrizajes, un periodo de actividad aérea de 12:15 h y descansos de 10.5 h.

Procesos de deshielo y antihielo

A pesar del carácter excepcional de las condiciones meteorológicas que se dieron en el Aeropuerto de Barcelona el día del incidente, su inclusión en el Plan de Invierno de AENA debía haber asegurado una respuesta más eficaz sobre todo en relación a los servicios de deshielo a las aeronaves.

Según la declaración de la tripulación, había tres horas de espera, por lo que si hubieran decidido aplicar los fluidos de deshielo y antihielo antes de despegar, la demora en la operación hubiera sido de al menos ese tiempo, con las subsiguientes consecuencias sobre el resto de operaciones del día, los plazos de entrega de la mercancía y los tiempos de actividad de la tripulación.

Experiencia previa y formación de la tripulación

En España en general, y en la zona en la que solía volar la tripulación en particular, son muy raras las ocasiones en que se dan situaciones atmosféricas como las ocurridas el día del incidente, siendo aquel día la primera vez que la tripulación se encontraba en una situación similar.

Precisamente la bajísima probabilidad de ocurrencia de estas situaciones en España hace que las prioridades de formación de las compañías que vuelan en estas zonas sean probablemente otras y se desatienda este tipo de casuística. De hecho, la tripulación de la aeronave EC-IHD no había recibido ningún tipo de formación sobre el vuelo en condiciones de formación de hielo más allá de la contenida en los cursos de familiarización de la aeronave. Es decir, se encontraron en una situación nueva para la que no estaban acostumbrados y para la que no habían recibido formación específica¹⁵.

Medios técnicos

Antes de despegar, para asegurar que las superficies críticas de la aeronave se encontraban libres de restos de nieve, hielo, escarcha, etc., la tripulación tenía que acceder, entre otras, a la parte superior de las alas y retirar los restos de hielo o contaminación que hubiera. Para ello contaban con un cepillo y una pequeña escalera que utilizaban en tareas rutinarias como la comprobación de niveles de aceite, pero que nunca habían usado para acceder, por ejemplo, a la parte superior de los planos.

En el caso de esta aeronave, la elevada altura del plano no permitía, con la escalera que llevaban, acceder adecuadamente a zonas como el extradós para poder eliminar los restos de contaminación sobre el mismo antes del despegue.

¹⁰ Poco tiempo después del incidente de la aeronave EC-IHD, todo el personal de la compañía asistió a un curso sobre vuelo en condiciones de formación de hielo.

Información del fabricante

Tras consultar los capítulos relativos al vuelo en condiciones de formación de hielo de la documentación técnica de la aeronave Cessna 208B vigente en el momento del accidente, se observa que:

- Las indicaciones para identificar cuándo hay condiciones de engelamiento son claras y con datos fácilmente obtenibles: rangos de temperaturas inferiores a 10 °C y presencia visible de humedad.
- La advertencia de que es posible encontrarse condiciones meteorológicas fuera de las certificadas que produzcan engelamiento severo y degradaciones importantes de la aeronavegabilidad de la aeronave es constante en la documentación. Se proporcionan indicios visibles para saber si se está en condiciones fuera de las certificadas.
- La única prohibición existente en la documentación se refiere a volar con una aeronave no certificada en condiciones de engelamiento. Con una aeronave certificada, el piloto es el último responsable y, en este sentido, puede operar en condiciones meteorológicas cualesquiera.
- La terminología utilizada por el POH en vigor no es demasiado taxativa en relación a la importancia de despegar con la aeronave «limpia», ya que utiliza palabras como «... es esencial...» o «... no se debería...», lo que parece contradictorio con la referencia a la «... responsabilidad de las tripulaciones de asegurar que la aeronave está libre de contaminación...». En la nueva versión del POH, editada el 02-03-2005, esta ambigüedad se elimina mediante frases como «... está prohibido...».
- En casi toda la información general sobre el vuelo en condiciones de formación de hielo se indica la idoneidad de la realización de inspecciones táctiles además de visuales para la comprobación de la no existencia de hielo en las aeronaves antes del despegue. Este aspecto, incluido en las recomendaciones de seguridad que emitió el NTSB en diciembre de 2004, no estaba considerado en la documentación de la aeronave, pero se incorporó en la última versión del POH de marzo de 2005.

2.2. Análisis del vuelo

Preparación del vuelo

La aeronave llegó al Aeropuerto de Barcelona a las 02:12 h del día 27-02-2005 procedente de Palma de Mallorca, donde permaneció estacionada a la intemperie hasta antes de las 6 de la mañana, en que la tripulación comenzó la preparación del siguiente vuelo.

Durante las 4 horas en que la aeronave estuvo en la plataforma, las condiciones meteorológicas fueron empeorando: concretamente, una hora antes del despegue empezó a nevar y la temperatura bajó de 4 °C a 1 °C con el aire prácticamente al 100% de saturación. Estas condiciones son consideradas condiciones de formación de hielo (por deba-

jo de los 10 °C y humedad visible) tanto en la documentación técnica de la aeronave como en el resto de bibliografía consultada al respecto. De hecho, las temperaturas cercanas al punto de congelación, como es el caso del incidente, son las más peligrosas en cuanto a la formación de hielo en aeronaves, ya que el contenido de agua en estado líquido es máximo, adhiriéndose a la superficie de la aeronave y congelándose sobre ella (bien por el efecto de refrigeración que produce el movimiento de la aeronave y/o por el descenso de la temperatura al ascender).

La información meteorológica que tuvo en cuenta la tripulación en el proceso de preparación del vuelo era, según sus declaraciones, que la temperatura del ATIS era de 4 °C, por lo que pensaron que no tendrían problemas de engelamiento. En relación a este punto, se destaca en primer lugar que la información que utilizaron corresponde a la información ATIS de las 05:00 y el vuelo despegó a las 06:13, es decir, no actualizaron la información a pesar de que las condiciones eran adversas y la situación era distinta a la que estaban acostumbrados. En segundo lugar, la valoración que realizó la tripulación en relación a que la temperatura de 4 °C no les supondría problemas de engelamiento muestra una carencia formativa sobre las condiciones básicas de formación de hielo.

En las revisiones previas al vuelo la tripulación intentó retirar los restos de nieve que se habían acumulado, para lo cual usó un cepillo (como aconsejan los procedimientos) y una escalera con la que debía acceder a superficies elevadas, como el extradós de los planos, superficies de control y estabilizador horizontal. Barrieron un poco de nieve del morro del avión y un poco de la superficie superior de los planos, pero los problemas de accesibilidad a esa zona, junto con el hecho de que a esa hora era todavía de noche, les impidió comprobar que la aeronave se encontraba libre de cualquier contaminación, pensando, además, que si quedaba algo de nieve ésta sería soplada con el giro de la hélice.

A pesar de que las condiciones meteorológicas eran propicias para la formación de hielo, de que otras aeronaves estaban siendo sometidas a los procesos de rociado con fluidos de deshielo y antihielo y de no tener confirmación clara de que la aeronave no tuviera ningún resto de hielo, nieve o escarcha, la tripulación decidió despegar sin ningún tipo de protección contra la formación de hielo¹⁶ (fluidos Tipos I, II y IV).

Vuelo

En estas condiciones la aeronave inició la carrera de despegue y ascenso inicial con un régimen de ascenso de 564 pies/minuto calculados durante el primer minuto de vuelo des-

¹⁶ Las condiciones que se daban el día del incidente no son parte de las condiciones de certificación FAR y, según la valoración realizada por Cessna sobre la situación a partir de los datos de humedad y tipo de precipitación, el despegue debería haberse realizado con la aeronave perfectamente limpia de toda contaminación y tras la aplicación de fluidos de deshielo y antihielo.

pués de la rotación (es decir, hasta los 800 ft de altura). Este valor es sensiblemente menor al que define el POH en condiciones de vuelo similares a las del incidente. El peso de la aeronave estaba por debajo del límite que se define para operar en condiciones de engelamiento, por lo que se descarta la influencia de este factor en la degradación de performances que se produjo. Además, el hecho de que tan sólo al minuto del despegue la aeronave empezara a descender a un régimen de 1.200 ft/minuto apoya la hipótesis de que pudo despegar con restos de nieve, hielo o escarcha acumulada durante las cuatro horas que estuvo estacionada, y que debió acelerar el proceso de acumulación de hielo.

Ninguna persona de la compañía o del aeropuerto ha precisado la zona en la que se formó hielo en la aeronave, por lo que es muy difícil discernir, más allá de una valoración genérica a partir de los síntomas descritos por la tripulación, qué zonas pudieron verse afectadas.

En primer lugar, el despegue, por la disposición de la aeronave respecto a la corriente, es peligroso debido a que la acumulación de hielo puede producirse en zonas no protegidas o distintas a las habituales, como son el intradós del ala.

En situaciones críticas como es el despegue, los cambios de configuración de la aeronave pueden acelerar el proceso de entrada en pérdida, razón por la cual el «POH en vigor» recomendaba no retraer los flaps hasta asegurarse de que las superficies están libres de hielo. La tripulación, sin embargo, despegó con los flaps calados a 20° y los redujeron según los procedimientos normales, sin asegurarse del estado de contaminación de los planos.

Después de reducir en un punto los flaps, la aeronave empezó a vibrar y a perder altura (la tripulación descartó que la vibración se debiera a hielo en la hélice, ya que en este caso es mucho menor). El hielo generalmente se suele acumular de forma asimétrica, por lo que los síntomas de vibraciones en la aeronave, además de la pérdida de altura, refuerzan la hipótesis de la formación de hielo. Como se explicaba en el apartado 1.8.2, según el comportamiento que tuvo la aeronave al reducir flaps se considera probable que la acumulación de hielo se produjera (al menos) en los planos y que fueran éstos los que primero entraran en pérdida. Los estudios sobre el vuelo en engelamiento hacen hincapié en la necesidad de reconocer rápidamente si el hielo se está formando en los planos o en la cola, ya que los procedimientos de recuperación, como se ha visto en lo que respecta al calaje de flaps, son opuestos.

En este caso, a pesar de que se volvieron a calar los flaps a 20°, la aeronave no dejó de vibrar, no mejoró su comportamiento y siguió perdiendo altura. En casos en los que se acumula hielo en el conjunto de cola y el estabilizador horizontal entra en pérdida, el efecto más importante es la pérdida de altura y picado en el que entra la aeronave debido a la pérdida o anulación del efecto de encabritado del mismo. La extensión de los flaps debió aumentar el ángulo de ataque de la cola respecto a los planos y se considera la posibilidad de que la cola pudiera haber entrado en pérdida también.

Después de que la aeronave empezara a perder altura y de que la tripulación declarara emergencia, iniciaron un viraje muy pronunciado para volver al aeródromo. Los virajes, por los riesgos que suponen, no se suelen recomendar en estas condiciones, y en el caso del incidente, después del movimiento de los alerones para la ejecución del viraje se produjo el bloqueo de los mismos impidiendo a la tripulación la recuperación a la posición neutra del mando en cabina. El bloqueo físico de los mandos, en aeronaves que utilizan cables para transmitir el movimiento, se puede producir por contracciones térmicas de los cables, por congelación del aceite de engrase de los mecanismos de transmisión o por formación de hielo en los propios alerones. En este caso, se considera que la temperatura no era tan baja como para producir contracciones en los cables ni la congelación del aceite (que además suelen estar preparados para ello), por lo que es muy posible que el bloque del mando en cabina se debiera a alguna acumulación de hielo que impidiera el movimiento del alerón. Al tirar la tripulación de los mandos, en un momento dado se debió desprender el hielo y el cable, que estaba en tensión, produjo el sonido de «crack» que se oyó en cabina.

Desde que la tripulación detectó los primeros problemas de controlabilidad aumentó la velocidad de la aeronave tal y como recomiendan los procedimientos para contrarrestar la modificación de las características de pérdida y favorecer el desprendimiento de hielo. A pesar de esto, la aeronave era incontrolable y perdía altura a un régimen de entre 1.200 y 600 ft/minuto.

El control de la aeronave fue recuperado a unos 250 ft de altura cuando todavía no estaban alineados con la pista 25R, por lo que decidieron aterrizar por la calle de rodaje Tango tras obtener autorización de la torre de control.

3. CONCLUSIONES

Se considera como causa probable del incidente la reducción de la controlabilidad de la aeronave por formación de hielo durante un despegue realizado con la aeronave no protegida con fluidos de deshielo o antihielo, y con algún posible resto de escarcha, nieve o hielo acumulado en la estructura.

La decisión que llevó a la tripulación a operar en estas condiciones se considera que pudo estar influenciada por:

- Desconocimiento de los efectos que el hielo produce sobre el control de la aeronave, de las condiciones de formación de hielo en las mismas y de las limitaciones de los equipos de deshielo y antihielo.
- Desconocimiento de la tripulación de los procedimientos específicos a aplicar en condiciones de formación de hielo para este tipo de aeronave.
- Falta de medios técnicos adecuados para acceder y realizar las inspecciones prevuelo que define la documentación de la aeronave en estas situaciones.
- Falta de experiencia previa en situaciones meteorológicas similares a las del accidente.

- Cierta factor de presión a cumplir con la planificación prevista de la operación por el tipo de mercancía que transportaba, por los condicionantes en el resto de las operaciones y por las posibles consecuencias en los tiempos de actividad.
- Demora en los procesos de deshielo del Aeropuerto de Barcelona-El Prat.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD

REC 24/06. Los escenarios de operación inusuales implican un riesgo para las operaciones por el factor de novedad que suponen a las tripulaciones. El vuelo en condiciones de formación de hielo es muy peligroso por los efectos que tiene sobre las características de controlabilidad y aeronavegabilidad de las aeronaves y, en este sentido, es importante la formación de las tripulaciones. Por este motivo se recomienda a la DGAC que requiera de los operadores de transporte aéreo comercial la realización de cursos de formación específica periódica sobre el vuelo en condiciones meteorológicas adversas en los que, al menos, se contemplen aspectos como:

- Condiciones de formación de hielo y su reconocimiento.
- Tipos de hielo.
- Formación de hielo en la aeronave.
- Procedimientos de recuperación.
- Procedimientos en condiciones de engelamiento en tierra.
- Capacidad y límites de los sistemas y equipos de deshielo y antihielo.

REC 25/06. Para dar cumplimiento al manual de operación para la tripulación (Pilot's Operating Handbook) editado en marzo de 2005, se recomienda a la DGAC que se asegure de que los operadores de Cessna Caravan 208 tienen dispuestos los medios técnicos necesarios para que las tripulaciones puedan acceder a todas las zonas de la aeronave establecidas con objeto de realizar las inspecciones visuales y táctiles obligatorias antes del despegue. Las tripulaciones deben estar concienciadas de la necesidad de que la aeronave despegue sin ningún tipo de contaminación (restos de hielo, etc.) en la estructura debido a la imprevisibilidad de los efectos de las mismas sobre el comportamiento y controlabilidad de la aeronave.

REC 26/06. Se recomienda a AENA que revise la idoneidad y aplicación de sus planes de actuación frente a situaciones en las que se producen condiciones meteorológicas adversas al objeto de garantizar de manera efectiva que se minimizan los efectos de esas situaciones sobre la seguridad de los vuelos.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Lunes, 18 de julio de 2005; 17:47 h local
Lugar	Proximidades del Aeropuerto de Salamanca

AERONAVE

Matrícula	EC-FSP
Tipo y modelo	AEROSPATIALE SOCATA TB-10
Explotador	Senasa

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-360-A1AD
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	19 años
Licencia	Alumno piloto
Total horas de vuelo	31:50 h
Horas de vuelo en el tipo	31:50 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Instrucción – Solo
Fase del vuelo	Despegue – Ascenso inicial

INFORME

Fecha de aprobación	29 de marzo de 2006
---------------------	----------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

Después de completar satisfactoriamente la inspección del motor en tierra, el alumno piloto despegó de la pista 21 del Aeropuerto de Salamanca para realizar su segundo vuelo solo. El despegue se realizó con normalidad, siendo también normales todos los parámetros del motor. La rotación se realizó a 70 kt y empezó a ascender a 80 kt. Cuando la aeronave estaba a 2.800 o 2.900 ft sobre el nivel medio del mar (AMSL; el aeropuerto está a 2.595 AMSL), el piloto notó olor a humo y empezó a girar a la derecha. Pidió autorización para entrar en el circuito en viento en cola izquierda. Cuando se encontraba a 3.200 o 3.400 ft notó que la aeronave perdía empuje. Según su descripción, la caída de potencia ocurrió progresivamente, pero en poco tiempo la pérdida de potencia fue total. El piloto declaró emergencia inmediatamente y se dirigió a un campo próximo de trigo recién cosechado donde realizó un aterrizaje de emergencia.

La aeronave recorrió aproximadamente 120 m sobre el campo hasta que se detuvo después de que el tren de morro se colapsase y la hélice golpease el terreno. El piloto, que había aspirado algo de humo que entró en cabina, resultó ileso. Sin embargo, fue trasladado a un centro médico para su examen que no reveló ningún problema. Después del accidente, la escuela de vuelo realizó una fotografía aérea del lugar del accidente (véase Fig. 1).

Algunas personas del operador y del centro de mantenimiento llegaron rápidamente al lugar del accidente. La aeronave había sufrido daños importantes en el tren de morro, la hélice y la parte inferior del fuselaje delantero. Se observó que la parte inferior izquierda del

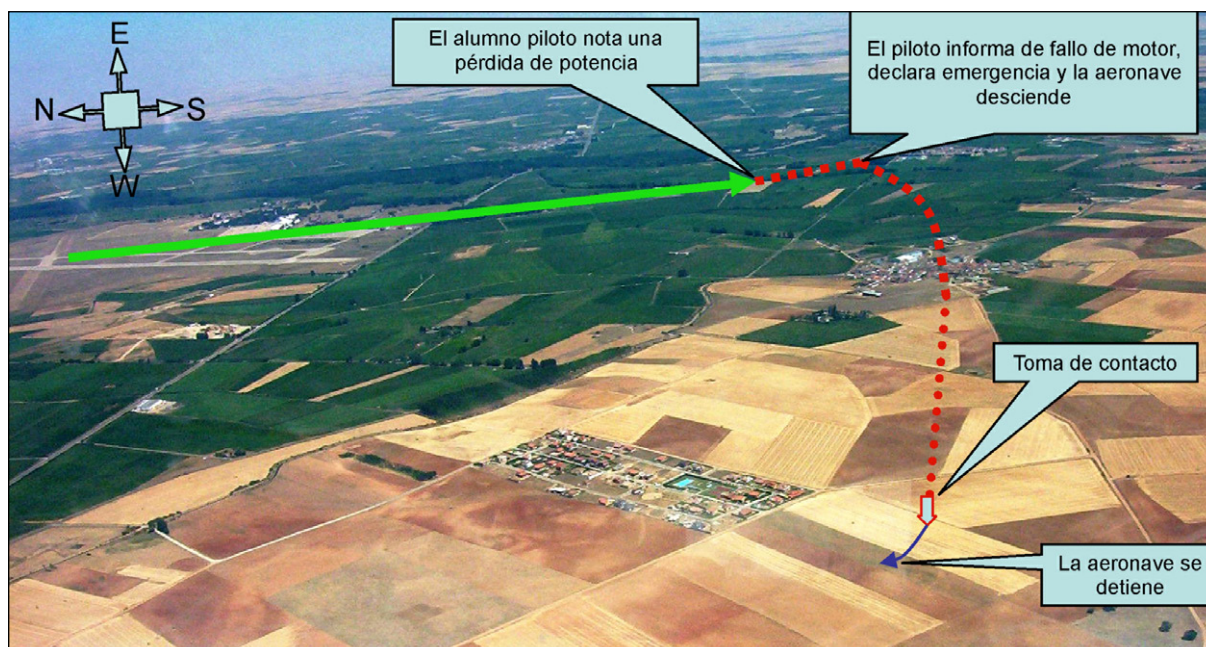


Figura 1. Foto tomada por personal de la escuela de vuelo después del accidente

capot del motor había sido perforada debido al fuego o al calor y se había producido un agujero de unos 30 cm de largo. Había restos de humo en el fuselaje. Un mazo de cables eléctricos se había derretido. El mamparo cortafuegos del motor estaba deformado.

El compartimiento del motor fue inspeccionado en el campo y resultaba evidente que la abrazadera del tubo de escape delantero izquierdo estaba floja y el tubo se había separado de su posición normal en el silencioso. El extremo de este tubo había girado permitiendo que los gases calientes del escape fueran dirigidos contra la parte interior del capot del motor. También se produjo otro flujo de los gases de escape que salían del silencioso que afectó otra zona delantera del capot.

La inexistencia de marcas o daños en una de las palas de la hélice indicaba que el motor estaba parado cuando la otra pala, que estaba flexionada hacia atrás, golpeó el terreno (véase Fig. 2).

Después del accidente, en cabina, las palancas de potencia, paso y mezcla estaban en la posición de adelante. Las palancas ventilación de cabina y desempañado estaban abiertas (posición «+»). El conducto de entrada de aire exterior del lado del piloto estaba abierto (véase Fig. 3).



Figura 2. Se produjeron dos agujeros por calor o fuego en la cubierta del motor. Una pala no está dañada. El camino seguido por el humo hacia la cabina es por la entrada de aire externa (marcado con una flecha)

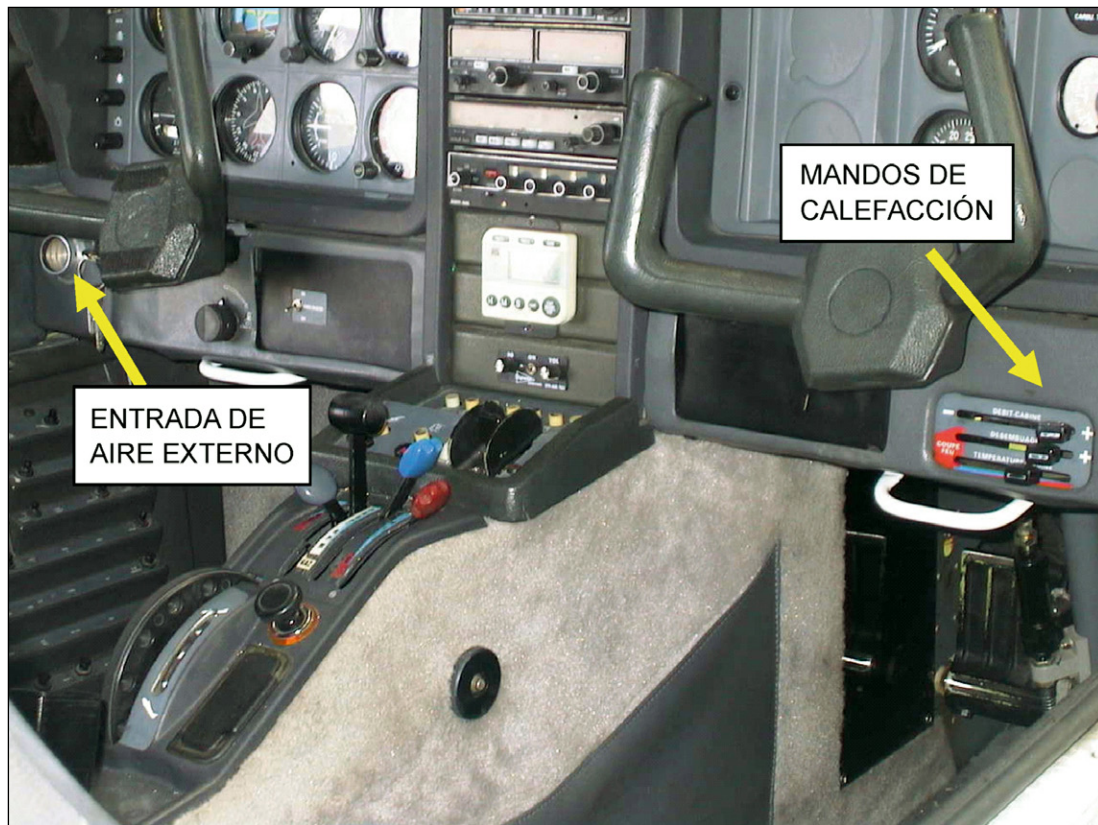


Figura 3. Para cerrar el conducto de aire externo, el pequeño tubo se debe rotar a la derecha varias vueltas completas. Las palancas de refrigeración o calefacción y para desempañar están situadas en el lado del copiloto de la cabina

1.2. Descripción del sistema de escape Tobago TB-10

La TB-10 cumple con FAR-23, enmiendas de 1 a 16. Posteriormente, las enmiendas 23-17 y 23-23 de estos requisitos indicaban que el fallo de cualquier parte del sistema de escape afectaría adversamente a la seguridad en vuelo y, por lo tanto, la idoneidad y la durabilidad de esas piezas deben ser establecidas por la experiencia o por ensayo considerando el efecto de factores ambientales como la temperatura (FAR 23.603). Es decir, el sistema de escape de la TB-10 no estaba sujeto a cumplir con esos dos requisitos específicos (idoneidad y factores ambientales).

Los gases de escape de los cuatro cilindros del Lycoming O-360-A1AD pasan a través de cuatro conductos (números 050, 060, 070 y 080 de la Fig. 4, válida desde diciembre de 1999 en una configuración posterior a la incorporación del Boletín de Servicio 073) al colector de escape, que es de inconel (aleación basada níquel-cromo-hierro) al tubo de escape (número 020 de la Fig. 4), de donde salen a través de un único tubo que está más cercano al lado derecho del avión. El silencioso (número 040) cubre el montaje. El tubo del colector de escape del cilindro delantero izquierdo

(número 050) se separó durante el accidente (en punto marcado con la letra C en la Fig. 4). La abrazadera correspondiente de acero inoxidable (número 110) tiene solamente un tornillo (número 130 del detalle C) para apretar las orejetas de la abrazadera. Esto es debido a la carencia de espacio. Las otras abrazaderas inferiores (las letras B) tienen dos tornillos para apretar las orejetas (número 130 del detalle B). El tubo de escape que se separó tenía la abrazadera todavía apretada a él después del accidente.

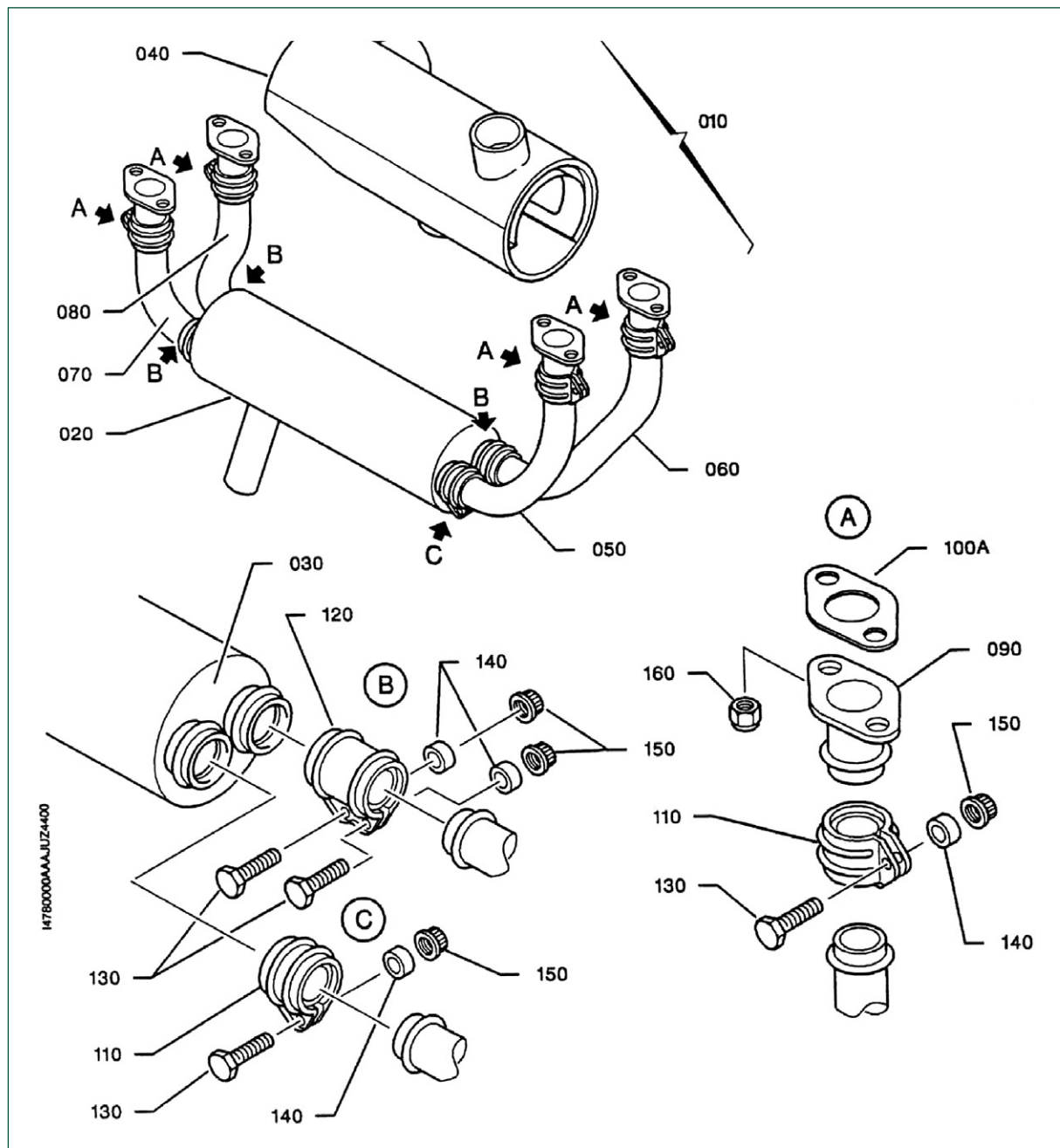


Figura 4. Sistema de escape según el IPC. El conducto o tubo de escape es perpendicular al eje longitudinal del avión. La dirección del vuelo es hacia la izquierda del dibujo

Existía un cierto historial de casos de separación de los tubos de escape en el avión TB-10 que había dado lugar a la emisión de una directiva de aeronavegabilidad por parte de la DGAC de Francia, que estipulaba el reemplazo del tubo de escape y de las abrazaderas largas que unían el tubo de escape al silencioso. La nueva revisión AD 92-206(A)R3 hizo obligatorio el cumplimiento con el boletín de servicio (SB) de SOCATA 10-073, Enmienda 2, para sustituir las juntas (el número 100A, detalle A en la Fig. 4) y modificar los pares de apriete de las sujeciones de los tubos de escape modificados previamente por una emisión anterior del boletín de servicio. El boletín de servicio fue publicado originalmente en enero de 1994 y la enmienda 2 fue publicada en agosto de 1996.

La nueva emisión del boletín requirió la sustitución de las juntas y el uso de 18 a 20 Nm de par de apriete a las nuevas tuercas de fijación (número 160, detalle A) de la pletina de montaje superior (número 090). El boletín indicaba: «Asegurar un apriete correcto para evitar la rotación relativa del elemento. Un ajuste excesivo deformará las orejetas de la abrazadera. Esta deformación es inaceptable cuando los extremos de las orejetas lleguen a estar en contacto».

Para retornar el avión al servicio, después de hacer funcionar el motor durante un tiempo, había una comprobación del apriete de las tuercas de fijación de las abrazaderas de unión de los tubos de escape. Durante esta comprobación, el motor debía estar necesariamente frío.

Aparte del boletín de servicio, el manual del mantenimiento se refería al montaje y desmontaje del sistema de escape en el capítulo 78-00-00 (septiembre de 2004). No se proporcionaban valores específicos de los pares de apriete de las abrazaderas inferiores. Había la misma precaución que en el SB para indicar que el contacto entre los extremos de las orejetas no era aceptable. El montaje de abrazaderas nuevas era algo complejo según las instrucciones proporcionadas. Las abrazaderas nuevas tenían una pestaña flexible en su interior que normalmente venían de fábrica con unos 2 mm de solape entre ambos labios, para evitar la deformación durante el ensamblaje (véase la Fig. 5).

El manual de mantenimiento también contenía requisitos para chequear los siguientes puntos:

- «Chequear el diámetro de las tuberías, bridas y tubo de escape.»
- «Chequear que la diferencia de diámetro entre ambas bridas de la misma unión sea menor de 0,04 in (1 mm).»
- «Prestar especial atención a la posición de la pestaña metálica en el interior de la abrazadera. Esta pestaña está soldada dentro de la abrazadera y se usa como una banda de apriete de ésta.»

El fabricante indicó que no tenían noticia de otras separaciones del colector de escape después del cumplimiento con la enmienda 2 del SB 10-073. Solamente otro caso apareció en sus archivos, en el que el tubo trasero izquierdo de un avión TB-9 francés se soltó en noviembre de 2000. La razón por la que se soltó permanecía desconocida.



Figura 5. Cuando se aplica par de apriete a las orejetas de esta nueva abrazadera, el labio derecho de la pestaña flexible interior pasa por encima del labio izquierdo debido al solape inicial y, por tanto, el borde no se deforma durante el proceso de apriete

Las mantas de protección térmica estaban situadas en el interior del capot frente al codo de la tubería, y no frente a su extremo, ya que no había requisito para ello. Este recubrimiento y el propio capot quedaron perforados durante el accidente (véase la Fig. 2). El fabricante no sabía de ningún otro caso en el cual los capots hubieran sido perforados por los gases de escape del motor en casos de separación del conducto.

La sección FAR 23.1193 (enmienda 16, según lo que debía cumplir el avión) indicaba:

«(c) los capots deben ser por lo menos resistentes al fuego.»

«(e) cada parte del capot sometida a altas temperaturas debido a su proximidad al dispositivo de escape o al chorro de gases, debe ser resistente al fuego.»

Resistente al fuego («fire resistant» en inglés) significa la capacidad de soportar el calor asociado al fuego tan bien como una aleación de aluminio de dimensiones apropiadas. Un medio de cumplimiento («Advisory Circular 23-2» de la FAA) es resistir una llama de 1.093 °C (± 28 °C) durante 5 minutos. Ignífugo («fire proof» en inglés) significa la capacidad de soportar el calor asociado al fuego tan bien como una aleación de acero de dimensiones apropiadas.

El capot había sido ensayado y se había demostrado que era resistente al fuego como se requería, al resistir una llama de 1.090 °C +10 °C –30 °C durante 5 minutos.

Adicionalmente, el fabricante informó que un espécimen de ensayo representativo del capot de la TB-10 EC-FSP (con recubrimiento de protección) había sido ensayado frente a llama el 16-12-2005 (debido a un cambio al diseño que se había introducido). El ensayo demostró que el material resiste la aplicación de una llama de 1.070 °C durante 15 minutos. Por lo tanto, cumplía con FAR 23.1193 e).

1.3. Mantenimiento del sistema de escape de la TB-10

De los registros de mantenimiento del avión se ha obtenido la información siguiente:

El SB 10-073 se completó en junio de 1994, con 448 h de vuelo del avión.

La abrazadera mencionada en este informe fue desmontada y montada otra vez el 14-06-2005, con 7.477:35 h de uso del avión porque el motor fue cambiado durante una inspección de 500 h. La abrazadera y el tubo de escape eran los que el avión tenía previamente. No fue posible determinar durante cuánto tiempo habían estado en servicio desde que se montaron por primera vez.

El 13-07-2005 (7.525 h) se realizó una inspección de 50 h de avión, durante la cual la abrazadera se volvió a apretar (se descubrió que estaba algo floja). Después de 16:50 h de vuelo, ocurrió el accidente el 18-07-2005, con 7.541:50 h de avión (364:35 h de motor). Por lo tanto, el conducto se separó después de 64 h de servicio desde la reinstalación de la abrazadera.

El tubo de escape (P/N TB-10 56012008) fue instalado el 20-11-2001. Era un tubo de escape reparado que vino de otro avión. Esta pieza se inspecciona cada 50 h y se sustituye «según su estado». Los cuatro conductos de escape también se sustituyen por su estado.

El centro del mantenimiento, que tenía larga experiencia con la TB-10, indicó que era difícil en la práctica mantener los tubos de escape unidos correctamente. Era normal encontrar los tubos algo flojos durante inspecciones programadas. Volverlos a apretar era la solución normal para esto, pero, puesto que no venía en el AMM ningún valor concreto para el par de apriete y las orejetas se deformaban bajo pares normales, el mecánico que procedía al reapriete podría encontrarse en una difícil posición porque cuanto más par aplicase para evitar la rotación relativa entre las piezas, más cercanos estaría los extremos de las orejetas. Tampoco había ningún valor mínimo de separación entre los extremos de las orejetas. Además, indicaron que las abrazaderas nuevas a veces venían sin el solape en la pestaña flexible (véase Fig. 6) para evitar un ensamblaje incorrecto.

Después del accidente, el centro del mantenimiento adoptó la medida preventiva de inspeccionar las abrazaderas cada 25 h y de cambiarlas cuando había la más mínima duda sobre su estado. Esos reemplazos eran principalmente debidos a que las orejetas estaban en contacto después de varios aprietes.

El fabricante y la DGAC de Francia indicaron que las instrucciones de mantenimiento aplicables proporcionan una guía adecuada para evitar el montaje incorrecto o el deterioro de las abrazaderas del sistema de escape, y por lo tanto no había necesidad de cambiarlas.

1.4. Inspección general de la aeronave

El avión fue examinado inicialmente en un hangar con los resultados siguientes:

- Las orejetas de ambas abrazaderas (superior e inferior, que era en el extremo que se separó del silencioso durante el accidente) del tubo de escape delantero izquierdo no estaban en contacto. La abrazadera inferior estaba todavía apretada al tubo.
- La toma del motor estaba aparentemente en buenas condiciones. Al acceder al filtro de aire, se notaban los rastros y el olor de material plástico quemado. La gomaespuma del filtro de aire parecía haber sido afectado por altas temperaturas, y parecía haberse comprimido después de someterse al calor.
- Los cables eléctricos de la llave de puesta en marcha que van al condensador de toma de tierra de las magnetos tenían su aislamiento derretido por el calor.
- Una comprobación demostró que la magneto izquierda estaba operativa. La magneto derecha estaba conectada a tierra, probablemente debido a los cables quemados. Sin embargo, después de mover los cables, la magneto quedaba operativa de nuevo. Por ello, no se ha podido obtener ninguna conclusión definitiva con respecto a su estado antes del impacto con el terreno.

1.5. Inspección detallada del sistema de escape de la aeronave

El tubo de escape del avión fue sometido después a una inspección más detallada. Antes de ello se desenroscaron las bujías 1 izquierda y 2 izquierda y no se encontraron evidencias de una mezcla anormal (es decir, mezcla demasiado pobre o demasiado rica).

El silencioso del avión había sufrido el impacto contra el terreno. Esto había enmascarado probablemente cualquier condición anterior de par de apriete especialmente en las sujeciones de los colectores de los cilindros delanteros.

Se encontró que los extremos de las orejetas de las abrazaderas del lado izquierdo del motor estaban muy cerca una de la otra. Las medidas de las holguras eran:

— Colector de escape del cilindro delantero LH:

Abrazadera inferior (la pieza suelta): 0,011 in (ítem 050, C de la Fig. 4)
Abrazadera superior: 0,011 in (ítem 050, A)

— Colector de escape del cilindro trasero LH:

Abrazadera inferior: 0,000 in (los extremos estaban en contacto)
(ítem 060, B)
Abrazadera superior: 0,069 in (ítem 060, A)

Los orejetas de las cuatro abrazaderas de los dos cilindros del lado derecho estaban en contacto (ítems 070 B, A y 080 B, A).

Se examinó otro avión que estaba aparcado dentro del hangar y se encontró que los extremos de las orejetas ya estaban cerca uno del otro, aunque esas abrazaderas tenían, según se informó, alrededor 60 h de uso, debido a los varios aprietes que ya les habían sido aplicados. También varias abrazaderas desechadas fueron examinadas en el hangar, para comprobar el desgaste y la distorsión de las orejetas y de las pestañas interiores causadas después de ciertas horas de servicio.

El tubo escape de la LH (número 050), todavía unido por su extremo superior al cilindro, se podía mover a mano. Esta sujeción (el número 050 A) fue desmontada y el estado de la abrazadera inferior se pudo examinar detalladamente. Se vio que la pestaña flexible interior estaba deformada porque un labio había sido presionado contra el otro (véase la Fig. 6 y compárese con una abrazadera nueva en la Fig. 5). Se determinó que esto era un montaje incorrecto que habría debilitado la sujeción permitiendo el escape del gas y evitando que el par de apriete a la abrazadera fuera transmitido al colector de escape con la fuerza de fricción necesaria. La propia abrazadera no fue desmontada por si era necesario realizar otras inspecciones.

El diámetro del tubo de escape delantero de la LH se midió (tomando dos medidas a 90°). Los resultados fueron:

— Diámetro del conducto de escape del cilindro: 47,8/47,7 mm
— Diámetro del tubo de escape (lado que se une al cilindro): 48,4/48,1 mm
— Diámetro del tubo de escape (lado que se une al silencioso): no se tomó porque la abrazadera no se desmontó
— Diámetro del conducto del silencioso: 46,8/46,6 mm

Según el fabricante, los valores nominales para esos diámetros eran:

— Máximo: 48,8 mm; mínimo: 47,3 mm.



Figura 6. Los labios de la pestaña flexible interna están en contacto y se han deformado debido al par de apriete aplicado a las orejetas

Por lo tanto, el conducto del tubo de escape (el número 030, conducto izquierdo de la Fig. 4) tenía un diámetro por debajo del mínimo especificado. Esta parte había estado en servicio en el avión desde 2001, cuando había sido reparada.

El filtro de aire del avión también fue examinado detalladamente. Esta clase de filtros se sustituye cada 200 h. Había sido deformado probablemente debido al intenso calor pero no estaba quemado, y no se observó ningún rastro evidente de humo. El filtro fue entregado al fabricante para pruebas adicionales.

1.6. Procedimiento de emergencia para fuego de motor en vuelo

El manual del vuelo del avión (AFM), Revisión 7 (30-09-1989) contenía 5 procedimientos de emergencia relacionados con situaciones de fuego: fuego de motor durante el arranque, fuego de motor en vuelo, fuego eléctrico en vuelo (tanto si el fuego está en el compartimiento del motor como si está en la cabina), fuego en la cabina y fuego en el ala.

Se considera que en una emergencia real sería difícil distinguir entre un fuego de motor en vuelo (detección visual por el humo o las llamas) o un fuego eléctrico que está en el compartimiento del motor. Sin embargo, el tratamiento de ambas emergencias es muy

diferente según el AFM. En el primer caso, el motor y el suministro de combustible deben ser cortados inmediatamente (la entrada de combustible cerrada, la mezcla cortada, etc.) y realizar un aterrizaje de emergencia. En el caso del fuego eléctrico, el interruptor principal se debe apagar y aterrizar cuanto antes. Sin embargo, en ambos casos hay un paso común: la refrigeración de aire de la cabina y para desempañar se deben poner en «fuego-corte» (-) (véanse las palancas en la Fig. 3). Esto evitaría la entrada de humo en la cabina desde el compartimiento del motor, aunque el fabricante indicó que hay otras trayectorias que podría seguir el humo para entrar en la cabina del piloto, como los fuelles de los pedales o algunos agujeros para cables en la mampara cortafuegos.

No se indica nada en los procedimientos de emergencia del AFM con respecto al estado de la entrada externa de aire, que de todos modos sería muy difícil de cerrar en una situación de emergencia y estrés (véase la Fig. 3).

No hay evidencia de que el piloto aplicase cualquiera de esos procedimientos de emergencia después de que comenzara a notar olor a humo. Era su segundo vuelo solo y aplicó el procedimiento de emergencia de fallo de motor después del despegue considerándolo primordial en este caso. La escuela de vuelo informó que todos los procedimientos de emergencia son repasados y practicados antes del primer vuelo a solas de cada alumno.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

El hecho de que el colector se desprendiera después de haber sido mantenido por una organización con gran experiencia en este modelo de avión requería una cuidadosa consideración.

Además, el desprendimiento del colector de escape delantero izquierdo tenía las graves implicaciones que se indican a continuación:

- El peligro de fuego causado por los humos de escape a altas temperaturas, que incluso perforaron el aislamiento térmico, la cubierta del motor.
- El hecho de que el motor se parara completamente debido al desprendimiento del tubo.
- El hecho de que el humo entrara en cabina y afectara al piloto. Esto pudo haberle impedido aterrizar la aeronave después de la emergencia.

Las conclusiones del análisis de estos factores son las siguientes.

2.1. Mantenimiento del sistema de escape

Se considera que la causa principal del desprendimiento del colector de escape fue probablemente la deformación de la pestaña flexible de la abrazadera producida durante

su montaje el 14-06-2005. Se supone que las nuevas abrazaderas proporcionaban una superposición entre los labios de la pestaña flexible para evitar este tipo de deformación. Sin embargo, la abrazadera del tubo que se desprendió en este caso había estado en servicio por un periodo indeterminado de tiempo antes del accidente. Adicionalmente, el diámetro del conducto del silencioso (al cual estaba unido el colector de escape) estaba por debajo del valor mínimo especificado por el fabricante. Esto también pudo haber contribuido al desprendimiento.

En resumen, había dos condiciones que no estaban de acuerdo con las instrucciones específicas proporcionadas en la documentación de mantenimiento.

El personal del centro de mantenimiento indicó que encontraban difícil ajustar adecuadamente el sistema de escape de la TB-10 en el mantenimiento en línea. Según informaciones proporcionadas por mecánicos con experiencia en este sistema, era normal encontrar que las abrazaderas estuvieran algo flojas en las inspecciones programadas de 50 h. La solución para esto podría ser volver a apretar los tornillos y tuercas de las abrazaderas, pero esto llevaría a que las orejetas se deformasen más y más hasta que casi entraran en contacto una con otra. No había una separación mínima entre las orejetas especificada en el AMM, en tanto en cuanto no llegasen a estar en contacto. No existía tampoco un par nominal para estas abrazaderas. Además, hay una posibilidad de que los labios de la pestaña flexible entren en contacto en el comienzo del proceso del apriete (como pudo pasar en este caso), en cuyo caso la pestaña se deformará causando una unión defectuosa del colector de escape. La posición relativa de la abrazadera no estaba definida en el AMM. Por lo tanto, algunas veces el mecánico giraba la abrazadera sobre el tubo de colector para evitar que posibles pequeñas fugas de gases calientes pudieran afectar a otras partes del motor. En alguna de esas situaciones podría haber sido posible que la pestaña flexible permaneciera fuera del campo de visión del mecánico y, por lo tanto, el contacto entre sus labios podría haber pasado desapercibido.

El fabricante indicó que las instrucciones de mantenimiento eran adecuadas para el sistema y que no requerían un reapriete continuo. Si todas las piezas cumplían con la definición de SOCATA y con las instrucciones de mantenimiento, este reapriete no debería ser necesario. Si se requiriera un reapriete sistemático, significaría que una de las piezas estaba mal (diámetro de los tubos, posición de la pestaña de las abrazaderas, deformación de las orejetas, etc.), y por lo tanto deberían ser chequeadas.

Para evitar la repetición de sucesos similares, se considera conveniente que los mecánicos sean plenamente conscientes de la posibilidad de un incorrecto montaje de la abrazadera y se emite una recomendación sobre seguridad al respecto.

Además, se analizó si el diseño de la abrazadera podría ser mejorado más para reducir la posibilidad de un montaje incorrecto en el mantenimiento en línea. Aunque la pestaña interior ya llevaba unos 2 mm de solape y el fabricante consideraba que este dise-

ño y la adecuada aplicación del manual de mantenimiento aseguraba una instalación correcta, un incremento de la longitud del solape reduciría más la probabilidad de un montaje incorrecto. Sin embargo, la información recibida indicaba que no había base suficiente para requerir esta modificación.

2.2. Causas de la parada de motor

Se considera que el motor probablemente se paró debido principalmente a la ingestión del aire caliente procedente del sistema de escape después del desprendimiento del colector. El tubo de escape se sitúa en la parte delantera del compartimiento del motor y, por lo tanto, el flujo de los gases después del desprendimiento va directamente a la toma del motor. Se observó que la pérdida de potencia fue gradual pero rápida, hasta que se produjo la completa parada del motor. Es posible que el aire caliente empezara a afectar al filtro del aire hasta que éste quedara casi obturado.

No se ha determinado el efecto de una posible puesta a tierra de una de las magnetos debido a que se quemara el aislamiento térmico de los cables. Durante la inspección se encontró que si los cables se movían, la conexión a tierra de la magneto desaparecía, y por lo tanto no se puede asegurar que no estuviera funcionando antes del aterrizaje de emergencia.

2.3. Efectos del humo

El desprendimiento del tubo probablemente hizo que gases y humo a elevada temperatura afectaran al capot en una zona no protegida por la manta ignífuga. Esta parte del capot se quemó y después la manta de protección fue también afectada y una parte importante de ella había desaparecido después del accidente (véase Fig. 2).

El fabricante y la DGAC de Francia indicaron que el capot cumplía con los requisitos aplicables, y que la manta de protección térmica era ignífuga según se había demostrado incluso con un test de fuego reciente. Los requisitos de certificación aplicables al avión no requerían que el capot estuviera protegido respecto a fallos como el que sucedió en este accidente.

El humo probablemente entró en la cabina por un camino no previsto durante el diseño: la entrada de aire externa. Esto fue causado por el quemado y la perforación de la mampara de aislamiento y la cubierta. No se requiere cerrar esta entrada de aire según los procedimientos de emergencia que, por otra parte, no se aplicaron en este caso. Los efectos del humo en el piloto son obviamente muy peligrosos y este peligro fue causado en primer lugar por el hecho inusual de que se perforó el capot, aun en este caso, en el que probablemente no hubo fuego real dentro del compartimiento del motor.

El piloto del avión llevó a cabo con éxito un aterrizaje de emergencia aunque tenía limitada experiencia de vuelo. No aplicó ningún procedimiento de emergencia relacionado con el humo. En su lugar, realizó el procedimiento de emergencia de fallo de motor después del despegue. Como se ha dicho anteriormente, hay dudas de que la aplicación del procedimiento de «fuego de motor en vuelo» hubiera evitado que el humo en este caso entrara en la cabina, aunque por lo menos el cierre de las palancas de refrigeración de aire hubiera podido ser beneficioso. Parece que hubiera sido necesario aplicar dos procedimientos de emergencia al mismo tiempo con el avión muy cerca del suelo y sin muestras claras de humo al principio del suceso.

3. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD

REC 08/06. Se recomienda a Senasa que los técnicos de mantenimiento sean informados de la importancia de un montaje cuidadoso de las abrazaderas de los tubos de escape de la TB-10, para alcanzar una sujeción adecuada que evite la separación del colector en vuelo.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Jueves, 3 de julio de 2005; 10:30 h local
Lugar	Aeródromo de la Axarquía. Vélez-Málaga (Málaga)

AERONAVE

Matrícula	EC-BXT
Tipo y modelo	PIPER PA-25 Pawnee
Explotador	Alvair

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-540-G1 A5
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	22 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	400 h
Horas de vuelo en el tipo	20 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Pata izquierda, hélice y plano izquierdo
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Comercial – Trabajos aéreos
Fase del vuelo	Aterrizaje – Recorrido de aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	27 de septiembre de 2006
---------------------	---------------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El avión se disponía a realizar un vuelo de arrastre de cartel y previamente hizo un vuelo de reconocimiento alrededor del aeródromo. Durante el aterrizaje por la pista 13, con el avión ya en tierra, el piloto declaró que accionó los dos frenos a la vez, y que el izquierdo no actuó, por lo que no pudo controlar el avión que se salió hacia la derecha. Finalmente chocó contra una valla y sufrió daños menores en el plano izquierdo, en la hélice y en la pata izquierda. El piloto resultó ileso.

1.2. Información sobre la tripulación

El piloto tenía licencia de piloto comercial de avión en vigor y acumulaba una experiencia de 400 h de vuelo, de las que 20 h son en el tipo.

1.3. Información sobre la aeronave

1.3.1. Datos técnicos

Modelo:	Piper PA-25 Pawnee
Número de serie:	25-5283
Año de fabricación:	1970
Motor:	Lycoming O-540-G1 A5
Número de serie:	RL 13769-40A

1.3.2. Certificado de aeronavegabilidad

Clase - Empleo:	Normal - Trabajos aéreos
Plazo de validez:	20-07-2005

1.3.3. Mantenimiento de la aeronave

El programa de mantenimiento aprobado para la aeronave del accidente refleja como documentación técnica de referencia el Owner's Hand Book (1969, revisado en 1971). En dicho documento aparecen algunas indicaciones muy generales de comprobación del tren. El anterior titular del certificado de tipo (Piper) no había confeccionado un manual de mantenimiento específico al no ser requerido por las normas en el momento de la certificación del modelo PA-25. Existían, como información de mantenimiento, unas guías (planillas) editadas por Piper para inspecciones periódicas que no estaban compi-

ladas en un único documento. En ellas está previsto que en las revisiones de 100, 500 y 1.000 h se examinen la pinza y también el disco del freno para ver si existe desgaste y si hay grietas. Entre la documentación recabada no hay constancia de estas revisiones ni del cambio en las pastillas del freno.

Desde el año 2002 el fabricante Lavia, actual titular del certificado de tipo, «edita un manual de mantenimiento para el modelo “Puelche” que es aplicable también a la PA-25 “Pawnee”. En lo referente al tren de aterrizaje, el manual incorpora la misma información que contenían las anteriores guías elaboradas por Piper».

1.4. Declaración del piloto

El piloto declaró que se disponía a realizar un vuelo de publicidad y hacía tiempo que no se usaba el avión, por lo que al arrancarlo estuvo durante un rato rodándolo por el aeródromo. Luego hizo la prueba de motor. Se decidió a hacer un vuelo por las proximidades y aterrizar en la pista 13 después de hacer un circuito a derechas. El avión, con patín de cola, realizó un aterrizaje normal. Al frenar actuó por igual sobre ambos pedales, pero el pedal izquierdo no respondió, por lo que el avión se fue hacia la derecha y se golpeó contra una valla que hay en el lateral. En el último momento pisó de nuevo el pedal derecho para tratar de mitigar el golpe. El piloto resultó ileso.

1.5. Información meteorológica

La información facilitada por los testigos fue:

- Viento con ráfagas de poca intensidad en superficie.
- Visibilidad buena y luz diurna.
- Libre de nubes.
- Temperatura: 25 °C.

1.6. Inspección en el lugar del incidente

El incidente fue comunicado once días después de haber sucedido, realizándose con posterioridad una inspección de la aeronave que había sido retirada a un hangar y una inspección del lugar del incidente en donde todavía quedan marcas y señales sobre el terreno.

1.6.1. Inspección de la aeronave

La inspección de la aeronave en el aeródromo arrojó los siguientes datos:

- La pata delantera izquierda dañada había sido sustituida por otra.
- La pinza del freno sufrió una rotura estática en su parte trasera inferior (véase Fig. 2). Esta pieza aloja en su interior a la pastilla del freno, que se sujeta a la pinza median-

te dos pernos. La rotura estaba en la zona que rodea a uno de los agujeros que son atravesados por los pernos.

- La pastilla del freno no se pudo inspeccionar porque el operador la había desechado.
- La hélice había sido desmontada y llevada a reparar. El plato estaba dañado (véase Fig. 2). Posteriormente se comprobó que la hélice había sido reparada y se le había realizado una revisión general.
- El alerón izquierdo estaba desmontado aunque no aparentaba daños apreciables.
- La punta del plano izquierdo y el borde de ataque habían quedado dañados.
- El estabilizador horizontal también estaba dañado en su lado izquierdo.



Figura 1. Vista general de la aeronave

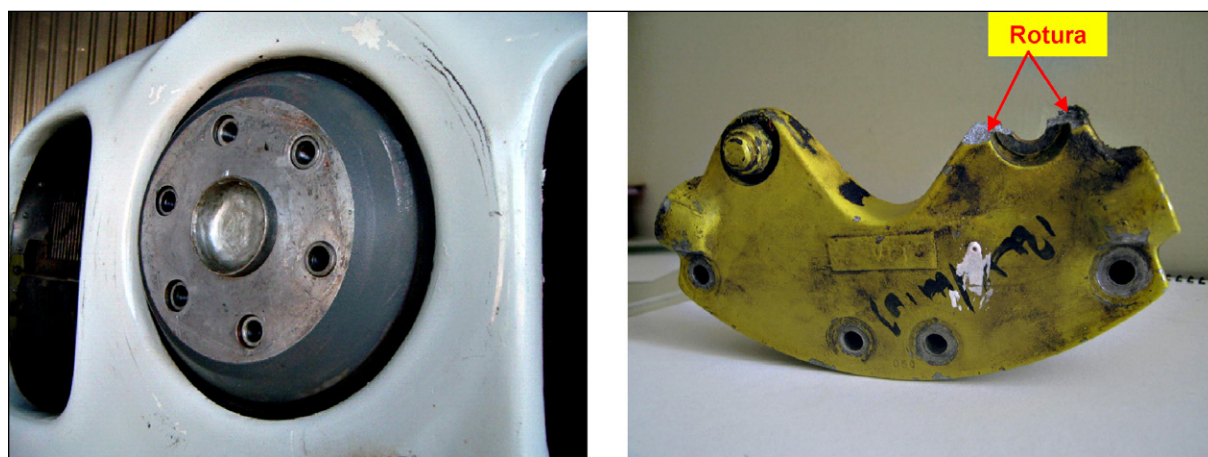


Figura 2. Plato de la hélice y pinza del freno

2. ANÁLISIS

2.1. Pinza del freno

No se pudo comprobar el estado de la pastilla del freno porque el operador la había desechado, pero los indicios apuntan a que estaba mucho más desgastada de lo que su función permite, de manera que la holgura era mucho mayor que la de diseño. La pastilla osciló sobre el eje con un movimiento transversal que ocasionó un esfuerzo superior al que puede aguantar la pinza en las inmediaciones del agujero por donde pasa el bulón, que es la parte más frágil de su estructura, e hizo que rompiera.

2.2. Trayectoria de la aeronave en el suelo

La pista del Aeródromo de la Axarquía, con orientación es 13/31, tiene una longitud de 637 m y un anchura de 20 m. El aterrizaje se produjo por la pista 13, y las primeras marcas de señales de frenado están a 200 m del umbral. Desde donde se inician las marcas de frenado hasta el punto por donde se salió la aeronave hay 40 m. Las marcas indican que el avión se fue inicialmente a la derecha, a continuación hacia la izquierda y finalmente volvió hacia la derecha (describió una «S») saliéndose de la pista hacia ese lado, atravesando el margen derecho y cayendo por un pequeño terraplén hasta que golpeó con la valla límite del aeródromo. El freno de la rueda izquierda no respondió porque se rompió la pinza e hizo que la pastilla no pudiera actuar sobre el disco en un primer momento, lo que explicaría el primer giro a la derecha. Acto seguido, la pinza rota, probablemente oscilaría haciendo cuña sobre el disco, bloqueando la rueda e impidiendo su giro, lo que explicaría que la misma se frenase muy bruscamente y el avión girase hacia la izquierda. Finalmente, por el propio movimiento se desbloqueó la rueda y el avión volvió a girar a la derecha, ya que la única rueda que estaba frena-

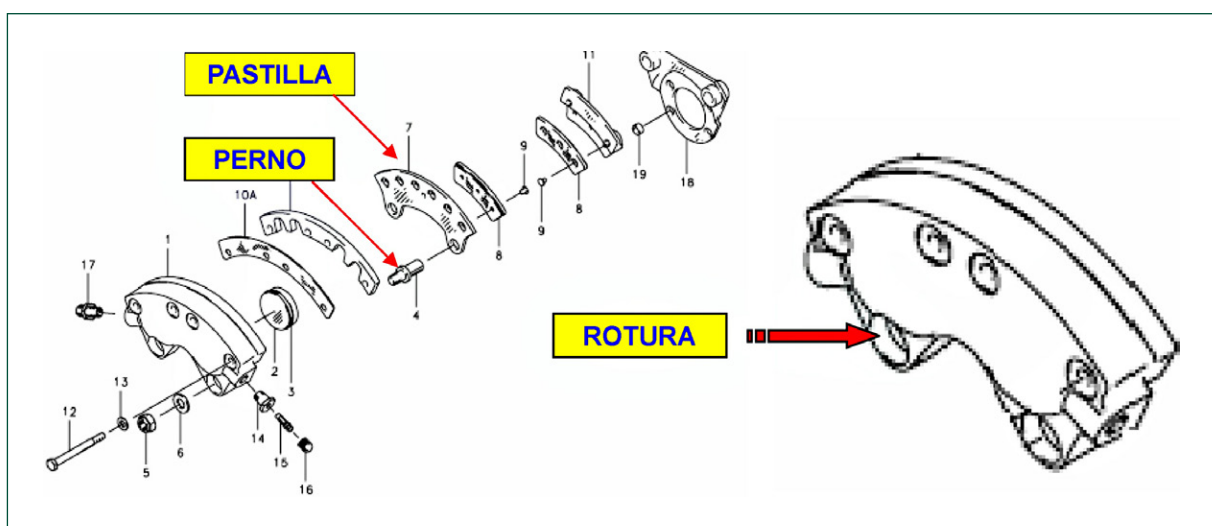


Figura 3. Despiece de la pinza del freno



Figura 4. Fotografías de las marcas de frenada dentro y fuera de la pista

da era la de ese lado, y se salió de la pista recorriendo muy poca distancia hasta que se chocó contra la valla.

Sin duda contribuyó a la rotura de la pinza el frenazo brusco que se dio en apenas 200 m de recorrido de aterrizaje, cuando la pista, con una longitud de 637 m, permite que la acción de frenar se haga paulatinamente.

2.3. Mantenimiento de la aeronave

Hasta el año 2002 no estaban integradas en un documento único, a modo de manual de mantenimiento, las instrucciones para la continua aeronavegabilidad aplicables al modelo PA-25. Por otra parte, se ha comprobado que el programa de mantenimiento que tenía aprobado la aeronave del suceso hacía mención a un documento, el Owner's Hand Book, que se ha venido utilizando en la práctica como referencia técnica aplicable para mantenimiento junto con unas guías para inspecciones periódicas (planillas) que no estaban fundidas en un documento único. Conviene, por tanto, que el programa de mantenimiento de estas aeronaves en España se revise para que recoja las instrucciones que realmente sean aplicables a su diseño de tipo.

Durante la investigación no se ha podido constatar que el mantenimiento de las patas del tren de aterrizaje se haya realizado según se indica en las guías para inspecciones periódicas.

3. CONCLUSIONES

La causa principal del accidente fue la rotura de la pinza del freno por un desgaste excesivo de la pastilla. Esta rotura impidió que la rueda izquierda frenase e hizo perder el

control al piloto ocasionando la salida de pista y el posterior choque. El desgaste excesivo de la pastilla es consecuencia de un deficiente mantenimiento de la aeronave. Un frenazo muy brusco al tomar tierra favoreció la rotura de la pinza.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

REC 27/06. Se recomienda a la DGAC de España que revise el programa de mantenimiento para los aviones del modelo Piper PA-25 Pawnee basándose en las instrucciones para la continua aeronavegabilidad que realmente le sean aplicables al diseño de tipo de esas aeronaves.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Miércoles, 15 de marzo de 2006; 16:15 h local
Lugar	Aeropuerto de Cuatro Vientos (Madrid)

AERONAVE

Matrícula	EC-GOZ
Tipo y modelo	CESSNA FR-172-J
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	CONTINENTAL IO-360-H
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	37 años
Licencia	Piloto privado de avión
Total horas de vuelo	130 h
Horas de vuelo en el tipo	130 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Aeronaves aparcadas (EC-IEH y EC-CSX)

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – No comercial – Privado
Fase del vuelo	En plataforma – Puesta en marcha

INFORME

Fecha de aprobación	27 de septiembre de 2006
---------------------	---------------------------------

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Descripción del suceso

El piloto tenía la intención de realizar un vuelo desde el Aeropuerto de Cuatro Vientos hasta el Aeródromo de Fuentemilanos. Las personas a bordo iban a ser el piloto y dos pasajeros.

Para realizar la puesta en marcha del motor, cebó el circuito para el arranque al menos seis veces, colocó la palanca de gases aproximadamente a 1/4 y la de mezcla en posición de mezcla rica.

Como la aeronave no se había utilizado desde hacía algo más de un mes, el piloto se encontró con que la batería estaba baja y no logró arrancar. Los tres ocupantes se bajaron de la aeronave y el piloto creyó haber dejado el freno de aparcamiento puesto y la llave de magnetos puesta, aunque en posición OFF. Las palancas de gases y mezcla quedaron en las posiciones usadas en el intento de arranque.

Mientras los dos pasajeros se dirigían al taller de mantenimiento habitual de la aeronave para conseguir una batería auxiliar, el piloto giró la hélice a mano produciéndose la puesta en marcha del motor.

Tras el arranque, la aeronave aceleró rápidamente y el piloto no pudo subirse a bordo para frenarla, por lo que la misma avanzó sin control por la plataforma hasta impactar con su hélice y plano derecho contra el plano izquierdo de la aeronave aparcada delante (EC-IEH). Las dos aeronaves quedaron enganchadas, y como el motor de la EC-GOZ seguía en marcha, en el movimiento subsiguiente de ambas, el morro de la EC-IEH golpeó contra el extremo del plano izquierdo de una tercera aeronave aparcada a su derecha (EC-CSX).

Tras este último impacto, la aeronave EC-GOZ se frenó lo suficiente para que el piloto la alcanzara, se subiera a bordo y parara el motor quitando la llave de magnetos, poniendo la palanca de gases en posición de cerrado y la de mezcla en posición de mezcla pobre.

El piloto no sufrió ninguna lesión.

Las aeronaves EC-GOZ y EC-IEH sufrieron daños importantes mientras que los de la EC-CSX fueron menores.

1.2. Información del personal

El piloto contaba con una licencia de piloto privado de avión y con un certificado médico de clase 2. Ambos documentos estaban en vigor en el momento del accidente.

Su experiencia de vuelo total era de unas 130 h, prácticamente todas en el tipo. Había volado por última vez unos 8 meses antes.

Según declaró poco después del accidente, su intención no era poner en marcha el motor de forma manual, sino sólo girarlo unas vueltas para facilitar el arranque posterior con la batería externa.

1.3. Inspección de la aeronave

Tras el accidente se realizó una inspección de la aeronave, cuyos resultados más significativos fueron los siguientes:

- El freno de aparcamiento funcionaba correctamente y mantenía frenada a la aeronave. Se vio que no era probable desengancharlo de forma inadvertida. Debido al estado del motor y hélice no se pudo verificar si retenía a la aeronave con plena potencia del motor. Lo habitual en este tipo de aeronaves es que el freno de aparcamiento no sea capaz de mantenerla frenada si se aplica una potencia alta de motor. También suele ocurrir que el freno de aparcamiento salta en cuanto la aeronave se pone en marcha aunque esté correctamente aplicado.
- La llave de magnetos funcionaba correctamente y ponía a masa a las mismas cuando estaba en posición de OFF.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

Dado que el motor se puso en marcha de forma normal (no se limitó a dar unas vueltas y pararse) y que no hay evidencias de fallo en el mismo ni en sus sistemas de control, se puede establecer que la llave de magnetos estaba en alguna de las posiciones de funcionamiento (1, 2 o BOTH).

Por los daños causados en la aeronave EC-IEH, se puede suponer que el motor suministraba una potencia importante y que, por lo tanto, la palanca de gases estaba bastante avanzada (seguramente más de 1/4).

La rapidez con la que aceleró la aeronave al ponerse en marcha el motor y el correcto funcionamiento del freno de aparcamiento hacen suponer que éste no estaba puesto o que se liberó al ponerse la aeronave en movimiento.

La situación en la que estaba el motor (primado varias veces, llave de magnetos conectada, palanca de gases en 1/4 o más, mezcla rica) hace relativamente fácil que el motor arranque al mover la hélice.

Aunque el piloto aseguró que no era su intención realizar un arranque a mano, es evidente que la actuación desarrollada es prácticamente la misma, por lo que hubiera sido

necesario aplicar las mismas precauciones que en este último caso o efectuar apropiadamente el procedimiento de arranque fallido. En este caso, no se realizó ninguna de estas dos actuaciones (véase Informe Técnico A-048/2005 de la CIAIAC para mayor información sobre arranques a mano).

El piloto contaba con una experiencia limitada y hacía bastante tiempo que no volaba. Estos factores pudieron influir en que se realizara una aplicación incorrecta de los procedimientos y que se descuidaran ciertas comprobaciones básicas para el arranque de motor.

Por todo ello se considera que la causa más probable del accidente fue la realización de un arranque manual del motor sin tomar las precauciones necesarias.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Viernes, 14 de abril de 2006; 11:30 h local
Lugar	Aeropuerto de Sabadell (Barcelona)

AERONAVE

Matrícula	EC-DAU
Tipo y modelo	CASA 1131-E (BUCKER)
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	ENMASA TIGRE G-IV A
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	72 años
Licencia	Piloto privado de avión
Total horas de vuelo	1.000 h
Horas de vuelo en el tipo	250 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	N/A

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – No comercial – Placer
Fase del vuelo	Carrera de despegue

INFORME

Fecha de aprobación	27 de septiembre de 2006
---------------------	---------------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del piloto

El piloto se disponía a realizar un vuelo local de una hora y media de duración para realizar prácticas de vuelo con la aeronave. Una vez en cabecera de la pista 31, y recibido ya el permiso de despegue, puso el motor a pleno rendimiento, con el fin de adquirir velocidad suficiente para levantar la cola. Dadas las condiciones de viento cruzado de 50° y 6 kt de intensidad, hubo de realizar la maniobra compensando con palanca al viento y pie contrario. En ese momento notó un tirón fuerte a la vez que el pedal derecho se fue a fondo. El avión se desvió a la izquierda derrapando hacia la derecha. A continuación colapsó el tren de aterrizaje y el avión recorrió unos metros hasta que se paró sobre la pista.

Al descender del avión el piloto observó que el cable de dirección del lado derecho estaba suelto.

1.2. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave sufrió rotura del tren de aterrizaje principal, además de daños en la hélice y rozaduras en la parte baja del fuselaje.



Figura 1. Estado general de la aeronave

1.3. Información sobre la aeronave

La aeronave es del modelo de tren de aterrizaje de patín de cola. El control de la dirección se realiza con los pedales, que se encuentran conectados al timón de dirección a través de un cable de acero flexible. La unión de este cable flexible con el timón de dirección se realiza a través del sistema denominado «Nicopress».

El manguito tipo Nicopress, que se coloca en el cable, tiene forma de ocho sin cerrar por el centro. La forma de conexión consiste en presionarlo cuidando de usar la herramienta adecuada, y en un orden establecido (véase Fig. 2): primero (1) en el centro, a continuación del lado del lazo del cable (2) y finalmente del opuesto (3).

Tras presionarlo, se ha de comprobar la correcta realización de la operación, realizando para ello una medida de la longitud del manguito que habrá de coincidir con unos datos definidos. En el caso que nos ocupa la longitud del manguito ha de pasar de 5/8 a 7/8 de pulgada.

Llevaba instalado un año y medio, que traducido en horas de vuelo pueden suponer en este avión unas 200 h.

Por el uso de exhibición que se le da a estos aviones, se realizan pocas horas de vuelo, aunque sometiéndolos puntualmente a grandes esfuerzos en la realización de algunas maniobras.

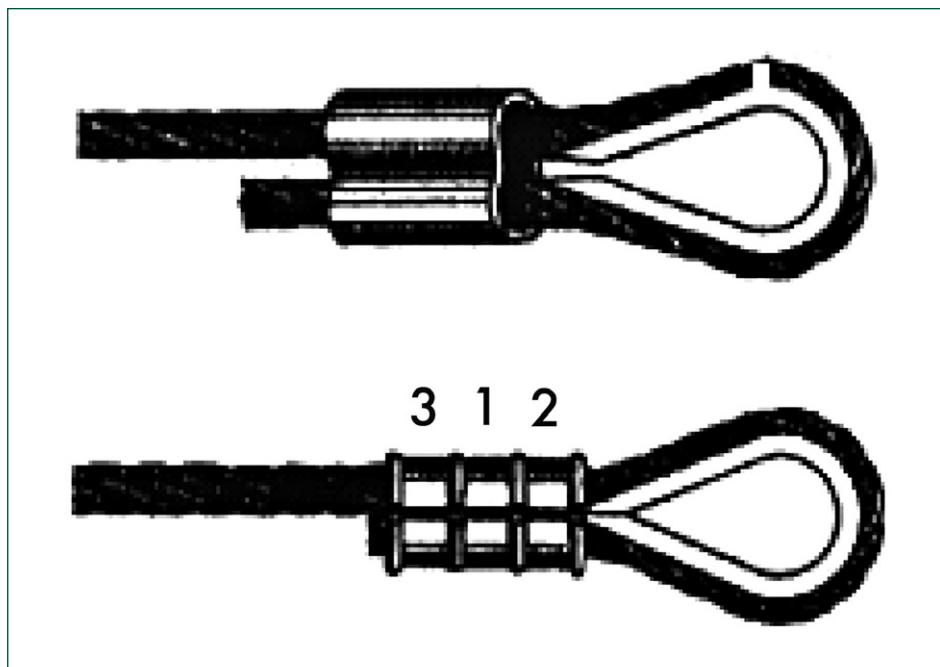


Figura 2. Unión tipo Nicopress

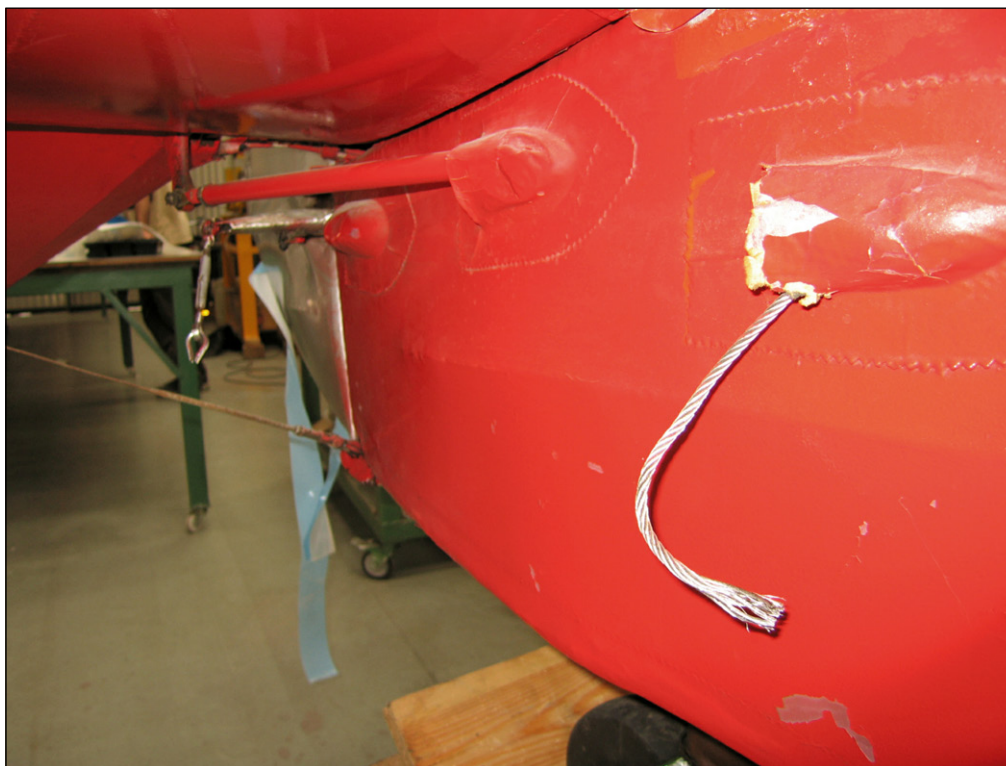


Figura 3. Detalle del cable suelto

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

En la inspección visual en taller, y como ya había sido observado por el piloto en el momento del incidente, se pudo comprobar que el cable de mando del timón de dirección estaba suelto en su unión al timón.

Por tanto, se considera como causa del incidente la pérdida de control de la dirección, provocada por el fallo de la conexión del cable de acero en su unión con el timón de dirección, al soltarse el manguito tipo Nicopress.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Jueves, 13 de julio de 2006; 14:30 h local
Lugar	Aeródromo de Santo Tomé del Puerto (Segovia)

AERONAVE

Matrícula	EC-CIV
Tipo y modelo	VELERO BLANIK L13 Biplaza
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	N/A
Número	N/A

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	49 años
Licencia	Piloto de planeador
Total horas de vuelo	220 h
Horas de vuelo en el tipo	100 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			1
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Daños en una encina

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – No comercial – Placer
Fase del vuelo	Aproximación – Circuito tráfico de aeródromo – Final

INFORME

Fecha de aprobación	27 de septiembre de 2006
---------------------	---------------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

La aeronave, un velero Blanik L13 de matrícula EC-CIV había despegado de la pista 12 del Aeródromo de Santo Tomé del Puerto, Segovia (LETP), sobre las 14:15 h local remolcado por un avión y con la intención de realizar un vuelo por la zona. El vuelo duró aproximadamente 15 minutos. En la maniobra de aproximación para el aterrizaje realizó el circuito a la izquierda de la pista 12 y, cuando se encontraba en el tramo final, golpeó contra una encina cerca de la cabecera de pista y a la izquierda del eje. El avión giró hacia la izquierda más de 90° y cayó impactando contra el suelo desde una altura aproximada de 2 m.

La aeronave presentaba un fuerte golpe en la parte inferior del fuselaje con deformación de la estructura y del plano izquierdo el cual presentaba un agujero en el borde de ataque en la zona donde golpeó contra la encina como se puede ver en la fotografía adjunta. Tenía además diversos golpes y deformaciones en el plano derecho y en el resto del fuselaje.

1.2. Información sobre la aeronave

El velero Blanik L13 se fabricó en 1973, con número de serie 025612. Tenía 16,2 m de envergadura, 8,4 m de longitud, 2,09 m de altura y una superficie alar de 19,2 m². La estructura y el ala estaban fabricados en duraluminio y su velocidad máxima operativa (V_{NE}) era 136 kt.

1.3. Declaraciones

1.3.1. Declaración del piloto

Despegó a las 14:15 h local por la pista 12, y al no encontrar ninguna ascendencia para continuar el vuelo solicitó al jefe de pista datos para el aterrizaje e inició la maniobra de



Figura 1. Fotografías del estado de la aeronave

aproximación con viento en cola izquierda a esa pista, a 250 m de altura. Cuando estaba a 150 m de altura, en el tramo final se encontró con una descendencia que le impidió llegar a la cabecera 12, enganchándose el plano izquierdo con una encina y haciendo que el avión girase hacia ese lado algo más de 90° (entre 100° y 110°, aproximadamente), cayendo contra el suelo desde 2 m de altura y desplazándose lateralmente 3 m, quedándose a poca distancia del comienzo de la pista.

1.3.2. *Declaración del pasajero*

Se trataba de un alumno del curso de piloto de vuelo a vela que iba de pasajero con la intención de familiarizarse con el vuelo y observar el funcionamiento de los instrumentos.

Manifestó que el piloto prefirió salir desde la cabecera de pista. Se había cambiado de la pista 30 (por la cual se hacen casi todas las operaciones) a la pista 12 porque el remolcador tuvo alguna dificultad. No era el primer vuelo que hacían. El despegue fue lento, se tardó en ganar altura y se hizo el recorrido habitual saliendo por el norte de Santo Tomé del Puerto. Durante el remolque no notó ni ascendencias ni descendencias. El vuelo fue corto, no más de 20 minutos. Hubo un momento en el que el piloto no oía bien la radio en la parte final del vuelo, y por eso cerraron todas las ventanas. Como en principio el piloto no podía comunicar, llamó él para indicar la aproximación para viento en cola. Luego retomó las comunicaciones el piloto. Recuerda que en el giro a base se pasaron al centrar el avión respecto al eje de pista, y que el piloto tuvo que usar los pedales con energía para corregir la trayectoria y lograr centrar el avión. Durante el descenso el piloto sacó el aerofreno dos o tres veces y lo mantuvo afuera durante bastante tiempo, pero él no notó ninguna descendencia. En el tramo final chocaron contra la parte superior de una encina de tronco delgado, con el plano izquierdo, e hicieron un giro en el aire hacia el mismo lado. El golpe le empujó contra la ventana derecha y luego contra el frente. Mientras descendían pensaba que la senda estaba siendo demasiado baja respecto del comienzo de la zona asfaltada de la pista (donde está acostumbrado a aterrizar en sus clases de instrucción), por lo que pensó que el piloto pretendía aterrizar utilizando toda la pista.

1.4. Información sobre el aeródromo

La situación del aeródromo (LETP) es 41°12'14" N, 03°35'30" W y su elevación 3.609 ft. Emplea la frecuencia de radio 123.55 MHz, y dispone de las pistas 15-33 de 1.000 × 50 m (terreno natural), 12-30 de 1.100 × 50 m (terreno natural) y 12-30 de 800 × 20 (asfalto) dentro de la anterior y cuyas cabeceras 30 coinciden prácticamente.

La pista 12 tiene una pendiente descendente en el primer 40% de su longitud, y el resto tiene pendiente ascendente. Prácticamente más del 90% de las operaciones se

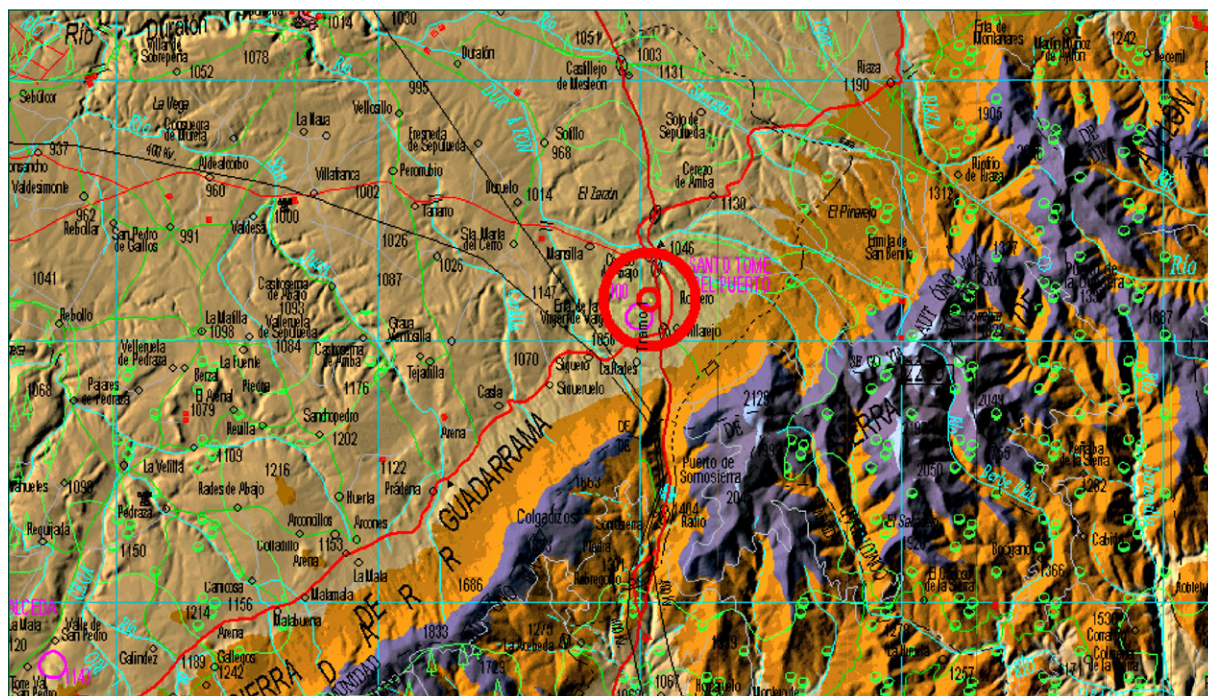


Figura 2. Situación del campo

hacen despegando de la pista 30, por lo que el uso de la pista 12 está muy restringido y solamente se utiliza cuando las condiciones meteorológicas son excepcionalmente buenas. La proximidad de la sierra de Guadarrama al sur del campo origina en ocasiones corrientes de aire a sotavento que inciden en las maniobras de aterrizaje. En el momento del vuelo había algunos cúmulos y la componente de viento estaba alineada con la pista 12.

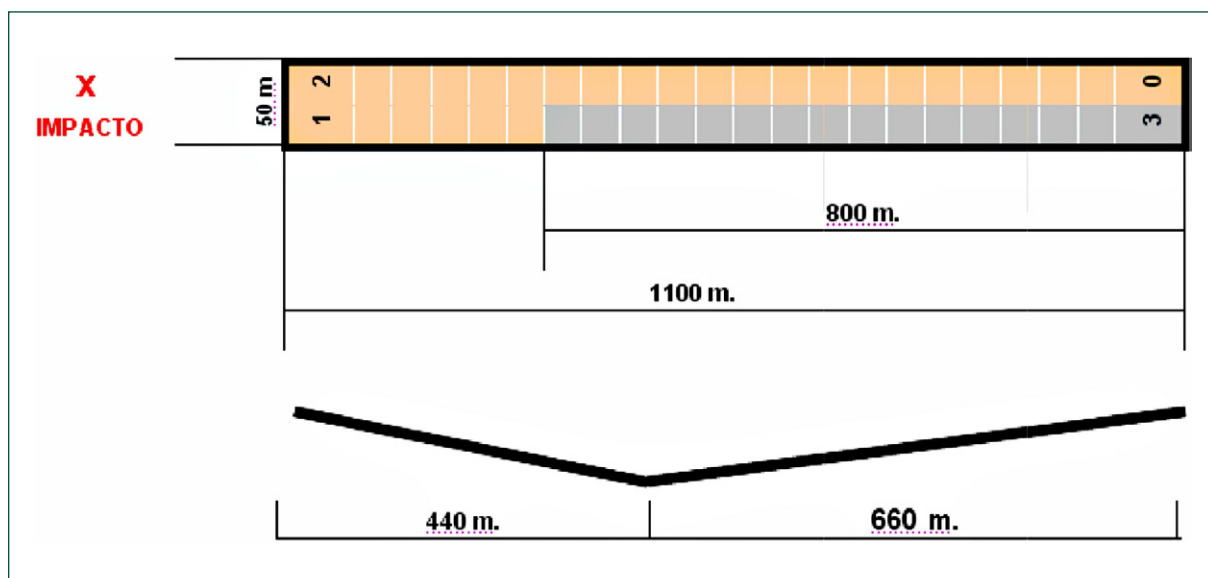


Figura 3. Planta y perfil de la pista 12-30 y punto de impacto

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

Parece seguro que la falta de ascendencias obligó al piloto a realizar un vuelo corto, que se redujo prácticamente a un ascenso y el posterior circuito de aeródromo, y que la intención del piloto era aterrizar en la pista 12 de tierra utilizando toda su longitud. Teniendo en cuenta que la práctica totalidad de las operaciones se realizan por la pista 30, el hecho de que se estuviera operando por la pista 12 indica que las condiciones meteorológicas eran excepcionalmente idóneas para el uso de esa pista, circunstancia se da muy pocas veces, por lo que la experiencia que tenía el piloto para situarse y tomar referencias en el circuito de la pista 12 era muy inferior a la que tenía con respecto a la pista 30. Hay que tener en cuenta, además, que su experiencia total de vuelo no era muy dilatada (220 h aproximadamente, de las que solamente se realizaron en este tipo de velero menos de la mitad).

El viraje a final se realizó cuando estaba a 250 m sobre el terreno, altura ésta que se considera suficiente para iniciar la senda de planeo en el tráfico estándar de un velero.

Por otra parte, es bastante probable encontrar en este aeródromo golpes de aire que se forman a sotavento de la sierra de Guadarrama, por lo que es posible admitir que la causa del accidente es que hubiera podido encontrarse con una descendencia que hizo que aumentara la pendiente de la senda impidiéndole llegar a la cabecera. En situaciones como la descrita la pericia del piloto y su experiencia desempeñan un papel fundamental para lograr el control del avión. Por otra parte, hay que tener en cuenta que si fueran correctas las apreciaciones del pasajero, que goza de cierta experiencia de vuelo como alumno, en el sentido de que los aerofrenos estuvieron desplegados demasiado tiempo durante la senda de descenso, y que en el viraje a final el avión no quedó centrado respecto al eje de pista y el piloto se vio obligado a corregir la trayectoria ocupando parte de su tiempo y su atención en esta tarea, serían éstos dos factores que habrían contribuido de manera notable a aumentar la pendiente de descenso final.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 12 de agosto de 2006; 20:50 h local
Lugar	A unos 4 km de la pista eventual de Carcelén (Albacete)

AERONAVE

Matrícula	EC-IVU
Tipo y modelo	PZL M18A Dromader
Explotador	Ángel Martínez Ridao Tratamientos Aéreos

Motores

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

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	48 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	3.532 h
Horas de vuelo en el tipo	120 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos – Comercial – Contra incendios
Fase del vuelo	En ruta – Crucero

INFORME

Fecha de aprobación	27 de septiembre de 2006
---------------------	---------------------------------

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

La aeronave despegó de la base de Carcelén (Albacete) aproximadamente a las 17:15 h para realizar labores de extinción en un incendio forestal declarado en la localidad de Petrola (Albacete).

En las dos primeras descargas la aeronave cargó agua en la base de Carcelén y en las demás en la base de Ontur (Albacete) por encontrarse ésta más cerca del incendio.

Sobre las 19:00 realizó una parada de descanso de unos 40 minutos en la base de Ontur. En esta base hay suministro de agua pero no de combustible.

Sobre las 20:25 despegó por última vez de la base de Ontur y, tras descargar en el incendio, se dirigió de vuelta a la base de Carcelén.

Cuando se encontraba a unos 4 km de la citada base el motor se paró. El piloto logró arrancar pero se volvió a parar inmediatamente. Dada la poca altura disponible sobre el terreno (y tras comunicar por radio a la base lo que ocurría), procedió a realizar un aterrizaje de emergencia en el lugar disponible más apropiado.

El piloto y único ocupante de la aeronave resultó ileso y pudo abandonarla sin ninguna incidencia adicional.

Tras contactar con el terreno y recorrer unos 80 m, la aeronave sufrió la rotura de la pata izquierda del tren de aterrizaje y se desvió hacia un barranco donde capotó. Los daños se redujeron a la hélice, tren de aterrizaje y golpes menores en diversos puntos.

No se produjeron daños a terceros dignos de mención.

1.2. Información de aeronave

La aeronave contaba con un certificado de aeronavegabilidad renovado por última vez el día 29-05-2006 y válido hasta el día 29-05-2007. De acuerdo con la documentación consultada, la aeronave era mantenida de acuerdo a su programa de mantenimiento autorizado.

1.3. Investigaciones

En la inspección de la aeronave se encontró que los depósitos de combustible estaban vacíos y no se apreciaban roturas en ellos. No se encontraron restos de derrames ni en el terreno ni en la superficie de la aeronave.

La aeronave había totalizado un tiempo de vuelo desde la última carga de combustible de aproximadamente 2 horas 20 minutos el día del suceso y unos 45 minutos el día anterior. En la última operación de carga de combustible se llenaron los depósitos al máximo.

La política de combustible empleada por el operador era la de empezar la jornada con los depósitos al máximo independientemente del tiempo de vuelo del día anterior.

El piloto declaró que en ningún momento fue consciente de que no hubiera combustible suficiente.

Las evidencias encontradas en la aeronave en el lugar del accidente confirman que la hélice llegó al suelo casi parada y sin potencia.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

Todos los indicios y evidencias apuntan a que la parada del motor se produjo por agotamiento del combustible.

Las tres horas de vuelo que realizó la aeronave entre el día del suceso y el anterior después del último repostaje están en consonancia con la autonomía máxima esperable para el tipo de operación que desarrollaba.

La aeronave empezó la jornada con menos combustible del previsto según la política de combustible empleada por este operador. La parada en una base (Ontur) sin suministro de combustible impidió que se pudiera repostar la aeronave aunque el piloto hubiera sido consciente del bajo nivel en los depósitos.

Los aforadores son en general de una precisión relativa y desde luego no son adecuados para estimar la cantidad de combustible remanente cuando el nivel es bajo.

Por todo ello se considera que la causa más probable del accidente fue el agotamiento del combustible de la aeronave.

ADDENDA

Reference	Date	Registration	Aircraft	Place of the event	
IN-007/2005	02-28-2005	EC-IHD	Cessna 208B Grand Caravan	Barcelona Airport	71
A-038/2005	07-18-2005	EC-FSP	Aerospatiale Socata TB-10	Near Salamanca Airport	95

Foreword

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

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

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

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

Abbreviations

°C	Degree(s) Celsius
AENA	Spanish Airports and Air Navigation
AFM	Airplane flight manual
AMSL	Above mean sea level
ATC	Air traffic control
ATIS	Automatic terminal information service
AW	Aerial work
BKN	Broken cloud (5-7 oktas)
CCWO	Caravan Cold Weather Operations
cm	Centimetre(s)
CSAP	Caravan Safety Awareness Programs
DGAC	Civil Aviation General Directorate
FAA	Federal Aviation Administration (USA)
FAR	Federal Aviation Regulations
ft	Feet
h	Hour(s)
IFR	Instrument flight rules
in	Inch(es)
kg	Kilogram(s)
KIAS	Indicated airspeed in knots
kt	Knot(s)
lb	Pound(s)
LH	Left hand
m	Metre(s)
mm	Milimetre(s)
NTSB	National Transportation Safety Board
P/N	Part number
POH	Pilot's Operating Handbook
PSWS	Pilot Safety and Warning Supplements
RH	Right hand
UTC	Coordinated universal time
VFR	Visual flight rules

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Monday, February 28, 2005; 06:16 h UTC
Site	Barcelona Airport

AIRCRAFT

Registration	EC-IHD
Type and model	CESSNA 208B Grand Caravan
Operator	Alaire

Engines

Type and model	PRATT AND WHITNEY CANADA PT6A-114A
Number	2

Crew

	Pilot in command	Copilot
Age	30 years	23 years
Licence	Commercial pilot (Aerop.)	Commercial pilot (Aerop.)
Total flight hours	3,360 h	600 h
Flight hours on the type	750 h	400 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			2
Passengers			
Third persons			

DAMAGES

Aircraft	Minor
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	Commercial air transport – Scheduled – Domestic cargo
Phase of flight	Takeoff

REPORT

Date of approval	September 27, 2006
------------------	---------------------------

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

On Monday, February 28 2005, the aircraft EC-IHD began takeoff from runway 07L of Barcelona Airport at 06:13h UTC¹, in order to carry out a cargo flight (urgent post) to Palma de Mallorca.

Approximately one minute after having started the takeoff run, when the aircraft was in the phase of initial climb at an altitude of around 800 ft, the pilot, noticing that the aircraft was beginning to vibrate and that he was not able to maintain airspeed or altitude despite increasing power, declared an emergency and his intention to return to the airport.

After making a 180° turn to the left, and judging it impossible to reach the runway given his low altitude, the pilot landed (with prior authorization from ATC) on taxiway Tango parallel to runway 07L-25R at 06:16 h.

The emergency landing was carried out normally and the aircraft did not suffer any apparent damage, making the taxi without assistance to the same parking position from which it had left.

During the taxi, when the ground control controller asked the reason for the emergency, the pilot answered that it had been due to the formation of ice.

The meteorological conditions at the airport the hours before the incident and during were bad (there had been a wave of polar air in the peninsula, the temperature was low, the air humidity was high and it was snowing).

1.2. Damages sustained in the incident

The direct and indirect damages caused by the emergency landing were as follows:

- **Crew:** none.
- **Aircraft:** around 60 seconds passed between when the pilot noticed that the aircraft was incapable of climbing and maintaining speed and altitude, to when he landed it on the taxiway. During this time, in an attempt to recover control of the aircraft, the pilot applied full power to the engine, so that upon first inspection, the damages were limited to the effects of operating the engine with excessive power (over-torque of the engine).

¹ Unless specified otherwise, time reference used in this report will be Universal Coordinated Time (UTC). For the winter season, during which this incident happened, the equivalent is Local time = UTC time + 1.

- **Collateral damages:** to allow the emergency landing, an aircraft that was approaching to land on runway 07L had to be diverted.

1.3. Crew information

The aircraft crew was made up of a pilot and a co-pilot who usually flew together. The pilot, who was 30 years old and of Spanish nationality, had 3,360 h of flying experience and 750 h in this type of aircraft.

The flight log for the four days prior to the incident shows the following pattern of activity:

- Four night flights per day of approximately one hour duration made at around 20:00, 01:00, 03:00 and 06:00 h.
- Flights between Barcelona - Palma de Mallorca - Ibiza.

On the day of the incident, the crew's activity had been less than that of the previous days as the 20:00 h and 03:00 h flights had not been made:

Date	Flight ²			
	Origin		Destination	
27-02-05	05:50	PMI	06:31	IBZ
28-02-05	01:24	PMI	02:12	BCN
	06:13	BCN	06:16	PMI

1.4. Aircraft information

The Cessna Caravan 208B is a high-wing aircraft, equipped with a single engine and tri-cycle landing gear. Two versions of this model exist, depending on whether designed for the transportation of passengers or for goods. In each version, it is possible to install an additional cargo hold in the lower part of the fuselage.

The aircraft EC-IHD, which was the cargo version, had the lower hold installed and was certified, among other things, to make flights in VFR, VFR night, IFR and icing conditions.

² The times recorded under Origin and Destination correspond to the time between takeoff and landing, in other words, effective flight time. PMI: Palma de Mallorca, BCN: Barcelona, IBZ: Ibiza.



In August 2004, the same aircraft suffered another incident during the landing roll at Ibiza Airport, when the nose landing gear leg remained partially folded forwards. This incident left the aircraft inoperable until February 2005, meaning that the airworthiness certificate, which expired in September 2004, had to be issued again in February 2005.

General information		
Registration	EC-IHD	
Manufacturer	Cessna Aircraft Company	
Model	208B Grand Caravan	
Serial Number	208B0934	
Year of Manufacture	2002	
Engine	Manufacturer	Pratt and Whitney Canada
	Model	PT6A-114A
Propeller	Make	McCauley
	Model	3GFR34C70
Certificate of airworthiness	Class	Normal
	Use	Category: Public transport of cargo; Aerial work (AW)
		Performance: Normal
		Type of AW: Parachute Jumping
	Issued on	21-02-05
	Valid until	20-02-06

Technical characteristics		
<i>Dimensions</i>	Wingspan	15.88 m
	Height	4.71 m
	Length	12.68 m
<i>Limitations</i>	Maximum takeoff weight (with cargo hold)	9,062 lb (4,110 kg)
	Maximum takeoff weight in icing conditions	8,550 lb (3,878 kg)
	Minimum crew	2 pilots for public transport of cargo

1.5. Meteorological information

During the month of February more than 13 autonomous regions were on alert due to the masses of arctic air which reached the peninsula. In the Spanish air transportation sector, the greatest impact of this wave of cold air was felt not only at Madrid-Barajas Airport on 23rd February, but also at Barcelona Airport on 28th February when 202 of the 840 scheduled flights had to be cancelled and the average delay time in 520 operated flights reached 94 minutes.

- **General situation at low levels³:** an anticyclone situated SW of Iceland and a major depression SW of Cadiz generated an intense gradient of pressure, especially in the north of the Iberian Peninsula, provoking a flow of air from E to NE with strong gusts of wind. Very cold air penetrated from the North, causing rain showers and snowfall at low altitudes.
- **Barcelona Airport⁴:** the information contained in the ATIS⁵ messages from 05:00 h until 5 minutes after the incident indicate the following conditions at Barcelona Airport both before and during the flight:
 - The sun rose at 07:50 h local time, meaning that the flight preparation, the taxi and the takeoff took place at night.
 - The air temperature was at approximately the freezing point.
 - The difference between the air temperature and the dew point was one degree from 05:10h until 06:00 h and equalised from 06:00 h to 06:20 h, which indicates that the air was saturated at the time of the incident.

³ Information provided by the National Institute of Meteorology.

⁴ Information provided by AENA-Barcelona Airport.

⁵ ATIS is the service of continuous information broadcasting in the terminal area which, on VHF frequencies, informs of the meteorological conditions existing in a determined aerodrome. Between 05:00h and 07:00h inclusively, the information issued by the ATIS Barcelona was updated a total of 14 times (ATIS H to ATIS U). The updating of the information occurs every 10 minutes, and in some cases, every 2 minutes.

- When the aircraft began the takeoff run it had been snowing already for one hour at the airport (the ATC logbook of the Barcelona tower recorded at 05:30 h the annotation "strong snow storm").
- The conditions from 5:00 h until the time of takeoff were worsening in terms of visibility, air saturation and temperature. The wind changed direction but decreased intensity from 13 to 6 kt. The cloudiness (in terms of cloud density and cloud cover) remained the same.

Time ATC	Information issued by ATIS						
	Wind		Visibility (m)	Current weather	Cloud base (ft)	Temp. (°C)	Dew point (°C)
	Degrees	kt					
05:00	350	13	7,000	Light rain	BKN 1,600	04	02
05:10	360	13	5,000	Light snow	BKN 1,600	01	00
05:20	340	12	5,000	Light snow	BKN 1,600	01	00
05:30	340	12	5,000	Snow	BKN 1,600	01	00
05:32	350	10	5,000	Snow	BKN 1,600	01	00
05:40	330	10	4,000	Snow	BKN 1,600	01	00
05:57	330	10	1,400	Snow	BKN 1,600	01	00
06:00	010	07	1,400	Snow	BKN 1,600	01	01
06:10	040	06	1,400	Snow	BKN 1,600	01	01
06:20	020 VRB	08	3,000	Light snow	BKN 1,600	02	01

1.6. Aerodrome information

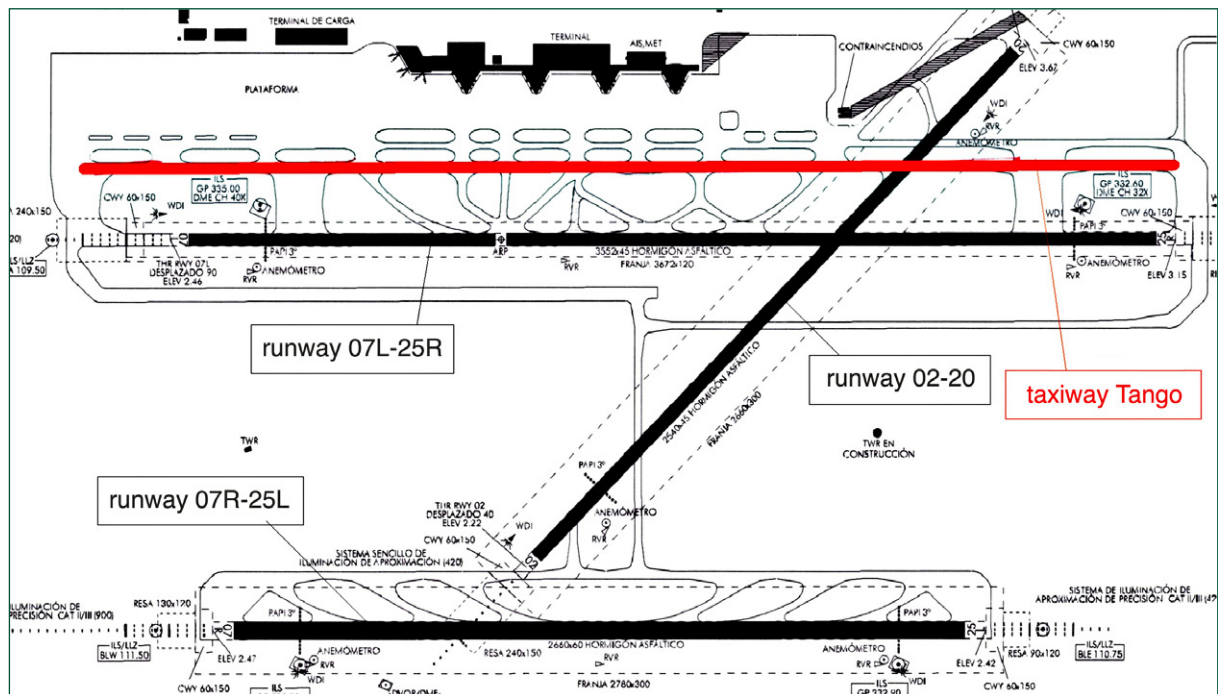
1.6.1. Taxiway Tango

Barcelona-El Prat Airport is situated at an altitude of 3.8 metres above sea level (elevation of the aerodrome reference point) and has three runways, two of which are parallel (07L-25R and 07R-25L) and a third which crosses the other two (02-20).

Taxiway Tango, on which the aircraft landed, runs parallel to runway 07L-25R and has a similar length to it.

1.6.2. Barcelona-El Prat Airport Winter Plan

The Winter Plan is a set of procedures and actions defined by Aena to minimise the effect on operations occurring in winter conditions of ice and snow. The inclusion of an airport in the Winter Plan is determined based either on weather criteria (if the yearly



average number of days of snowfall is more than 2, or if the yearly average number of days of frost is more than 10) or for operational reasons (if they have heavy traffic with a direct impact on other airports).

Due to its geographical situation, at sea level and with an average temperature in February of 14.6 °C Barcelona Airport does not fulfil the climatic requirements. It does, however, satisfy the operational requirements and is therefore included in the AENA Winter Plan.

Among many other aspects, the Winter Plan covers the planning of the technical means necessary to face adverse meteorological situations, in accordance with the climatic particularities of each airport. In the case of Barcelona, these equipment and systems were as follows:

Ice or snow on:	Action by:	Means:
• Apron • Taxiways • Runways	AENA-Barcelona Airport	• Vehicle fro spraying glycol with water • Urea chemical de-icing spreader • Snow plough • External equipment (grader...)
• Aircraft	Handling agents	Two pieces of equipment for de-icing aircraft at the parking lot (ther is no de-icing platform)

On the day of the incident, one of the two pieces of equipment used for de-icing aircraft, belonging to the Barcelona Airport handling operators, broke down, causing long delays in the aircraft de-icing process. As a result of the operational problems suffered

in Barcelona on 28th February and 1st March 2005, the fire service had to help with the aircraft de-icing process. This was not considered the responsibility of the fire service under the winter plan.

1.7. Investigation

1.7.1. Statements

Some of the details provided by the pilot and the co-pilot concerning the incident are as follows:

Flight preparation

- From the time at which the aircraft arrived at Barcelona from its previous flight, until the time at which it took off again, it was parked on the platform (out in the open).
- When they arrived to prepare the flight it was snowing and the aircraft was covered with recently fallen snow.
- They had never encountered meteorological conditions like those on the day of the incident. They had never before had to implement de-icing or anti-icing procedures on the ground.
- They removed the snow from the front wheel and the nose with a brush. On the wings they removed a bit of snow using a small ladder that they keep inside the aircraft. This ladder does not allow good access to the wing as they do not normally climb onto it and it is used only for checking the oil. There still remained some snow but they thought that the effect of the propeller and the takeoff would blow it off.
- They believed that they would not have any problems due to ice as the information given by the ATIS indicated a temperature of 4 °C.
- There was a three hour queue for aircraft to be de-iced.
- The information given by the Barcelona TWR was that there were no patches of ice on the runway.
- The aircraft was carrying a lighter load than on other occasions: it was carrying 8,004 lb.

Operation

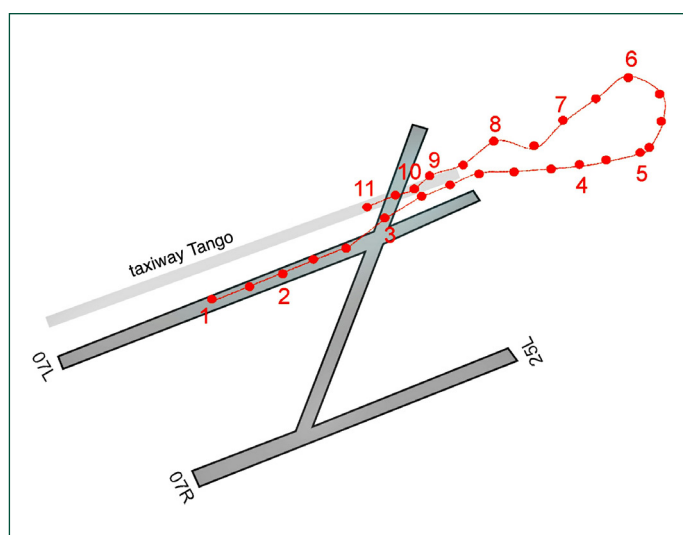
- They took off with flap setting 2. The speed at takeoff and initial climb was 80/90 kt.
- When they were at an altitude of around 400 ft, they retracted the flap setting 1, after which the aircraft began to vibrate and the controls began to react slower.
- They increased again to flap setting 2 and did not change this for the rest of the flight.
- The aircraft started to lose speed and become incapable of maintaining the climb despite the pilot applying full power. They therefore decided to return to the aerodrome and declare an emergency due to loss of altitude (around 1,000 ft/minute).

- They increased speed to around 100-110 kt.
- When moving the control wheel in order to begin the left turn, it got blocked or jammed and could not be centred again. The co-pilot had to help to pull the control wheel towards the right until a “crack” was heard and they recovered control of the roll.
- At around 250 feet they recovered control of the aircraft and made a normal landing on the taxiway, due to the impossibility of reaching runway 25R.
- After being questioned by ATC, they confirmed that the reason for the emergency was the ice accretion.

1.7.2. Aircraft flight path

Although it is not a type of information that is a required part of the control service, TWR does offer airport radar data presentation of the airport. These records, along with the transcript of the communications held with the tower⁶ during the flight and the statements of the crew, show the following:

- The maximum height reached by the aircraft was 800 ft (point 5).
- The rate of climb calculated between points 1 and 5 was 564 ft/minute, a value appreciably less than 835 ft/minute which is set by the POH (Pilot's Operating Handbook) for such flight conditions.
- The aircraft declared an emergency a few seconds before reaching 800 ft (point 5).
- From point 5 (800 ft) the aircraft began to lose height. The point to point calculations show a descent of 1,200 ft/minute until the aircraft descended to an height of 300 ft (point 7), from which point onwards the rate of descent was around 600 ft/minute.



Point	ATC hour	Height (ft)
1	06:13:33	0
2	06:13:43	100
3	06:14:13	400
4	06:14:43	600
5	06:14:58	800
6	06:15:13	500
7	06:15:23	300
8	06:15:33	200
9	06:15:43	100
10	06:15:48	0
11	06:16:08	0

⁶ Information provided by AENA.

- The next radar echo after initiating the turn is very near to point 5, which indicates a rapid loss of altitude.
- The turn to return to the aerodrome was very steep.
- At around point 8, when the aircraft was at approximately 200 ft, they notified TWR of their intention to land on the taxiway. ATC authorized the landing and informed them of the wind conditions.

1.8. Additional information

1.8.1. *Conditions of ice formation*

The process of ice formation is that in which water passes from a gas or liquid state into a solid state due to a decrease in temperature. Therefore, the meteorological conditions which must exist for this to occur are twofold:

- That there is humidity in the air (in other words, that there is water in the air), and
- That the temperature decreases to freezing point (0 °C), at which point the water contained in the air solidifies and forms ice.

Depending on the temperature, the state of the water can vary in the following way:

- At temperatures close to 0 °C, the water in the air is in a liquid state.
- At temperatures less than 0 °C, the water starts to transform into ice and the liquid content decreases. As an exception and under certain conditions, water can exist in a liquid state at less than 0 °C (supercooled water).
- At temperatures of around -20 °C, the ice content is very high.

As a general rule, the probability of ice formation on an aircraft is greater the greater the content of liquid in the atmosphere, as the water sticks to the surface and later freezes to it (the adherence of ice is much less as it bounces off). Icing therefore occurs at temperatures near 0 °C, when the content of water in a liquid state is higher.

In addition to this general condition, other situations do exist in which ice can form, despite the temperature not being close to 0 °C:

- When humid air comes into contact with the cold surface of the aircraft, it is possible for ice to form at temperatures higher than 0°C.
- Despite being at temperatures below zero in which under normal conditions the quantity of ice should be much greater than that of liquid water, drops of supercooled water freeze when coming into contact with the aircraft.

- In the case of aircraft with heat-based de-icing and anti-icing devices, these systems melt the ice, the water runs down and refreezes in areas behind the protection systems.

The ice which accumulates on the airframe can be one of three types, depending on how it is formed.

Type of ice	Temperature (°C)	Characteristics
Clear	Between 0 and –10	• Associated with high speeds and large drops that slide over the surface before freezing. • Ice can form in other areas apart from the protected surfaces. • Transparent. • Difficult to see.
Mixed	Between –10 and –15	• It has the worst characteristics of both the other types of ice. • Clear ice forms first and then rime ice sticks on top. • Very rough.
Rime	Between –15 and –20	• Associated with low speeds and small drops that freeze when they hit the aircraft. • White. • Normally forms on strut leading edges and wings.

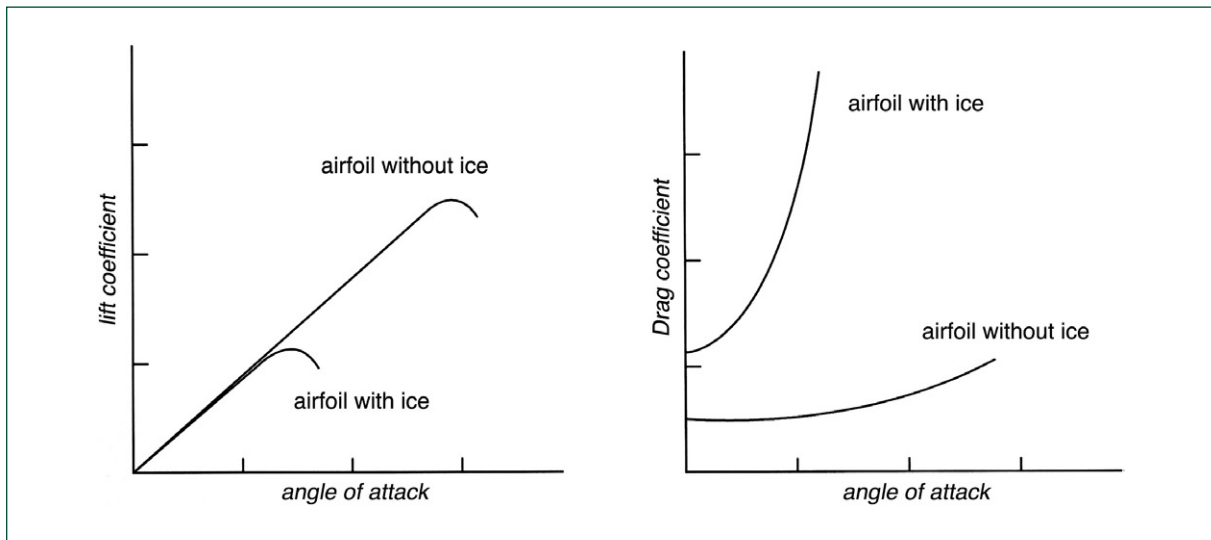
1.8.2. Effects of ice formation

Depending on the area of the aircraft on which the ice forms, it is distinguished between:

- Structural ice: ice which accumulates on the airframe (wings, tail, landing gear, pitot tube, etc.).
- Ice on the engine induction system (carburettor, etc.).

The accumulation of structural ice on the aircraft affects its aerodynamic characteristics as well as its controllability and airworthiness:

- **Effect on the airfoil:** alters the curvature of the airfoil producing the following effects on lift (L) and resistance (D):
 - With low angles of attack, there is practically no influence on L, meaning that when cruising the effect of the ice may not be noticed.
 - With high angles of attack (takeoff and landing) the maximum C_L has reduced as well as the critical angle of attack. In other words, the aircraft stalls earlier.
 - The effect on drag occurs at any angle of attack and increases of 100% in drag are not uncommon.
 - Disturbances occur in the local flow of the airfoil air flow, interfering with and restricting the movement of the flight controls.



- **Effecto on roll control:** having a thinner section than the wing root, the tips of the wing have a greater tendency to accumulate ice than the rest of the wing. Ice accretion in front of the ailerons can cause the detachment of the boundary layer on top of them and as a consequence the stalling of the tip of the wing and loss of control of the ailerons. If the flaps are extended, it is advisable not to retract them as this movement increases the wing's angle of attack and it could stall.
- **Effecto on the tail:** as happens with the wing tips in respect to the wing root, the horizontal stabiliser, being a thinner surface, also has a tendency to accumulate ice quicker than the wings. When the tail stalls, the pitch-up trim effect that it performs in normal operational conditions, no longer exists, meaning that the aircraft enters into a sometimes uncontrollable dive. When there is a stall of the tail in flight, it is not advisable to extend the flaps as these, in airplanes where the horizontal stabilizer is lower than the wing, increase the angle of attack of the horizontal stabiliser and may therefore start or accelerate the stall. The accumulation of ice on the tail is very difficult to detect visually and the stall occurs without the pilot being prepared for it.
- **Effect on the weight:** although it is not the most important effect, if there is a lot of ice formation, the increase in weight may cause the deterioration or loss of the aircraft's airworthiness characteristics, for example being unable to maintain altitude.

Therefore, the probability of the effects of structural ice appearing, depending on the flight phase of the aircraft, is the following:

- **Takeoff and landing:** the aircraft's high angle of attack and low speed during these phases make it very vulnerable to the formation of ice. In particular, ice can form in areas where in cruise mode it normally would not, such as areas behind the leading edges and on the upper surface of the wings. Stalling of the tail and of the wings frequently occurs in these flight phases, when the angle of attack is very high.

- **Cruise phase:** configuration changes during the cruise phase should be made gradually, as often the effect may not be noticed much during level flight. If, however, the flaps or spoilers are operated, the effect would be noticed suddenly.

The consulted documentation on aircraft Cessna Caravan 208B⁷ describes the following effects caused by ice formation on the aircraft:

- When there is a 1/4 inch accumulation of ice on the wing's leading edge, the pilot should be prepared for a significant increase in the required power, in the approach speed, in the stall speed and in the landing distance.
- An accumulation of 1 inch of ice on the wing's leading edge can cause a rapid loss in the rate of climb (up to 500 fpm), a reduction in the cruise speed of up to 40 KIAS, significant vibrations and an increase in the stall speed of up to 40 kt. Even after operating the de-icing boots, the remaining ice can cause a loss of up to 200 fpm in ascent, 20 kt in cruise and an increase of 5 kt in the stall speed.
- The accumulation of ice alters significantly the curvature of the airfoil as well as increases the weight of the aircraft. The stall speed increases and the speeds of optimum performance change. Flying at high angles of attack can cause accumulations of ice on the wing's upper surface and on the horizontal stabiliser behind the protected surfaces.

1.8.3. *Cessna requirements for flight in icing conditions*

To operate safely in meteorological conditions of ice formation, three requirements should be fulfilled:

- That the meteorological conditions are suitable.
- That the aircraft is equipped with specific ice protection systems.
- That the crew apply the right procedures for conditions of ice formation.

1.8.3.1. **Meteorological conditions**

In the case of the Cessna 208B, these conditions are those established by the American administration in Title 14, Part 25, Appendix C of the Federal Aviation Regulations (FAR) and which define, by means of a set of variables, the situations of ice formation in which a suitably equipped aircraft can fly safely⁸.

⁷ Consulted documentation: Pilot's Operating Handbook (POH), Pilot Safety and Warning Supplements (PSWS), Caravan Cold Weather Operations (CCWO) and Caravan Safety Awareness Programs (CSAP).

⁸ This regulation distinguishes between extreme conditions in which the aircraft is able to fly continuously and those in which it can fly intermittently. They are presented in a graphic form that links atmospheric variables such as water drop diameter, temperature, altitude, etc.

Outside these margins of certification, it is possible for ice formation to occur with such severity that the ice protection equipment cannot remove it, and therefore significant deterioration in the aircraft's performance and controllability could occur.

On a practical level, the use of the information in Title 14, Part 25, Appendix C of the FAR to determine whether or not the meteorological conditions are within those certified is complicated, which is why aircraft operation manuals provide a series of general visual directions that can guide the pilot as to the severity of the conditions the flight will encounter.

In the aircraft documentation, Cessna provides the following information on how to identify conditions of ice formation:

- It is considered that icing conditions exist if the outside air temperature (OAT) is 10 °C or less and there are visible signs of humidity. No aircraft which is not certified for flight in icing conditions can fly (PSWS).
- Icing conditions always exist if the OAT is between 10 °C and –30 °C and there are visible signs of any kind of humidity (CCWO).
- Caution must be increased in temperatures close to the freezing point with visible presence of humidity (valid POH)⁹.
- Maximum icing occurs when the OAT is between 0 and –10 °C (CCWO).
- Although it is noted that flying under meteorological conditions outside the margins of FAR certification is dangerous, it is not specifically prohibited. Various indications are however listed that may help a pilot recognise meteorological conditions outside those certified. In such cases, the pilot is warned to take measures and to abandon these conditions (valid POH).

1.8.3.2. Protection systems

In order for an aircraft to be certified for flight in icing conditions, it must undergo a set of trials and tests to prove that, when suitably equipped, it is capable of flying safely in this type of situation.

In general, there are two types of aircraft ice protection systems:

- De-icing systems: these are reactive systems, in other words, they remove ice after it has formed. De-icing systems are usually of the pneumatic or boots kind (rubbers situated on the leading edges of certain surfaces which, on inflating, detach the ice

⁹ On 02-03-05, two days after the incident, Cessna issued a revised POH in which the chapters relating to conditions of icing were modified. The most important modification in the revised POH is that takeoff with contamination on the aircraft is expressly prohibited and that a tactile as well as visual inspection of different aircraft surfaces is obligatory to check that there are no remains of snow, ice, etc.

formed on them) or electro-impact (pulses which cause rapid movements in the aircraft's surface).

- Anti-icing systems: these are preventive systems which avoid the accretion of ice on the aircraft through the application of hot air, chemical products or electric systems.

In the case of the Cessna Caravan 208B, the specific on board de-icing and anti-icing systems, defined in the regulations of certification for operation in conditions of maximum continuous or intermittent icing, are the following (POH):

- On the leading edge of the horizontal stabiliser: de-icing boots.
- On the leading edge of the vertical stabiliser: de-icing boots.
- On the windscreen: anti-icing panel.
- On the leading edges of the wing and strut: de-icing boots.
- On the propeller: anti-icing boots.
- On the pitot-static system: anti-icing heating system.
- On the stall warning system: anti-icing heating system.
- Wing ice detection lights (for night flight).

In addition to the equipment on board, on the ground there are three types of product or chemical fluid (Type I, Type II, Type IV)¹⁰ which can be applied to remove existing ice and prevent its formation in flight for a certain period of time (defined as holdover time).

1.8.3.3. Specific procedures

In addition to the certification and the appropriate onboard systems, flight in conditions of icing changes, to varying degrees, the aircraft's flight characteristics and, therefore, requires some specific operational procedures.

Listed below are some interesting aspects taken from the aircraft's technical documentation¹¹ and which are relevant to the incident:

- When to operate:
 - Deliberately flying in known icing conditions is prohibited, unless having the suitable equipment and the aircraft weight is 8,550 lb or less (valid POH).
 - Flying under meteorological conditions outside the margins of FAR certification, although dangerous, is not specifically prohibited (valid POH).

¹⁰ De-icing fluids (Type I) or anti-icing fluids (Type II and Type IV) are watery solutions that work by lowering the water's freezing point, whether it be in its liquid phase or crystallisation phase.

¹¹ Technical documentation references have been taken from the POH. New procedural aspects, as a consequence of the publication of the new POH in March 2005, have been included.

— Takeoff conditions¹²:

- In cold meteorological conditions it is essential to remove any small accumulation of ice, frost or snow from the wing, tail and control surfaces. Also, it must be ensured that there are no accumulations of snow or other remains in the internal areas of the control surfaces (valid POH).
- During operation in cold weather, the crew is responsible for ensuring that the aircraft is free of contamination (valid POH).
- No takeoff should ever be carried out with ice or snow on the wings (CCWO).
- Taking off with ice, snow, frost or any other remains stuck to the wing, horizontal stabiliser, propeller blades or engine intakes is prohibited (revised POH).

— Procedures before takeoff:

- In addition to a visual check, a tactile check of the leading edge of the wing, the upper surface of the wing, the leading edge of the horizontal stabiliser and of the propeller blades is required when the conditions are (revised POH):
 - OAT less than 5 °C and visible humidity, or
 - The aircraft has been exposed to visible humidity since its previous landing, or
 - The difference between the dew point and the OAT is less than 3 °C, or
 - There is water on the wing, or
 - The aircraft suffered from an accumulation of ice on its last flight.
- The ice protection equipment is not designed to remove snow, ice or frost which has accumulated on a parked aircraft to a standard suitable to ensure a safe take-off and flight. It is not the purpose of the de-icing fluids to remove snow accumulated on the aircraft. The best way to do this is by mechanical brushing or sweeping (valid old POH).
- The de-icing fluid Type I and the anti-icing fluids Type II and Type IV, can be used sequentially to ensure compliance with the FAA regulations, which state that all critical components (wings, control surfaces, for example) must be free of snow, ice and frost before takeoff (valid POH).
- When icing conditions are present on the ground, in the 5 minutes before take-off an inspection should be made to check that there is no contamination on the aircraft and that the applied fluids are still working effectively (valid POH).

— In-flight procedures:

- When observing signs of severe ice, the flaps must not be retracted until the aircraft surface is free of ice (valid POH).

¹² The American FAR regulations, Title 14, 121.629, 125.221 and 135.227 says that "No person may take off an aircraft when frost, ice, or snow is adhering to the wings, control surfaces, propellers, engine inlets, or other critical surfaces of the aircraft".

- When operating at 4 °C or less with visible humidity, the flaps must not be extended above 20° for landing (valid POH).
- When an accumulation of ice occurs, it is necessary to increase the speed of the aircraft.

1.8.4. *Background*

Owing to a total of 26 accidents related to the formation of ice on Cessna Caravan 208 aircraft between 1987 and 2003, on 15th December 2004, the National Transportation Safety Board (NTSB) published a study¹³ in which the circumstances of these accidents were analysed.

As a conclusion, the NTSB issued a total of four recommendations in the report, which related to various aspects of the operation of Cessna 208 in icing conditions:

- Periodic training of pilots in de-icing procedures on the ground and flight in conditions of ice formation.
- Operators to develop, together with Cessna, effective strategies of operation in conditions of ice formation (identifying conditions of icing, use of flaps and engine with ice, etc.).
- Request all Cessna 208 pilots and operators to carry out a visual and tactile inspection of the wings' leading edges and the horizontal stabiliser.
- Revision of the FAA supervision procedures, relating to the verification of compliance with the FAA requirements of companies certified to fly in conditions of icing.

2. ANALYSIS

The analysis of the incident suffered by aircraft EC-IHD is considered in two parts: on the one hand, an analysis of several aspects or determining factors relating to the operation and on the other, an operational evaluation of the flight.

2.1. Determining factors in the operation

It is concluded that the decisions made by the crew in relation to the operation could have been influenced by the following aspects:

Type of operation

In the air transportation sector, time is one of the most important determinants, above all in very congested airports where missing the predetermined departure time can cause

¹³ Safety recommendation. Date: 15th December 2004. In reply to: A-04-64 through-67.

significant operational delays. In addition, companies usually plan the operations of their aircraft in a linked or sequential way, meaning that a delay in one flight can effect subsequent operations.

In the case of the aircraft EC-IHD, in addition to the two previous determinants, the aircraft was carrying urgent post, meaning that punctuality and compliance with schedules, as regards to connections and delivery times, could have been more important than with other types of goods.

Activity times

From the information provided by the company, it was concluded that the crew of aircraft EC-IHD usually had a work routine of approximately 12 hours of activity and 12 hours of rest¹⁴. Among other criteria, flight planning includes crew activity times, meaning that a delay of more than three hours, as the crew stated the application of anti-icing fluids would have caused them, would have meant that in addition to missing their slot (planned departure time), the crew would have probably exceeded the maximum activity time permitted.

De-icing and anti-icing processes

Despite the exceptional nature of the meteorological conditions at Barcelona Airport on the day of the incident, its inclusion in the AENA Winter Plan should have ensured a more effective response, above all in relation to the aircraft de-icing services.

According to the crew's statement there was a three hour wait, meaning that if they had decided to apply the de-icing and anti-icing fluids before takeoff, the delay to the operation would have been at least this amount of time, with the subsequent consequences for the rest of the day's operations, goods delivery deadlines and crew activity times.

Previous experience and crew training

In Spain in general, and in particular in the area where the crew usually flew, it is very rare for atmospheric situations like those on the day of the incident to occur, this day also being the first time that the crew had found themselves in such a situation.

The very low probability of such situations occurring in Spain means that the companies that fly in these areas most likely have other training priorities, and that this aspect

¹⁴ The current regulation in respect to this (Operational Circular 16B of the DGAC) establishes, for a 2 pilot operation in public cargo transport, an aerial activity period of 12.15 h with 10.5 h of rest, depending on the time of start of the period and the number of landings.

is devoted less attention. In fact, the crew of aircraft EC-IHD had not received any kind of training in flying in conditions of ice formation beyond the content of the courses in aircraft familiarisation. In other words, they found themselves in a new situation that they were not accustomed to and for which they had not received specific training¹⁵.

Technical means

Before takeoff, to ensure that the aircraft's critical surfaces were free from any remaining snow, ice, frost etc. the crew had to gain access to, among other areas, the upper part of the wings and remove the remains of ice or contamination which could have been there. For this they had a brush and a small ladder which they used for routine tasks, such as checking the oil level, but which they had never before used to gain access to, for example, the upper part of the wings.

In the case of this aircraft, the high height of the wing did not allow sufficient access, with the ladder that they had, to areas such as the lower surface to be able to remove any remaining contamination from there before takeoff.

Manufacturer information

After consulting the chapters relating to flying in conditions of ice formation in the aircraft Cessna 208B technical documentation, current at the time of the incident, it is noted that:

- The instructions on how to identify icing conditions are clear and with easily obtainable data: temperatures lower than 10 °C and the presence of visible humidity.
- The warning that it is possible to find meteorological conditions outside those certified, which could cause severe icing and significant deterioration in the aircraft's airworthiness, is constant throughout the document. Visible indications to determine if conditions are outside those permitted are described.
- The only prohibition existing in the document refers to flying an aircraft which is not certified to fly in icing conditions. With a certified aircraft, the pilot is ultimately responsible and, in this sense, can operate under any meteorological conditions.
- The terminology used in the documentation is not very categorical in relation to the importance of taking off with a "clean" aircraft, insofar as it uses words such as "...it is essential..." or "...it should not be..." which seem to contradict with the reference to the "...responsibility of the crew to ensure that the aircraft is free of contamination...". In the new version of the POH, edited on 2nd March 2005, this ambiguity is removed by means of phrases such as "...it is prohibited...".

¹⁵ A short time after the aircraft EC-IHD incident, all the company's personnel attended a course on flying in conditions of ice formation.

- In almost all the general information on flying in icing conditions, the suitability of carrying out tactile as well as visual inspections is mentioned, in order to check that there is no ice on the aircraft before takeoff. This aspect, included in the safety recommendations issued by NTSB in December 2004, was not considered in the aircraft documentation, but was incorporated in the latest version of the POH from March 2005.

2.2. Flight analysis

Flight preparation

On 27th February 2005 at 02:12 h, the aircraft arrived from Palma de Mallorca to Barcelona Airport, where it was then parked out in the open until just before 06:00 h, when the crew began the preparation for the next flight.

During the four hours that the aircraft was on the apron, the meteorological conditions were worsening: more specifically, 1 hour before takeoff it began to snow and the temperature decreased from 4 °C to 1 °C with the air at practically 100% saturation. In the aircraft's technical documentation, as well as in the rest of the material consulted on the subject, these are considered icing conditions (being less than 10 °C and with visible humidity). In fact, temperatures close to the freezing point, as in the case of the incident, are the most dangerous in terms of the formation of ice on an aircraft, as the content of water in liquid state is at its highest and it sticks to the aircraft's surface and freezes (due to the cooling effect caused by the aircraft's movement and/or the decrease in temperature during climb).

According to their statements, the meteorological information which the crew took into account in the process of flight preparation was that the ATIS temperature was 4 °C, meaning that they did not think that they would have problems with icing. Firstly, and related to this point, it is highlighted that the information which they used corresponded to the ATIS information at 05:00 h, and that the aircraft took off at 06:13 h. In other words, they did not update the information despite the adverse conditions and the fact that they were in a situation different from what they were used to. Secondly, the fact that with a temperature of 4 °C the crew did not consider the possibility of an icing problem, shows a training deficiency regarding the basic conditions of ice formation.

In the checks prior to flight, the crew attempted to remove the remains of snow that had accumulated, for which they used a brush (as the procedures recommend) and a ladder with which they could reach the high surfaces such as the lower surface of the wings, the control surfaces and the horizontal stabiliser. They swept a bit of snow from the aircraft's nose and a bit from the upper surface of the wings but the problems of accessibility to this area, together with the fact that at the time it was still night, prevented them from checking that the aircraft was free of all contamination. Also, they

thought that if any snow remained it would be blown off by the spinning of the propeller.

Despite the fact that the meteorological conditions posed a hazard of ice formation, that other aircraft were being sprayed with de-icing and anti-icing fluids and that they could not be certain that there were absolutely no remains of ice, snow or frost on the aircraft, the crew still decided to takeoff without any protection against ice formation¹⁶ (fluid Types I, II and IV).

Flight

Under these conditions the aircraft began the takeoff run and initial climb with a rate of 564 ft/minute, calculated during the first minute of flight after rotation (in other words, up to an altitude of 800 ft). This value is appreciably less than the one defined by the POH for flight conditions similar to those of the incident. The weight of the aircraft was less than the limit defined for operating in icing conditions, meaning that this is ruled out as an influencing factor in the performance deterioration which occurred. In addition, the fact that just one minute after takeoff the aircraft began to descend at a rate of 1,200 ft/minute, supports the hypothesis that it may have taken off with remains of snow, ice or frost which had accumulated during the four hours when it was parked, and that this may have accelerated the process of ice accumulation.

Nobody from the company or the airport has specified the area on the aircraft where the ice formed, therefore it is very difficult to discern, beyond a generic evaluation based on the symptoms described by the crew, which areas may have been affected.

Firstly, given the aircraft's position in respect to the air flow, takeoff is dangerous due to the accumulation of ice which can occur in unprotected areas or those not usually affected, such as the lower surface of the wing.

In critical situations, such as takeoff, aircraft configuration changes can accelerate the process of stalling, which is why the valid POH recommends not retracting the flaps until it is assured that surfaces are free of ice. The crew, however, took off with the flaps deployed at 20° and retracted them in accordance with normal procedures, without checking for possible contamination on the wings.

After reducing the flaps to setting 1, the aircraft began to vibrate and to lose altitude (the crew ruled out that the vibrations were due to ice on the propeller, as in this case they would have been less severe). Ice generally accumulates in an asymmetric form,

¹⁶ The conditions on the day of the incident are not part of the conditions of FAR certification and according to the evaluation made by Cessna, using humidity and type of precipitation data, the takeoff should have been made with an aircraft completely clean of all contamination and after the application of de-icing and anti-icing fluids.

meaning that the vibrations in the aircraft, in addition to the loss of altitude, reinforced the hypothesis of ice formation. As explained in section 1.8.2, reducing the flaps means a lower angle of attack of the horizontal stabiliser and therefore, should have reduced the risk of the tail stalling. However, the effect of this action on the wing is completely the opposite, whereby reducing the flaps increases the wings' angles of attack and their risk of stalling. Therefore, based on the aircraft's reaction to the flaps' retraction, it is considered likely that the accumulation of ice occurred (at least) on the wings and that these stalled first. Studies on flight in icing put special emphasis on the need to recognise quickly if ice is forming on the wings or tail because the recovery procedures are conflicting, as has been seen in respect to the flaps setting.

In this case, despite reopening the flaps to 20°, the aircraft did not stop vibrating or improve performance and it continued to lose altitude. In cases where ice accumulates on the tail and the horizontal stabiliser stalls, the most important effect is the loss of altitude and the dive into which the aircraft enters due to the loss or cancellation of its pitch-up effect. The flaps deflection with which the aircraft was flying most likely increased the angle of attack of the tail in respect to the wings, and it is believed that the tail could have also stalled.

After the aircraft began to lose altitude and the crew declared an emergency, they began a sharp turn in order to return to the aerodrome. Turns, due to the risks that they pose, are not normally recommended in such conditions and, in the case of the incident, after the movement of the ailerons to execute the turn they became blocked, therefore preventing the crew from recovering the neutral position of the control wheel. In aircraft which use cables to transmit movement, the physical jam of controls can be caused by thermal contraction of the cables, by the freezing of the transmission mechanisms' lubricating oil, or by the formation of ice on the ailerons themselves. In this case, it is believed that the temperature was not low enough to cause the cables to contract or for the oil to freeze (they are also normally designed to withstand low temperatures), meaning that it is very possible that the blocking of the control wheel was due to some kind of accumulation of ice which prevented the movement of the ailerons. When the crew pulled the controls, at some point they must have detached the ice and the cable, which was under tension, made a "crack" sound which was heard in the cabin.

As soon as the crew detected the first problems of controllability, they increased the aircraft's speed, as recommended in the procedures for counteracting the modification in the stall characteristics and for promoting the detachment of ice. Despite this, the aircraft was uncontrollable and was losing altitude at a rate of between 1,200 and 600 ft/minute.

Control of the aircraft was recovered at a height of around 250 ft and when they were still not aligned with runway 25R, for which reason they decided to land on taxiway Tango after obtaining clearance from the control tower.

3. CONCLUSIONS

The probable cause of the aircraft EC-IHD incident is believed to be the stalling of the aircraft due to the formation of ice during takeoff, with the aircraft not protected by de-icing or anti-icing fluids and with some possible remains of frost, snow or ice accumulated on the airframe.

It is believed that the crew's decision to operate in these conditions could have been influenced by:

- Lack of knowledge of the effects of ice on the control of the aircraft, of the conditions of its formation and of the limitations of de-icing and anti-icing equipment.
- Lack of knowledge of the specific procedures to be applied, for this type of aircraft, in conditions of ice formation.
- Lack of suitable technical means to access and carry out pre-flight inspections, which are defined for such situations in the aircraft's documentation.
- Lack of previous experience in meteorological situations similar to those of the incident.
- A certain degree of pressure to comply with the planning of the operation due to the kind of goods that were being transported, the implications for the rest of the operations and the possible consequences for activity times.
- Delay in the de-icing processes at Barcelona-El Prat Airport.

4. SAFETY RECOMMENDATIONS

REC 24/06. Unusual operational scenarios imply a risk to the operations due to the novelty factor faced by crews. Flight in conditions of ice formation is very dangerous due to the effects on the aircraft's characteristics of controllability and airworthiness and, therefore, crew training is important. For this reason, it is recommended that the Civil Aviation General Directorate (DGAC) ask commercial aerial transport companies to carry out specific periodic training courses on flight in adverse meteorological conditions that, at least, would cover aspects such as:

- Conditions of ice formation and how to recognise them.
- Types of ice.
- Formation of ice on the aircraft.
- Recovery procedures.
- Procedures in icing conditions on the ground.
- Capability and limits of de-icing and anti-icing equipment and systems.

REC 25/06. In order to comply with the Pilot's Operating Handbook issued in March 2005, it is recommended that the Civil Aviation General Directorate

(DGAC) guarantee that companies with Cessna Caravan 208 aircrafts are equipped with the necessary technical means to enable crews to access appropriate areas of the aircraft and to carry out the mandatory visual and tactile inspections before takeoff. The crews should be aware of the necessity of the aircraft taking off without any kind of contamination (remains of ice, etc.) on the airframe, given the unpredictable effects which it can have on the performance and controllability of the aircraft.

- REC 26/06.** It is recommended that the Spanish Airports and Air Navigation (AENA) revise the suitability and applicability of plans addressing adverse meteorological situations in order to guarantee, in a effective way, that the effects on operations occurring in winter conditions are minimised.

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Monday, 18 July 2005; 17:47 h local time
Site	Near Salamanca Airport

AIRCRAFT

Registration	EC-FSP
Type and model	AEROSPATIALE SOCATÉ TB-10; s/n 1561
Operator	Adventia

Engines

Type and model	LYCOMING O-360-A1AD
Number	1

Crew

Pilot in command

Age	19 years
Licence	Student Pilot
Total flight hours	31:50 h
Flight hours on the type	31:50 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			1
Passengers			
Third persons			

DAMAGES

Aircraft	Major
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	General aviation – Flight Training – Solo
Phase of flight	Takeoff – Initial climb

REPORT

Date of approval	March 29, 2006
------------------	-----------------------

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

After satisfactory completion of the ground engine check, the student pilot took off from runway 21 at Salamanca Airport to carry out his second solo flight. The take-off run was normal with all engine parameters normal. The aircraft rotated at around 70 kt and started a climb at 80 kt. When the aircraft was at 2,800 or 2,900 ft above mean sea level (AMSL; the airport is 2,595 ft AMSL), the pilot noticed the smell of smoke and initiated a turn to the right. He asked for authorization to enter the downwind leg of the circuit. When he was in the crosswind at 3,200 or 3,400 ft, he noted that the aircraft was "losing thrust". The loss of power was reported as gradual although a short time a total loss of power quickly followed. The pilot immediately declared an emergency and headed for a nearby field where he carried out an emergency landing in a recently harvested wheat field.

The aircraft travelled for approximately 120 m over the field before coming to a stop after the nose landing gear collapsed and the propeller hit the ground. The pilot, who had breathed some fumes that entered the cockpit, was not injured. Nevertheless, he was taken to a medical center for an examination that did not reveal any problems. After the accident, an aerial photo of the accident site was taken by the operator (see Figure 1).

Personnel from the operator and the maintenance center quickly arrived at the scene of the accident. The aircraft had suffered major damage to the nose landing gear, pro-

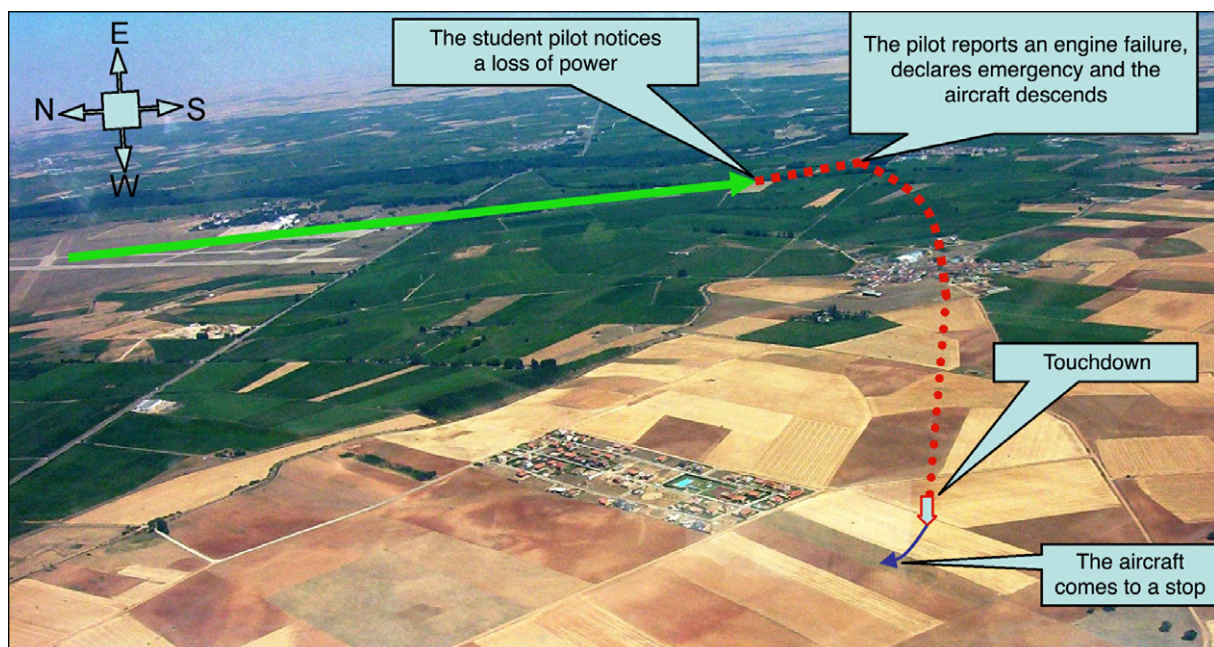


Figure 1. Photo taken by flight school personnel after the accident

PELLER and forward lower fuselage. It was noted that the left lower side of the engine cowling had been perforated due to fire or heat and a hole some 30 cm long had been produced. There were traces of smoke in the fuselage. A bundle of electrical wires had melted. The engine firewall was deformed.

The engine compartment was inspected in the field and it was evident that the clamp of the LH front exhaust pipe was loose and the pipe was detached from its normal position in the muffler. The end of the pipe had rotated and this had allowed the hot escape gases to be directed against the interior part of the engine cowling. The flow of other exhaust gases coming out from the entrance to the muffler also affected another forward zone of the cowling.

The lack of marks or damage to one of the propeller blades indicated that the engine was not rotating when the other blade, which was bent rearwards, hit the ground (see Figure 2).

After the accident, the power, prop, and mixture levers were found full forward in the cockpit. The cabin air cooling and demisting levers were found fully open (position "+"). The external air scoop on the pilot side was found open (see Figure 3).



Figure 2. Two holes produced by heat or fire in the engine cowling. One blade is undamaged. The smoke entered the cockpit via the external air intake scoop (marked with an arrow)

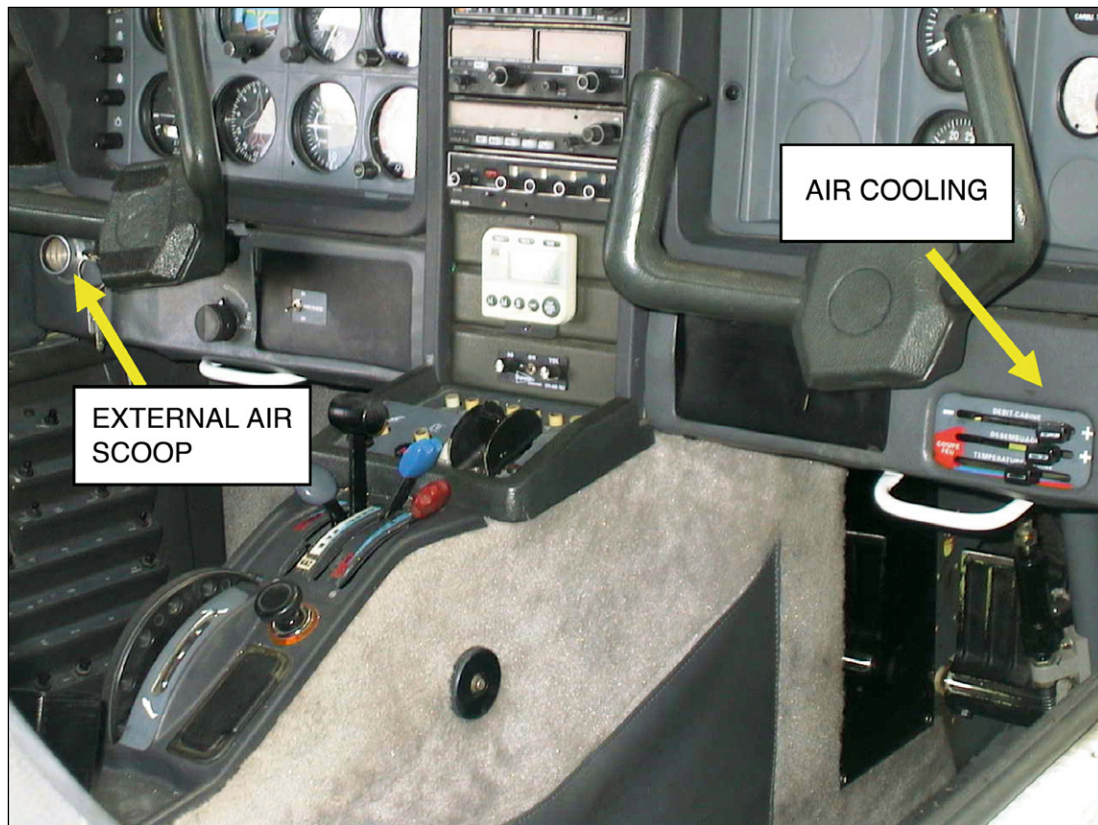


Figure 3. To close the external air duct, the small tube must be rotated clockwise several complete turns. The air cooling and demisting levers are located on the copilot side of the cockpit

1.2. Description of the exhaust system on the Tobago TB-10

The TB-10 complies with FAR-23 Amendments 1 to 16. Later, Amendment 23-17 and Amendment 23-23 of those requirements stated that the failure of any part of the exhaust system is considered to adversely affect the safety of the flight and, therefore, the suitability and durability of those parts must be established by experience or tests and take into account the effect of environmental factors such as temperature (FAR 23.603). In other words, the exhaust system of the TB-10 was not required to comply with those two specific requirements (suitability and environmental factors).

The exhaust gases from the four cylinders of the Lycoming O-360-A1AD are channeled through four inconel (nickel-chromium-iron based alloy) manifold pipes (items 050, 060, 070 and 080 of Figure 5, valid December 99 for a post-Service Bulletin 073 configuration) to the single exhaust pipe (item 020 of Figure 5), where they exit through a single tube which is closer to the RH side of the aircraft. The assembly is shrouded by the muffler (item 040). The forward LH cylinder exhaust manifold pipe (item 050) detached during the accident (at point C of Figure 5). The corresponding stainless steel clamp

(item 110) only has one screw (item 130 of detail C) to tighten the ears of the clamp. This is due to lack of space. The other lower clamps (item B) have two screws to hold the ears (item 130 of detail B). The clamp on the detached manifold was still tightened to it after the accident.

There had been a history of exhaust pipes detaching in TB-10 aircraft that had led to the issuance of an Airworthiness Directive by the DGAC in France that provided for the

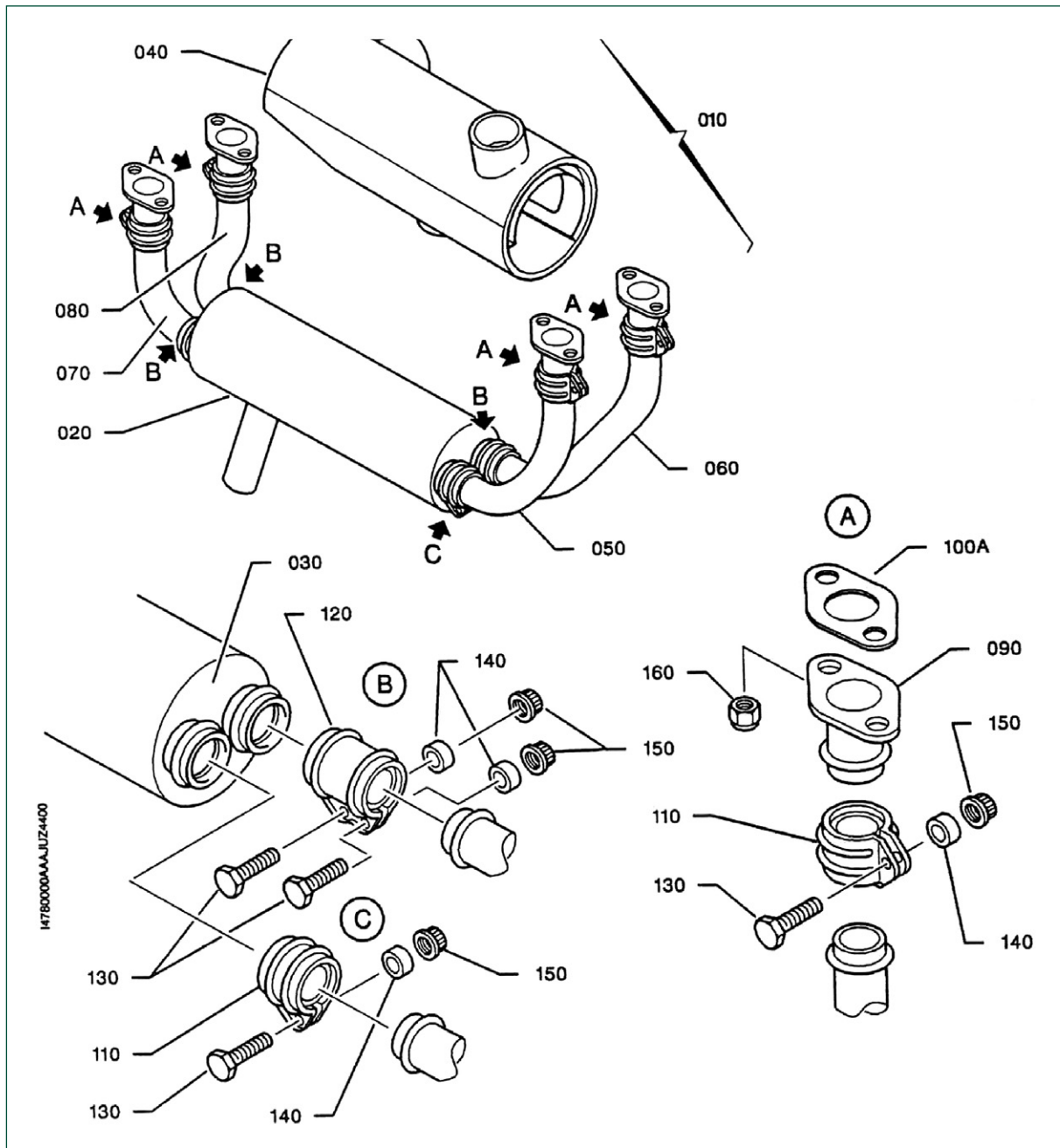


Figure 5. Exhaust system according to the IPC. The exhaust pipe or tube is perpendicular to the aircraft's longitudinal axis. The direction of flight is to the left of the drawing.

replacement of the exhaust pipe and the long manifold-to-exhaust-pipe clamps. The new revision AD 92-206(A)R3 required compliance with SOCATA Service Bulletin (SB) 10-073, Amendment 2, to replace the seals (item 100A, detail A in Figure 5) and to modify the tightening torques of the exhaust pipe attachments previously modified by an earlier issuance of the service bulletin. The service bulletin was originally issued in January 1994 and Amendment 2 was published in August 1996.

The new issuance of the bulletin required the replacement of the seals and the application of 18 to 20 N m of torque to the new locknuts (item 160, detail A) of the upper mounting flange (item 090). The bulletin stated: "Ensure a correct tightening in order to hinder the element relative rotation. An excessive tightening will cause clamp ears to distort. This distortion is unacceptable, when the ear ends are in contact".

To return the aircraft to service, after an engine run-up, there was a tightening check of the attaching locknuts of junction clamps and exhaust pipes. For this check, it is imperative that the engine be cold.

Apart from the service bulletin, the maintenance manual covered the assembly-disassembly of the exhaust system in Chapter 78-00-00 (September 2004). It provided no specific torque values for tightening the lower flange. There was the same caution as in the SB stating that contact between the ears' ends was unacceptable. Assembling the new clamps in accordance with the instructions was somewhat complex. The new clamps had a flexible flange inside that normally came from the factory with an overlap of some 2 mm between both lips, to avoid deformation during assembly (see Figure 6).

The maintenance manual also contained requirements to check the following items:

- "Check flange diameter of pipes, mounting flanges and exhaust pipe."
- "Check that diameter difference between both flanges of the same junction is less than 0.04 in (1 mm)."
- "Pay particular attention to the metallic strip position inside the clamp. This strip is spot welded inside the clamp and is used as a tightness strip for this clamp."

The manufacturer stated that they were not aware of any other exhaust manifold detachments after compliance with SB 10-073 Amendment 2. Only one other case appeared in their records in which the LH rear pipe of a French TB-9 detached in November 2000. The reason for the detachment remains unknown.

The thermal protection blanket was located in the inside of the cowl, in front of the pipe elbow in the exhaust area, and not in front of the end of the pipe end, as this was not required. This blanket and the cowl were perforated during the accident (see Figure 2). The manufacturer was not aware of any other case in which the cowl had been perforated by the engine exhaust following detachment of the manifold.



Figure 6. When torque is applied to the ears of this brand new clamp, the RH lip of the interior flexible flange goes above the LH lip due to the initial overlapping, and therefore the flange does not deform during the tightening process

Section FAR 23.1193 (Amendment 16, as complied with by the aircraft) stated:

“(c) Cowling must be at least fire resistant.”

“(e) Each part of the cowling subjected to high temperatures due to its nearness to exhaust system ports or exhaust gas impingement, must be fireproof.”

Fire resistant means the capacity to withstand the heat associated with fire at least as well as aluminum alloy in dimensions appropriate for the purpose. One means of compliance (FAA Advisory Circular 23-2) is to withstand a flame of 1,093 °C (+/- 28 °C) for 5 minutes. Fireproof means the capacity to withstand the heat associated with fire at least as well as steel in dimensions appropriate for the purpose.

The cowling had been tested to be fire resistant as required, and it was shown to withstand a flame of 1,090 °C +10 °C -30 °C for 5 minutes.

Additionally, the manufacturer informed that a test specimen representative of the TB-10 EC-FSP cowling (with protection blanket) was fire tested on 16-12-2005 (due to a design change). The test showed that the material withstood the application of a flame of 1,070 °C for 15 minutes, in compliance with FAR 23.1193 e).

1.3. Maintenance of the TB-10 exhaust system

The following information was retrieved from the aircraft maintenance records:

SB 10-073 was complied with in June 1994, with 448 total aircraft hours.

The clamp in question was disassembled and assembled again on 14-6-2005, with 7,477:35 total aircraft hours because the engine had been changed during a 500 h inspection. The clamp and the manifold pipe were the same as the ones previously installed on the aircraft. It was not possible to determine how long they had been in service since their initial installation.

On 13-7-2005 (7,525 h) the aircraft underwent a 50 h inspection, during which the clamp was re-tightened (it was found it was somewhat loose). The accident happened on 18-7-2005 after a 16:50 further hours of flight and 7,541:50 total aircraft hours (364:35 engine hours). Therefore, the pipe detached after 64 h of service since the re-installation of the clamp.

Exhaust pipe (P/N TB-10 56012008) was installed on 20-11-2001. It was a repaired exhaust pipe that had come from another aircraft. This part is inspected every 50 h and replaced "on condition". The four manifold pipes are also replaced on condition.

The maintenance center, which had a lot of experience with the TB-10, stated that it was difficult in practice to keep the exhaust pipes correctly attached. It was normal to find the tubes somewhat loose during scheduled inspections. Re-tightening was the normal solution for this but, since no value of the correct torque to be applied existed in the AMM and the ears deformed under normal torque values, the mechanic responsible for tightening was placed in a difficult position because the more torque he applied to avoid relative rotation between the parts, the closer the ends of the ears would be. Nor was there a minimum clearance value between the ends of the ears. Additionally, they stated that sometimes brand new clamps came without the flange overlap (see Figure 6) to prevent incorrect assembly.

After the accident, the maintenance center adopted a preventive measure to inspect the clamps every 25 h and to change them when if there was any doubt over their condition. Those replacements were mainly due to the ears touching after tightening them several times.

The manufacturer and the DGAC in France stated that the applicable maintenance instructions provide adequate guidance to prevent incorrect assembly or deterioration of the exhaust system clamps, and therefore there was no need for any change in this regard.

1.4. General inspection of the aircraft

The aircraft was initially inspected in a hangar with the following findings:

- The ears of both clamps (upper and lower, which was the end that detached from the muffler during the accident) of the forward LH exhaust tube were not touching. The lower clamp was still tightened to the tube.
- The engine intake appeared to be in good condition. After gaining access to the air filter, traces and smell of burnt plastic material were noticed. The foam air filter appeared to have been affected by high temperatures, and it seemed to have compressed after the heating process.
- The electrical wires from the start key to the ground condenser of the magnetos had their isolation melted by the heat.
- A check showed that the LH magneto was operative. The RH magneto was grounded, probably because of the burnt wires. However, after some movement of the wires, the magneto became operative again. Therefore, no definitive conclusion could be reached regarding its status before the impact with the ground.

1.5. Detailed inspection of the aircraft exhaust system

The aircraft's exhaust system was later subjected to a more detailed inspection. Before that, the 1LH and 2LH spark plugs had been removed and they did not show any traces of an abnormal (i.e. too lean or too rich) mixture.

The aircraft's muffler had impacted the ground. This would probably have masked any previous torque condition, especially at the forward cylinder manifold attachments.

It was found that the ends of the ears of the clamps on the LH side of the engine were very close one to the other. The gap measurements were:

- LH forward cylinder exhaust manifold:

Lower clamp (the part that detached):	0.011 inch (item 050, C of Figure 5)
Upper clamp:	0.011 inch (item 050, A)

- LH rear cylinder exhaust manifold:

Lower clamp:	0.000 inch (the ends were touching) (item 060, B)
Upper clamp:	0.069 inch (item 060, A)

The ears of the four clamps of the two RH side cylinders were touching (items 070 B, A and 080 B, A).

A different aircraft parked inside the hangar was inspected and it was found that the end of the ears were already close one to the other, even though those clamps reportedly had around 60 h since new, due to the several tightenings that had already been

applied. Several discarded clamps were also inspected at the hangar to check for wear and distortion of the ears and interior flanges caused by hours of service.

The LH manifold tube (item 050), still attached by its upper end to the cylinder, could be moved by hand. This attachment (item 050 A) was disassembled and the status of the lower clamp inspected in detail. It was noticed that the internal flange was deformed because one lip had been pressed against the other (see Figure 7 and compare with a new clamp in Figure 6). It was determined to be incorrectly assembled and that this would have weakened the attachment, allowing gas leaks and preventing the torque of the clamp from being transmitted to the manifold pipe in the form of friction forces. The clamp itself was not disassembled so as to allow for further inspections if needed.

The diameter of the forward LH manifold pipe was then measured (taking two measurements at 90°). The results were:

- | | |
|--|---|
| — Diameter of the cylinder exhaust duct: | 47.8/47.7 mm |
| — Diameter of the cylinder end of the manifold pipe: | 48.4/48.1 mm |
| — Diameter of the muffler end of the manifold pipe: | not taken because the clamp was not removed |
| — Diameter of the muffler/exhaust pipe duct: | 46.8/46.6 mm |



Figure 7. The lips of the internal flexible flange are touching and have deformed due to the torque applied to the ears

According to the manufacturer, the nominal values for those diameters are:

— Maximum: 48.8 mm ; minimum 47.3 mm.

Therefore, the exhaust pipe duct (item 030, LH duct of Figure 5) had a diameter below the minimum specified. This part had been in service on the aircraft since 2001, when it had been repaired.

The aircraft's air filter was also inspected in detail. This kind of filters is replaced every 200 h. It was deformed probably due to intense heating but was not burnt, and no obvious traces of smoke were noted. The filter was handed over to the manufacturer for further testing.

1.6. Emergency procedure for an engine fire in flight

The airplane flight manual (AFM), Revision 7 (30 September 1989) contained 5 emergency procedures related to fire situations: engine fire during start, engine fire in flight, electrical fire in flight (both for a fire in the engine compartment and in the cabin), cabin fire and wing fire.

In a real emergency, it would be difficult to distinguish between an engine fire in flight (visual detection by smoke or flames) and an electrical fire in the engine compartment. However, the approach to both emergencies in the AFM is very different. In the first case, the engine and fuel supply must be shut off immediately (fuel selector must be placed to off, the mixture to cut-off, etc.) and a power off landing must be carried out. In the case of electrical fire, the main switch must be placed in off and a landing carried out as soon as possible.

However, in both cases there is a common step: cabin air cooling and demisting selected to "fire cut-off" (-) (see levers in Figure 3). This would prevent smoke and fumes entering the cockpit from the engine compartment, although the manufacturer stated that there are other paths that would allow the smoke to enter the pilot compartment, like the pedal bellows or wire penetrations in the fire wall.

Nothing is stated in the AFM emergency procedures regarding the status of the external air scoop, which would be very difficult to close in a stressful emergency situation anyway (see Figure 3).

There is no evidence that the pilot applied any of those emergency procedures after he started noticing the smell of smoke. This was his second solo flight and he carried out the emergency procedure for engine failure after takeoff that was considered overriding in this case. The flight school informed that all the emergency procedures were reviewed and practiced before every student's first solo flight.

2. ANALYSIS AND CONCLUSIONS

The fact that the manifold detached after having been maintained by an organization with considerable experience with this aircraft model required an indepth analysis.

Additionally, the detachment of the forward LH exhaust manifold had the following serious implications:

- The fire hazard caused by the high temperature exhaust fumes that even perforated the heating insulation and the engine cowling.
- The fact that the engine stopped completely because of the detachment.
- The fact that smoke entered the cockpit and affected the pilot. This could have prevented him from landing the aircraft after the emergency.

The conclusions of the analysis of these factors are as follows.

2.1. Maintenance of the exhaust system

The most likely cause of the detachment of the exhaust manifold was probably the deformation of the clamp's flexible flange during assembly on 14-6-2005. New clamps were supposed to have some overlap between the lips of the flexible flange to avoid that kind deformation. However, the clamp of the pipe that detached in this case had been in service for an undetermined period before the accident. Additionally, the diameter of the exhaust pipe duct (to which the exhaust manifold was attached) was below the minimum value specified by the manufacturer. This could also have contributed to the detachment.

In summary, there were two conditions that were not in accordance with the specific instructions provided in the maintenance documentation.

Maintenance center personnel stated that they found it difficult to adequately adjust the exhaust system of the TB-10 in the field. According to reports from mechanics with experience on the system, it was normal to find the clamps somewhat loose during the 50 h scheduled inspections. The solution for that would be to retighten the screws and nuts on the clamp, but this would lead to the increasing deformation of the ears to the point of almost touching. There was no minimum clearance between the ears specified in the AMM, as long as they were not actually touching. There was also no nominal torque value for those clamps. Additionally, there is a possibility that the lips of the flexible flange come in contact at the start of the tightening process (as could have happened in this case) in which case the flange will deform causing a defective attachment of the exhaust manifold. The relative position of the clamp was not defined in the AMM. Therefore, sometimes the mechanic rotated the clamp around the manifold pipe to avoid having possible minor leaks of hot gases which could affect other parts of the

engine. In some of those situations, it would be possible for the flexible flange to remain outside the mechanic's field of vision and therefore for contact between the lips to remain undetected.

The aircraft manufacturer stated that the maintenance instructions were adequate for the system and they did not require continuous retightening. If all the parts comply with the SOCATA definition and maintenance instructions, this retightening should not be necessary. If systematic retightening were needed, it would mean that one of the parts was not in compliance (diameter of the pipes, position of the strip on the clamps, distortion of the ears, etc.) and that therefore they should all be checked.

To avoid further similar occurrences, it is considered convenient that mechanics are be made fully aware of this possibility of incorrect clamp assembly and that a safety recommendation be issued in this regard.

Additionally, the design of the clamp was analyzed to see if it could be further improved to reduce the possibility of incorrect assembly in the field. Although the internal strip or flange already provided some 2 mm of overlap and the manufacturer considered that this design and the proper application of the AMM ensured the correct assembly, an increase in the length of the overlap would further reduce the probability of incorrect assembly. However, the information received indicated that there was not enough basis to request this modification.

2.2. Causes of the engine stoppage

It is considered that the engine probably stopped primarily due to the ingestion of hot air coming from the exhaust system after the manifold detached. The exhaust pipe is located in the forward part of the engine compartment, and therefore the flow of the gases after the detachment goes directly to the engine intake. The loss of power was observed to be gradual but quick, leading to a complete stop. It is possible that the hot air started affecting the air filter until it was almost clogged.

The effect of the possible grounding of one of the magnetos due to the burning of the thermal isolation of the wires remains undetermined. It was found during the inspection that if the wires were moved, the grounding of the magneto would disappear, and therefore it cannot be assured that it was not functioning before the emergency landing.

2.3. Effects of the smoke

The detachment of the pipe probably caused high temperature fumes and gases to affect the cowling in an area not protected by the insulation blanket. This part of the

cowling was burnt and then the insulation blanket was also affected and a major part of it was missing after the accident (see Figure 2).

The manufacturer and the DGAC in France stated that the cowling complied with the applicable requirements, and that the thermal protection blanket was fireproof as demonstrated during a recent fire test. The certification requirements applicable to the aircraft did not require the cowling to be protected against the type of failure that took place in this accident.

The smoke probably entered the cockpit by a path not envisaged during the design: the external air scoop. This was caused by the burning and perforation of the insulation blanket and the cowling. This scoop is not required to be closed by the emergency procedures that, in any event, were not applied in this case. The effects of the smoke on the pilot are obviously very hazardous and this hazard was caused in the first place by the unusual fact that the cowling was perforated even though there probably was not an actual fire inside the engine compartment.

The pilot of the aircraft was successful in carrying out an emergency landing even though he had limited flight experience. He did not carry out any emergency procedures related to smoke. Instead, he carried out the emergency procedure related to engine failure after takeoff. As stated above, it is doubtful that the application of the "engine fire in flight" emergency procedure would have prevented the smoke in this case from entering the cockpit, although at least the closing of the air cooling levers could have been of some benefit. It seems that two emergency procedures would have been needed to be applied at the same time with the aircraft being very close to the ground and with no clear signs of smoke at the beginning of the event.

3. SAFETY RECOMMENDATIONS

REC 08/06. It is recommended to SENASA that the maintenance technicians be made aware of the importance of carefully assembling the clamps of the TB-10 exhaust manifold pipes, so as to securely fasten the manifold and prevent its detachment in flight.