

A-07/1998

INFORME TÉCNICO

Accidente ocurrido el día 18 de Febrero de 1998 a la aeronave Fairchild SA-226-TC, matrícula EC-GDG, en el término municipal de Gavá (Barcelona)



A-07/1998

INFORME TÉCNICO

Accidente ocurrido el día 18 de Febrero de
1998 a la aeronave Fairchild SA-226-TC,
matrícula EC-GDG, en el término municipal de
Gavá (Barcelona)



MINISTERIO
DE FOMENTO

SUBSECRETARÍA

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

. 91 597 89 60

E-mail: ciaiac@mfom.es

c/ Fruela 6, planta 1

. 91 463 55 35

<http://www.mfom.es/ciaiac>

28011 Madrid (España)

ADVERTENCIA

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

De conformidad con lo señalado en el Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional y el Real Decreto 389/1998, de 13 de marzo, por el que se regula la investigación de los accidentes e incidentes de aviación civil, la investigación tiene carácter exclusivamente técnico, sin que se haya dirigido a la declaración o limitación de derechos ni de responsabilidades personales o pecuniarias. La conducción de la investigación ha sido efectuada sin recurrir necesariamente a procedimientos de prueba y sin otro objeto fundamental que la prevención de los futuros accidentes. Los resultados de la investigación no condicionan ni prejuzgan los de cualquier expediente sancionador que, en relación con el evento, pudiera ser incoado con arreglo a lo previsto en la Ley de Navegación Aérea.

Indice

1	INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS.....	1
1.1	Reseña del vuelo	1
1.2	Lesiones a personas.	2
1.3	Daños sufridos por la aeronave.	2
1.4	Otros daños.....	3
1.5	Información sobre la tripulación.....	3
1.5.1	Períodos de actividad aérea de la tripulación.	5
1.6	Información sobre la aeronave.....	7
1.6.1	Célula.	8
1.6.2	Certificado de aeronavegabilidad.....	8
1.6.3	Registro de Mantenimiento.	8
1.6.4	Motor.	8
1.6.5	Peso y centrado.	11
1.7	Información meteorológica.....	13
1.8	Ayudas a la navegación.....	14
1.9	Comunicaciones.....	15
1.10	Información sobre el aeródromo.....	15
1.11	Registadores de vuelo.....	16
1.12	Información sobre los restos de la aeronave y el impacto.....	16
1.13	Información médica y patológica.....	17
1.14	Incendio.....	18
1.15	Supervivencia.....	18
1.16	Ensayos e investigaciones.....	18
1.16.1	Inspección detallada de la planta de potencia.....	18
1.16.1.1	Inspección detallada de las hélices.....	18
1.16.1.1.1	Conjunto Motor-Hélice izquierdo.....	19
1.16.1.1.2	Conjunto Motor-Hélice derecho.....	19
1.16.1.1.3	Evidencias tras el examen detallado del mecanismo de cambio de paso de ambos motores.....	20
1.16.1.1.4	Estado de los filtros de aceite.....	21
1.16.1.1.5	Conclusiones del informe del INTA sobre las hélices.....	21
1.16.1.2	Inspección detallada del motor izquierdo.....	22
1.16.1.2.1	Estudio del INTA sobre las causas de rotura del eje fusible y cojinete delantero del motor izquierdo.....	23
1.16.2	Trayectoria de la aeronave.....	24
1.16.3	Declaraciones de testigos.....	25
1.17	Información adicional.....	26
1.17.1	Sistema de aviso de proximidad al suelo.....	26
2	ANALISIS.....	27

2.1	Desarrollo del vuelo.	27
2.2	Evidencias.	35
2.3	Causas.	36
3	RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD.	37
4	ANEXOS.....	38

Abreviaturas

00 °C	Grados centígrados
00° 00' 00"	Grados, minutos y segundos
ACC	Centro de Control de Area
APP	Oficina de Control de Aproximación
ATC	Control de Tránsito Aéreo
CAT I	Categoría I OACI
CEAL	Sector Central del Centro de Control de Barcelona
CVR	Registrador de Voces en Cabina
DGAC	Dirección General de Aviación Civil
DH	Altura de Decisión
DME	Equipo medidor de distancias
E	Este
EGT	"Exhaust gas temperature"
FAA	"Federal Aviation Administration", Autoridad de aviación civil de los Estados Unidos de América
FAP	Punto de aproximación final
FDR	Registrador de Datos de Vuelo
FL	Nivel de vuelo ("Flight Level")
ft	Pié, piés
h. min: seg	Horas, minutos y segundos
hPa	Hectopascal
IAS	Velocidad indicada ("Indicated airspeed")
IFR	Reglas de Vuelo Instrumental
INTA	Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial
ITT	"Inter-turbine temperature"
Kms	Kilómetros
Kts	Nudos
Kw	Kilowatio
lbs	Libras
m	Metros
mb	Milibares
min	minutos
METAR	Informe meteorológico de rutina para la aviación
MHz	Megahertzios
MM	Baliza intermedia del ILS
M.L.W.	Peso máximo al aterrizaje
M.T.O.W.	Peso máximo al despegue
M.Z.F.W.	Peso máximo sin combustible
N	Norte
N/A	No afecta
NDB	Radiofaro no direccional
MN	Milla náutica
OM	Baliza exterior del ILS
P/N	Número de la Parte (Part Number)
PF	Piloto a los mandos
PNF	Piloto no a los mandos
QNH	Ajuste de la escala de presión para hacer que el altímetro marque la altura del aeropuerto sobre el nivel del mar en el aterrizaje y en el despegue
RVR	Alcance visual en pista
S/N	Número de serie
S	Sur
Shp	Caballos de vapor al eje
TWR	Torre de Control
U T C	Tiempo Universal Coordinado
VMC	Condiciones meteorológicas visuales
VOR	Radiofaro omnidireccional VHF
W	Oeste

1 INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1 Reseña del vuelo

La aeronave matrícula EC-GDG, identificador de vuelo IBT-595A, despegó del Aeropuerto de Barcelona a las 22:38 h¹ (23:38 h local) del miércoles día 18 de Febrero de 1998, en un vuelo de transporte de carga con destino a Bruselas. A bordo iban la comandante y la copiloto y, según el manifiesto de carga, ésta consistía en 625 kg de paquetería.

Durante ese día la tripulación había efectuado otros cuatro vuelos con el mismo avión, con un total 3 h y 55 m de vuelo. Los tramos de estos vuelos habían sido Barcelona-Palma de Mallorca-Alicante-Valencia-Barcelona. El aterrizaje del último tramo Valencia-Barcelona se produjo a las 21:05 h.

Las condiciones meteorológicas en el Aeropuerto de Barcelona a las 22:30 h eran viento 2 kt 270°, visibilidad 2000 m, con neblina, cubierto entre 5 y 7 octas a 400 pies, temperatura 10°, punto de rocío 9°, y QNH 1035.

La aeronave fue autorizada a proceder en curso hasta Bagur y a ascender a FL180. A las 22:47:15 h, cuando se encontraba controlada por el Sector Central del Centro de Control de Barcelona, a 8400 ft de altitud, a 23 NM y en el radial 060° del VOR de Barcelona (QUV), y con una velocidad respecto a tierra de 250 kt, la tripulación solicitó regresar al aeropuerto, con la frase "Requeriríamos volver al campo."

Se le autorizó a regresar y a las 22:48:32 se le indicó que contactase con el Control de Aproximación de Barcelona, el cual, después de darle instrucciones para viraje y nuevo código de transponder, de informarle que le seguía otra aeronave, y confirmarle que la pista para aproximación era la 07, preguntó a la tripulación si necesitaban alguna ayuda en tierra. La tripulación respondió: "Negativo. De momento no, gracias" a las 22:51:25 h. El control les instruyó que redujesen velocidad hasta 180 KIAS. Después, les autorizó a descender a 3000 ft.

A las 22:59:35, según la grabación de comunicaciones de la torre, la tripulación contactó con el Control de la Torre de Barcelona, indicando que estaban establecidos en final, y la torre les autorizó a aterrizar en la pista 07

¹ Todas las horas reseñadas en este informe son U.T.C., excepto que expresamente se indique lo contrario. Hay que sumar una hora para obtener la hora legal en la zona peninsular de España el día del accidente (18 de Febrero de 1998).

con viento 240/05. En ese momento se encontraban a unas 7 NM en final, librando 2400 ft y con unos 190 kt de velocidad respecto a tierra.

A las 22:59:46 h, la tripulación colacionó, con voz serena en todo momento, autorizado a aterrizar en la pista 07.

La aeronave pasó la baliza exterior QA a las 23:00:15 h (según comunicaciones con torre), a 1500 ft y con una velocidad respecto a tierra de 170 kt. Según los datos meteorológicos, el viento a esa altitud era en esos momentos de 215° y 15 kt.

Cuando se encontraba a 3.7 NM del VOR QUV, a 700 ft y con velocidad respecto al suelo de 150 kt, empezó a desplazarse a la izquierda del localizador. La última señal radar que se recibió de la aeronave fue a las 23:01:13 h (según el reloj de torre), a unas 2.8 NM de QUV, a 0.3 NM al norte del localizador de la pista 07, con indicación de 0 ft de altitud y 130 kt de velocidad respecto a tierra.

La torre, tras comunicar con otra aeronave que se estaba aproximando a la pista 07 a unas 7.5 NM de distancia e indicarle que ya le llamaría para autorizarle a aterrizar, intentó contactar con la EC-GDG pidiendo su posición a las 23:03:35 h sin obtener respuesta. Volvió a intentarlo repetidamente y, tras un último intento a las 23:04:18 h, comprobó que la pista estaba libre y autorizó a aterrizar a la segunda aeronave. A las 23:04:48 la torre vio fuego a unas 2 NM de distancia de la cabecera de la pista 07, y tomó la decisión inmediata de declarar emergencia mediante el pulsador de alarma. Los equipos de rescate se dirigieron rápidamente al lugar.

La aeronave se había precipitado sobre los terrenos de un vivero situado en el Camino de la Mutra en el término municipal de Gavá. Ambas tripulantes fallecieron como consecuencia del impacto y posterior incendio.

1.2 Lesiones a personas.

LESIONES	MUERTOS	GRAVES	LEVES/ILESOS
TRIPULACION	2		
PASAJEROS			
OTROS			

1.3 Daños sufridos por la aeronave.

La aeronave resultó destruida como consecuencia del impacto con el terreno y posterior incendio.

1.4 Otros daños.

La aeronave destrozó unas 30 palmeras del vivero en cuyos terrenos se estrelló.

1.5 Información sobre la tripulación.

COMANDANTE DE LA AERONAVE

Edad / Sexo: 30 años / Mujer
Nacionalidad: Española
Título: Piloto Comercial de Avión
Número: 8074
Antigüedad: 13/11/1992

Licencia de aptitud de vuelo:

- Fecha de renovación: 20/10/1997
- Fecha de caducidad: 26/10/1998

Habilitaciones: IFR, monomotores y multimotores terrestres hasta 5700 kg

Horas totales de vuelo: 1880 h
Horas en el tipo: 952 h (de ellas, 242:35 h como comandante)
Horas últimos 90 días: 152 h
Horas últimos 30 días: 63 h
Horas últimas 48 horas: 12 h

La piloto al mando de la aeronave había recibido su suelta como comandante de aeronaves Metro el 29 de Septiembre de 1997, tras realizar un total de 593 h como segundo piloto y 105:45 h como piloto al mando en instrucción, todas ellas en vuelos IFR de transporte público de mercancías y aerotaxi. El entrenamiento había incluido seis despegues, seis aterrizajes, cuatro aproximaciones, dos circuitos de baja visibilidad simulada, aproximaciones frustradas, simulación de parada de motor en el despegue y aterrizaje y revisiones de procedimientos de emergencia típicos.

Efectuó su primer vuelo como comandante el 3 de Octubre de 1997. A partir de ese momento, había volado como comandante un total de 242 h hasta el día del accidente, distribuidas del siguiente modo: 54 h (octubre 97), 67 h (noviembre 97), 52 h (diciembre 97), 35 h (enero 98) y 34 h (febrero 98).

En enero de 1998 realizó un curso de mantenimiento en tierra con objeto de poder firmar inspecciones prevuelo.

Después de que el último vuelo del día 16-2-1998 fuera un Barcelona-Bruselas que aterrizó a las 00:35 h del día 17, durante el resto del día 17 y el 18-2-1998, la piloto al mando realizó los siguientes vuelos expresados en hora local (con las aeronaves EC-GDR, el primer tramo, y EC-GDG los demás tramos):

Origen-Destino	Día; Hora despeg.	Hora aterrizaje	Tiempo de vuelo
Bruselas-Barcelona	17-2; 14:45	16:55	2:10
Barcelona-Bruselas	17-2; 22:55	02:00	3:05
Bruselas-Barcelona	18-2; 03:25	06:10	2:45
Barcelona-Palma	18-2; 7:15	7:55	0:40
TOTAL			8 h 40 min de vuelo

Origen-Destino	Día; Hora despeg.	Hora aterrizaje	Tiempo de vuelo
Palma-Alicante	18-2; 18:30	19:15	0:45
Alicante-Valencia	18-2; 19:55	20:30	0:35
Valencia-Barcelona	18-2; 20:50	22:05	1:15
Barcelona-Bruselas	18-2; 23:38	Accidente	0:23
TOTAL			2 h 58 min de vuelo

COPILOTO

Edad / Sexo: 26 años / Mujer
 Nacionalidad: Española
 Título: Piloto Comercial de Aviación
 Número: 8625
 Antigüedad: 23/02/1994

Licencia de aptitud de vuelo:

- Fecha de renovación: 02/04/1997
 - Fecha de caducidad: 28/03/1998

Habilitaciones: IFR, monomotores y multimotores terrestres hasta 5700 kg

Horas totales de vuelo: 900 h
 Horas en el tipo: 394 h (todas ellas como copiloto o "segundo")
 Horas últimos 90 días: 132 h
 Horas últimos 30 días: 48 h
 Horas últimas 48 horas: 7 h

El día 17-2-1998, la copiloto realizó los siguientes vuelos expresados en hora local (con las aeronaves EC-GDG los primeros tres tramos y EC-GDR el último tramo):

Origen-Destino	Hora despeg.	Hora aterrizaje	Tiempo de vuelo
Palma-Mahón	07:40	08:10	0:30
Mahón-Palma	20:05	20:30	0:25
Palma-Barcelona	21:15	22:00	0:45
Barcelona-Madrid	22:45	23:50	1:05
TOTAL			2 h 45 min de vuelo

El día 18-2-1998, la copiloto realizó los siguientes vuelos expresados en hora local (todos ellos con la aeronave EC-GDG):

Origen-Destino	Hora despeg.	Hora aterrizaje	Tiempo de vuelo
Barcelona-Palma	7:15	7:55	0:40
Palma-Alicante	18:30	19:15	0:45
Alicante-Valencia	19:55	20:30	0:35
Valencia-Barcelona	20:50	22:05	1:15
Barcelona-Bruselas	23:38	Accidente	0:23
TOTAL			3 h y 38 min de vuelo

1.5.1 Períodos de actividad aérea de la tripulación.

Según las definiciones de la Circular Operativa 16B. "Limitaciones de tiempo de vuelo, máximos de actividad aérea y periodos mínimos de descanso para tripulaciones", de 31-7-1995, y considerando que en ella se establece que:

- el tiempo de actividad aérea empieza al menos 45 minutos antes de la hora programada de despegue y termina al inmovilizar el avión en el aparcamiento, y
- que puede haber períodos de descanso parcial de al menos 3 h que permiten prolongar el límite del período de actividad aérea en la mitad del tiempo que se haya descansado,

se han calculado los períodos de actividad aérea inmediatamente anteriores al vuelo del accidente del siguiente modo:

Piloto al mando (tiempos expresados en hora local):

Comienzo de actividad aérea: Día 17-2, a las 14:00 h en Bruselas.

Fin de actividad aérea: Día 18-2, a las 8:00 h en Palma, con 4 aterrizajes efectuados.

Tiempo total de actividad aérea: 18 h, de las que se descuentan 2 h y 35 m debido a que hubo un descanso parcial en tierra intermedio de 5 h y 10 min, en Barcelona, lo que da un total de 15 h y 25 m.

Siguiente comienzo de actividad aérea: Día 18-2, a las 17:45 h en Palma.
Accidente ocurrido el día 19-2, a las 00:01 h, después de 6 h y 16 min de actividad aérea, con 2 h y 58 min de tiempo de vuelo en las que se realizaron 3 aterrizajes.

Descanso entre ambos períodos de actividad aérea: de las 8:00 h del día 18-2 a las 17:45 h del día 18-2, es decir, 9 h y 45 m.

Copiloto (tiempos expresados en hora local):

Comienzo de actividad aérea: Día 17-2, a las 19:15 h en Mahón.
Fin de actividad aérea: Día 18-2, a las 8:00 h en Palma.
Tiempo total de actividad aérea: 12 h y 45 min, con 4 aterrizajes efectuados.

Siguiente comienzo de actividad aérea: Día 18-2, a las 17:45 h en Palma.
Accidente ocurrido el día 19-2, a las 00:01 h, después de 6 h y 16 min de actividad aérea, con 2 h y 58 min de tiempo de vuelo en las que se realizaron 3 aterrizajes.

Descanso entre ambos períodos: de las 8:00 h del día 18-2 a las 17:45 h del día 18-2, es decir, 9 h y 45 min en Palma.

La mencionada Circular Operativa 16B indica que para vuelos de carga con tripulación mínima de dos pilotos, cuya presentación se produzca entre las 12:00 h y las 13:59 h, y en los que se vayan a efectuar 4 aterrizajes, el período de actividad aérea será como máximo de 12 h y 45 min.

Además, todo período de actividad aérea deberá estar precedido de un período de descanso que no será inferior a 10.5 h o al período de actividad aérea precedente, lo que resulte mayor, de modo que se garantice una estancia de 8 h, como mínimo, en el alojamiento.

Sin embargo, cuando las necesidades de programación así lo requieran, podrá disminuirse el descanso mínimo en una cuantía no superior a 3 horas, siempre y cuando resten al menos 10 horas en total. La consecuencia de dicha reducción vendrá reflejada en la misma disminución de la actividad aérea subsiguiente.

En cualquier caso, aparte de lo establecido en la dicha Circular Operativa, habían transcurrido un total de 10 h y 25 minutos entre las 8:00 h (tiempo de calzos a la llegada a Palma por la mañana) y las 18:25 h (tiempo de calzos de la salida de Palma en el inicio del último período de actividad que acabó en el accidente).

1.6 Información sobre la aeronave.

El Fairchild SA-226-TC Metro II es un biturbohélice presurizado de ala baja. Los flaps tienen cuatro posibles posiciones: arriba, $\frac{1}{4}$, $\frac{1}{2}$ y abajo. Las velocidades máximas de extensión de flaps son 215 kts, 180 kts y 153 kts, respectivamente.

De acuerdo a su Licencia de Estación en vigor, el avión EC-GDG estaba equipado con 2 equipos COMM, 3 navegadores COLLINS VIR30A, 2 ADF, 1 DME, 2 transpondedores, 1 radar meteorológico, y un radio altímetro Collins ALT 50.

El grupo motopropulsor de este avión constaba de 2 motores AirResearch (Garrett) TPE 331-1OUA-511G y 2 hélices Hartzell HCB3TN-59 de tres palas cada una. Este modelo de motor se instalaba en aviones SA-226-TC mediante un Certificado de Tipo Suplementario de AirResearch.

En la documentación técnica del fabricante se dan los siguientes rangos de calado típicos de las palas: Ralentí en tierra: 0°; Ralentí en Vuelo: 7° a 13.5°; Bandera: 85° a 90°. El Manual de Vuelo indica que el uso de la reversa de la hélice en vuelo está prohibido.

El procedimiento normal de chequeo previo al aterrizaje incluye, entre otros, el siguiente punto:

- "Speed levers" (palancas de revoluciones de las hélices): HIGH RPM, con la siguiente advertencia:

"CAUTION: attempted reverse with the speed levers in the low rpm position may result in an engine over temperature condition"

El procedimiento normal de aterrizaje incluye llevar las palancas de potencia a ralentí de vuelo y, después de tocar tierra, llevarlas a ralentí en tierra, y después a reversa chequeando antes que las "luces beta" están encendidas.

La aeronave posee luz de aviso de detección de partículas magnéticas ("chip light") en cada motor. El manual de vuelo indica que si la luz se ilumina antes del despegue, el vuelo debería abortarse e investigar la causa del aviso. Si la luz se ilumina durante el vuelo, y el comportamiento del motor parece normal, se puede continuar el vuelo hasta el primer punto previsto de aterrizaje y determinar la causa. El motor afectado debería ser vigilado estrechamente durante el vuelo. Si la luz se ilumina y la operación del motor no parece normal, el motor afectado debería ser parado siguiendo el procedimiento de "Fallo de motor durante el vuelo" y se debería realizar un aterrizaje con un solo motor.

1.6.1 Célula.

Marca: Fairchild
Modelo: SA-226-TC
Nº de Fabricación: TC-220
Año de Fabricación: 1976
Matrícula: EC-GDG
M.T.O.W.: 5665 kg (12490 lb) según Hoja de Características
M.L.W.: 5665 kg (12490 lb) según Hoja de Características
M.Z.F.W.: 5665 kg (12490 lb) según Hoja de Características
Propietario: Ibertrans Aérea, S.L.
Explotador: Ibertrans Aérea, S.L.

1.6.2 Certificado de aeronavegabilidad.

Número: 3832
Tipo: Transporte público de mercancías (TPM) - Normal.
Autorizado vuelo en condiciones de formación de hielo, VFR nocturno, IFR, Aproximación instrumental.

Fecha de expedición: 5/10/1995
Fecha de renovación: 10/02/1998
Fecha de caducidad: 10/05/1998

1.6.3 Registro de Mantenimiento.

Horas totales de vuelo hasta el 17-2-98: 17546 h
Última revisión de 100 horas: 4/2/1998 (17515 h)
Horas desde última rev. 100 horas: 31 h

1.6.4 Motor.

MOTOR IZQUIERDO:

Marca: GARRET
Modelo: TPE-331-10UA-511G
Potencia: 840 shp
Número de serie: P-54111

Horas totales (a 17-2-98)	22338 h
Horas desde última rev. general:	5348 h
Última rev. 100 horas:	4/2/1998
Horas desde últ. rev. 100 horas:	31 h

MOTOR DERECHO:

Marca:	GARRET
Modelo:	TPE-331-10UA-511G
Potencia:	840 shp
Número de serie:	P-54170
Horas totales (a 17-2-98):	16282 h
Horas desde última rev. general:	5977 h
Última rev. 100 horas:	4/2/1998
Horas desde últ. rev. 100 horas:	31 h

HÉLICE IZQUIERDA:

Marca:	HARTZELL
Modelo:	HCB3TN-59
Número de serie:	BV4199
Horas desde última rev. general:	2701 h
Horas hasta próxima rev. general:	299 h
Última rev. 100 horas:	4/2/1998
Horas desde últ. rev. 100 horas:	31 h
S/N de las palas 1, 2 y 3:	EG8855, EG9297 y EG9298

HÉLICE DERECHA:

Marca:	HARTZELL
Modelo:	HCB3TN-59
Número de serie:	BV4590
Horas desde última rev. general:	2981 h
Horas hasta próxima rev. general:	19 h
Última rev. 100 horas:	4/2/1998
Horas desde últ. rev. 100 horas:	31 h
S/N de las palas 1, 2 y 3:	EL675, EL848 y EL849

La revisión general de este tipo de motor se realiza cada 6000 horas de vuelo, por lo que al motor derecho le quedaban 23 horas de potencial al final del día 17-2-98, y al izquierdo le quedaban 652 horas.

La revisión general de las hélices se realiza a las 3000 h, por lo que a la hélice derecha le quedaban 19 h hasta la próxima revisión general.

En el libro de Partes de Vuelo no se anotaron discrepancias o anomalías tras los tres tramos que se volaron el día 17-2-98, en los cuales la copiloto era la misma que en el vuelo del accidente.

Las últimas discrepancias que se registraron en el libro de Partes de Vuelo corresponden al día 23-1-98, con 17512 horas de vuelo, cuando se indicó "Torque N°2 indica unas 250 lb más que el N° 1", "Luz interior ADF fundida" y "Windshield heat low inoperativa", de las que se anotó que habían sido solucionadas.

Se revisaron los partes de vuelo desde el 16-12-1997. Entre otros defectos, se anotaron entre esa fecha y el 23-1-98 los siguientes: "ADF#2 inoperativo", "Fuel Flow #2 también", "baterías bajas de carga" (se cambiaron el 17-1-98), "nose wheel steering" (NWS) no utilizable, anemómetro #1 indica 5 kts más que el #2, COMM #2 se acopla, NWS no funciona en giros a derechas, HSI #2 ("Horizontal Situation Indicator") con recepción muy pobre, y luces de instrumentos del motor #1 no funcionan (el 2-1-98). Las diferentes discrepancias aparecen como corregidas en las anotaciones, salvo una descrita como "RPM #2 en despegue no se sostienen hasta avanzar power levers" que "Pasa diferido por falta de tiempo" el 30-12-1997, con 17444:30 h de vuelo del avión.

Uno de los resultados de las anotaciones indicadas fue que se cambió el receptor VHF NAV VIR-30 del HSI ("Horizontal Situation Indicator") el 19-12-1997, y el "Course Indicator" el 5-1-1998.

El 4-2-1998 se cambió el actuador del compensador de cabeceo y se anotó como "Probado OK".

Un parte de vuelo del día 17-2-1998 indica que la aeronave realizó los siguientes vuelos (expresados en hora local):

Palma-Mahón, salida 07:40 h y llegada 08:10 h; 0:30 minutos de vuelo
Consumo de combustible: 400 lb; Carga: 600 kg

Mahón-Palma, salida 20:05 h y llegada 20:30 h; 25 minutos de vuelo
Consumo de combustible: 300 lb; Carga: 683 kg

Palma-Barcelona, salida 22:05 h [es una errata por 21:15 h] y llegada 22:05 h; 45 minutos de vuelo
Carga: 950 kg

En este parte se anotaron los siguientes valores de crucero a las 20:40 h UTC:

Peso: 12000 lb; OAT: 0°C, Nivel de vuelo: FL 140; IAS cap (lado izquierdo): 190 KIAS;

Torque motor #1: 1400
EGT/ITT motor #1: 540
RPM motor #1: 96.1

Torque motor #2: 1500
EGT/ITT motor #2: 500
RPM motor #2: 97.5

Fuel Flow motor #1: 325
Eng. Oil Press. motor #1: 85

Fuel Flow motor #2: 280
Eng. Oil Press. motor #2: 105

Los valores de referencia indicados en la sección de limitaciones del Manual de Vuelo son:

Par motor máximo: 2206 ft-lb a potencia máxima continua
Presión de aceite: entre 70 y 120 psi a potencia máxima continua
Arco verde de EGT: 0 a 543°C
Arco amarillo de EGT: 540 a 605°C
RPM: 100% a potencia máxima continua; 96% mínima durante el vuelo

Para 0°C de IOAT (temperatura exterior del aire indicada), el límite de EGT es de 560°C a 96% RPM, según el manual de vuelo.

En el momento en el que se produjo la anotación, el motor izquierdo estaba consumiendo un 16% más de combustible que el derecho.

Después, el avión despegó ese mismo día 17 a las 22:55 h hacia Bruselas y regresó a Barcelona a las 06:10 h del día 18 de Febrero (hora local).

Durante el resto del día 18 de Febrero realizó los siguientes vuelos hasta el accidente (hora local):

Origen-Destino	Hora despeg.	Hora aterrizaje	Tiempo de vuelo
Barcelona-Palma	7:15	7:55	0:40
Palma-Alicante	18:30	19:15	0:45
Alicante-Valencia	19:55	20:30	0:35
Valencia-Barcelona	20:50	22:05	1:15
Barcelona-Bruselas	23:38	Accidente	0:23

De todos estos vuelos efectuados el día del accidente no se obtuvo el parte de vuelo correspondiente, que presumiblemente se quemó con los restos del avión.

1.6.5 Peso y centrado.

El peso de la aeronave en rampa al iniciar el vuelo a Bruselas el día 18-2-1998, era de 12652 lb, según un cálculo de peso y centrado realizado y proporcionado por el operador con posterioridad al accidente. El manifiesto de carga indicaba 625 kg (1378 lb) de carga (distribuida en 63 paquetes). La carga total se consignó como 1383 lb cuando se realizaron los cálculos de centro de gravedad.

A bordo había un total de 3000 lb de combustible JET A-1. Antes del vuelo, el mismo día 18 de Febrero, habían repostado 1140 litros (2031 lb) según factura proporcionada por el suministrador de combustible.

El peso máximo en rampa es 12600 lb. El peso máximo al aterrizaje (M.L.W.) y el peso máximo al despegue (M.T.O.W.) son iguales a 12500 lb. El máximo peso de combustible en el aterrizaje es de 1740 lb por lado, según el Manual de Vuelo y las hojas de datos de la FAA.

Sin embargo, las Hojas de Características emitidas por la DGAC indican que todos los pesos máximos (rampa, al despegue, al aterrizaje y sin combustible) son 12490 lb.

El manual de vuelo de la aeronave, revisión de 5-5-1982, en su página VI-28, estima que el consumo de combustible durante rodaje y despegue es de unas 50 lb.

El centro de gravedad en rampa fue calculado por el operador a 263.6 pulgadas (18.3% MAC) por detrás del “datum” o referencia (situado 28.94 pulgadas por detrás de la punta del radomo). El rango aprobado para el centro de gravedad varía entre 258.5 pulgadas (11.6% MAC) y 277.1 pulgadas (36% MAC) por detrás del datum, a un peso de 12,500 lbs (según hojas de datos de la FAA y Manual de Vuelo). Por lo tanto, el valor calculado corresponde a una posición ligeramente adelantada del centro de gravedad a peso máximo.

Para el mencionado cálculo del centro de gravedad realizado por el operador se usaron los siguientes datos:

CONCEPTO	PESO (lb)	BRAZO (pulg.)	TOTAL (lb*pulg./1000)
Peso en vacío:	7969 (3615 kg)	256.3	2042.45
Tripulación:	300	111	33.3
Comp. morro	0	154	0
Carga A (cab. delantera)	800	227	181.6
Carga B (cab. media)	400	351	140.4
Carga C (cab. trasera)	183	476	87.1
Combustible	3000	283.5	850.5
TOTAL	12652		3335.35

Luego el centro de gravedad estaba a 263.6 pulgadas (18.3% de la MAC).

Según el manual de vuelo, Sección VI “Manufacturer’s Data”, despegando con 3000 lb de combustible y 12500 lb de M.T.O.W., el alcance de avión es de 1160 NM si se vuela a 15000 ft con potencia máxima de crucero en condiciones ISA. La distancia entre Barcelona y Bruselas es aproximadamente de 756 NM (1400 km).

La aeronave despegó de Barcelona a las 22:38 h UTC. El accidente se produjo sobre las 23:01:13 h UTC. Por lo tanto, el vuelo duró aproximadamente 23 minutos.

El consumo de combustible de la aeronave desde la puesta en marcha de motores hasta el momento del accidente puede calcularse del siguiente modo aproximado:

- El rodaje y despegue consumen 50 lb de combustible.
- El ascenso durante 9 minutos consume 125 lb de combustible
- El descenso durante 14 minutos consume 100 lb de combustible
- El consumo total durante el vuelo habría sido de 275 lb.

Otro modo de calcularlo es considerar un flujo medio de combustible de 626 lb/hora (tablas del manual de vuelo, potencia máxima de crucero), con lo que el consumo durante 23 minutos habría sido de 240 libras, a las que se podría sumar 50 lb de rodaje y despegue para obtener un total de 290 lb de consumo.

Con estos valores, si se fija en 285 lb el peso de combustible consumido, podría estimarse el peso de la aeronave en el momento del accidente como 12367 lb ($12652 - 285 = 12367$), con un total de 2715 lb de combustible a bordo.

Se desconoce la distribución inicial de combustible en los tanques. Es obvio que si esta hubiera sido simétrica en el despegue (1500 lb en cada lado) nunca podría haberse superado el máximo permitido por lado durante el aterrizaje de 1740 lb, salvo que hubiera habido una transferencia continuada en vuelo por algún motivo.

La posición longitudinal del centro de gravedad en el momento del accidente apenas habría variado respecto al despegue, y debía estar próxima a 263.1 pulgadas desde el datum.

1.7 Información meteorológica.

Los informes meteorológicos METAR proporcionados por el Aeropuerto de Barcelona en las horas previas y la media hora posterior al accidente fueron los siguientes (el avión despegó de Barcelona a las 22:38 h y el accidente se produjo sobre las 23:01 h):

182130 LEBL 25006KT 0100 R07/0600V0800U R25/0650V0900D
R02/0500V0800D +FG SCT001 BKN003 10/10 Q1035 NOSIG

182200 LEBL 25006KT 0100 R07/0750V1500D R25/0900V1500D R02/0750N
+FG SCT001 BKN003 10/10 Q1035 NOSIG

182230 LEBL 27002KT 2000 BR SCT004 10/09 Q1035 NOSIG

182300 LEBL 17002KT 0300 R07/0250V1500D R25/1300V1300D -FG
FEW003 08/08 Q1035 NOSIG

182330 LEBL 25002KT 4000 BR FEW008 09/08 Q1035 NOSIG

La interpretación de esos datos es que a las 22:30 h había un viento de 2 kt soplando desde 270°, visibilidad horizontal de 2000 m, neblina (BR), nubes dispersas (entre 2/8 y 4/8 de cielo cubierto) a 400 ft, temperatura 10°, punto de rocío 9°, y QNH 1035 mb, sin cambios significativos previstos.

A las 23:00 h el viento seguía siendo de 2 kt y soplaban desde 170°, la visibilidad horizontal era de 300 m, el alcance visual en la pista 07 era variable entre 250 m y 1500 m con tendencia a disminuir, el alcance visual en la pista 25 era de unos 1300 m, había niebla ligera (-FG), pocas nubes (entre 1/8 y 2/8 de cielo cubierto) a 300 ft, 8°C de temperatura y también 8°C de punto de rocío, y QNH 1035 mb, sin cambios significativos previstos.

También se obtuvieron los datos relativos a los vientos a 1200 ft y a 1600 ft de altitud a las 00:00 h del día 19 de Febrero de 1998 sobre la vertical de Barcelona. Estos datos son válidos para las 23:00 h del día 18 de Febrero de 1998, ya que la atmósfera estaba muy estable. De acuerdo a estos datos, a los 1200 ft había un viento aproximado de 225°, 10 kt; y a los 1600 ft había un viento aproximado de 210°, 15 kt. Se podría deducir entonces que el viento aproximado a 1500 ft era de 215°, 15 kt.

La pista 07 del aeropuerto de Barcelona tiene un rumbo magnético de 67°, por lo que el anterior valor de viento se podría desglosar, cuando la aeronave estaba a esa altitud de 1500 ft, en una componente de unos 13 kt de viento en cola y otra de unos 8 kt de viento desde su derecha.

1.8 Ayudas a la navegación.

Entre otras ayudas a la navegación aérea, el Aeropuerto de Barcelona tiene un VOR/DME (QUV, 114.3 MHz), ILS (BCA, 109.5 MHz) en la pista 25, e ILS (QAA, 110.3 MHz) en la pista 07.

Existe una baliza (LO07) en la prolongación de la pista 07, a 7215 m de su umbral (QA, 338.000 KHz). La baliza exterior de 75 MHz del localizador ("outer marker") de la pista 07 está situada a 7209 m de su umbral.

No hay constancia de que ninguna ayuda estuviese inoperativa o no funcionase correctamente el día en que ocurrió el accidente. La trayectoria de la aeronave fue grabada por el radar de aproximación de Barcelona y se obtuvo copia de la correspondiente traza.

1.9 Comunicaciones.

Tras el despegue, el avión contactó con el Control de Aproximación (APP, 119.1 MHz) de Barcelona, con el Sector Central del Centro de Control de Barcelona (abreviatura CEAL), de nuevo con el Control de Aproximación cuando requirió volver al campo y finalmente con la Torre de Control de Barcelona (TWR, 118.10 MHz). Los equipos de comunicaciones, tanto de estos servicios como de la aeronave, estaban operativos y funcionaron correctamente en todo momento. Se obtuvo copia certificada de la transcripción de dichas comunicaciones tal como fueron grabadas por los servicios de control del tránsito aéreo. Se ha incluido una copia de esta transcripción en el Anexo B.

Se ha determinado que entre el reloj de torre y el del control de aproximación hay un desfase de 13 segundos, y entre el reloj del control de aproximación y el reloj de la traza radar un desfase de 2 minutos y 27 segundos. Por tanto, para sincronizar los datos de la traza radar a las comunicaciones de torre, hay que restar 2 minutos y 40 segundos (160 segundos en total). En este informe se usa como referencia de tiempos el reloj de la torre.

Durante las comunicaciones la aeronave no declaró emergencia, y la tripulación indicó que no necesitaban de momento asistencia en tierra. No se comunicó ningún tipo de problema durante la aproximación. A las 22:59:46 h se produjo la última comunicación de la tripulación con la torre, en la que acusaron recibo de que estaban autorizadas a aterrizar en la pista 07. Según la transcripción de la cinta realizada, no se apreciaron signos de ansiedad o estado anormal en la voz que realizó esa última comunicación.

1.10 Información sobre el aeródromo.

El Aeropuerto de Barcelona posee dos pistas cruzadas, 07-25, de 3108x45 m, y 02-20, de 2720x45 m.

Funciona durante las veinticuatro horas todo el año.

El sistema de presentación radar instalado en la torre de control está autorizado a realizar funciones de asistencia radar a aeronaves en aproximación final, asistencia radar a otras aeronaves en las cercanías del aeropuerto y establecimiento de separación radar entre aeronaves sucesivas de salida.

El VOR/DME QUV está situado a unos 1550 m de la cabecera de la pista 07.

La pista 07 posee luces de aproximación de precisión de Categoría I que proporcionan indicación de una senda de 3°, luces blancas en la zona de

contacto a lo largo de 900 m, luces de eje (blancas, blancas y rojas y rojas), borde (blancas) y extremo de pista (rojas).

1.11 Registradores de vuelo.

La aeronave no disponía de registradores de vuelo. Al tener menos de 5700 kg de peso máximo al despegue, no era preceptivo que los llevase instalados según el Anexo 6 de OACI.

Los requisitos de operaciones JAR-OPS (Real Decreto 220/2001) exigen en el párrafo JAR-OPS 1.700 que se instale un registrador de voz en cabina de vuelo de determinadas características para aviones cuyo primer certificado de aeronavegabilidad individual fue emitido a partir del 1 de abril de 1998, que tengan más de 5700 kg de masa máxima de despegue certificada o que sean multimotores de turbina con una configuración máxima aprobada de más de nueve asientos para pasajeros.

También en esos casos, JAR-OPS 1.715 requiere que el avión esté equipado con un registrador de datos de vuelo de determinadas características y que utilice un método digital de registro y almacenamiento de datos y disponga de un método rápido de lectura de los datos almacenados.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

La aeronave se estrelló en un lugar del término municipal de Gavá situado a unos 4 km de la cabecera de la pista 07 (2.8 NM desde el VOR QUV) y desplazado unos 0.5 km (0.3 NM) al norte del localizador de la pista 07 (es decir, a la izquierda del mismo), en los terrenos de un vivero situado en el camino que va a la laguna de la Mutra de dicha localidad.

En la zona del impacto había palmeras plantadas, alcanzando algunas entre 7 y 10 m de altura. Los restos de la aeronave, excepto los empenajes, quedaron calcinados por el incendio posterior al accidente (ver Anexo A).

Las evidencias recogidas en el lugar indicaron que el primer impacto de una parte de la aeronave con un medio distinto del aire fue, probablemente, de la hélice derecha con la copa de una palmera. La hélice izquierda chocó contra el terreno.

El fuselaje contactó con el terreno con un ángulo de asiento muy pequeño, y recorrió unos 30 m por el suelo, abatiendo y cortando las palmeras que encontraba a su paso, hasta que quedó detenida y girada unos 90° hacia la

derecha respecto al rumbo de la pista 07. Los restos quedaron completamente destruidos por el impacto e incendio.

Aunque el pedestal y el tablero de instrumentos quedaron incinerados, pudo constatarse que la posición de las palancas de los mandos del motor y de otros mandos eran las siguientes:

- Palanca de potencia del motor izquierdo: potencia media (hacia la mitad de su rango de recorrido en el pedestal)
- Palanca de potencia del motor derecho: ralentí (completamente hacia atrás)
- Palanca de revoluciones de la hélice izquierda: hacia atrás (paso fino)
- Palanca de revoluciones de la hélice derecha: hacia delante (paso grueso)
- Mando de corte y puesta en bandera del motor izquierdo: sacado
- Mando de corte y puesta en bandera del motor derecho: metido
- Palanca de flaps: aunque su ranura estaba muy deteriorada, estaba en una posición próxima a flaps $\frac{1}{4}$
- Tren de aterrizaje: bajado

1.13 Información médica y patológica.

La autopsia de la comandante de la aeronave indicó que no presentaba fracturas de tipo traumático. El análisis químico-toxicológico reveló que existía un nivel de carboxihemoglobina en sangre superior al 60%, el cual es letal. La presencia de este compuesto de hemoglobina y monóxido de carbono indica que se respiró dicho gas producto de la combustión. Se determinó que la causa de la muerte fue parada cardio-respiratoria por respiración e intoxicación de monóxido de carbono.

En el caso de la copiloto, los resultados de la autopsia y del análisis químico-toxicológico fueron parecidos, ya que no se observaron fracturas de tipo traumático, y existía un nivel de carboxihemoglobina en sangre superior al 46%, el cual, a pesar de que no alcanza el 60% normalmente indicado como letal, también puede serlo dependiendo de la capacidad individual para resistir la hipoxia y la rapidez del proceso de intoxicación. La causa de la muerte fue determinada, también en este caso, como parada cardio-respiratoria por respiración e intoxicación de monóxido de carbono.

En ambos casos se anotó como observación que, de los resultados obtenidos, se llegaba a la conclusión de que la muerte no fue provocada ni por el traumatismo ni por la fulguración.

1.14 Incendio.

Se produjo un incendio muy violento que calcinó por completo la aeronave. Las llamas eran visibles desde la torre del aeropuerto, a unos 5 km del lugar del accidente. Los testigos indicaron que hubo una gran explosión.

Los bomberos de Gavá y del aeropuerto procedieron a extinguirlo aplicando gran cantidad de espuma retardante en la parte delantera del avión.

El avión había salido de Barcelona con 3000 lb de combustible y había 625 kg de carga, incluyendo ropa y objetos de plástico.

1.15 Supervivencia.

La aeronave impactó con el terreno, en una zona en la que había muchas palmeras, con pequeño ángulo de asiento y se produjo una explosión y los restos se incendiaron con rapidez.

Los cuerpos aparecieron en los restos de los asientos, en la parte delantera de la aeronave. Como se indica en el apartado 1.13, las evidencias de la autopsia apuntan a que ambas ocupantes sobrevivieron al impacto, pero fallecieron como consecuencia de la rápida propagación del humo que hizo que respiraran una cantidad letal de monóxido de carbono.

1.16 Ensayos e investigaciones.

1.16.1 Inspección detallada de la planta de potencia.

1.16.1.1 Inspección detallada de las hélices.

A la vista del estado de deterioro de los restos y de las características del accidente, se decidió enviar los restos de ambos grupos motopropulsores a la División de Materiales y Estructuras del Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA) en Torrejón de Ardoz para que realizara las inspecciones y ensayos necesarios sobre los restos de las hélices a fin de determinar las causas de las deformaciones que presentaban y las posibles causas del accidente.

Como resultado de sus inspecciones y ensayos, el INTA emitió el informe N° FS1/RPT/4310/098/INTA/98 "Daños de las hélices de la aeronave Fairchild SA-226-TC Metro II", que contiene información exhaustiva y muy detallada.

Se resumen a continuación las inspecciones realizadas y las conclusiones del dicho informe (ver fotos y figuras en el Anexo D). Sólo se mencionan las conclusiones más relevantes, entresacando en ocasiones las correspondientes frases textuales del informe del INTA.

1.16.1.1.1 Conjunto Motor-Hélice izquierdo.

No se había producido fragmentación de este conjunto, en el que las tres palas permanecían unidas al buje y toda la hélice al motor.

Faltaba gran parte de una de las palas (denominada pala 1). Todas ellas presentaban una deformación por flexión muy similar en las tres. Las palas 2 y 3 apenas presentaban otros daños, y las huellas producidas en ellas por la acción del terreno eran solamente señales de roce muy superficiales, con ausencia de rayas definidas y afectaban solamente al extradós de las palas.

Las palas 2 y 3, a diferencia de la 1, podían hacerse girar a mano hasta cierto punto sobre su eje.

Cuando se recibieron en el INTA, las palas 1 y 3 estaban en un paso próximo a 0°, mientras que la 2 estaba en una posición casi invertida respecto a la posición de bandera (borde de ataque hacia atrás).

Se inspeccionó también en el motor la posición de la válvula de emergencia de puesta en bandera manual, situada en el exterior del motor, y se comprobó que no estaba en posición de actuada al impactar el avión con el terreno.

1.16.1.1.2 Conjunto Motor-Hélice derecho.

La hélice derecha y su reductor se separaron conjuntamente del motor como consecuencia del impacto. El grado de destrucción de este motor era mucho mayor que el del izquierdo.

El domo de la hélice permanecía unido a la hélice, y contenía en su interior numerosos fragmentos desgarrados de madera de árbol.

Las tres palas de la hélice permanecían unidas al buje, y presentaban deformaciones más complejas y diferentes entre sí que la observadas en las palas de la hélice izquierda.

En ninguna de las tres palas se observaron rayas profundas, ni en el extradós ni en el intradós, y las huellas producidas por la acción del terreno

eran sólo señales muy superficiales por abrasión, que habían afectado prácticamente sólo a la capa de pintura.

Cuando se recibieron en el INTA, la pala 1 estaba con un calado de paso positivo alto ($>20^\circ$), la pala 2 con un calado de paso muy pequeño, en torno a 0° , y la pala 3 estaba en una posición inversa a la de bandera, es decir, el borde de ataque dirigido hacia detrás aproximadamente 90° .

La pala 1 no podía hacerse girar con la mano alrededor de su eje longitudinal. La pala 2 podía hacerse girar en sentido de aumento de paso y lo mismo sucedía con la pala 3 hacia la posición de calado de 0° . Sin embargo, el giro de estas palas, además de ofrecer una considerable resistencia, se producía de forma discontinua a saltos, indicando un deterioro de los rodamientos muy superior en comparación con el motor izquierdo.

No pudo comprobarse el estado de la válvula de emergencia de puesta en bandera manual, al quedar todo el varillaje y elementos auxiliares completamente deformados o bien haber desaparecido.

1.16.1.1.3 Evidencias tras el examen detallado del mecanismo de cambio de paso de ambos motores.

A la vista de las huellas presentes en el capuchón deslizante y cilindro guía, se determinó que en ambos motores, en el momento de iniciarse la perturbación originada en las palas al tropezar con un obstáculo, la posición del capuchón en el cilindro guía corresponde a un calado de las palas de aproximadamente 7° , ángulo que corresponde ya, según la documentación del fabricante, a ralentí de vuelo.

La no coincidencia, en ambos motores, del plano de vuelco relativo del capuchón con respecto al cilindro guía, originado por la acción asimétrica de las bieletas, con el plano general de vuelco del conjunto formado por el capuchón deslizante-muelles compensadores con su cartucho de apoyo-cilindro guía, tal y como lo define el sector cizallado de su rosca, indica que este conjunto se desprendió como consecuencia de las fuerzas de inercia provocadas por el impacto del avión.

Las evidencias en el mecanismo del motor izquierdo indicaban que la pala 2 fue la primera en tocar el suelo, y que la reacción de éste impulsó la pala hacia paso negativo.

La deformación de las palas del motor izquierdo, con su característica del doblado hacia detrás (sentido de doblado de extradós a intradós) y de ser prácticamente igual en las tres palas, es típica del caso de contacto con el suelo de hélices girando a un régimen de muy poca potencia, y concuerda con la condición de ralentí de vuelo determinada por las huellas en el mecanismo de cambio de paso y con la poca entidad de las marcas

superficiales de las palas impactando con un terreno blando y sin obstáculos.

La deformación más compleja de las palas 2 y 3 de la hélice derecha, y los restos de materia vegetal encontrados en ella, y las huellas en su mecanismo de cambio de paso, indicaban que ambas palas habían intervenido en la perturbación que originó la acción de vuelco del capuchón sobre el cilindro guía. En cualquier caso, ninguna de estas dos palas presentaba una curvatura uniforme en el sentido de intradós hacia extradós del tipo esperable en el caso de que la hélice toque el obstáculo girando el motor con un régimen de potencia elevado.

1.16.1.1.4 Estado de los filtros de aceite.

La observación visual general del motor izquierdo puso de manifiesto que:

- la válvula de emergencia de puesta en bandera manual no estaba accionada en el momento del impacto del avión con el suelo,
- la posición de la lengüeta indicadora de la válvula by-pass del filtro de aceite estaba abierta, lo cual indicaba que dicha apertura podía haberse producido por colmatación u obturación del filtro.

Se procedió por ello a desmontar el filtro de aceite, y se apreció la presencia de numerosas partículas metálicas, por lo que se remitió al Laboratorio de Diagnóstico del Desgaste del INTA, dentro del programa PAESA, para que emitiera un informe para evaluar la importancia, en cuanto a estado funcional del motor, de la presencia de estas partículas.

Según el informe emitido por el servicio PAESA, la cantidad de partículas encontradas en el filtro era anormalmente elevada, siendo estas partículas fundamentalmente de base Fe y de naturaleza ferromagnética, con una composición elemental correspondiente a un acero del tipo M-50.

Ante la cantidad, tipo y morfología de estas partículas, que podían suponer un funcionamiento anormal del motor, según la "Service Information Letter" SIL P331-97 de Allied-Signal, fabricante del mismo, hubiera sido pertinente recomendar, como así ha hecho el PAESA en otras ocasiones, el desmontaje y revisión del motor.

El estado de destrucción que presentaba el motor derecho no permitió hacer indagaciones sobre su válvula de puesta manual en bandera ni sobre el filtro de aceite.

1.16.1.1.5 Conclusiones del informe del INTA sobre las hélices.

Tanto en el motor izquierdo como el derecho, al producirse el accidente en el momento de iniciarse el contacto de las palas con un obstáculo, el calado de

las palas era de aproximadamente 7°, valor que corresponde a un régimen de ralentí de vuelo, esto es, que cuando se produjo el accidente, ambos motores funcionaban a un régimen de potencia reducida muy similar correspondiente a ralentí de vuelo.

En el transcurso del accidente, el primer contacto de la hélice con un medio distinto al aire fue, muy probablemente, en el motor derecho con la copa de un árbol, mientras que en el motor izquierdo lo fue con el terreno.

No se ha encontrado en ninguna de las dos hélices de los motores evidencias, ni tan siquiera indicios, de un mal funcionamiento previo de la parte mecánica de las mismas (mecanismo de regulación de cambio de paso, buje y palas).

En el motor izquierdo, al examinar el filtro de aceite, se constató la presencia en el mismo de numerosas partículas metálicas. Examinado el filtro por el servicio PAESA, se comprobó que las partículas, fundamentalmente de acero M-50, por su naturaleza, morfología y cantidad, indican unas condiciones de funcionamiento anormal de dicho motor que, según los criterios establecidos por Allied-Signal, para el control periódico mediante el servicio PAESA del estado de los motores de este tipo, hubieran impuesto la inspección urgente del mismo antes de continuar operándolo.

A la vista de las circunstancias expuestas en el apartado anterior, el INTA sugirió que se siguiera la recomendación que habría dado el programa PAESA, remitiendo el motor a un taller autorizado por el fabricante, para determinar la posible influencia que las anomalías que se encontraran en dicha inspección, tanto relacionadas con la contaminación del filtro como cualquier otra, hubieran podido tener en todo el proceso que culminó en el accidente.

1.16.1.2 Inspección detallada del motor izquierdo.

A la vista de la recomendación del INTA, de que se desmontara el motor izquierdo para continuar con la investigación, se enviaron los restos de dicho motor, S/N 54111, a la factoría de Ajalvir (Madrid) de "Industria de Turbopropulsores, S.A. (I.T.P.), centro de mantenimiento con capacidad para realizar dicho desmontaje y la inspección correspondiente.

La inspección del sistema de lubricación del motor no condujo a ninguna conclusión determinante sobre su estado previo al accidente o su posible influencia en las causas del mismo.

Sin embargo, al desmontar el motor, se comprobó que el eje fusible P/N 894119-1, S/N LOTE 7389, y el cojinete delantero P/N 358267, S/N 2-02330-109, estaban rotos.

La primera pieza es un eje de torsión de unos 18 cm de longitud, con un estriado en cada uno de sus extremos. Su diámetro es variable a lo largo de su eje, desde 26 mm en uno de sus extremos hasta 12 mm en la sección de mínima superficie y 18 mm en el otro extremo. Este eje conecta la turbina con la caja de engranajes del motor, al objeto de servir de fusible mecánico entre ambas de modo que, si se produce una interrupción en el movimiento de una u otra, el eje se rompe y se evitan averías mayores.

El cojinete delantero es un cojinete de bolas que consta de anillo exterior, anillo interior dividido en dos partes, una jaula metálica y 12 bolas.

Para el estudio del tipo de rotura que estas piezas presentaban, se las remitió al INTA, que emitió el Informe FS1/RPT/4310/085/INTA/01 que presenta las conclusiones que se detallan, extraídas de modo casi textual de dicho informe, en el Apartado siguiente.

1.16.1.2.1 Estudio del INTA sobre las causas de rotura del eje fusible y cojinete delantero del motor izquierdo.

El eje fusible tenía una rotura en su sección de mínima superficie que se había desarrollado completamente en un plano perpendicular al eje de simetría, y el cojinete delantero presentaba una rotura en parte de la valona de apoyo del anillo exterior, y no presentaba marcas de que hubiese existido movimiento relativo entre el cojinete y la caja de engranajes ni entre el cojinete y el eje de la hélice.

Se realizaron ensayos de dureza “Rockwell C” tanto sobre el eje fusible (o eje de torsión) como sobre los anillos del cojinete, y la media de tres medidas fue la siguiente:

Eje de torsión:	51 HRC (acero de resistencia a tracción del orden de 180 kg/mm ²)
Pista interior del cojinete:	60 HRC (acero de resistencia a tracción mayor de 210 kg/mm ²)
Pista exterior del cojinete:	60 HRC (acero de resistencia a tracción mayor de 210 kg/mm ²)

La conclusión de los exámenes macro y microfractográficos sobre el eje fusible fue que presentaba una rotura dúctil plana con pequeñísima deformación plástica, producida por sobrecarga estática a torsión, y muy probablemente, con carácter de impacto en cuanto a la velocidad de aplicación de la carga, siendo también muy probable que la causa primera de la misma fuera el impacto contra el terreno y el frenado brusco de los elementos de rotación. El sentido de deformación de las cúpulas tumbadas y del material arrastrado, parecían poner en evidencia que fue el elemento delantero al eje (la caja de engranajes-hélice) el que se retuvo y el elemento trasero (eje de motor-turbina) el que produjo la sobrecarga.

La secuencia de rotura debió ser la siguiente: durante el impacto de la aeronave contra el terreno y al frenarse el movimiento de la hélice de forma brusca, mientras se continuaba suministrando movimiento de rotación al eje por la turbina, se produjo una sobrecarga de torsión con efecto de impacto que produjo la rotura del mismo por su sección más débil.

En cuanto al cojinete delantero, la conclusión de los exámenes fue que se trataba de una rotura dúctil producida bajo el mecanismo de desgarro de tracción bajo una carga general de flexión actuando sobre la valona del cojinete y, muy probablemente, con carácter de impacto en cuanto a la velocidad de aplicación de la carga. También muy probablemente se debiera a la reacción del terreno al impactar el motor con él.

La secuencia de la rotura pudo ser la siguiente: durante el accidente, al impactar el motor contra el terreno, se produjo una fuerte acción con carácter de flexión sobre la valona del anillo exterior del cojinete, que produjo la rotura por desgarro del mismo, desprendiéndose parte de la misma, que no fue recuperada.

El INTA recomendó que se continuara la revisión del motor al objeto de determinar si la posición relativa de la rotura respecto de la caja de engranajes coincidía con el plano de flexión en que se produjo la reacción del terreno.

A efectos de la investigación, se consideró suficiente la prueba de que la rotura del eje fusible se había producido durante el impacto con el terreno, habiendo quedado la hélice-caja de engranajes retenida antes que la turbina, por lo que no era necesario continuar desmontando el motor hacia atrás.

1.16.2 Trayectoria de la aeronave.

La trayectoria aproximada de la fase final de aproximación de la aeronave, tal como se obtuvo al procesar los datos proporcionados por su traza radar, y dos impresiones directas de la pantalla de radar, se pueden ver en el Anexo C.

Se determinó que el reloj de los datos radar estaba 160 segundos adelantado respecto al reloj del control del tráfico aéreo, que da los tiempos que aparecen en la transcripción de las comunicaciones.

La trayectoria obtenida indica que la aeronave, en su camino de vuelta desde Bagur, guiada por vectores radar, realizó un giro demasiado abierto para interceptar el localizador de la pista 07, de modo que lo sobrepasaron, hasta que el control les instruyó que pusieran rumbo 040 para interceptarlo desde el sur. La posterior corrección hizo que lo sobrepasaran ligeramente hacia el norte, de modo que la mayor parte de la aproximación final se

realizó con una desviación de entre 100 m y 200 m a la izquierda del localizador.

Cuanto se encontraba a poco más de 3.5 NM de QUV, comenzó a desviarse marcadamente a la izquierda hasta impactar con el terreno.

La trayectoria vertical indica que la aeronave cruzó durante su descenso la senda de planeo a unas 3.7 NM de la cabecera de pista, con velocidad de 160 kt respecto al suelo, y que continuó descendiendo por debajo de la senda con un ángulo casi constante (700 ft en 1.08 NM, es decir, unos 6°), niveló la trayectoria durante unos 4 segundos, y continuó después descendiendo, mientras la velocidad disminuía, con ángulo parecido al que llevaba inicialmente (700 ft en 0.85 NM, es decir, unos 8°) mientras su velocidad seguía disminuyendo. El impacto con el terreno se produjo a unos 130 kt de velocidad respecto al suelo.

Durante la parte final estudiada, la velocidad vertical de descenso fue relativamente constante, del orden de aproximadamente 1500 ft/min (100 ft cada 4 segundos), excepto en el breve lapso en el que la trayectoria se niveló. Hay que tener siempre en cuenta la resolución de la traza radar, que redondea la altitud del avión a cientos de pies en intervalos de 4 segundos.

1.16.3 Declaraciones de testigos.

El avión impactó muy cerca de una casa habitada de dos pisos de altura. Un testigo oyó un fuerte ruido de motores y una gran explosión. Llamó a la policía y abandonó la casa ante el temor de que las grandes llamas del incendio del avión la afectasen.

Otro testigo, que se encontraba paseando un perro en una parcela del Paseo de la Murtra, vio cómo de repente por encima de una caseta con animales apareció una avioneta a muy pocos metros de altura, al tiempo que se oía un ruido poco acompasado, como si no tuviera combustible y, en ese mismo instante, se estrelló contra unas palmeras produciéndose, a consecuencia del impacto, un fuerte ruido y seguidamente se incendió, propagándose las llamas por las inmediaciones, tras lo cual llamó a la policía y a los bomberos.

Otra testigo, residente en la zona, que se encontraba paseando con una amiga, declaró que escucharon un ruido de motor que lo identificaron con un avión, miraron hacia el cielo y observaron a una avioneta volando muy bajo e instantes después y cerca de donde se encontraban cayó en picado, impactando en el suelo en una zona plantada de palmeras y, a continuación, se produjeron grandes llamaradas.

1.17 Información adicional.

1.17.1 Sistema de aviso de proximidad al suelo.

El requisito de operaciones JAR-OPS 1.665 (Real Decreto 220/2001) establece que: *"(a) El operador no operará un avión de turbina: (1) Con una masa máxima certificada de despegue de más de 15.000 kg, o con una configuración máxima aprobada de más de 30 asientos para pasajeros; o (2) Que tenga una masa máxima certificada de despegue de más de 5.700 Kg, o una configuración máxima aprobada de más de 9 asientos para pasajeros, después del 1 de enero de 1999, a no ser que esté equipado con sistema de aviso de proximidad al suelo."*

2 ANALISIS.

2.1 Desarrollo del vuelo.

La aeronave despegó del Aeropuerto de Barcelona a las 22:38 h con destino a Bruselas y con un peso que, según un cálculo del operador efectuado a posteriori, superaba en unas 120 lb el peso máximo al iniciar el despegue indicado en el Manual de Vuelo, con combustible para realizar el vuelo a Bruselas y con una carga de pago de unos 625 kg, muy por debajo de los 1723 kg de carga máxima que se podía estibar en la cabina.

Desde el anterior período de actividad aérea (de acuerdo a las definiciones de la Circular Operativa 16B de la DGAC), que había sido de 15 h y 25 m para la piloto al mando y de 12 h y 45 m para la copiloto, ambas tripulantes habían descansado durante 9 h y 45 m. Estos datos indican que la piloto al mando había superado el límite establecido en dicha Circular Operativa para período de actividad aérea en vuelos de carga con dos tripulantes que incluyan cuatro aterrizajes (establecido 12 h y 45 m) y no había alcanzado el tiempo mínimo de descanso (que en su caso debería haber sido de 15 h y 25 m), y la copiloto había igualado el límite de tiempo de actividad aérea (12 h y 45 m) y no había alcanzado el tiempo mínimo de descanso, que en su caso debería haber sido de 12 h y 45 m.

Sin embargo, la Circular Operativa permite cierta flexibilidad cuando indica que, cuando las necesidades de programación así lo requieran, podrá reducirse el descanso mínimo en una cuantía no superior a 3 horas, siempre y cuando resten al menos 10 horas en total. Si se aplicara esa reducción adicional en este caso, a la copiloto le faltarían 15 minutos de descanso para estar dentro de los requisitos de la Circular, y la piloto al mando todavía tendría un déficit de 2 h 40 m de tiempo de descanso según dicha normativa.

La mencionada Circular también dice "el período de descanso tendrá una duración mínima de 10.5 h o la de la actividad aérea precedente, la que resulte mayor, de modo que se garantice una estancia de 8 horas como mínimo en el alojamiento."

El accidente se produjo cuando llevaban 6 h y 16 min de actividad aérea y 2 h y 58 min de tiempo de vuelo en ese período, en el que habían efectuado 4 despegues y 3 aterrizajes.

El hecho de despegar con peso ligeramente superior no impidió al avión ascender tras el despegue de modo aparentemente normal.

La transcripción de las comunicaciones con el Control de Tránsito Aéreo indica que a las 22:47:02 h (siempre referidas a reloj de torre), la tripulación del avión comunicó al control de ruta: “Requeriríamos volver al campo”. No se mencionó el motivo de ese requerimiento.

Puede suponerse que esta frase implicaba que la tripulación tenía indicios de que había o podía haber algún problema con algún sistema del avión. En ese contexto, es muy posible que se tratase de una indicación anormal o aviso de precaución relacionada con la planta de potencia. Sin embargo, no hay evidencias concluyentes sobre esta cuestión.

Aunque no puede descartarse totalmente, parece poco probable que el factor que indujo al regreso del avión tuviera que ver con un posible centrado defectuoso del avión, ya que esto hubiera sido evidente inmediatamente tras el despegue, salvo que se hubiera producido un movimiento indeseado de la carga en vuelo.

En cualquier caso, los condicionantes que se describen a continuación favorecen la hipótesis de avisos relacionados con la planta de potencia.

En el análisis posterior del motor izquierdo se encontró una gran cantidad de partículas metálicas en el filtro de aceite. Según la información del servicio PAESA, hubiera sido necesaria una inspección del motor debido a la presencia de esas partículas.

La lengüeta indicadora de la válvula “by-pass” del filtro de aceite estaba abierta, lo cual indicaba que dicha apertura podía haberse producido por colmatación del filtro.

Según los parámetros de motor que se habían recopilado en el parte de vuelo del día anterior al accidente, que indicaban una alta temperatura, alto consumo de combustible y baja presión de aceite, el motor izquierdo estaba muy degradado en sus prestaciones, aunque seguía dentro de los límites indicados en el manual de vuelo.

Por otro lado, aunque no pudo examinarse a fondo debido a su grado de destrucción, el motor derecho estaba próximo a agotar su potencial hasta revisión general, para la cual le faltaban 23 h de vuelo e, incluso, la hélice derecha tenía un potencial todavía menor (19 h) hasta su próxima revisión general.

En el caso de que durante el vuelo se encienda la luz de precaución por detección de partículas metálicas, o “chip detector light”, y la operación del correspondiente motor parezca normal, el manual de vuelo indica que se continúe el vuelo hasta el primer punto previsto de aterrizaje, vigilando de cerca dicho motor, se aterrice y se determine la causa.

Si la luz de detección de partículas se encendió en cabina el día del accidente, con el correspondiente motor funcionando aparentemente bien, cabe suponer que la tripulación consideró sus opciones y, ante la perspectiva de proseguir, como dice el manual de vuelo, hasta Bruselas en

esas condiciones y chequeando constantemente el motor, decidieron regresar a Barcelona, que se encontraba a unos 15 minutos de vuelo y donde obtendrían mejor soporte de mantenimiento.

En cualquier caso, la tripulación no declaró emergencia ni informó más ampliamente al control de tránsito aéreo. De hecho, fue el propio controlador de aproximación, cuando el avión volvía a Barcelona y fue transferido a su frecuencia, el que tomó la iniciativa de preguntar: “¿Necesita alguna ayuda en tierra?” (a las 22:51:12 h de torre, unos 10 minutos antes de estrellarse) a lo que el vuelo IBT595A contestó: “Negativo, de momento no, gracias”.

El haber añadido las palabras “de momento”, avalan la hipótesis de evidencia o sospecha en cabina de malfunción de algún sistema del avión, sin que fuera considerada una emergencia en esos momentos, pero de la que no se descartaba que pudiera agravarse hasta el punto de requerir asistencia en tierra durante el aterrizaje.

Otro factor a considerar, al intentar evaluar el posible grado de sensación de peligro percibido por la tripulación en esos momentos, es que a las 22:50:48 h preguntaron al control de aproximación: “me confirma pista 07, ¿verdad?” y recibieron la respuesta: “Sí, afirmativo. Le tendré que alejar un poco. Hay una ambulancia que viene justo detrás de usted”, a lo que respondieron: “Muchas gracias CINCO NUEVE CINCO ALFA”.

En el caso de que la tripulación hubiera considerado que podía haber un peligro potencial o inminente para la aeronavegabilidad del avión, al volver de Bagur lo lógico hubiera sido aterrizar directamente en la pista 25, habida cuenta de que el viento no era un factor determinante (el METAR de las 22:30 daba 270° y 2 kt) en lugar de dar un rodeo y aterrizar por el sur en la 07. De hecho, ellas mismas esperaban y sugirieron la pista 07 (“Me confirma 07, ¿verdad?”) y no mostraron disconformidad cuando el control les indicó que les tendría que alejar un poco en la aproximación.

A las 22:56:57 h, el control preguntó al avión si podían entrar directos. Al recibir respuesta afirmativa, les dio la instrucción de descender a 3500 ft y virar a la izquierda para poner rumbo 040 para interceptar el ILS por el sur.

A las 22:57:49, les requirió que redujesen la velocidad indicada a 180 KIAS. La traza radar indica que en esos momentos se encontraban a unos 2700 ft y con 200 kt de velocidad respecto a tierra. En 45 segundos, la velocidad pasó a ser de 180 kt y la altitud 1800 ft (el descenso se había realizado a una media de unos 1200 ft/min). Por tanto, aparentemente la aeronave no tenía en esos momentos problemas para cumplir con exactitud las instrucciones del control.

A las 22:59:41 fueron autorizadas a aterrizar por la torre de Barcelona, con viento 240/05, es decir, viento flojo prácticamente en cola.

A partir de que la tripulación colacionó con voz calmada esta instrucción, la trayectoria del desarrollo posterior de vuelo se ha representado en el Anexo C. El avión, que se encontraba alto, descendía a unos 1500 ft/min de

velocidad vertical para interceptar la senda de planeo, mientras al mismo tiempo reducía su velocidad, que todavía era de 180 kt.

En las aproximadamente 5 NM que faltaban para que el avión alcanzase la pista, la tripulación tenía que reducir su velocidad hasta un valor próximo al recomendado de 111 kt con flaps abajo, además de estabilizarse correctamente en la senda de planeo y configurar el avión para el aterrizaje.

Esto podría haberse debido a la previsión de la tripulación de que podía llegar a producirse una parada de motor, con lo cual, habida cuenta de las degradadas actuaciones del avión que se obtendrían en ese caso, máxime en condiciones de elevado peso, preferían encontrarse “alto y rápido” durante la aproximación de un modo conservativo, y tener así energía suficiente para alcanzar la pista si se producía dicha eventualidad.

En cualquier caso, la aeronave continuó descendiendo con ángulo casi constante de unos 6° y hasta 12 segundos después de atravesar la senda de planeo (todavía a 160 kt de velocidad respecto al suelo; hay que considerar siempre que el viento en altura en esos momentos proporcionaba una componente en cola de unos 13 kt) no realizó un breve intento de nivelar su descenso, lo que se consiguió durante unos cuatro segundos (hay que recordar que éste es el mínimo tiempo entre dos datos radar consecutivos), para seguir después bajando a 1500 ft por minuto y con ángulo de descenso de unos 8 grados.

Durante toda la trayectoria, hasta el mismo momento del impacto contra el suelo, la velocidad del avión iba disminuyendo, aunque en todo momento mantenía un valor elevado en relación a lo que podría esperarse de una aproximación normal y, por supuesto, estaba muy alejada de la velocidad de pérdida en cualquier configuración.

Cuando se encontraba unos 200 ft por debajo de la senda de planeo, y a unos 600 ft (183 m) sobre el terreno, comenzó a desviarse notoriamente a la izquierda del localizador. Durante los aproximadamente 25 segundos que duró la desviación a la izquierda, la tripulación no corrigió la trayectoria horizontal ni vertical, mientras que sí seguía reduciendo la velocidad, ni tampoco declaró emergencia por radio.

Por tanto, en la trayectoria vertical seguida por el avión hubo una pequeña inflexión en el ángulo de descenso, que había sido de unos 6°, después de que la trayectoria se nivelara brevemente a unos 5800 m del umbral de la pista 07, momento en el que dicho ángulo de descenso pasó a ser de 8°.

Las evidencias indicaron que el motor derecho del avión chocó con la copa de una palmera antes de que el izquierdo chocara con un medio distinto del aire, y que la aeronave impactó contra el terreno con un ángulo de asiento pequeño.

Ambos hechos (velocidad disminuyendo siempre y muy alejada de la pérdida, y ausencia de picado o encabritado bruscos en el choque contra el terreno) descartan la posibilidad de pérdida total de control de la aeronave,

por fallo o bloqueo de mandos de vuelo o cualquier otro motivo, en algún punto del descenso.

Se barajó la eventualidad de que se hubiera producido una parada del motor izquierdo que, a falta de corrección adecuada por parte de la tripulación, hubiera generado la desviación a la izquierda del localizador, a la vez que el continuado descenso final que produjo el accidente.

Sin embargo, las evidencias indican que en el momento del impacto ambos motores giraban en régimen próximo a ralentí de vuelo, es decir, con poca potencia. De hecho, como se ha descrito en el Apartado 1.16.1.2.1, la rotura del eje fusible del motor izquierdo se produjo como consecuencia del choque contra el terreno, es decir, estaba proporcionando potencia en ese momento.

La situación de ralentí de los motores es coherente con la intención de la tripulación de disminuir la velocidad, pero no con el hecho de que estaban muy por debajo de la senda de planeo. Tampoco coincide este hecho con la posición en la que se encontraron la palanca de potencia del motor izquierdo, que estaba en potencia media, ni la de revoluciones de la hélice derecha, que también estaba en posición intermedia. Las palancas pudieron moverse durante el impacto y rescate posteriores.

En ambos conjuntos hélice-mecanismo de cambio de paso no se detectaron indicios de mal funcionamiento antes del accidente.

Aunque en la foto del pedestal se aprecia que el mando “Engine Stop and Feather Control” del motor izquierdo está sacado, hay evidencias en el análisis de las huellas del mecanismo de cambio de paso de dicho motor que indican que la válvula de emergencia de puesta manual en bandera del motor izquierdo no fue accionada. Estos hechos conducen a pensar que el mando pudo resultar movido durante el accidente o posterior rescate.

El estado de la mencionada válvula en el motor derecho no pudo determinarse, debido a su grado de destrucción, pero, como se ha indicado, parece demostrado que este motor estaba girando en el momento del impacto.

En cualquier caso, puede inferirse que, aunque es posible que se encendiera la luz de “chip detector” del motor izquierdo en algún momento del vuelo, la tripulación no consideró que presentaba un mal funcionamiento, ya que no procedió a pararlo, como indica el manual de vuelo en caso de que se sospeche ese mal funcionamiento.

No parece, por tanto, probable el escenario de una parada brusca de algún motor (o ambos) en la fase final del descenso, aunque sí es posible que se produjera una disminución de la potencia que estaba proporcionando el motor izquierdo, lo que condujo al incremento de ángulo de descenso y, al no ser corregida dicha disminución de potencia, una desviación hacia la izquierda del localizador.

Durante la investigación, también se consideró la posibilidad de que durante el descenso se hubiese movido alguna palanca por debajo de la posición de ralentí de vuelo por algún motivo, y además que lo hubiese hecho de modo asimétrico, es decir, el motor izquierdo, aún funcionando, hubiese producido un empuje negativo o menor que el del motor derecho, con la consiguiente desviación a la izquierda que se apreció al final. Los motivos podrían haber sido fallo mecánico que provocase el cambio de paso indeseado, o, poco probable dada la situación del vuelo, acción voluntaria de la tripulación para aumentar su régimen de descenso sin aumentar a la vez su velocidad aerodinámica. Acciones voluntarias de este tipo, totalmente prohibidas por el manual de vuelo del avión y directivas de aeronavegabilidad al respecto, han producido diversos accidentes en aviones turbohélice por pérdida de control en vuelo

Sin embargo, las hélices chocaron con el suelo con un paso de unos 7°, que corresponde todavía a ralentí de vuelo. El ralentí de tierra, que provocaría un efecto análogo al indicado, supone calado de unos 0° en las palas. Además, este hecho hubiera provocado un cambio más acusado en el régimen de descenso que el apreciado en la traza radar.

La hipótesis de fallo generalizado de indicación de altitud que indujera de algún modo a error a la tripulación también fue descartada, ya que parece comprobado que los altímetros funcionaban bien (el avión cumplía con las instrucciones de cambios de altitud dadas por el control, como podía verse en la traza radar) cuando faltaban 3 minutos y 28 segundos para el accidente. El avión llevaba radioaltímetro.

Hay que considerar el hecho de que, según el METAR de las 23:00 h, la visibilidad horizontal era de sólo 300 m, con niebla (FG-), y el RVR en la pista 07 era de entre 250 y 1500 m.

En la traza radar se observa que durante toda la maniobra de aproximación hubo una cierta falta de precisión en la captura y seguimiento del localizador.

También hay que tener en cuenta que el avión llevaba en esos momentos un peso elevado, estimado por cálculos posteriores en unas 12367 lb, próximo al máximo al aterrizaje de 12500 lb, ya que había despegado con peso un poco superior al máximo al despegue y sólo había volado durante unos 23 minutos. Es posible que se produjera una situación que combinaba una excesiva altura durante la aproximación inicial por motivos de seguridad en previsión de un fallo de motor, lo que hacía necesario un régimen de descenso superior al normal para interceptar la senda de planeo, con un peso elevado del avión.

El manual de vuelo indica que el peso de combustible durante el aterrizaje debe ser como máximo de 1740 lb por lado. Puesto que el peso total de combustible en el despegue era de 3000 lb, es muy poco probable o casi imposible que esa limitación se superase durante el vuelo.

Como se ha indicado al principio del análisis, la piloto al mando no había alcanzado el tiempo mínimo de descanso establecido en la normativa, para

el que le faltaban 2 h y 40 min incluso aplicando las disposiciones extraordinarias de "necesidades de programación" de la Circular Operativa. La copiloto tampoco había alcanzado ese tiempo mínimo de descanso, para el que le faltaban 15 minutos. Además, la piloto al mando había excedido previamente en 2 h y 45 min el período máximo de actividad aérea, que debía haber sido de 12 h y 45 min.

Con todos los factores expuestos, un posible escenario de la secuencia de hechos es que la tripulación, cuya piloto al mando contaba con una experiencia de vuelo en este tipo de avión de 952 h (de ellas 242 h como piloto al mando) y cuya copiloto tenía un total de 394 h en este tipo de avión, inició un descenso pronunciado para interceptar la senda de planeo desde una altura superior a la normal, y mientras estaba ocupada en la disminución de velocidad y en el establecimiento de la correcta configuración del avión para el aterrizaje, con el factor añadido de que debía prestar especial atención a la monitorización de los parámetros de los motores, en una situación de baja visibilidad, descuidó en un principio la altitud, y luego, al producirse una disminución de la potencia proporcionada por el motor izquierdo, hubo una desviación lateral de la trayectoria hacia la izquierda que no fue corregida hasta que fue demasiado tarde al impactar la aeronave con la copa de una palmera.

Si éste hubiera sido el desarrollo de los acontecimientos, se trataría de un caso de vuelo controlado contra el terreno, en el cual habrían influido factores como posible mal funcionamiento del motor izquierdo, baja visibilidad y posible fatiga debida a largos períodos previos de actividad aérea.

Las dos áreas en las que se podría actuar para intentar evitar la repetición de accidentes similares son el equipamiento de la aeronave y el entrenamiento de la tripulación.

Puesto que la aeronave se dedicaba a transporte de carga y tenía un peso máximo al despegue inferior a 5700 kg, la normativa de operaciones no requería que llevase instalado un sistema de aviso de proximidad al suelo. Para intentar reducir el número de accidentes de este tipo de aeronaves, se considera conveniente recomendar que se evalúe la posibilidad de requerir la instalación de estos sistemas de aviso en aeronaves de turbina autorizadas para vuelos IFR en transporte público, independientemente de su masa máxima al despegue certificada y del tipo de transporte (pasajeros o mercancías) efectuado.

En cuanto al entrenamiento de tripulaciones de vuelo, la comunidad aeronáutica realiza constantes esfuerzos de actualización de la información existente para aumentar la capacidad de los pilotos de estar atentos a la posición y velocidad del avión en todas las fases de vuelo, y para incidir en el concepto de que, aún en el caso de disfunciones en los sistemas de la aeronave u otras eventualidades en cabinas con dos tripulantes, al menos un piloto debe continuar volando el avión en todo momento mientras el otro realiza otro tipo de actuaciones. Sería recomendable evaluar si esa información se incorpora de modo efectivo a los programas de

entrenamiento realmente seguidos durante la formación del personal de vuelo.

Por otro lado, la investigación de este accidente se ha visto muy dificultada por la inexistencia de registradores de voz y de datos a bordo. La normativa actual de operaciones distingue entre aeronaves dedicadas al transporte de pasajeros y las dedicadas al transporte de carga. Sin embargo, diversos accidentes en los que se han visto implicadas aeronaves de este último tipo hacen conveniente el recomendar que se evalúe la posibilidad de introducir en la normativa el requisito de la instalación de registradores de voz y de vuelo al menos en todas las aeronaves de turbina dedicadas al transporte público, independientemente de su masa máxima de despegue certificada y del tipo de transporte efectuado.

CONCLUSIONES.

2.2 Evidencias.

Las pilotos contaban con licencias válidas y estaban calificadas para el vuelo.

La aeronave tenía un Certificado de Aeronavegabilidad en vigor.

Durante el período de actividad aérea precedente, la piloto al mando había superado el máximo de tiempo de actividad aérea establecido en la Circular Operativa 16B de la DGAC.

Entre el período de actividad aérea precedente y el período de actividad aérea en el que se produjo el accidente, ambas tripulantes no habían alcanzado el tiempo de descanso estipulado en la Circular Operativa 16B de la DGAC.

Según un cálculo efectuado a posteriori por el operador, la aeronave había iniciado la puesta en marcha de motores en el Aeropuerto de Barcelona con un peso de 12652 lb, superior al máximo en rampa indicado en las Hojas de Características N° 3832, que era de 12490 lb.

Tras iniciarse el vuelo, la tripulación solicitó al Control de Tránsito Aéreo regresar al Aeropuerto de Barcelona.

Durante el descenso de aproximación a la pista 07 del Aeropuerto de Barcelona, el avión descendió por debajo de la senda de planeo del ILS de dicha pista, sin quedar establecido en ella en ningún momento.

La velocidad del avión respecto al suelo, mostrada por la traza radar con una resolución de 10 kt, en el momento de atravesar la senda de planeo durante el descenso, era de alrededor de 160 kt.

La velocidad del avión respecto al suelo, mostrada por la traza radar con una resolución de 10 kt, en el momento del impacto contra el suelo, era de alrededor de 130 kt.

No hay constancia de que la tripulación declarase emergencia o informase de problemas a bordo al control de tráfico aéreo.

En el transcurso del accidente, el primer contacto de las hélices con un medio distinto del aire fue de la derecha con la copa de una palmera.

El primer contacto de la hélice izquierda con un medio distinto del aire fue con el terreno.

Las hélices izquierda y derecha estaban girando cuando se produjo el accidente, y los dos motores funcionaban a un régimen de potencia reducida, muy similar al correspondiente a ralentí de vuelo.

No encontraron en ninguna de las dos hélices evidencias, ni tan siquiera indicios, de mal funcionamiento previo al impacto de la parte mecánica de las mismas.

En ambos motores, en el momento de iniciarse la perturbación originada en las palas al tropezar con un obstáculo, la posición del capuchón en el cilindro guía correspondía a un ángulo de calado de las palas de aproximadamente 7º, que corresponde al límite inferior de ralentí de vuelo.

En el filtro de aceite del motor izquierdo aparecieron numerosas partículas metálicas de base Fe, fundamentalmente de acero M-50, que por su naturaleza, morfología y cantidad, indicaban unas condiciones de funcionamiento anormal de dicho motor que, según los criterios establecidos por el fabricante para el control periódico mediante el servicio PAESA del estado de los motores de este tipo, hacían recomendable el desmontaje y revisión del mismo antes de continuar operándolo.

En el motor izquierdo se encontró que tanto el eje fusible de torsión, P/N 894119-1, como el cojinete delantero P/N 358267 estaban rotos, muy probablemente como consecuencia del impacto de la aeronave contra el suelo.

2.3 Causas.

Se considera que la causa probable del accidente fue el establecimiento y mantenimiento de un ángulo de descenso inapropiado durante la aproximación a la pista 07 del Aeropuerto de Barcelona, en condiciones de visibilidad reducida combinadas con posible fatiga de la tripulación debido a la duración de los períodos de actividad aérea y de descanso precedentes, y con indicios de posible mal funcionamiento del motor izquierdo que requería la compensación de la guiñada y una cuidadosa atención en el control del avión, que provocaron que la aeronave descendiera por debajo de la senda de planeo y se desviase del eje de la pista hasta impactar con la copa de un árbol y posteriormente con el terreno.

3 RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD.

REC 30/02. Se recomienda a la Dirección General de Aviación Civil que tome las medidas necesarias para asegurar que el entrenamiento para la obtención y mantenimiento del Título y de la Licencia de Piloto Comercial incluye formación específica en la prevención de vuelos controlados contra el terreno.

REC 31/02. Se recomienda a los pilotos y a los operadores de transporte público que en la programación y realización de operaciones de transporte público presten especial atención a la aplicación rigurosa de la normativa sobre períodos de actividad y de descanso, y reserven para casos verdaderamente excepcionales cualquier ampliación de períodos de actividad o disminución de períodos de descanso contempladas en la propia normativa.

REC 32/02. Se recomienda a la Dirección General de Aviación Civil que, en conjunción con los organismos normativos competentes, estudie la viabilidad de introducir en la normativa de operaciones vigente el requisito de instalación de sistemas de aviso de proximidad al suelo en aviones de turbina autorizados para vuelos IFR y dedicados a transporte público de pasajeros o de carga, independientemente de su peso o de su número de asientos.

REC 33/02. Se recomienda a la Dirección General de Aviación Civil que, en conjunción con los organismos normativos competentes, estudie la viabilidad de introducir en la normativa de operaciones vigente el requisito de instalación de sistemas registradores de voz y de datos de determinadas especificaciones en aviones de turbina dedicados a transporte público de pasajeros o de carga, independientemente de su peso o de su número de asientos.

4 ANEXOS

Anexo A

Fotos de los restos y del lugar del accidente

Foto 1 Marcas en el terreno.

Foto 2 Vista general de los restos.

Foto 3 Motor derecho.

Foto 4 Motor izquierdo.

Foto 5 Detalle de los timones.

Foto 6 Detalle del pedestal central. Posiciones de las palancas.

Foto 7 Detalle del pedestal central. Mandos de tren y compensadores de alabeo y dirección.

Foto 8 Vista de los empenajes.

Anexo B

Trascripción de las comunicaciones con el control de tránsito aéreo

Anexo C

Trayectoria de la aeronave desprendida de los datos radar

Anexo D

Figuras del informe del INTA sobre el estudio de las hélices

ANEXO A

FOTOS DE LOS RESTOS Y EL LUGAR DEL IMPACTO



Foto 1. Marcas en el terreno.



Foto 2. Vista general de los restos.



Foto 3. Motor derecho.



Foto 4. Motor izquierdo.



Foto 5. Detalle de los timones.



Foto 6. Detalle del pedestal central. Posiciones de las palancas.



Foto 7. Detalle del pedestal central. Mandos de tren y compensadores de alabeo y guiñada.



Foto 8. Vista de los empenajes.

ANEXO B

TRANSCRIPCIÓN DE LAS COMUNICACIONES CON EL CONTROL DE TRÁNSITO AÉREO

**TRANSCRIPCIÓN DE COMUNICACIONES CON LA AERONAVE EC-GDG
IBT-595A DESDE LAS 22:39 UTC HASTA LAS 23:06 UTC EL 18-2-1998**

ABREVIATURAS:

CEAL: Sector Central del Centro de Control de Barcelona

TWR LCL: Torre de Control de Barcelona. Local

TWR GND: Torre de Control de Barcelona. Rodadura

APP Oficina de Aproximación ACC Barcelona

Señaleros: Señalero

Aeronave EC-GDG: IBT-595A

Aeronave que aterrizaba tras la EC-GDG: AMB-589

SAA9217; AEA 1, BCS 372; SWT203...: Otras aeronaves

HORA	FREC/CANAL	ESTACIÓN	TEXTO
22:39:10	3	IBT595A	Barcelona, buenas noches IBERTRANS CINCO NUEVE CINCO ALFA.
22:39:12	5	APP	Buenas noches IBERTRANS CINCO NUEVE CINCO ALFA, está en contacto radar inicial tres mil pies.
22:39:16	3	IBT595A	Tres mil inicial CINCO NUEVE CINCO ALFA
22:39:31	5	APP	IBERTRANS CINCO NUEVE CINCO ALFA ascenso a nivel de vuelo uno ocho cero. Confirme final y proceda en curso a Bagur.
22:39:38	3	IBT595A	Uno ocho CERO CERO SERÁ BUENO COMO FINAL Y DIRECTO A Bagur. Gracias CINCO NUEVE CINCO ALFA
22:39:42	5	HOT LINE (APP/CEAL)	Lo mando a Bagur al IBERTRANS.
22:39:44	5	APP	
22:39:50	3	BCS372	
22:39:55	3	AEA1214	
22:40:05	5	APP	
22:40:08	3	APP	
22:30:36	3	SWT203	

22:40:39	5	APP	
22:40:42	3	SWT203	
22:40:48	5	APP	
22:40:51	3	SWT203	
22:41:01	5	APP	IBERTRANS CINCO NUEVE CINCO ALFA ¿qué rumbo lleva?
22:41:06	3	IBT595A	Procediendo directos a Bagur, rumbo aproximado cero cinco cero.
22:41:14	5	APP	Recibido.
22:41:27	5	APP	IBERTRANS CINCO NUEVE CINCO proceda por su derecha rumbo cero siete cero.
22:41:30	3	IBT595A	Por la derecha cero siete cero CINCO NUEVE CINCO ALFA
22:41:42	5	APP	
22:41:47	3	SWT203	
22:43:49	5	APP	IBERTRANS CINCO NUEVE CINCO ALFA proceda en curso a Bagur.
22:44:00	3	IBT595A	Directos Bagur CINCO NUEVE CINCO ALFA
22:44:22	5	APP	
22:44:26	3	SWT203	
22:44:34	5	APP	
22:44:39	3	SWT203	
22:44:40	5	APP	
22:44:47	5	HOT LINE (APP/Ruta)	
22:44:56	5	APP	
22:44:57	3	SWT203	
22:45:18	5	APP	IBERTRANS CINCO NUEVE CINCO llame a Barcelona radar...CINCO NUEVE CINCO Barcelona radar en uno tres cinco tres cinco. Hasta luego.
22:45:25	3	IBT595A	Tres cinco tres cinco. Hasta luego CINCO NUEVE CINCO ALFA.

22:45:49	27	IBT595A	Barcelona, buenas noches IBERTRANS CINCO NUEVE CINCO ALFA.
22:45:50	31	CEAL	CINCO NUEVE CINCO ALFA identificado. ¿Qué final solicita a Bagur?
22:45:55	27	IBT595A	Uno ocho cero a Bagur.
22:45:59	31	CEAL	Copiado. Como autorizado.
22:46:01	27	IBT595A	Como autorizado. CINCO NUEVE CINCO ALFA.
22:47:08	27	IBT595A	Barcelona IBERTRANS CINCO NUEVE CINCO ALFA
22:47:13	26	CEAL	CINCO NUEVE CINCO ALFA
22:47:15	27	IBT595A	Afirma, Requeriríamos volver al campo. CINCO NUEVE CINCO ALFA
22:47:19	31	CEAL	CINCO NUEVE CINCO ALFA, recibido. Mantenga por el momento ocho cero y vaya virando por su izquierda rumbo...perdón...sí, por su izquierda a rumbo cero...no perdone dos cinco cero. IBERTRANS CINCO NUEVE CINCO ALFA ¿qué nivel requiere? ¿Quiere mantener ocho cero o continuar ascenso?
22:47:40	27	IBT595A	Pues por la izquierda dos cinco cero, mantenemos ocho cero y mantendremos ocho cero CINCO NUEVE CINCO ALFA
22:47:45	31	CEAL	Recibido.
22:47:47	27	SAA9217	
22:48:07	31	CEAL	
22:48:16	27	SAA9217	
22:48:32	31	CEAL	IBERTRANS CINCO NUEVE CINCO ALFA continúe virando izquierda al VOR de Barcelona, mantenga ocho cero y cambie ya radar veinticuatro siete aproximación.
22:48:42	27	IBT595A	Seguimos virando por la izquierda al VOR mantenemos ocho cero y cambiamos veinticuatro siete. Hasta luego, muchas gracias.
22:48:58	50	HOT LINE (TWR/APP)	Oye, pasa algo con el CINCO NUEVE CINCO ALFA, que nos ha salido una ficha como si se volviera.
22:49:09	51	IBT595A	Barcelona, IBERTRANS CINCO NUEVE CINCO ALFA de nuevo con usted.

22:49:11	50	APP	Recibido, IBERTRANS CINCO NUEVE ALFA, UNO NUEVE CINCO ALFA. Está en contacto radar nivel ocho cero y proceda en rumbo dos cinco cero.
22:49:12	51	IBT595A	Rumbo dos cinco cero. CINCO NUEVE CINCO ALFA.
22:49:38	50	APP	
22:49:55	51	AMB589	
22:50:36	50	APP	IBERTRANS CINCO NUEVE CINCO ALFA responda seis tres cero seis.
22:50:43	51	IBT595A	Seis tres cero seis. CINCO NUEVE CINCO ALFA.
22:51:01	51	IBT595A	IBERTRANS CINCO NUEVE CINCO ALFA me confirma pista cero siete ¿verdad?
22:51:05	50	APP	Sí, afirmativo. Le tendré que alejar un poco. Hay una ambulancia que viene justo detrás de usted.
22:51:13	51	IBT595A	Muchas gracias CINCO NUEVE CINCO ALFA.
22:51:16	50	APP	CINCO NUEVE CINCO ALFA descenso seis mil pies, QNH uno cero tres cinco. ¿Necesita ayuda en tierra?
22:51:25	51	IBT595A	Seis mil pies con uno cero tres cinco. Negativo, de momento no, gracias. CINCO NUEVE CINCO ALFA.
22:51:31	50	APP	Recibido.
22:52:43	50	HOT LINE (APP/TWR)	
22:52:45	50	APP	
22:52:48	51	IBE240	
22:52:56	50	HOT LINE (APP/TWR)	
22:53:17	50	HOT LINE (APP/WHK)	
22:53:25	50	APP	
22:53:39	50	APP	
22:53:53	50	APP	

22:54:10	50	APP	IBERTRANS CINCO NUEVE CINCO ALFA descenso cuatro mil pies, mil treinta y cinco.
22:54:17	51	IBT595A	Cuatro mil pies con mil treinta y cinco. CINCO NUEVE CINCO ALFA
22:54:33	50	APP	
22:54:46	51	AMB589	
22:55:06	50	APP	IBERTRANS CINCO NUEVE CINCO ALFA rumbo dos tres cero. Será primero.
22:55:10	51	IBT595A	Dos tres cero, muchas gracias. CINCO NUEVE CINCO ALFA
22:57:10	50	APP	IBERTRANS CINCO NUEVE CINCO ALFA ¿puede entrar directo?
22:57:15	51	IBT595A	Afirma. CINCO NUEVE CINCO ALFA.
22:57:18	50	APP	Recibido. Pues descenso a tres mil quinientos pies y por la izquierda a rumbo cero cuarenta para interceptar por el sur.
22:57:27	51	IBT595A	Tres mil quinientos pies, izquierda cero cuarenta para interceptar. IBERTRANS CINCO NUEVE CINCO ALFA
22:57:41	50	APP	
22:57:50	51	AMB589	
22:58:02	50	APP	IBT595A indicada ciento ochenta nudos.
22:58:07	51	IBT595A	Ciento ochenta nudos. CINCO NUEVE CINCO ALFA.
22:58:31	50	APP	
22:58:40	51	AMB589	
22:58:46	50	APP	IBERTRANS CINCO NUEVE CINCO ALFA continúe para tres mil para acoplarse.
22:58:51	51	IBT595A	Para tres mil y ¿autorizados a completar ILS?
22:58:53	50	APP	Afirmativo.
22:59:03	50	APP	
22:59:05	51	AMB589	
22:59:36	50	HOT LINE (APP/TWR)	

22:59:37	50	APP	IBERTRANS CINCO NUEVE CINCO ALFA siete de contacto torre con dieciocho uno. Hasta luego.
22:59:40	51	IBT595A	Dieciocho uno. Hasta luego. CINCO NUEVE CINCO ALFA
			VER COMUNICACIONES CON TORRE
23:06:03	52	HOT LINE (TWR/APP)	No sabemos si el IBERTRANS CINCO NUEVE CINCO ALFA ha tomado. Estamos viendo fuego.
23:06:16	51	HOT LINE (APP/TWR)	Perdona
23:06:19	50	HOT LINE (TWR/APP)	Copiado.
23:06:21	51	HOT LINE (APP/TWR)	Perdona, no te he entendido nada.
23:06:23	50	HOT LINE (TWR/APP)	IBERTRANS CINCO NUEVE CINCO ALFA no lo vemos que haya tomado. No está en rodadura y estamos viendo fuego en corta. Osea ..., en la cero siete, en corta.
23:06:29	51	HOT LINE (APP/TWR)	Y la ambulancia
23:06:29	50	HOT LINE (TWR/APP)	La ambulancia ha tomado. La ambulancia ha tomado y ha librado pista.
23:06:39	51	HOT LINE (APP/TWR)	¿Y no le han visto?
23:06:43	50	HOT LINE (TWR/APP)	No, no me ha dicho nada.
23:06:44	51	HOT LINE (APP/TWR)	Pregúntale.
23:06:45	50	HOT LINE (TWR/APP)	Estoy en ello.
23:07:56	51	HOT LINE (APP/TWR)	¿Avisaste a los bomberos?
23:07:55	50	HOT LINE (TWR/APP)	Sí, ya hemos tocado la alarma. Ya está todo el mundo avisado.
23:08:01	51	HOT LINE (APP/TWR)	Vale, gracias
23:08:05	50	HOT LINE	De todos modos está fuera del recinto

		(TWR/APP)	aeroportuario.
23:08:09	51	HOT LINE (APP/TWR)	O sea, que no ha llegado a la pista, dices.
23:08:13	50	HOT LINE (TWR/APP)	No, no ha llegado a la pista. Está, yo creo, que al otro lado de la autovía se ve el fuego.
COMUNICACIONES DE LA TORRE DE BARCELONA			
22:48:40	HOT LINE	TWRLCL	Puedes.
22:48:42		APP	Dime
22:48:43		TWRLCL	Oye, ¿pasa algo con el 595A, que nos ha salido una ficha como si volviera?
22:48:47		APP	Sí, que se da la vuelta.
22:48:51		TWR LCL	Ah! Vale, muy bien.
22:59:21		APP	Ibertrans contigo.
22:59:22		TWR LCL	Copiado.
22:59:35	118.1	IBT595A	Barcelona, buenas noches IBT595A, establecido 07 en final.
22:59:41		TWR LCL	Buenas noches, 595A, autorizado aterrizar pista 07, el viento 240/05.
22:59:46		IBT595A	Autorizados a aterrizar pista 07 595A. <i>(La voz que establece contacto es femenina y serena en todo momento).</i>
23:01:53	HOT LINE	APP	Sigues en 118.1 ¿no?
23:01:54		TWR LCL	Sí, sí, sigue en 118.1
23:01:55	118.1	AMB589	Barcelona TWR, good evening AMB589 established ILS 07.
23:01:57		TWR LCL	AMB589 repport the outer market the wind 250/05.
23:02:01		AMB589	Wilco AMB589.
23:03:14		AMB589	AMB589 is passing O.M.
23:03:19		TWR LCL	Roger I call you.

23:03:35		TWR LCL	Ibertrans 595A, ¿posición, por favor?
23:03:44	118.1	TWR LCL	IBT595A, ¿posición, por favor? (<i>mayor énfasis</i>)
23:03:56		TWR LCL	IBT595A.
23:04:05		AMB589	AMB589, short final 07.
23:04:10		TWR LCL	AMB589 roger I call you continue approach.
23:04:18		TWR LCL	IBT595A, ¿me confirma posición?
23:04:30		TWR LCL	AMB589 cleared to land RWY 07 the wind calm.
23:04:34		AMB589	Cleared to land 07 589.
23:05:50	HOT LINE	TWR LCL	Creo que, no sabemos donde ha tomado el IBT595A, estamos viendo fuego.
	118.1	AMB 589	AMB589 RWY vacated.
23:05:58		TWR LCL	AMB589 121.8.
23:06:00		AMB 589	121.8
23:06:01	HOT LINE	APP	Hola!
23:06:03		TWR LCL	¿Has copiado?
23:06:04		APP	No, no te he entendido nada.
23:06:07		TWR LCL	Que el IBT595A, no lo vemos que haya tomado, no está en la rodadura y estamos viendo fuego en corta, o sea en la 07, en corta.
23:06:20		APP	¿Y la ambulancia?
23:06:22		TWR LCL	La ambulancia ha tomado y ha librado pista. (<i>lo repite dos veces</i>).
23:06:25		APP	¿Y no lo han visto?
23:06:28		TWR LCL	No han dicho nada.
23:06:30		APP	Pregúntale.
23:04:06	121.8	TWR GND	Señalero de rodadura, ¿me confirma si ha tomado hace poco un Ibertrans?, es un metro.
23:04:15		TWR GND	Señalero, de torre.
23:04:17		Señalero	Sí, TWR adelante.
23:04:18		TWR GND	Sí, mire, nos podía confirmar si hay un metro?, ha tomado recientemente, es un Ibertrans, un

			metro, una SW4.
23:04:25		Señalero	No, negativo.
23:04:26		TWR GND	Recibido.
23:04:34		TWR LCL	IBT595A
23:04:48		TWR LCL	IBT595A

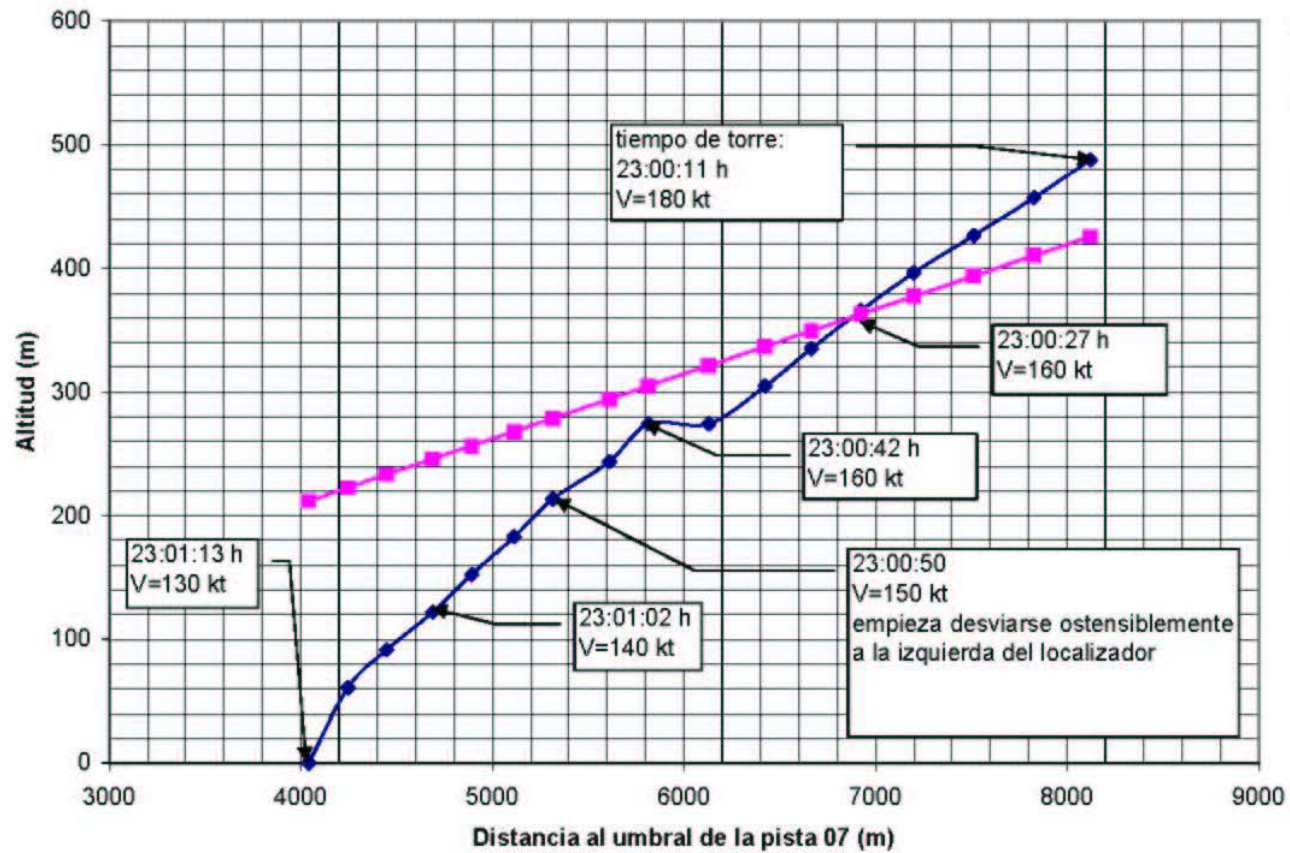
(A partir de este momento, y con la visualización del fuego a unos 2 kms en final de la pista 07 y fuera del recinto, se realizó la salida de los Equipos de Rescate, revisión de la pista, etc...)

No existe ninguna comunicación en 121.5 Mhz. (emergencia).

ANEXO C

TRAYECTORIA DE LA AERONAVE RECONSTRUIDA A PARTIR DE LOS DATOS RADAR

Trayectoria vertical (aproximada) del avión EC-GDG
 (resolución de la traza radar: 30 m (100 ft) vertical y 18.5 m (0.01 NM) horizontal)

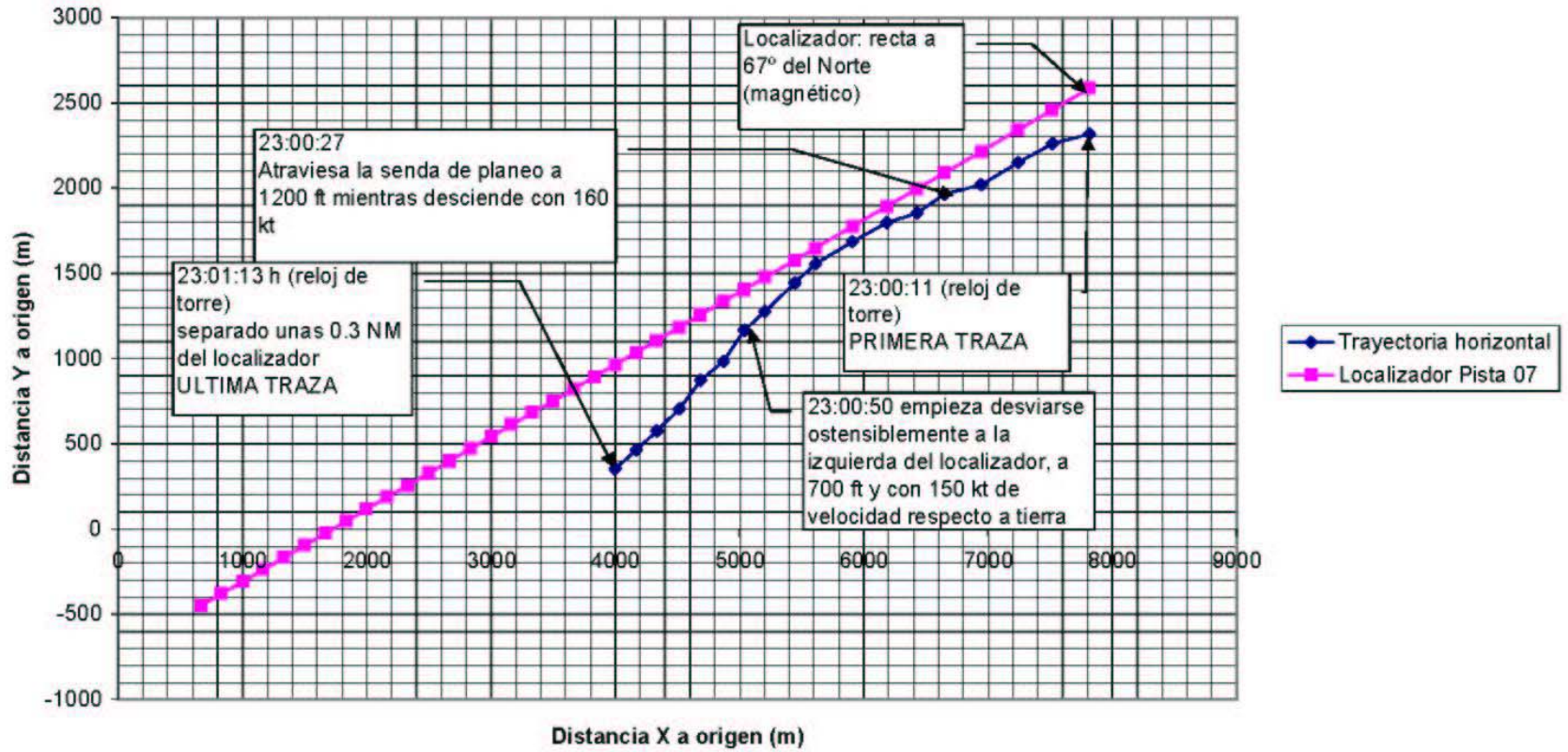


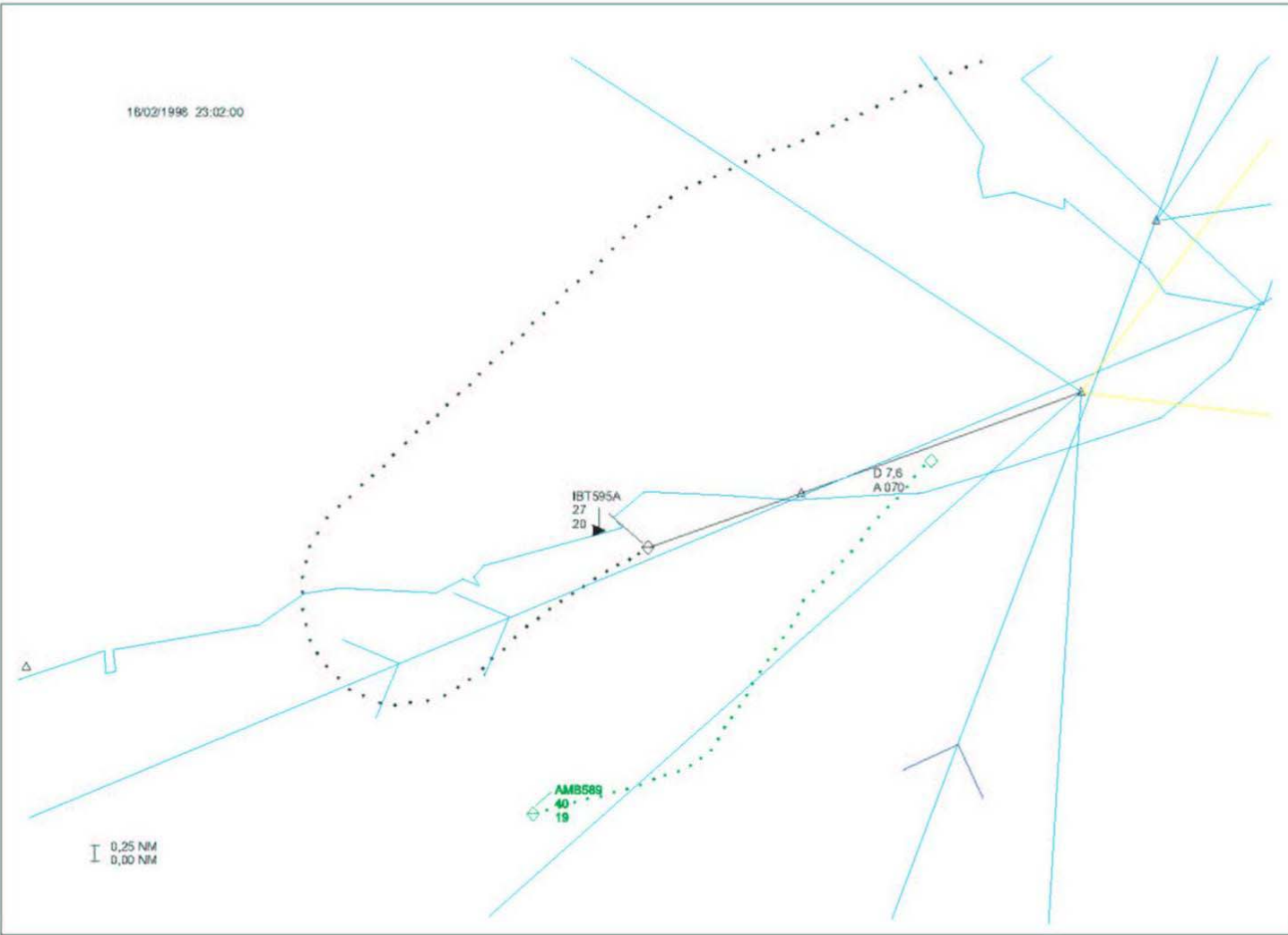
Desfase calculado entre el reloj de radar y el reloj de torre: 160 seg

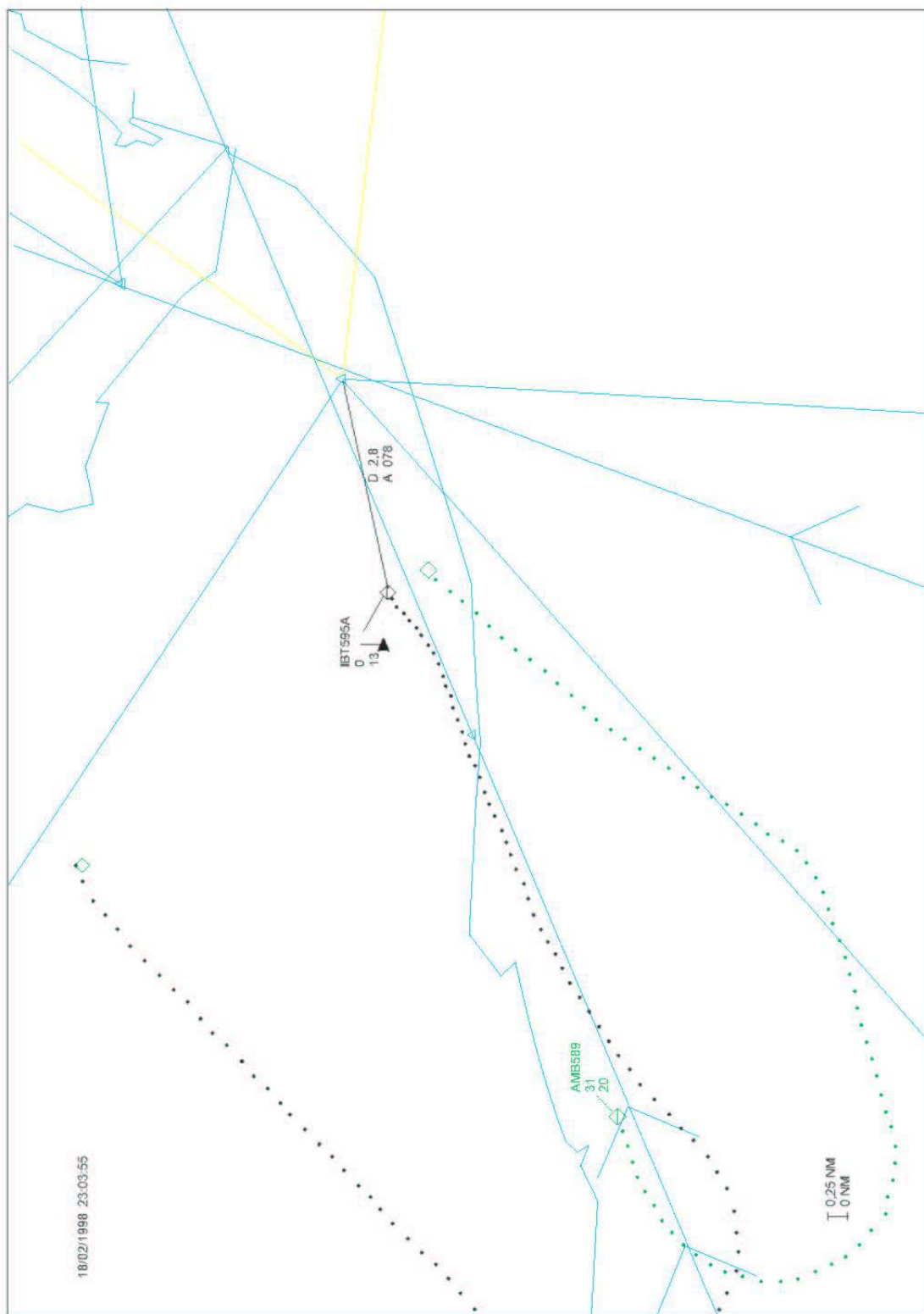
Los puntos de datos están separados por periodos de 4 segundos, excepto dos de ellos que están separados 3 segundos.

A las 22:59:46 h (reloj de torre) se produjo la última comunicación con torre cuando una de las pilotos colacionó con tono normal de voz: "Autorizados a aterrizar pista 07 595A".

Trayectoria horizontal aproximada avión EC-GDG (Resolución de la traza radar: 18.5 m en abcisas y ordenadas)







ANEXO D

FIGURAS DEL INFORME DEL INTA SOBRE EL ESTUDIO DE LAS HÉLICES

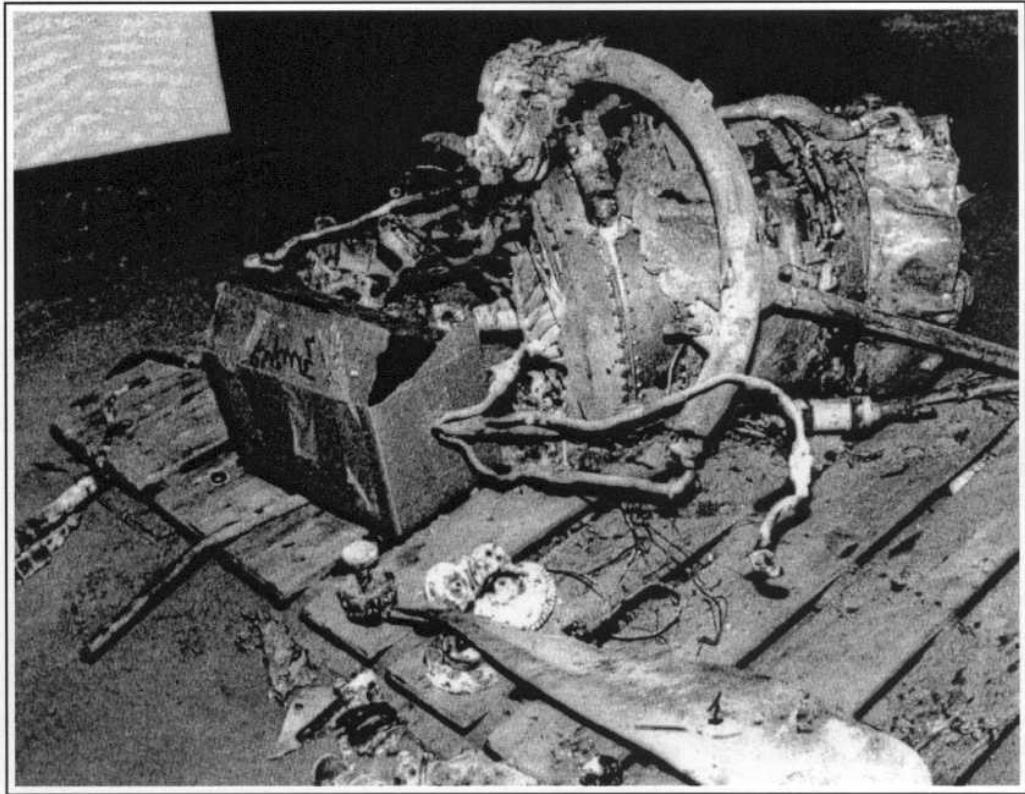


Fig. 9.- MOTOR 2. Vista por el lado izquierdo

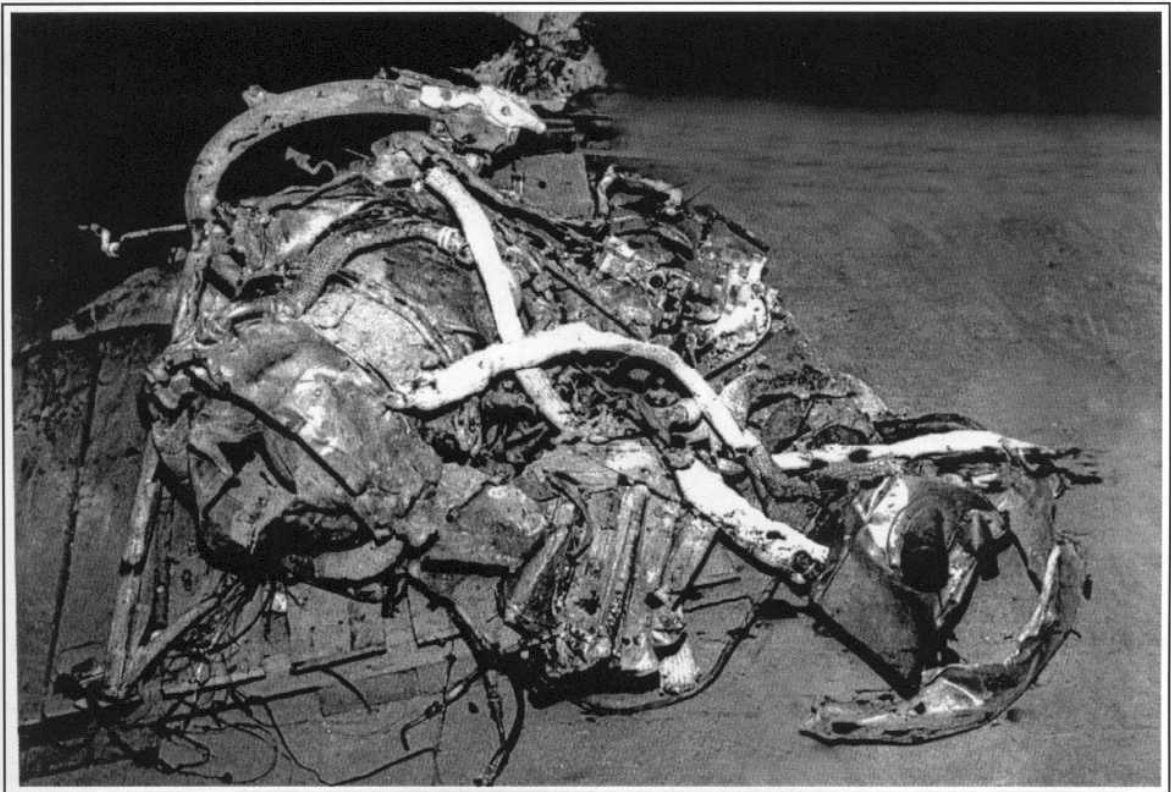


Fig. 10.- MOTOR 2. Vista por el lado derecho

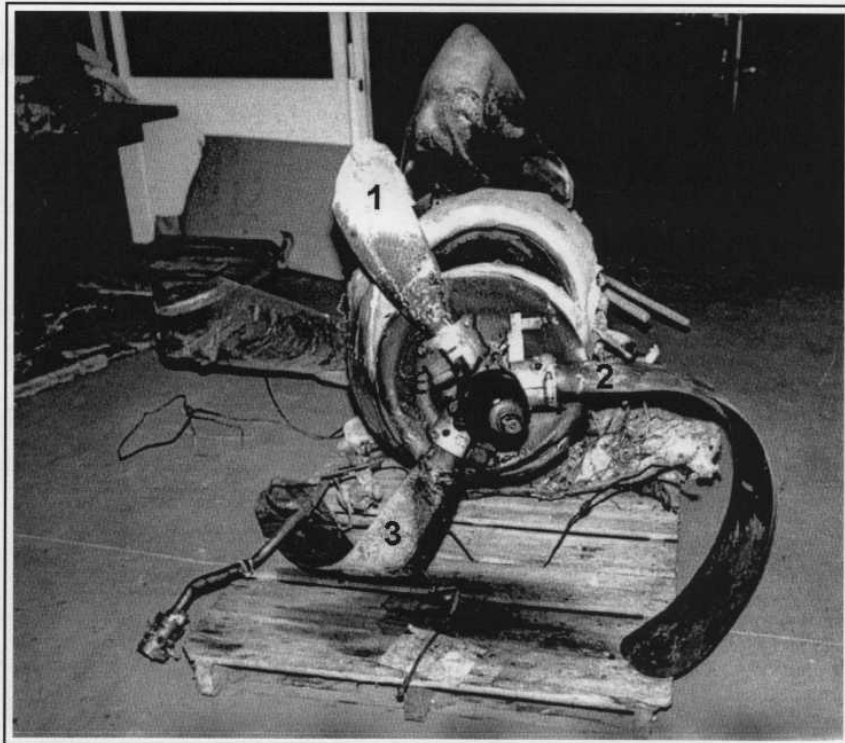


Fig. 1.- MOTOR 1. Vista frontal

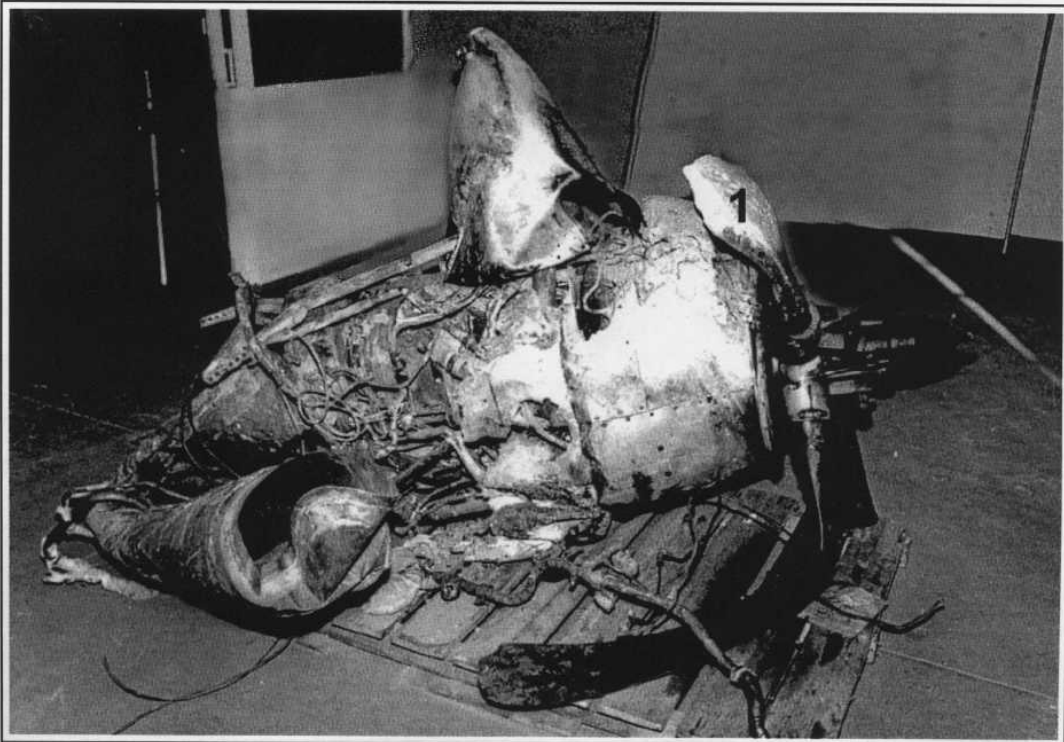


Fig. 2.- MOTOR 1. Vista por el lado derecho

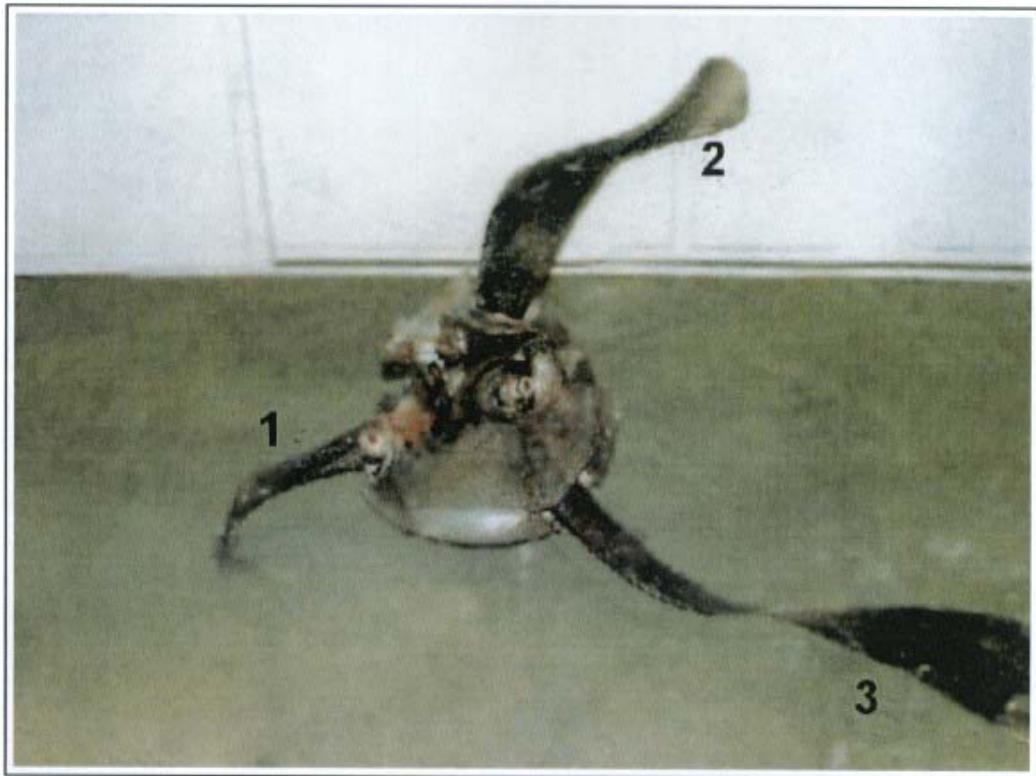
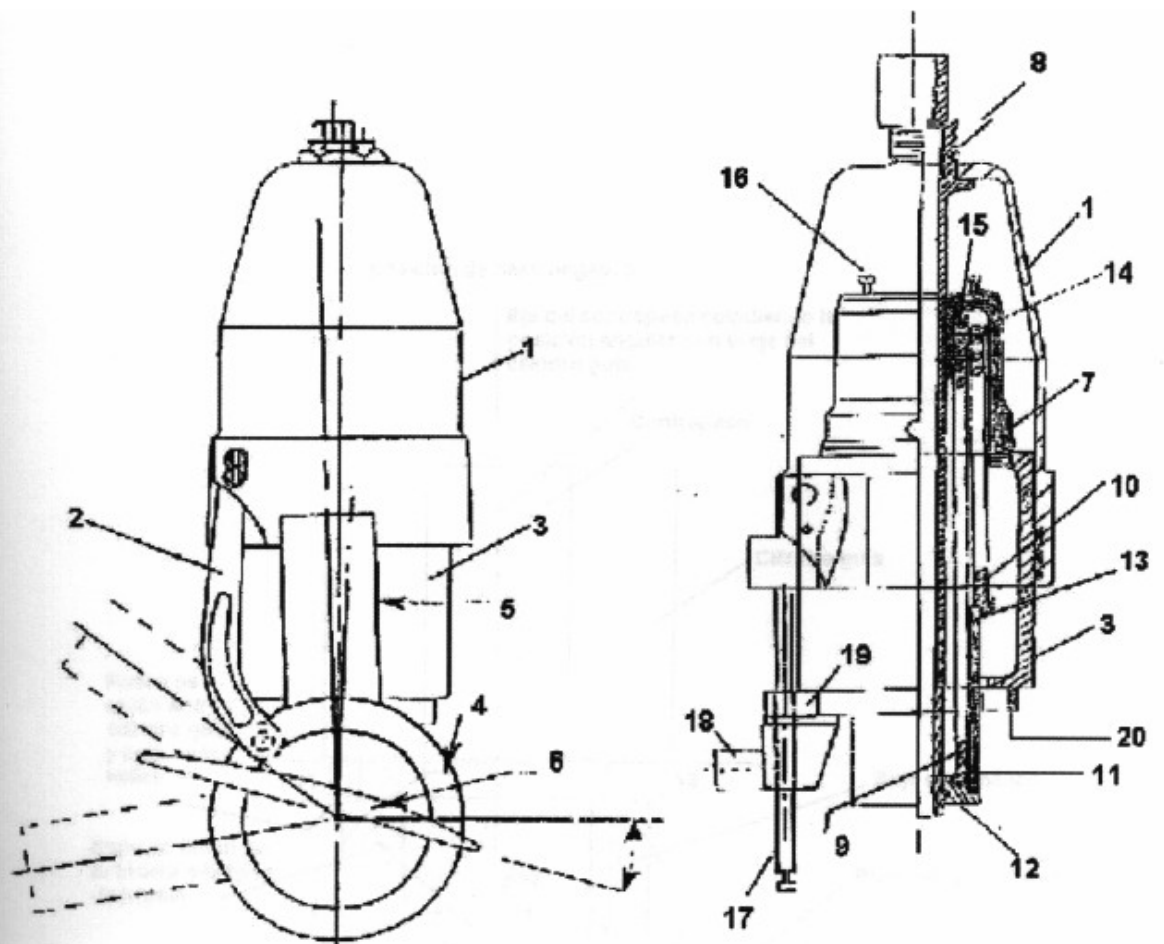


Fig. 11.- HÉLICE DEL MOTOR 2. *Vista general*

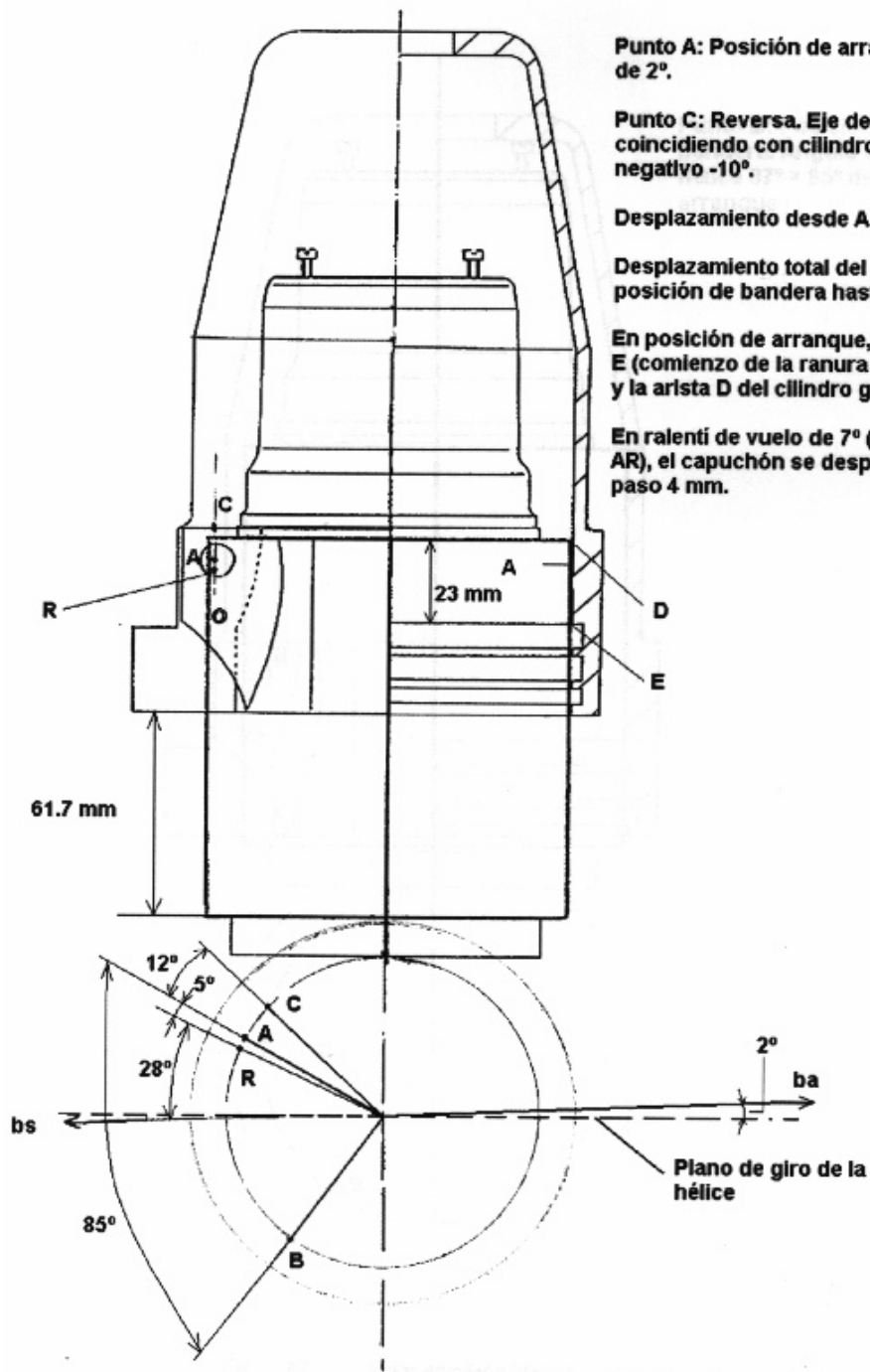


Fig. 12.- HÉLICE DEL MOTOR 2. *Vista general*



1 Capuchón deslizante. **2** Bieleta. **3** Cilindro guía. **4** Brida de unión al buje de la raíz de la pala. **5** Contrapeso de la pala. **6** Perfil aerodinámico medio de la sección de la pala. **7** Cabeza del cilindro guía. **8** Tubo de acoplamiento al capuchon de uno de los extremos de los dos muelles del dispositivo. **9** Muelle compensador largo. **10** Muelle compensador corto. **11** Cartucho de apoyo de los muelles. **12** Base inferior del cartucho. **13** Base superior del cartucho. **14** Arandela de apoyo de los muelles. **15** Rodamiento axial. **16** Tornillos tope de bandera. **17** Varilla de empestillado. **18** Alojamiento del pestillo. **19** Collarín del dispositivo de empestillado. **20** Rosca de unión del cilindro guía al núcleo de la hélice.

Fig. 17.- Croquis representativo del mecanismo de cambio de paso



Punto A: Posición de arranque, ángulo de ataque de 2°.

Punto C: Reversa. Eje de los contrapesos coincidiendo con cilindro guía. Ángulo de paso negativo -10°.

Desplazamiento desde A hasta C = 8 mm.

Desplazamiento total del capuchón deslizante desde posición de bandera hasta reversa = 68 mm.

En posición de arranque, la distancia entre el punto E (comienzo de la ranura para la guía del capuchón) y la arista D del cilindro guía, es de 23 mm.

En ralenti de vuelo de 7° (punto R = 2° arranque + 5° AR), el capuchón se desplaza hacia aumento de paso 4 mm.

Fig. 21.- Posición angular y relativa cilindro-capuchón en posiciones reversa, arranque y ralenti de vuelo