

CIAIAC

Comisión de Investigación
de Accidentes e Incidentes
de Aviación Civil

INFORME TÉCNICO

A-035/I 998

Accidente ocurrido el día 28 de
Julio de 1998 a la aeronave
Fairchild SA-227-AC "Metro III",
matrícula EC-FXD, en el término
municipal de El Prat de Llobregat
(Barcelona)
(Segunda edición)



MINISTERIO
DE FOMENTO

A-035/1998

INFORME TÉCNICO

**Accidente ocurrido el día 28 de Julio de
1998 a la aeronave Fairchild SA-227-AC
"Metro III", matrícula EC-FXD, en el término
municipal de El Prat de Llobregat
(Barcelona)
(Segunda edición)**



COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

Tel.: 91 597 89 60
Fax: 91 463 55 35

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

c/ Fruela 6, planta 1
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	5
1.1. Reseña del vuelo	5
1.2. Lesiones a personas.....	7
1.3. Daños sufridos por la aeronave.....	8
1.4. Otros daños.	8
1.5. Información sobre la tripulación.....	8
1.6. Información sobre la aeronave.....	9
1.6.1. Célula.....	10
1.6.2. Certificado de aeronavegabilidad.....	10
1.6.3. Registro de Mantenimiento de la célula.....	10
1.6.4. Motores.....	11
1.6.5. Hélices.....	11
1.6.6. Historial de vuelos previos al del accidente.....	12
1.6.7. Reparación efectuada al motor derecho tras la contaminación por partículas. ..	13
1.6.8. Estimación del peso y la velocidad de pérdida de la aeronave.....	14
1.6.9. Procedimiento de parada voluntaria de motor.....	16
1.6.10. Procedimientos de fallo de motor en vuelo y de re arranque en vuelo.....	17
1.6.11. Procedimiento de aterrizaje con un solo motor.....	17
1.6.12. Descripción del sistema de regulación de la hélice.....	18
1.7. Información meteorológica.....	19
1.8. Ayudas a la navegación.....	19
1.9. Comunicaciones.....	19
1.10. Información sobre el aeródromo.....	20
1.10.1. Estela turbulenta.....	20
1.11. Registradores de vuelo.....	21
1.11.1. Registrador de datos de vuelo (FDR).....	21
1.11.2. Registrador de voz en cabina (CVR).....	22
1.12. Información sobre los restos de la aeronave y el impacto.....	22
1.13. Información médica y patológica.....	24
1.14. Incendio.....	24
1.15. Supervivencia.....	24
1.16. Ensayos e investigaciones.....	25
1.16.1. Inspección de los restos de los grupos motopropulsores.....	25
1.16.2. Desmontaje del motor derecho.....	28
1.16.3. Inspección de componentes del sistema de regulación de la hélice derecha. .	28
1.16.4. Traza radar del mismo vuelo realizado por otro avión.....	29
1.16.5. Trayectoria.....	30
1.16.6. Declaraciones de testigos.....	32
1.16.7. Estimación del tiempo necesario para realizar una parada y re arranque de motor en vuelo	33

1.17. Información adicional.....	34
1.17.1. Características físicas y superficies limitadoras de obstáculos del Aeropuerto de Barcelona.....	34
1.17.2. Separación de aeronaves por estela turbulenta.....	35
1.17.3. Características de la estela turbulenta de una aeronave en el despegue.	35
1.17.4. Chorro de escape de los motores a reacción.....	37
2. ANÁLISIS.....	39
2.1. Desarrollo inicial del vuelo.	39
2.2. Hipótesis de parada voluntaria del motor derecho	40
2.3. Hipótesis de simulación de parada de motor derecho	42
2.4. Comparación entre las hipótesis de parada real y simulada de motor.....	46
2.5. Gripado del casquillo existente entre la varilla del émbolo deslizante y la tapa del buje.....	46
2.6. Posible influencia de la estela o el chorro de escape de los motores del avión vuelo LFA-606.....	47
3. CONCLUSIONES.	49
3.1. Evidencias.....	49
3.2. Causas.....	50
4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD.....	51
5. ANEXOS.....	52

Abreviaturas

00 °C	Grados centígrados
00° 00' 00"	Grados, minutos y segundos
ACC	Centro de Control de Area
ADF	Equipo receptor de señal de radiofaros NDB
AIP	Publicaciones aeronáuticas internacionales
APP	Oficina de Control de Aproximación
ATC	Control de Tránsito Aéreo
CAT I	Categoría I OACI
Ci	Cirros
CRM	Crew Resource Management (Gestión de Recursos de Cabina)
CTE	Comandante
CTR	Zona de Control
Cu	Cúmulos
CVFR	Reglas de Vuelo Visual Controlado
CVR	Registrador de Voces en Cabina
DH	Altura de Decisión
DME	Equipo medidor de distancias
E	Este
EPR	Relación de presiones en motor
EM	Emisor/Emisión
ETA	Hora prevista de aterrizaje
FAP	Punto de aproximación final
FDR	Registrador de Datos de Vuelo
ft	Pies
g	Aceleración de la gravedad
GPWS	Sistema de Avisos de Proximidad al Terreno
h. min: seg	Horas, minutos y segundos
hPa	Hectopascal
IAS	Velocidad indicada
IFR	Reglas de Vuelo Instrumental
ILS	Sistema de aterrizaje por instrumentos
IMC	Condiciones meteorológicas instrumentales
INTA	Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial
Kms	Kilómetros
Kts	Nudos
Kw	Kilowatio
lbs	Libras
m	Metros
MAC	Cuerda media aerodinámica de la aeronave
mb	Milibares
MDA	Altitud mínima de descenso
MDH	Altura mínima de descenso
METAR	Informe meteorológico ordinario
MHz	Megahertzios
MM	Baliza intermedia del ILS
N	Norte
N/A	No afecta
NDB	Radiofaro no direccional
NTS	Sistema de Par Motor Negativo ("Negative Torque System")
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
S/N	Número de serie
SAS	"Stall Avoidance System", sistema para evitar la entrada en pérdida
Shp	Caballos de vapor al eje
SVFR	Reglas de vuelo visual especial
TWR	Torre de Control
UTC	Tiempo Universal Coordinado
VMC	Condiciones meteorológicas visuales
VOR	Radiofaro omnidireccional VHF
W	Oeste

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El vuelo SWT704 despegó del Aeropuerto de Palma de Mallorca a las 22:11 h¹ (00:11 h local del día 28 de Julio de 1998) en un vuelo de transporte de carga con destino a Barcelona. La carga consistía en 95 paquetes de prensa, con un peso total de 1102 kg. Antes del despegue se habían suministrado 200 litros de combustible JET A-1 a la aeronave.

Las únicas personas a bordo eran los dos pilotos. En el asiento de la izquierda iba un piloto volando como “Primero bajo supervisión” (al que llamamos en este informe “segundo” o “copiloto”), y a la derecha iba el comandante de la aeronave, que actuaba también como instructor (al que llamamos en este informe “comandante” o “instructor”), ya que estaba previsto que el piloto sentado a la izquierda utilizara el vuelo a Barcelona como vuelo de instrucción de refresco.

Durante el día 27 de Julio, el avión, con la misma tripulación, había efectuado otros 3 vuelos de carga, con los tramos Madrid-Palma de Mallorca, Palma de Mallorca-Ibiza, e Ibiza-Palma de Mallorca, donde aterrizó a las 19:25 h UTC.

El vuelo transcurrió con normalidad. A las 22:31:37 h, la tripulación contactó con Barcelona APP. La conversación de la tripulación grabada por el CVR indica que, como entrenamiento, pretendían llevar a cabo una aproximación frustrada con un solo motor. Sin embargo, al ser dirigidos a la pista 25, el copiloto comentó que “...es una frustrada un poco [difícil] para hacerla con un solo motor...”, ya que la tripulación había anticipado que les dirigirían a la pista 07, por lo que el instructor decidió no realizarla y posponerla para días posteriores, y en su lugar hacer una aproximación estándar, dejar la senda de planeo un poco por arriba, y hacer parada de motor. Entonces, deberían subir el tren, luego los flaps por incrementos. El comandante añadió: “En cuanto ya no tengamos mando, lo volvemos a poner”.

No obstante, el segundo realizó un chequeo recordatorio de la maniobra de aproximación frustrada publicada para el caso de que fuese necesario realizarla efectivamente.

¹ Todas las horas reseñadas en este informe son UTC., excepto que expresamente se indique lo contrario. Hay que sumar dos horas para obtener la hora legal en la zona peninsular de España el día del accidente (28 de Julio de 1998).

A las 22:41:33 llamaron a su departamento de operaciones en la frecuencia de la compañía indicando que estimaban su llegada en 15 minutos y requiriendo combustible para efectuar otro vuelo a Madrid.

La fase de aproximación a la pista 25 también fue normal. A las 22:47:10 h contactaron con la torre de Barcelona, que les indicó que eran el número 1, que continuaran y que notificaran "establecido en final". Después, extendieron el tren y flaps de aterrizaje.

A las 22:49:20 un Airbus A-300 fue autorizado por la torre a realizar una entrada en la pista 25 y despegue ("Cleared for rolling takeoff"), lo cual fue colacionado por la aeronave 4 seg más tarde.

A las 22:49:29 h, el instructor indicó al segundo que, cuando estuviesen establecidos, dejase un punto la senda de planeo por arriba, para hacer un simulacro de frustrada, incluyendo retracción de tren.

A las 22:49:55 h, el comandante comunicó a la torre que estaban establecidos en final. La torre indicó que continuaran, que había un tráfico saliendo de la pista 25 y que les llamaría enseguida. En esos momentos, según se desprende de los datos de la traza radar, la aeronave EC-FXD estaba a unos 1400 ft de altitud, a unas 6 NM (unos 3 minutos a 120 kt) del umbral de la pista y llevaba unos 140 kt de velocidad respecto al suelo.

A las 22:50:05, hubo una comunicación por línea caliente entre control de torre y aproximación para indicar que el tráfico que salía, el Airbus A300, era transferido a esta última dependencia. A las 22:50:50 la torre indicó a dicho vuelo: "LFA 606 contact radar 124.7, bye", instrucción que fue colacionada por la tripulación de ese vuelo 3 seg después.

A las 22:50:03 h, con flaps y tren abajo, el instructor dijo "Parada de motor", a lo que el segundo contestó: "Venga, tren arriba".

A las 22:50:15 h, ante una interjección del segundo, el comandante indicó "¿Qué pasa? Ahora te meto el motor" y, siete segundos después añadió: "Lo has hecho al revés". Las comunicaciones en cabina sugieren que el segundo había ejecutado alguna acción contraria a la requerida por el procedimiento, ya que él mismo reconoció: "Lo estaba haciendo al revés. Me daba la sensación de que lo estaba metiendo bien."

Al cabo de 7 segundos, el comandante dijo: "Bueno, seguimos". A continuación, a las 22:50:34 h, la torre transmitió: "SWT-704, autorizados a aterrizar 25. Viento calma", lo cual fue colacionado por el comandante.

A los 2 segundos de esta última comunicación, el comandante dijo: "Bueno, te quito motor de nuevo. Te he subido el flap. Ahora flap por incrementos..." El segundo preguntó al cabo de unos momentos: "¿Sigo la aproximación, ¿no?", a lo cual respondió afirmativamente el comandante, y añadió que estaban autorizados a aterrizar y que iban a tomar con un motor.

A las 22:51:09 volvió a corroborar "Bueno, pues entonces sigue con un motor" y pareció añadir instrucciones genéricas sobre la manera de hacer una frustrada o cuando se esté cerca de la pista, ya que dijo "De todas maneras, cuando tienes, cuando tengas una frustrada o algo y estés cerca de la pista, lo haces con el pie,...y con ...nada de...(....) porque si tomas qué pasa...(...)", aunque dejó las frases inacabadas.

A las 22:52:01, el comandante dijo "Tren", el copiloto dijo "Tren ahora" y el comandante confirmó después "Bajando", con lo cual cesó el pitido intermitente de "tren no bajado y bloqueado" que se había estado reproduciendo en diversos momentos tras la parada de motor, y a las 22:52:07, el segundo confirmó "Visto". Casi inmediatamente hubo una interjección de sorpresa del comandante, y empezó a sonar un pitido continuo, identificado como el aviso de pérdida. Casi al mismo tiempo, el comandante añadió: "Está entrando el SAS" a las 22:52:11.

El copiloto preguntó a los tres segundos "¿Qué pasa?", y dos segundos después el comandante dijo "¡Mete pie!", a lo que el copiloto contestó "¡Estoy metiendo!". Un segundo después, cesó el pitido y volvió a aparecer de inmediato. Siete segundos después de decir que estaba metiendo pie, el copiloto gritó y terminó la grabación del CVR, a las 22:52:26 h.

La aeronave se desvió a la derecha del localizador del ILS de la pista 25, y, según declaraciones de testigos, adoptó una posición de casi 90° de alabeo a la izquierda, después en posición de unos 90° de alabeo a la derecha mientras seguía perdiendo altura, volvió a quedar otra vez con unos 90° de alabeo a la izquierda.

Finalmente, impactó con el ala izquierda en el terreno, y después impactó, sucesivamente, con la valla exterior de la carretera B-203 que bordea el Aeropuerto y con la valla perimetral de éste, quedando finalmente detenida a unos 250 m del umbral de la cabecera 25 y a unos 100 metros a la derecha del eje de pista. Los restos de la aeronave se incendiaron. Los dos pilotos fallecieron al instante.

Los servicios de emergencia del aeropuerto llegaron con celeridad y apagaron el 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 rompió en su trayectoria un trozo de unos 30 m de la valla exterior de la carretera B-203 (conocida como "carretera de la playa del Prat") y después otro trozo de valla y murete del perímetro del Aeropuerto. Una motocicleta, momentáneamente parada en el arcén de la carretera, resultó calcinada.

1.5. Información sobre la tripulación.

COMANDANTE DE LA AERONAVE (volaba en el lado derecho)

Edad / Sexo:	28 años / Varón.
Nacionalidad:	Española.
Título:	Piloto Comercial de Aviación
Número:	8214
Antigüedad:	12/03/1993
Licencia de aptitud de vuelo:	
- Fecha de renovación:	16/02/1998
- Fecha de caducidad:	20/02/1999
Habilitaciones:	IFR, multimotor terrestre, Certificado de operador radiofonista de a bordo (Internacional)
Horas totales de vuelo:	4500 horas
Horas en el tipo:	4132 horas
Horas último año en el tipo:	385 horas
Horas últimos 30 días en el tipo:	49 horas

El piloto tenía en su compañía la condición de instructor o supervisor de vuelo para aeronaves Metro III.

COPILOTO (volaba en el lado izquierdo)

Edad / Sexo:	28 años / Varón.
Nacionalidad:	Española.
Título:	Piloto Comercial de Aviación
Número:	9154
Antigüedad:	10/11/1994
Licencia de aptitud de vuelo:	
- Fecha de renovación:	01/09/1997
- Fecha de caducidad:	08/09/1998

Habilitaciones:	IFR, multimotor terrestre, Certificado de operador radiofonista de a bordo (Internacional)
Horas totales de vuelo:	2000 horas
Horas en el tipo:	1769 horas
Horas último año en el tipo:	118 horas
Horas últimos 30 días en el tipo:	4 horas

El copiloto había actuado como comandante de Metro III en la compañía operadora durante 139 horas de vuelo. Sin embargo, a la fecha del accidente volaba como "Primero bajo supervisión" ya que había estado inactivo desde el día 23 de Marzo de 1998 por baja médica debido a la rotura sufrida en su tobillo derecho. Su último vuelo antes de esa baja fue el 20 de Marzo de 1998.

Por lo tanto, debido a su falta de experiencia en vuelo durante los tres meses precedentes, necesitaba efectuar al menos tres despegues y tres aterrizajes en vuelo de instrucción para volver a obtener la condición de comandante en ese tipo de aeronave, de acuerdo a lo establecido en el Reglamento de Circulación Aérea vigente en el momento del accidente, punto 7.1.7.1.1 "Experiencia reciente". Tras obtener el alta médica, atendió un curso de refresco teórico los días 22, 23 y 24 de Julio, y fue programado para sus primeros vuelos de línea el día 27 de Julio. Había empezado su período de actividad a las 2:15 h UTC del 27 de Julio y la había acabado a las 7:10 h UTC de ese día, con 2 aterrizajes efectuados. Después había comenzado un nuevo periodo por la tarde de ese día, a las 17:25 h UTC, y realizó un aterrizaje y el vuelo Palma-Barcelona que acabó en el accidente.

No se encontraron evidencias de que hubiese pasado un reconocimiento médico aeronáutico después de su período de baja médica laboral.

1.6. Información sobre la aeronave.

El SA-227-AC es un biturbohélice presurizado con capacidad para 19 pasajeros. También se usa para transporte de carga. En la cabina pueden transportarse hasta 2334 kg de carga. Está certificado bajo las normas "Federal Aviation Regulations" (FAR) 23.

El número de serie AC-651B tenía un peso máximo al despegue de 7258 kg (16000 lb). Al tener más de 7000 kg de masa máxima certificada al despegue, se clasificaba como aeronave MEDIA en cuanto a categoría de estela turbulenta.

El grupo motopropulsor de este avión constaba de 2 motores Garret TPE 331-11U-612G y 2 hélices McCauley 4HFR34C652 de cuatro palas.

Estaba equipado con un sistema para evitar la entrada en pérdida ("Stall Avoidance System", o SAS), de modo que una aleta sensora de ángulo de

ataque y un transmisor situado en la punta de la semiala derecha proporcionan una señal a la computadora del SAS, que, según el manual de vuelo, actúa el aviso sonoro de entrada en pérdida unos 7 kt antes de la velocidad de pérdida, y proporciona potencia al servo que aplica una fuerza en palanca hacia delante (a picar) de unas 60 lb aproximadamente 1 kt antes de que se alcance la pérdida aerodinámica. La tolerancia del sistema podría hacerle dar el aviso cuando la velocidad está entre 5 y 10 kt antes de la velocidad de pérdida y hacer actuar el “stick pusher” en caso de que la velocidad decrezca a menos de 5 kt por encima de la velocidad de pérdida.

1.6.1. Célula.

Marca: Fairchild
Modelo: SA-227-AC
Nº de Fabricación: AC-651B
Año de Fabricación: 1986
Matrícula: EC-FXD
M.T.O.W.: 7258 kg
Propietario: Swiftair, S.A.
Explotador: Swiftair, S.A.

1.6.2. Certificado de aeronavegabilidad.

Número: 3679
Tipo: Transporte Público de Pasajeros (TTP), Transporte Público de Mercancías (TPM), Categoría Normal. Autorizado vuelo en condiciones de formación de hielo, VFR nocturno, IFR, Aproximación instrumental.

Fecha de expedición: 22/06/1994
Fecha de renovación: 12/05/1998
Fecha de caducidad: 12/08/1998

1.6.3. Registro de Mantenimiento de la célula.

Horas totales de vuelo: 14748 h
Última revisión de 150 horas: 13/7/1998 (14715 h)
Horas desde última rev. 150 horas: 33

1.6.4. Motores.

MOTOR IZQUIERDO:

Marca:	GARRET
Modelo:	TPE-331-11U-612G
Potencia:	1000 shp
Número de serie:	P-44466C
Horas totales:	12903 h
Horas desde últ. rev. general:	2113 h
Horas hasta próxima rev. general:	3887 h

MOTOR DERECHO:

Marca:	GARRET
Modelo:	TPE-331-11U-612G
Potencia:	1000 shp
Número de serie:	P-44225C
Horas totales:	18179 h
Horas desde últ. rev. general:	3467 h
Horas hasta próxima rev. general:	2533 h

La Cartilla de Motor del motor izquierdo, abierta el 22 de Junio de 1994, indica, en su apartado “Inspecciones y Revisiones Obligatorias para este Motor”, que a este modelo de motor se le realizará una revisión general cada 6000 horas.

1.6.5. Hélices.

HÉLICE IZQUIERDA:

Marca:	McCAULEY
Modelo:	4HFR34C652-GJ/B-L106LA-0
Número de serie:	932037
Horas totales:	4468 h
Horas desde últ. rev. general:	327 h
Horas hasta próxima rev. general:	3663 h
Números de serie de las palas:	NG008, NG034, NG025, NG067

Este modelo de hélice se sometía a revisión general u “overhaul” cada 4000 h. Un centro de mantenimiento de Portugal realizó la revisión general a esta hélice el 14-03-1998. Se reseñó que se había seguido el manual de McCauley 860201, rev. Jan-97, y que se habían cumplimentado diversos Boletines de Servicio y “Service Letters” del fabricante de la hélice.

Después, la hélice se montó en el avión con fecha 29-3-1998, con 0 horas desde revisión general. En ese momento el avión tenía un total de 14421 h.

HÉLICE DERECHA:

Marca:	McCAULEY
Modelo:	4HFR34C652-GL/B-L106LA-X
Número de serie:	931784
Horas totales:	5692h
Horas desde últ. rev. general:	1636 h
Horas hasta próxima rev. general:	2364 h
Números de serie de las palas:	NE025, NE031, NE039, NE034

Ésta hélice se sometió a revisión general el 2-3-1994, cuando el avión todavía estaba matriculado en Estados Unidos. Después, un centro de mantenimiento de Portugal realizó una nueva revisión general a esta hélice el 28-10-1996. Se reseñó que se había seguido el manual de McCauley 860201, rev. Feb-91, y que se habían cumplimentado diversos Boletines de Servicio y "Service Letters" del fabricante de la hélice. Después, se montó en el avión con fecha 17-1-1997, con 0 horas desde revisión general. En ese momento el avión tenía un total de 13112 h.

1.6.6. Historial de vuelos previos al del accidente.

El libro de Partes de Vuelo reflejaba las siguientes anotaciones de los días previos al accidente:

El día 19-7-98, después de un vuelo Barcelona-Ibiza en el que actuaba como comandante el piloto del accidente, al girar la hélice del motor derecho en Ibiza se observó un fuerte ruido "como de rodamientos". Se miraron los álabes y parecían correctos. En el libro de Partes de Vuelo, se anotó ese día "Se ha sustituido el motor Nº 2 por problema mecánico interno. Montado y probado OK". Esta sustitución del motor derecho se realizó en Ibiza, y fue seguida de un vuelo de prueba, aunque aparece en la Cartilla de Motor anotada en "Barajas, 21-7-1998". Por lo tanto, el motor derecho número de serie P-44225C, que había sido desmontado de la aeronave EC-FSV el 10-2-1998 cuando tenía 18153 horas debido a la presencia de partículas metálicas en el aceite del motor, fue después montado en la posición número 2 (derecha) en la EC-FXD el 21-7-1998 (siete días, y 16 horas de vuelo, antes del accidente) con la anotación de que tenía 18163 horas. Ver en el Apartado 1.6.7 la reseña de la reparación que se le había efectuado a ese motor derecho. No se sustituyó la hélice derecha del EC-FXD, que continuaba siendo la S/N 931784.

El día 21-7-98 la aeronave realizó dos vuelos: Ibiza-Ibiza de 50 minutos de duración e Ibiza-Madrid de 1:20 h duración. Se anotaron como anomalías

que el motor nº 2 (derecho) no respondía ni al mando de velocidad de la hélice ni al de potencia. Se encontró que la horquilla del mando de potencia estaba fuera de su sitio. Se reacondicionó y fijó. También se anotó que al 100% de r.p.m. el motor nº 2 no daba su potencia nominal. No se pudo reproducir la avería en tierra, por lo que se mantuvo “En investigación”.

El día 22-7-98 la aeronave realizó 3 vuelos, en los cuales se encontraron como anomalías que la presión de aceite del motor 2 oscilaba y alcanzaba el 0. Con el nivel de aceite correcto, al aumentar las r.p.m. aumentaba la presión y se mantenía oscilando. Se procedió a sustituir el transmisor de presión de aceite y a probarlo con resultado positivo.

El 24-7-98 se realizaron dos vuelos sin que se anotasen anomalías en el libro de Partes de Vuelo.

El día 25-7-98 se realizaron dos vuelos, en los cuales iba el comandante que iba a bordo del EC-FXD el día del accidente, y se anotaron como discrepancias que el muelle de la palanca de potencia derecha estaba un poco flojo sin hacer tope, de modo que la palanca no hacía tope y se iba a reversa. Además la luz verde (OK) del “FIRE EXT” del motor derecho permanecía encendida. Se anotó en el Parte que el mando de potencia había sido acondicionado y que se había comprobado el correcto funcionamiento de la luz de “FIRE EXT”.

La aeronave no voló de nuevo hasta el día 27-7-98, en el cual realizó los siguientes tramos:

Madrid-Palma de Mallorca:	1 h 35 m de vuelo
Palma de Mallorca-Ibiza:	0 h 30 m de vuelo
Ibiza-Palma de Mallorca:	0 h 30 m de vuelo
Palma de Mallorca-Barcelona:	0 h 42 m durante el vuelo del accidente

1.6.7. Reparación efectuada al motor derecho tras la contaminación por partículas.

Tras desmontar el motor S/N P-44225C de la aeronave EC-FSV el 10-2-1998 por haberse dado aviso de partículas magnéticas, y haberse remitido una muestra de aceite al INTA dentro del programa PAESA, el motor fue enviado a un centro de reparación de motores de turbina aprobado como “FAA Repair Station” en Texas, Estados Unidos de América, en el cual se le realizó una inspección y reparación denominada “Oil system contamination Inspection/Limited repair”, de acuerdo al Manual de Mantenimiento 72-00-25 (R-16). Diversas piezas nuevas fueron instaladas, mientras que otras se instalaron tras haberseles efectuado una revisión general (“overhauled condition”). Éstas últimas eran las siguientes: “Bearing, forward propshaft”, “1st idler assy.”, “Fuel/oil heater”, “Propeller governor” y “Planetary stop”.

Las piezas y componentes nuevos instalados fueron: "Bearing, aft propshaft", "Bearing, turbine roller", "Compressor seal kit", "Chip detector housing", "Aft curvic", "Bearing, propeller governor drive", "Retainer" y "Fuel filter housing cap".

De acuerdo a la documentación que ese centro de reparación proporcionó, el motor fue funcionalmente probado, se chequearon posibles fugas y se llevó a cabo una evaluación de las vibraciones. Todas las pruebas fueron satisfactorias y se aprobó la vuelta al servicio de este motor el 26 de Marzo de 1998 mediante un "FAA Form 8130-3", con un total de 18163 horas de operación, lo cual indicaba que el motor se había hecho funcionar en banco de pruebas durante 10 horas.

En la documentación emitida por este centro, se indicaba que:

a) Se requería una muestra SOAP ("Spectrometric Oil Analysis Program") entre las 9 y 12 horas, y otra entre 20 y 30 horas tras la inspección realizada; no hay constancia de que esta muestra se tomara (el accidente se produjo a las 16 h tras la inspección) y

b) los siguientes componentes de la célula (se refiere a la aeronave en la que se había producido la contaminación, es decir, la EC-FSV, ya que la hélice que llevaba este avión NO fue instalada después en el EC-FXD como sí ocurrió con el motor S/N P-44225C) debían ser limpiados internamente a presión: "propeller piston dome", "oil temperature dome valve", "engine oil system reservoir and all associated plumbing". También se decía que el radiador de aceite debía cambiarse para revisión general, lo que efectivamente se llevó a cabo según la documentación del Metro EC-FSV.

1.6.8. Estimación del peso y la velocidad de pérdida de la aeronave.

Aunque la documentación de estos últimos vuelos se quemó durante el accidente, con las siguientes consideraciones:

- Había repostado 200 litros de combustible en Palma de Mallorca (160 kg, a 0.8 kg/litro para el JET-A1)
- En un vuelo anterior Barcelona-Palma de 40 minutos de duración y con carga de 1811 kg había consumido 450 lb (675 lb/hora).
- En otro vuelo Barcelona-Ibiza de 50 minutos de duración y con carga de 1143 kg el flujo medio de combustible había sido 600 lb/hora
- El peso máximo de combustible que puede cargar el avión es 1969 kg (4342 lb).
- La tripulación solicitó a su departamento de operaciones en Barcelona "combustible para volar a Madrid", sin especificar el que quedaba a bordo.
- Las conversaciones en cabina indican que los pilotos llevaban equipaje personal de cierto peso.

podría estimarse el peso que llevaba el avión en el momento del accidente del siguiente modo:

Peso vacío (OEW): 4303 kg (9488 lb)
Dos pilotos y equipaje: 154 kg (340 lb)
Peso de combustible: 726 kg (1600 lb)
Consumo de combustible para volar a Barcelona: 204 kg (450 lb)
Consumo de combustible en rodaje: 45 kg (100 lb)
Carga de pago: 1102 kg (2429 lb)

Peso al despegue en Palma: 6239 kg (13757 lb) (el MTOW del avión es 7258 kg o 16000 lb)

Peso en el momento del accidente: 6035 kg (13307 lb)

Entrando con ese peso en las tablas del manual de vuelo del avión, considerando que el accidente se produjo a nivel del mar y a temperatura de unos 24°C (aproximadamente ISA+10) se estiman, siempre de modo aproximado, las siguientes velocidades para ángulo de alabeo cero:

Velocidad de pérdida con empuje cero (tren y flaps arriba): 93 KCAS

Velocidad de pérdida con empuje cero (tren arriba, flaps ¼): 90 KCAS

Velocidad de pérdida con empuje cero (tren abajo, flaps ½): 87 KCAS

Velocidad de pérdida con empuje cero (tren abajo, flaps de aterrizaje): 84 KCAS

La velocidad indicada es aproximadamente un nudo superior a la calibrada en este rango de velocidades. Un ángulo de alabeo de 20° supone un aumento de unos 3 KCAS en esas velocidades de pérdida.

En una placa en cabina, y marcado sobre el anemómetro al principio del arco rojo, se indica el valor de 91 KIAS como velocidad mínima de control.

El manual de vuelo indica que estas velocidades se basan en ensayos con ambas hélices en bandera, y que durante la recuperación de una pérdida con un solo motor dando empuje ("single engine power on stall") se pierden unos 390 ft de altitud y se alcanzan hasta 10° de actitud de morro abajo.

El manual de vuelo requiere una velocidad de aproximación de 110 kt para el peso indicado, sin anti-hielo del motor, y con flap y tren abajo. Esta velocidad no varía en el caso de aproximación con un motor.

El operador utilizaba la siguiente tabla de velocidades de aproximación:

Peso	Flap ¼	Flap ½	Flap abajo
13000 lb	130 KCAS	115 KCAS	109 KCAS
13500 lb	132 KCAS	117 KCAS	111 KCAS

1.6.9. Procedimiento de parada voluntaria de motor.

La Sección “VI. Manufacturer’s Data” (“Issued May 22/89”) del Manual de Vuelo de la aeronave, que es una parte del manual no específicamente aprobada por la F.A.A., recoge un apartado llamado “Intentional One Engine Inoperative Speed (V_{SSE})” que proporciona recomendaciones para el caso de la parada intencionada de un motor para entrenamiento.

Según el fabricante, la velocidad V_{SSE} es de 115 KIAS, y por encima de ella un motor puede ser parado intencionada y repentinamente para que los pilotos reconozcan las características de vuelo y actuaciones del avión a baja velocidad y con un solo motor.

En el apartado, se advierte que diversos factores deben ser considerados antes de parar el motor, entre ellos proximidad al terreno, peso, velocidad, capacidad del piloto, etc.

Se indica que retardando la palanca a ralentí en vuelo se obtienen aproximadamente los mismos problemas de controlabilidad que parando el motor, pero con la ventaja de tener la potencia rápidamente disponible para ser usada en caso de dificultades durante la maniobra. Se subraya que Fairchild recomienda que se simule el fallo de motor en lugar de pararlo durante verificaciones de competencia y transición de pilotos.

En cualquier caso, el fabricante indica que si se considera necesario parar un motor durante el ascenso inicial para entrenamiento de pilotos, deben aplicarse las limitaciones que se listan en el apartado, entre ellas el tren debe estar arriba, flaps extendidos no más que ¼ y ambos motores con potencia de despegue.

El motor crítico del avión, en cuanto a problemas de controlabilidad direccional, es el derecho.

La velocidad mínima para proceder a un re arranque en vuelo es 100 KIAS.

También se añade una nota en la que se indica que se puede conseguir experiencia adicional de entrenamiento bajando el tren y flaps a velocidades próximas a la final de aproximación para demostrar el problema de controlabilidad que se incrementa significativamente en situaciones de alta

potencia con un solo motor en configuración de aterrizaje. Esta nota parece ser continuación de, y referirse al, caso de “parada de motor durante ascenso inicial”.

Una copia de este procedimiento se incluye en el Anexo E.

Con posterioridad, en una revisión de 11 de Mayo de 1999, esta sección del Manual de Vuelo ha sido cambiada y se han eliminado los siguientes párrafos:

“Provided that the aircraft is not lower than 1000 ft above the ground and that it is light enough to maintain regulatory terrain clearance and to remain above stall warning speed, it is permissible to slow from V_{SSE} to V_{MCA} . Remember the minimum airspeed for an airstart is 100 KIAS.”

“If gross weight and performance permit, additional training experience can be gained at speeds close to final approach speed by extending the landing gear and flaps to demonstrate the significantly increased controllability problem when at high single engine power in the landing configuration.”

1.6.10. Procedimientos de fallo de motor en vuelo y de re arranque en vuelo.

En el Anexo F se incluye una copia de ambos procedimientos. El caso de fallo de motor consta de 7 pasos, entre ellos “limpiar” el motor fallado y compensar el avión. El re arranque en vuelo consta de 9 pasos. No se indica quién realiza cada paso en el caso de que haya dos pilotos a bordo. Hay una nota que dice que podría esperarse que el re arranque ocurra automáticamente en ciertas condiciones: “Engine relight should be expected to occur automatically if the Auto/Cont Ignition Switch is in AUTO, and fuel is available at the igniters”

1.6.11. Procedimiento de aterrizaje con un solo motor.

En el Anexo G se incluye una copia de este procedimiento. Se requiere chequear la diferencia de peso de combustible en cada semiala y transferir en caso necesario, y no extender el tren ni los flaps más allá de $\frac{1}{4}$ hasta que el aterrizaje esté asegurado.

1.6.12. Descripción del sistema de regulación de la hélice

Las hélices del avión, de velocidad constante, reversibles y con puesta en bandera manual, están operadas por aceite. El sistema de "governor" de la hélice consiste en presión de aceite, un muelle de puesta en bandera, y contrapesos de palas. El aceite del motor se presuriza en el "governor" y se envía al domo de la hélice a través de un conducto llamado el "tubo beta".

La presión de aceite actúa contra una cara del pistón situado en el interior del domo para hacer que las palas se muevan desde paso alto a paso fino y, en caso necesario, hasta reversa. La fuerza del muelle y los contrapesos actúan en la dirección contraria para llevar las palas desde paso fino hasta pasos altos. Las fuerzas opuestas están balanceadas para mantener el motor y la hélice girando a la velocidad constante seleccionada mediante la palanca de velocidad de la hélice en cabina.

Las hélices no tienen un sistema de autoabanderamiento automático en caso de fallo de motor, sino que, cuando se detecta un par negativo, el sistema "negative torque system" (NTS) envía algo de aceite del "governor" al cárter, las palas se mueven hacia la posición de bandera, y alcanzan la posición completa de bandera (aproximadamente 89° de paso) si se vacía todo el aceite a través del tubo beta accionando manualmente el mando de "stop and feather" situado en cabina. De este modo, el NTS reduce de modo automático la resistencia generada por la hélice cuando entra en molinete para dar tiempo a que el piloto la abandere de modo manual.

El vaciado de aceite se realiza en ambos casos mediante la válvula de puesta en bandera, que se actúa hidráulicamente a través de la válvula del NTS o manualmente a través del mando de "stop and feather".

Si la situación de torque negativo desaparece, el NTS se desactiva y las palas vuelven al paso correspondiente a la velocidad seleccionada en cabina.

Los motores disponen de sistemas de autoignición con los modos de operación automático (AUTO), continuo (CONT) y apagado (OFF):

En el modo AUTO se proporciona ignición de modo automático al motor siempre que se detecte un fallo de potencia, como por ejemplo cuando se apaga el motor o cuando entra el sistema NTS. En este caso, es normal que después de realizar una parada intencionada de motor en vuelo se active la autoignición y puede permanecer encendida hasta 30 segundos después de que se ponga en bandera la hélice.

Hay una luz ambar en cabina que avisa al piloto cuando la ignición está activada.

1.7. Información meteorológica.

El informe meteorológico METAR de las 22:00 h proporcionado por el Aeropuerto de Barcelona indicaba

2200 LEBL 27003KT 9999 FEW 030 24/22 Q1015 NOSIG

es decir, viento 270° 3 kt, visibilidad superior a 10 km, pocas nubes a 3000 pies, temperatura 24°C, punto de rocío 22°C y reglaje QNH 1015 mb, y no se esperaban cambios significativos en las siguientes dos horas.

Cuando el avión fue autorizado a aterrizar, se le proporcionó el dato "Viento en calma".

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), y un localizador (BCA, 109.5 MHz) y senda de planeo de ILS en la pista 25. También la pista 07 tiene sistema ILS (localizador QAA, 110.3 MHz). 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.

El avión contactó con el Control de Aproximación (APP, 119.1 MHz) de Barcelona a las 22:31:37 h. A las 22:47:07 fue transferido a la torre de Barcelona en la frecuencia 118.1 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. Esta transcripción se ha incluido en el Anexo D. Se ha añadido una frase (cuando el A-300, vuelo LFG606, colaciona "Rolling take off 25" a las 22:49:24 h) que se había omitido en la transcripción inicial.

Se realizó una tabla con la correlación de comunicaciones ATC tal y como se transcribieron por los servicios de control con dichas comunicaciones tal y como se oyen en el Registrador de Voces en Cabina (CVR). Esta tabla permite asignar horas UTC según el reloj de torre, que es la base de tiempos que se usa en este informe, a las conversaciones en el CVR,. Es muy difícil evitar que, al realizar ambas transcripciones con distintos medios y por distintas personas,

se deslicen algunos segundos de discrepancias entre sí. Estas discrepancias, en general no superan los 4 seg.

Las propias comunicaciones fueron normales sin que la aeronave declarara ningún tipo de problema durante la aproximación. A las 22:50:37 h se produjo la última comunicación de la tripulación que colacionaba la autorización a aterrizar en la pista 25.

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. La pista 07 tiene declaradas una zona de parada (SWY) de 277x45 m y una libre de obstáculos (CWY) de 277x150 m.

Funciona durante las veinticuatro horas todo el año. Las instalaciones de los servicios de emergencia y extinción de incendios están situadas cerca de la cabecera de la pista 25.

Los ajustes de velocidad de las aeronaves en aproximación publicados en el AIP de España son (salvo que la velocidad de crucero de la aeronave sea menor):

- Entre 170 y 180 KIAS al recibir el rumbo final de interceptación al localizador.
- 160 KIAS al interceptar la senda de planeo en el FAP; esta velocidad indicada deberá mantenerse hasta 4 NM del umbral.
- Si no se puede cumplir con este ajuste se notificará al ATC qué velocidades se pueden mantener.

El AIP también indica que 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.

La pista 25 estaba separada de la Carretera de la Playa de El Prat de Llobregat por una verja metálica que se encontraba fijada sobre un murete de hormigón de unos 50 cm de alto por 25 cm de ancho.

1.10.1. Estela turbulenta.

El documento AIP España, en su edición de 4-10-01, indica para el Aeropuerto de Barcelona:

“Las mínimas de separación por estela turbulenta aplicables son conformes a lo dispuesto por la OACI Doc. 4444. Al recibir autorización para rodar a posición de despegue y antes de entrar en la pista, los pilotos que requieran mayores separaciones informarán al ATC.”

1.11. Registradores de vuelo.

1.11.1. Registrador de datos de vuelo (FDR).

La aeronave disponía de un Registrador de Datos de Vuelo (FDR) "Fairchild Sundstrand" modelo FA-542, P/N 101035-1. Este registrador graba un total de cinco parámetros de vuelo: altitud barométrica, velocidad indicada, rumbo magnético, aceleración vertical, y señal discreta de comunicaciones.

El FDR fue enviado a un laboratorio con capacidad para realizar su lectura. La cinta metálica del FDR había sido grabada dos veces por la cara 1 y una vez por la cara 2. La grabación terminaba justo al final de la cara 1, aunque ambos extremos de la cinta parecían haber sido cortados a tijera con anterioridad, ya que faltaban las leyendas "Start Side1/End Side 2" y "End Side 1/Start Side 2". La grabación terminaba justo al final de la cara 1. La lectura de los parámetros fue:

- Altitud barométrica: aparecía una traza continua prácticamente horizontal desde el principio de la cara 1, sin apenas ganancia en amplitud.
- Velocidad indicada: también una traza continua, casi horizontal, desde el mismo punto.
- Rumbo magnético: no estaba localizado nítidamente.
- Aceleración vertical: parecía correcta, aunque superpuesta a la primera pasada de grabación. Presentaba una gran mancha por la superposición de puntos en la zona de detención final, que indicaba que el avión había seguido volando durante bastante tiempo después de agotarse la cinta en su segunda pasada por la cara 1.
- La señal discreta de comunicaciones no fue localizada.
- El fechador no había funcionado correctamente ni siquiera en la primera grabación de la cara 1.

Por todo ello, se podía concluir que:

1.- Al no disponer de fechador y ser inutilizables las trazas de altitud y rumbo, no era posible identificar el punto de detención de la grabación, ni siquiera si correspondía a tierra o aire.

2.- El hecho de que el final de la grabación coincidiera exactamente con el final (recortado) de la cinta y con una gran superposición de puntos de aceleración vertical, permitía suponer que la cinta se había agotado y detenido ya antes del último o últimos vuelos, sin que fuera posible determinar la antelación.

Por tanto, el FDR no aportó datos fiables sobre los parámetros de la aeronave en los momentos previos al accidente.

1.11.2. Registrador de voz en cabina (CVR).

El avión llevaba instalado un Registrador de Voz en Cabina (CVR) "Fairchild" modelo A-100.

Estaba parcialmente dañado por el fuego, y fue enviado al "National Transportation Safety Board" (NTSB) de Estados Unidos, que dispone de laboratorios para realizar un adecuado tratamiento de estas grabaciones y que había nombrado un representante acreditado en la investigación. Se consultó con el NTSB la posibilidad de realizar un análisis de frecuencia de los sonidos para determinar el régimen de revoluciones por minuto de los motores y las hélices en el período de 75 segundos anterior al accidente.

El laboratorio del NTSB pudo conseguir una lectura clara de las voces en cabina y envió a la Comisión una copia grabada en cinta comercial. La Comisión realizó la correspondiente transcripción de las conversaciones en cabina.

Sin embargo, no fue posible realizar un análisis del espectro de frecuencias del sonido ambiental, ya que aparentemente el micrófono del área de cabina del avión estaba inoperativo en los momentos previos al accidente, y por tanto, no pudieron detectarse sonidos de los motores o hélices en la cinta.

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

Cuando el equipo investigador llegó al lugar del accidente, los restos de la aeronave aparecían esparcidos en una distancia de unos 200 m desde el punto del primer impacto con la valla exterior de la carretera de la Playa de El Prat (ver croquis de la distribución de los restos en el Anexo A). La mayor parte de los restos habían quedado hacia el interior del recinto aeroportuario.

El fuselaje estaba pegado a la valla perimetral del aeropuerto, por la parte interior de la misma, y con un rumbo de unos 20°, es decir, del orden de unos 130° virado a derechas respecto al rumbo de la pista 25 (248°). La parte delantera del fuselaje, en una longitud aproximada de un tercio de la total del avión, estaba completamente destruida y calcinada. El fuselaje

estaba alabeado a la izquierda y apoyado sobre los restos de la parte de la semiala izquierda que no se había desprendido tras el primer impacto con la valla exterior de la carretera. La semiala derecha estaba entera, aunque aparecía desprendida de su encastre y girada alrededor de su eje longitudinal.

La bancada con el motor derecho aparecía arrancada de su unión al ala y girada hacia abajo y hacia el exterior respecto a su posición normal.

La hélice derecha apareció completa, con las cuatro palas unidas al buje que a su vez se encontraba cubierto por el domo. Estaba pegada al lado exterior de la valla del aeropuerto, a unos 8 m hacia delante y 6 m a la izquierda de los restos de la bancada del motor derecho. Las cuatro palas habían sufrido fuertes deformaciones de torsión y flexión.

Las cuatro palas de la hélice izquierda se desprendieron de su buje, que quedó unido al cuerpo del motor izquierdo y quedaron esparcidas en diversos lugares. La más separada apareció en el interior del recinto del aeropuerto, a unos 117 m de distancia de los restos principales y entre éstos y la pista 25. Otra apareció a unos 45 m de los restos pero en el lado contrario.

El exterior de la parte trasera del fuselaje estaba entero, con los estabilizadores horizontal y vertical sin grandes daños, incluyendo los timones de profundidad y dirección, y todavía unidos al mismo. Debido a la posición alabeada en la que había quedado el fuselaje, el semiestabilizador horizontal izquierdo tocaba el suelo.

La pata derecha del tren principal aparecía unida a su alojamiento en la góndola derecha y en aparente posición de extendido y bloqueado. La pata izquierda se había desprendido de su sujeción a la semiala izquierda y reposaba unos 3 metros tras ella. La pata de morro del tren quedó completamente destruida y calcinada.

Había señales de un primer contacto con el suelo a unos 45 m de donde estaba el fuselaje, al otro lado de la carretera, en el que se encontraron restos de la luz de posición izquierda. Después, a unos 13 m había señal de lo que parecía ser el primer impacto de la hélice izquierda. El avión siguió avanzando arrastrando el ala izquierda por el suelo, en el que se apreciaban marcas que incluían indicios de fuego ya desde ese primer momento. En su trayectoria rompió un trozo de unos 30 m de ancho de la valla exterior de la carretera, atravesó ésta probablemente en una posición nivelada, hasta romper la valla perimetral del aeropuerto y su murete de hormigón y girar sobre sí misma para quedar en la posición antes indicada, encarada hacia la carretera.

Se observaron las siguientes indicaciones en los instrumentos de avión:

Velocidad vertical: 300 ft/min (ascendiendo)

Altímetro: 600 ft

Anemómetro: 130 kt

Reloj: 12:57 h

Rumbo avión: 210° (el rumbo magnético de la pista 25 es 248°)

1.13. Información médica y patológica.

Los dos ocupantes de la aeronave fallecieron al instante como consecuencia del impacto contra el suelo y posterior incendio.

El copiloto había estado de baja médica entre el 23-3-1998 y el 21-7-98 debido a la rotura de su tobillo derecho. No se encontraron evidencias de que hubiese pasado un reconocimiento médico aeronáutico después de obtener el alta médica laboral. El día del accidente volaba por primera vez después de ese período de inactividad.

1.14. Incendio.

Se produjo un violento incendio que calcinó por completo la parte delantera del avión. Un testigo declaró que "...tocó con el ala izquierda el suelo, cayendo y explotando...arrastró la primera valla pasando recto por encima de la carretera ardiendo..."

Según el Manifiesto de Carga, el avión llevaba 1102 kg de prensa. Los servicios de extinción de incendios llegaron con gran rapidez al lugar del accidente, ya que lo presenciaron desde sus instalaciones cercanas a la cabecera de la pista 25, y se habían activado antes incluso de que la torre declarara la alarma. La extinción se produjo con celeridad y el fuego afectó sobre todo a la parte delantera del fuselaje.

1.15. Supervivencia.

La aeronave impactó con el suelo con gran violencia y, según declaraciones de testigos, con unos 90° de alabeo a la izquierda. La parte delantera quedó completamente aplastada como resultado de los choques contra las dos vallas. Además, el avión, cargado con una gran cantidad de papel de periódico, se incendió casi de inmediato. Las probabilidades de supervivencia de la tripulación eran casi nulas.

La presencia del murete hizo que el choque final fuese tan violento que la aeronave giró casi 180° respecto a la trayectoria que traía y fue un factor que influyó muy negativamente en las condiciones de supervivencia del accidente.

Afortunadamente, la aeronave no chocó contra ninguno de los vehículos que habitualmente circulan por la carretera ni contra dos personas que se encontraban paradas en el arcén muy cerca del punto de la valla que fue atravesada durante el accidente.

1.16. Ensayos e investigaciones.

1.16.1. Inspección de los restos de los grupos motopropulsores.

Se decidió enviar los restos del grupo motopropulsor al Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA) para realizar una inspección detallada de los mismos.

Se solicitó al INTA que realizara los ensayos necesarios sobre los restos de los motores y hélices de la aeronave accidentada a fin de determinar las causas de las roturas y deformaciones que presentaban. A tal efecto, se enviaron dichos restos a las instalaciones de su División de Materiales y Estructuras en Torrejón de Ardoz.

Como resultado de sus inspecciones y ensayos, el INTA emitió el informe Nº FS1/RPT/4310/097/INTA/98 (Edición nº 2) "Estudio de las causas de rotura de los motores y las hélices de la aeronave Fairchild SA-227-AC, matrícula EC-FXD". Con posterioridad a la aprobación del informe final del accidente, el INTA emitió la Edición nº 4 de dicho informe.

Se incluyen a continuación, de modo textual, las conclusiones de la Edición nº 4 de dicho informe.

1.16.1.1. Conclusiones sobre el conjunto hélice-motor derecho.

El estudio concluyó lo siguiente: "Cuando la hélice toca el suelo, la hélice ya no giraba y por tanto el motor estaba ya parado. El primer contacto de la hélice con el terreno se produjo simultáneamente sobre dos de las palas y la fuerza significativa que actuó sobre ellas deformándolas fue la reacción del terreno frenando la velocidad de descenso del avión. Esta reacción, transmitiéndose al buje a través de las dos palas citadas, provocó un momento flector con relación a la unión del conjunto completo de la hélice al plato del motor que originó el fallo, por cizalladura de los hilos de rosca hembra en el propio buje, de los espárragos de unión buje-plato del motor, saliendo despedida la hélice del motor. La hélice, una vez desprendida del motor, sufrió un segundo impacto con el terreno que provocó daños en el

domo, deformación del capuchón del muelle del sistema de cambio de paso y la deformación de las dos palas restantes de la hélice (palas 3 y 4).

Tal y como queda reflejado en el mecanismo de cambio de paso por las anomalías que presenta, la hélice pasó por las siguientes vicisitudes secuenciales [...se hace referencia a números de figuras del informe del INTA...] antes de tocar el suelo por primera vez:

1º) Un desplazamiento del émbolo hacia bandera, de forma voluntaria o involuntaria, desde un calado de palas que no se puede determinar. En situación próxima a la posición final de bandera, se produjo el gripado entre la varilla de conexión émbolo-cruceta de articulación de las bieletas de actuación y el casquillo guía de la varilla. Como consecuencia de este gripado, la varilla mencionada arrastró en su movimiento hacia la posición de bandera al casquillo, cizallando la valona superior del mismo y desplazándolo de su alojamiento de forma que el casquillo, al llegar el émbolo a los topes de bandera quedó, fuera de su alojamiento pero con su parte superior, ya sin valona, apuntado en el alojamiento.

2º) Un desplazamiento del émbolo desde la posición de bandera hasta paso nulo. Durante el desplazamiento del émbolo desde la posición de bandera a la posición de paso nulo (aproximadamente ángulo cero de calado de las palas) el efecto de arrastre del casquillo por la varilla de conexión del émbolo mantuvo el casquillo acuñado en la tapa de cierre del buje, permitiendo mantener la presión de aceite suministrada y desplazar el émbolo hacia la posición aproximada de paso nulo. El casquillo quedó al final de esta fase firmemente apoyado por su cara inferior en la cruceta de la varilla de conexión.

3º) Un desplazamiento del émbolo que resultó incontrolado desde la posición de 0º hacia la posición de bandera de nuevo.

Esta falta de control se originó como consecuencia de que al iniciarse el desplazamiento del émbolo hacia paso positivo, el casquillo apoyado en la cruceta se desplazó junto con el émbolo de la posición que tenía al final de la fase anterior (paso cero), permitiendo la fuga de aceite por el alojamiento del casquillo hacia el buje.

Por lo tanto, el fallo primario del dispositivo mecánico de cambio de paso alojado en la hélice fue el gripado entre la varilla de conexión del émbolo del mecanismo de cambio de paso y el casquillo guía de dicha varilla, con la consecuencia directa de cizallado de la valona superior de dicho casquillo y el desplazamiento del casquillo de su alojamiento en la tapa del buje. Este fallo se produjo en una fase de puesta en bandera, voluntaria o involuntaria, de la hélice en vuelo y podría considerarse como fallo primario de todo el sistema si no ha habido otros fallos previos en los dispositivos del sistema de control de paso de la hélice que podrían haber provocado el desplazamiento de la hélice a bandera de forma no voluntaria.

Los factores determinantes del mal comportamiento al deslizamiento entre la varilla y el casquillo pudieron ser de origen mecánico (básicamente juegos inadecuados) o de lubricación defectuosa. Los del primer tipo, para ser evaluados, requieren la verificación de los elementos implicados y su contrastación con los datos técnicos de la documentación correspondiente.

Los del segundo tipo (lubricación) pueden provenir de algún problema o debidos a algún problema o circunstancia que hubiese podido provocar dificultades en la lubricación del motor, bien de tipo general, o bien relacionadas directamente con el suministro de aceite al sistema de regulación de la hélice. Para determinar la existencia o no de estos factores y dadas las anomalías encontradas en el motor (válvula de sobrepresión de aceite abierta, escaso contenido de aceite en el depósito y filtro de aceite y su alojamiento sin aceite) estimamos recomendable que se proceda por el servicio Técnico del fabricante a desmontar y verificar el cárter del reductor de la hélice de este motor, prestando especial atención a los circuitos de aceite de todos los dispositivos relacionados con el control de paso de la hélice, y los propios dispositivos (entre los cuales figuran: regulador, válvula de abanderamiento, NTS, etc.)

1.16.1.2. Conclusiones sobre el conjunto hélice-motor izquierdo.

Pese al elevado grado de deterioro del motor izquierdo, tanto por efecto del impacto contra el suelo como por la acción del incendio posterior, al inspeccionar la válvula manual de emergencia de bandera, la cual es accionada directamente por el piloto en cabina para poner la hélice en bandera en caso de emergencia, “se observó que la posición de dicha válvula era la correspondiente a la de puesta manual en bandera y que no permanecía en su posición normal de vuelo.” La válvula de corte de combustible estaba también accionada, lo cual también parecía lógico, ya que ambas válvulas están unidas mecánicamente, de forma que cuando el piloto acciona la puesta en bandera, primero se produce el corte de combustible y después se abandera la hélice.

El estudio concluyó lo siguiente: “La única conclusión que puede establecerse, dado que sólo fueron recuperadas por separado las cuatro palas de la hélice, es a partir del estado de las mismas y se concreta en que muy probablemente la hélice giraba en el momento de tocar el suelo, pero suministrando el motor poca o ninguna potencia.”

“Esta conclusión, junto con el hecho de que la válvula de desabanderamiento, tal y como se observó en el motor, estaba abierta, permite establecer como posible hipótesis para que ambas circunstancias (giro de la hélice sin potencia y mando de bandera activado) sean congruentes, que dicho mando fue accionado unos segundos (del orden de 3 a 6 segundos) antes del impacto del avión contra el terreno.”

1.16.2. Desmontaje del motor derecho.

Siguiendo la recomendación que el INTA había hecho tras inspeccionar los restos del grupo motopropulsor derecho, se envió el motor derecho a un centro de mantenimiento en el cual se procedió a su desmontaje e inspección para intentar encontrar alguna avería o malfuncionamiento previo al choque contra el terreno.

Esta inspección no encontró ninguna evidencia clara que se pudiera relacionar con anomalías durante el vuelo del accidente.

1.16.3. Inspección de componentes del sistema de regulación de la hélice derecha.

En atención a las recomendaciones de la Edición nº 4 del informe del INTA, se procedió a encargar a un centro de mantenimiento la inspección y prueba funcional de la válvula de puesta en bandera y de la válvula reguladora de presión del sistema de torque negativo (NTS), incluyendo la válvula de NTS y el interruptor de autoencendido del motor derecho de la aeronave.

Los resultados fueron los siguientes.

1.16.3.1. Válvula de puesta en bandera

"Se realizaron dos pruebas para comprobar la correcta apertura:

a) Es una prueba en la que se comprueba a qué presión de aceite abre y cierra la válvula (modo operación normal). La prueba consiste en meter presión de aceite y aumentarla lentamente: la presión a la que abre la válvula es de 94 PSI (tiene que abrir entre 78 y 112 PSI). A continuación se disminuye la presión de entrada y se observa que cierra a 70 PSI. La diferencia de presiones entre apertura y cierre no debe ser superior a 10 PSI; en este caso la diferencia es de 24 PSI, es decir, la válvula está descompensada. Este desajuste no impide el correcto funcionamiento del motor, pero sí produce un cierto retraso en el cierre de la válvula después de haber actuado (a causa de haber sentido torque negativo). Es difícil saber si la válvula funcionaba correctamente o no antes del accidente.

b) Consiste en comprobar si manualmente (tirando de la palanca de emergencia) abre correctamente. Esta prueba dio resultado negativo, es decir, no se consiguió abrir manualmente la válvula. La válvula debe abrir manualmente al ejercer una fuerza sobre ella comprendida entre 10 y 16 libras. No se vieron daños aparentes que pudiera dar lugar a esto. El origen puede ser la suciedad que presentaba la válvula tras el accidente (tenía

bastante carbonilla). No se puede decir que la válvula no funcionara correctamente antes del accidente."

1.16.3.2. Interruptor de autoencendido

"La prueba que se realiza a este accesorio es una prueba de continuidad entre los conectores (pines). El accesorio consta de tres pines: A, B y C. Cuando se le mete presión de aceite [...], debe haber un cambio de continuidad entre pines. Inicialmente los pines entre los que existe continuidad son los B y C. Al meter presión (30 PSI máximo) el switch interno debe hacer que la continuidad cambie y sea entre los pines A y B. Este cambio **NO** se produce, es decir, el accesorio no funciona correctamente. Además existe fuga de aceite entre cuerpos debido al golpe que presenta. Debido al aspecto que presenta (fuerte deformación) es muy probable que este fallo sea como consecuencia del accidente."

1.16.3.3. Válvula de NTS

"A este accesorio se le realiza una inspección visual. Al generarse torque negativo en el motor el brazo produce el desplazamiento del pistón dentro de la válvula, que hace que aumente la presión en el circuito y produzca la apertura de la válvula de puesta en bandera. El pistón presenta desgastes habituales por funcionamiento. Este accesorio está en buen estado."

1.16.4. Traza radar del mismo vuelo realizado por otro avión.

Se obtuvo del ACC de Barcelona una copia en papel de la traza radar del vuelo realizado por un Metro III del mismo operador, con el mismo número de vuelo SWT704, grabada el día 19 de Agosto de 1998, para su comparación con la traza del avión EC-FXD accidentado 23 días antes.

El parte meteorológico METAR de las 23:00 h del día 19-8-98 fue:

2300 LEBL 01004KT CAVOK 24/18 Q1017 NOSIG

es decir, condiciones parecidas a las de la hora del accidente salvo un viento de 10º y 4 kt (3 kt desde 240º había en el momento del accidente del día 28 de Julio de 1998).

La traza radar de este vuelo mostró que había habido una ligera desviación a la derecha del localizador cuando la aeronave estaba a 800 ft de altitud y a 110 kt de velocidad respecto al suelo. La indicación radar de la velocidad respecto al suelo nunca bajó por debajo de 11 (110 kt) hasta el aterrizaje (0 ft de indicación de altitud).

1.16.5. Trayectoria.

1.16.5.1. Trayectoria de la aeronave siniestrada.

La trayectoria de la aeronave, tal como se estimó al procesar los datos proporcionados por su traza radar fue la normal de una aproximación a la pista 25 del Aeropuerto de Barcelona, aunque en la captura del localizador el avión quedó un poco a la derecha del mismo (ver Anexo C).

Para la elaboración de esta trayectoria se tuvo en cuenta que los relojes de torre y de la traza radar no están sincronizados (el de radar está unos 20 seg adelantado respecto al de torre).

Después de que el comandante dijera "Bueno, parada de motor", se produjo una fuerte desviación a la derecha, que fue corregida posteriormente tras las palabras del comandante "¿Qué pasa?...ahora te meto el motor" quedando el avión establecido en final, en senda de planeo y localizador.. Posteriormente se le autorizó a aterrizar y el comandante dijo: "Bueno, te quito el motor de nuevo. Te he subido el flap. Ahora flap por incrementos". En esas condiciones, a las 22:51:43 h (las horas que siguen son horas en reloj radar), estando a unos 500 ft de altitud y a unas 1.6 NM, la aeronave estaba centrada en el localizador, a unos 50 ft por debajo de la senda de planeo y a 130 kt de velocidad respecto al suelo. La resolución de velocidad proporcionada por la traza radar es de 10 kt.

A partir de ese momento, vuelve a capturar la senda de planeo cuando se encontraba a 400 ft de altitud y a 1.1 NM y se producen ligeras fluctuaciones alrededor de la senda con una velocidad de 120 kt.

A 300 ft de altitud y 0.9 NM del umbral, se encontraba 40 ft por debajo de la senda y establecido en el localizador, con 110 kt de velocidad respecto al suelo a las 22:52:11 h. Cuando estaba a 0.4 NM y 100 ft de altitud se encontraba ya 100 ft por debajo de la senda, desplazado unos 100 m a la derecha del localizador y a 100 kt de velocidad, a las 22:52:25 h, mantuvo esa altitud durante otros 180 m aproximadamente, aunque continuó desviándose hacia la derecha del localizador a las 22:52:32, hasta precipitarse contra el terreno a unos 360 m (0.2 NM) de la cabecera, punto en el cual la senda de planeo está a unos 75 ft de altitud. En este último tramo había continuado aumentando la desviación hacia la derecha del localizador. Estos últimos puntos no son muy precisos en cuanto a distancia.

Como resumen, se podría estimar que el avión empezó a descontrolarse cuando se encontraba a unos 200 ft de altura y a unos 850 m del punto en el que al final quedó parado (junto a la valla) y, por tanto, a unos 1100 m de la cabecera de la pista 25. Según las voces grabadas en el CVR, la tripulación constató que tenía problemas (presumiblemente de control de la aeronave) unos 17 segundos antes de finalizar la grabación. A una velocidad aproximada de 100 kt (50 m/s) el avión habría recorrido esos 850 m durante

ese tiempo, y a una velocidad de descenso de 540 ft/min (9 ft/seg) para llevar una senda de planeo de 3°, hubiera descendido unos 150 ft en ese tiempo. Estos valores, aunque aproximados, son en general coherentes con las evidencias encontradas y con la traza radar.

Como se ha dicho, es muy importante tener en cuenta que los datos de velocidad proporcionados por la traza radar no pueden tomarse como exactos. Además de la resolución inherente a la traza (del orden de 10 kt), a baja altura sobre el terreno, y cerca de la pista, el error puede incrementarse. Los últimos valores de velocidad mostrados por la traza son valores calculados o extrapolados por el sistema radar, en lugar de medidos directamente (la posición del avión en la traza está marcada por un rombo sin línea horizontal en su interior).

Las velocidades dadas por esta traza radar, tomadas como orientativas, deben combinarse con otros hechos conocidos a lo largo de la investigación, como que sonó el aviso de entrada en pérdida y que la tripulación notó que estaba entrando el SAS (“Stall Avoidance System”).

Una vez se produjo el primer impacto contra el terreno con el ala izquierda, la aeronave describió una trayectoria rectilínea con unos 210° de rumbo, dejando diversas marcas por el suelo, atravesando la valla de la Carretera de la Playa, la propia carretera, y la valla del aeropuerto, para virar entonces sobre su eje de guiñada y quedar encarada hacia el punto donde se había producido el primer impacto, con la cabina de vuelo apoyándose sobre el muro de hormigón de la valla perimetral.

1.16.5.2. Trayectoria del Airbus A-300 que despegó con anterioridad.

La transcripción de las comunicaciones ATC, en combinación con la transcripción del CVR, permite determinar la siguiente secuencia de hechos:

HORA ATC (UTC)	ESTACIÓN	TEXTO	COMENTARIO
22:49:20	TWR	LFA-606 wind calm, cleared for rolling takeoff	Entre 3:20 min y 3:06 min antes del accidente
22:49:24	LFA-606	Rolling takeoff 25	Escuchado en el CVR; entre 3:16 min y 3:02 min antes del accidente
22:49:55	SWT704	Establecidos en final, SWT704	Entre 2:34 min y 2:31 min antes del

			accidente
22:50:34	TWR	SWT704, autorizado a aterrizar 25, viento calma	Entre 1:55 min y 1:52 min antes del accidente
22:50:48	TWR	LFA606 contact radar 124.7, bye	Entre 1:41 min y 1:36 min antes del accidente
22:50:53	LFA-606	124.7, good bye	Entre 1:36 min y 1:33 min antes del accidente
22:52:26	ACCIDENTE		Acaba la grabación del CVR

Por tanto, cuando se autorizó al A-300 a despegar, faltaban del orden de 3 min y 13 seg (media de tiempos según ATC y según CVR) para que el avión llegara al lugar en el que se produjo el accidente, que distaba unos 300 m del umbral de la pista 25. El avión hubiera tardado del orden de 6 seg adicionales en recorrer esos 300 m.

Tras recibir la autorización, el A-300 tenía que encarar la pista y, sin solución de continuidad, ya que se trataba de un “rolling takeoff”, aplicar gases e iniciar la carrera de despegue.

El A-300 fue transferido a aproximación a las 22:50:48 h (1 min y 24 seg después de que colacionara “rolling takeoff”), en tiempo de torre, lo que correspondería aproximadamente a las 22:51:08 h en tiempo de traza radar.

En resumen, puede asumirse que el LFA-606 tardó del orden de 1 min y 24 seg en alinearse con la pista y realizar la carrera de despegue y ascenso inicial, hasta que fue transferido a aproximación. En ese momento de la transferencia, el SWT-704 se encontraba a unas 3.2 NM de la pista, y faltaban alrededor de 1 min y 38 seg para el accidente.

La traza radar indica que a las 22:51:43 h (35 seg después de ser transferido a Aproximación, en tiempo radar), el LFA-606 ya había iniciado un viraje a la izquierda, y se encontraba a 3000 ft de altitud, a unas 4.7 NM en línea recta de la pista y a 200 kt de velocidad respecto a tierra. En esos momentos, el SWT-704 estaba a 1.6 NM de la pista, a 500 ft de altitud y con velocidad en torno a 100 kt (10 marcado en la traza radar).

1.16.6. Declaraciones de testigos.

Un testigo que se encontraba parado junto a su motocicleta y otro testigo muy cerca del punto de reposo final de la aeronave, y que según su propio testimonio, estaba acostumbrado a ver aterrizar aviones en el Aeropuerto de

Barcelona en esa cabecera 25, declaró que vio cómo se aproximaba la aeronave y no le dio más importancia porque la oyó venir bien. Después, ante la observación de la otra testigo sobre si era normal que se moviese tanto para aterrizar, volvió la vista a su izquierda y vio como la aeronave se desplazaba a su derecha y "se ponía con el ala derecha hacia arriba y la izquierda hacia abajo, vamos, con las alas verticales al suelo. Luego perdió altura y se situó encima de una pista de tierra que tenía a su derecha y al mismo tiempo realizó otra pirueta atravesándose ligeramente hacia su izquierda, levantando el morro y realizando la misma pirueta que la primera solo que poniéndose vertical con el ala izquierda hacia arriba y la derecha hacia abajo. Acto seguido, siempre perdiendo altura, enderezó el morro y se puso igual que la primera pirueta y tocó con el ala izquierda el suelo cayendo y explotando. Arrastró la primera valla, pasando recto por encima de la carretera ardiendo y al mismo tiempo girando sobre sí misma, quedando ardiendo con la cola dentro del recinto del aeropuerto y la cabina encima de la valla."

El testigo había observado en ocasiones anteriores que la turbulencia generada por aviones del tipo del A-300, que había despegado momentos antes, producía unos torbellinos que podían hacer que se volase el casco de motorista de la cabeza o incluso volcar la motocicleta en la posición en la que se encontraba, que era de unos 50 m, y en todo caso no más de 100 m, al punto en el que se encontraba el Airbus cuando inició el despegue.

En esta ocasión, recordaba que cuando el A-300 estaba revolucionando los motores para despegar, el Metro todavía no "había encarado la pista para aterrizar". Cuando el Airbus despegaba, "la avioneta encaró la pista". Desde el momento en el que el Airbus estaba en la cabecera hasta que el Metro empezó a descontrolarse, el testigo recordaba, en una declaración que realizó con posterioridad, que habían transcurrido unos 30 o 50 seg. La distancia entre el Airbus y el Metro cuando el primero calentaba motores no podía precisarla, aunque estaba seguro de que serían más de 400 m.

La otra testigo declaró que notó sensiblemente la turbulencia del avión grande que despegaba, y que no vió que se levantara polvo en ese momento.

Los dos testigos salieron corriendo, con el temor de que la aeronave "podía volver a explotar". También declaró que "acto seguido, salieron los bomberos del aeropuerto para extinguir el incendio" y que la aeronave quedó en reposo a un metro de su motocicleta, que también resultó calcinada al propagarse las llamas del incendio del avión.

1.16.7. Estimación del tiempo necesario para realizar una parada y rearranque de motor en vuelo

Se obtuvo el resultado de una prueba en tierra que realizaron varios pilotos expertos en una aeronave Metro III similar a la accidentada. En esa prueba,

se aplicaron los procedimientos de "parada de motor prevista con antelación", "arranque en vuelo" y "arranque inmediato en vuelo".

El resultado de tiempos de aplicación de los procedimientos fue el siguiente:

Procedimiento de parada de motor: 1 min y 15 seg

Procedimiento de arranque en vuelo: 1 min y 8 seg

Procedimiento de arranque inmediato en vuelo: 53 seg

1.17. Información adicional.

1.17.1. Características físicas y superficies limitadoras de obstáculos del Aeropuerto de Barcelona.

Se comparó la disposición de la pista 07-25 en cuanto a características físicas y superficies limitadoras de obstáculos con lo establecido (tanto disposiciones como recomendaciones) en los capítulos 3 y 4, respectivamente, del Anexo 14 de OACI, Octava edición (aplicable con fecha 24-11-1983), y también con las ediciones 2ª (aplicable el 9-11-1995) y 3ª (aplicable el 4-11-1999) al Volumen I del Anexo 14 de OACI, partiendo del siguiente dato:

- La pista 07 tiene, para los despegues iniciados desde ella, una zona libre de obstáculos de 277x150 m, y una zona de parada de 277x45 m, que parten del extremo de la pista 07 y llegan hasta la misma valla que separa al aeropuerto de la mencionada Carretera de La Playa.

La disposición del muro de hormigón, de la valla y de la propia carretera (con obstáculos móviles, es decir, vehículos de hasta 4 metros de altura considerando el gálibo estándar) contraviene las recomendaciones del Anexo 14, 8ª edición, en el sentido de que, para aeropuertos de clase 3 y 4, haya una franja de pista que se extienda 60 metros más allá de la zona de parada (Recomendación 3.3.2), y un área de seguridad de extremo de pista que se extienda por lo menos hasta 90 m después de la franja (Recomendación 3.4.2). De acuerdo al Anexo 14, en la franja de pista no se permitiría ningún objeto fijo no frangible, ni ningún objeto móvil mientras se utilice la pista para aterrizar o despegar. La última edición disponible del Anexo 14 (aplicable el 4-11-1999) convierte estas recomendaciones en disposiciones obligatorias (puntos 3.3.2 y 3.4.2) y, además, introduce la recomendación de que el área de seguridad de extremo de pista se extienda, en la medida de lo posible, desde el extremo de una franja de pista hasta una distancia de por lo menos 240 m.

Hay que hacer notar que este incumplimiento afecta a los aviones que despegan por la pista 07, no a los que aterrizan por la pista 25, ya que en

este caso hay 277 m libres de obstáculos entre el umbral de la pista y la valla y murete del perímetro del aeropuerto en los que el avión impactó.

También parece violarse la superficie de ascenso de despegue (Capítulo 4 del Anexo 14), que debe partir del final de zona libre de obstáculos de la pista 07 con una pendiente del 2%.

Por otro lado, se determinó que esta disposición de muro y valla no violaba las recomendaciones del Anexo 14 de OACI en cuanto a superficies limitadoras de aproximación a la pista 25.

1.17.2. Separación de aeronaves por estela turbulenta.

El Reglamento de Circulación Aérea, modificado por la Orden de 12-3-1997, indica en su párrafo 4.4.14.2 que cuando existan condiciones de estela turbulenta y no sean de aplicación las separaciones indicadas en otros puntos, se aplicarán las separaciones mínimas, en el caso de umbral desplazado, de 2 minutos entre una aeronave ligera o media y una aeronave pesada cuando operen en la misma pista cuando la aeronave ligera llega después de la salida de una aeronave pesada si se prevé QUE VAYAN A CRUZARSE.

No se contemplaba el caso de separación necesaria cuando una aeronave ligera o media aterriza después de la salida de una pesada en la misma dirección y sin cruzarse, como era el caso el día del accidente.

1.17.3. Características de la estela turbulenta de una aeronave en el despegue.

La estela turbulenta de las aeronaves se produce cuando están generando sustentación, debido a la resistencia inducida producida por los torbellinos de punta de plano.

El peligro fundamental que representa para las aeronaves es el de inducir un movimiento de balance que puede hacer perder el control lateral-direccional a una aeronave, dependiendo de su capacidad de mando lateral.

Durante la carrera de despegue, la estela comienza a producirse en general en un punto próximo a la rotación para el despegue. En el caso del A-300, puede asumirse (recordemos que no había viento de cara) que esa rotación se debió producir no antes de la mitad de la longitud de la pista 25-07 (que tiene un total de 3108 m).

La edición más reciente del Reglamento de Circulación Aérea, (Real Decreto 57/2002) dice en su Apéndice G que “Los vórtices tienden a derivar hacia abajo y, cuando se encuentran junto al suelo, se desplazan lateralmente con

respecto a la trayectoria de la aeronave que los ha generado, rebotando a veces hacia arriba.”

Otra referencia que se puede usar es la última “Advisory Circular” (AC) de la FAA sobre estela turbulenta es la AC 90-32F, “Aircraft Wake Turbulence”, de fecha 20-2-2002. En ella se indica que en general los torbellinos desprendidos de una aeronave pesada tienden a caer hacia abajo a una velocidad en torno a varios cientos de pies por minuto. Los pilotos deberían evitar en general volar por detrás y por debajo de la aeronave que genera los torbellinos, aunque una separación vertical de 1000 ft entre ambas se considera segura.

En el caso de despegar o aterrizar detrás de un avión pesado que ha efectuado una maniobra de motor y al aire o aterrizaje y despegue continuado, se debe esperar un intervalo de al menos dos minutos, según la AC.

La regla práctica que aplican las tripulaciones de una aeronave ligera, para evitar verse afectadas por la estela de un avión pesado que despegue, es aterrizar siempre mucho antes del punto en el que la aeronave pesada ha efectuado su rotación para el despegue (ver Figura 1.17.3.1, extraída de la “FAA Advisory Circular 90-23F”).

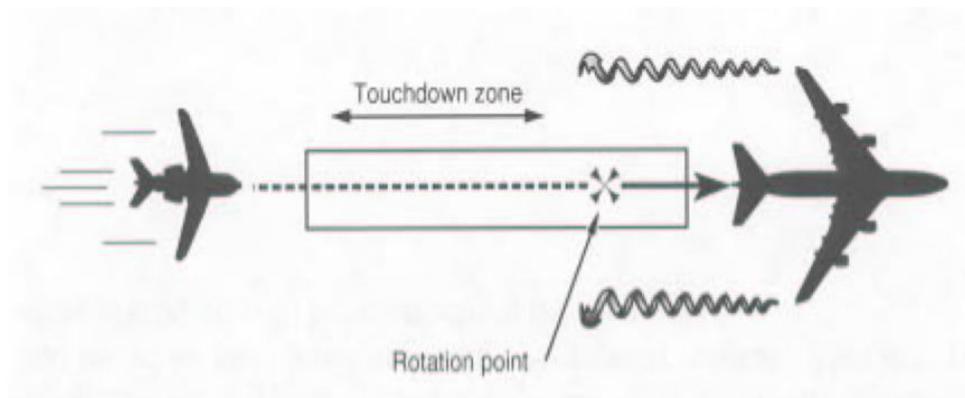


Figura 1.17.3.1 Zona de aterrizaje para evitar la estela de una aeronave que acaba de despegar.

Durante la aproximación de dos aeronaves a la misma pista, la regla práctica a seguir es mantenerse siempre por encima de la senda de aproximación usada por la primera aeronave, toda vez que, como se ha indicado, la estela turbulenta se desplaza en general hacia abajo.

Puede estimarse que las condiciones de viento en calma que reinaban en esos momentos, eran negativas en cuanto al tiempo de persistencia de la estela sobre la pista debido a que no había barrido o disipación, pero eran

positivas en cuanto a que no había barrido de la estela hacia atrás, como ocurriría en una situación de viento en cara para el Airbus durante su despegue, y la probabilidad de rebote hacia arriba de los torbellinos era menor.

Aunque la generación y desplazamiento de la estela de una aeronave son fenómenos complejos, en general, en una situación de viento en calma, como la que se producía cuando el Metro se aproximaba al aterrizaje, la estela se desplaza hacia abajo y lateralmente hacia fuera a ambos lados de la trayectoria del avión que la genera. En determinadas condiciones, cuando la estela se genera cerca del suelo, hay informes y autores que sostienen que es posible que, por un efecto de rebote contra el terreno, pueda ascender hacia arriba.

La mencionada AC de la FAA indica que no hay confirmación de que, en condiciones de atmósfera en calma, los torbellinos “salten” hasta alcanzar 200 ft AGL, como ciertos informes indican.

1.17.4. Chorro de escape de los motores a reacción.

El Reglamento de Circulación Aérea, modificado por la Orden de 12-3-1997, indica en su Apéndice G lo siguiente (este texto no ha cambiado en la edición más reciente del Reglamento de Circulación Aérea, Real Decreto 57/2002): “Los controladores de tránsito aéreo al expedir autorizaciones o instrucciones deberán tener en cuenta los peligros que el chorro de los reactores y los torbellinos de las hélices ocasionan a las aeronaves en rodaje, a las aeronaves que despegan o aterrizan, particularmente cuando se utilizan pistas cruzadas, y a los vehículos y al personal que circulan o trabajan en el aeródromo. El chorro de los reactores y los torbellinos de las hélices pueden ocasionar vientos localizados a velocidades de suficiente magnitud para causar daños a otras aeronaves, vehículos o personal situados en las áreas afectadas.”

Otra referencia que se puede usar es la ya citada última “Advisory Circular” (AC) de la FAA sobre estela turbulenta, AC 90-32F, “Aircraft Wake Turbulence”, de fecha 20-2-2002, incluye un apartado sobre el chorro de los reactores en el que se dice que puede causar daño o molestias si se encuentra cerca (“at close range”). Los estudios de velocidad de los gases de escape en función de la distancia han mostrado la necesidad de que las aeronaves ligeras mantengan una adecuada separación durante las operaciones en tierra. No se dan valores cuantitativos de distancias o velocidades. Se dice que es conveniente alinear la aeronave para afrontar cualquier efecto del chorro.

Para el caso de un Airbus A-300, la zona de peligro por chorro de escape de los motores abarca aproximadamente 579 m por detrás del extremo trasero de la aeronave. La altura de esta zona es aproximadamente la del fuselaje.

2. ANÁLISIS

2.1. Desarrollo inicial del vuelo.

El vuelo SWT704 de transporte de carga entre Palma de Mallorca y Barcelona del día 28 de Julio de 1998 pretendía ser usado por la tripulación como vuelo de instrucción. El copiloto, que ese día volaba por primera vez desde el 20 de Marzo de 1998, y estaba sentado en el asiento de la izquierda, realizaría de ese modo un vuelo de entrenamiento como “Primero bajo supervisión” de acuerdo a los procedimientos del operador.

En un principio, estaba previsto que la aeronave realizara una aproximación frustrada con un solo motor a su llegada al Aeropuerto de Barcelona.

Sin embargo, cuando la tripulación fue autorizada a realizar una aproximación a la pista 25, y al repasar la maniobra de aproximación frustrada a esta pista, el copiloto comentó que era una aproximación un poco complicada para realizarla con un solo motor, pues había que ascender con rumbo de pista hasta 600 ft y luego realizar un viraje ascendente a la izquierda hasta interceptar el radial 239 del VOR QVD y seguir subiendo hasta 4000 ft.

De las conversaciones en cabina se deduce que el copiloto, que volaba en el lado izquierdo, llevaba los mandos de vuelo durante toda la aproximación a Barcelona (PF), mientras que el comandante de la aeronave e instructor, sentado en el lado derecho, actuaba como piloto auxiliar en esa fase (PNF).

El comandante indicó que había anticipado que los dirigirían a aterrizar en la pista 07, y, cuando el control de tráfico aéreo los dirigió hacia la 25, decidió que no realizarían la frustrada en esa pista. Añadió que la maniobra de aproximación frustrada quedaba pospuesta para dos días más tarde.

Las conversaciones en cabina indican que después de esa decisión, el comandante estuvo barajando varias posibilidades sobre el tipo de entrenamiento a realizar una vez había descartado la frustrada con un solo motor en la pista 25. Comentaron la posibilidad de hacer una toma sin “steering”, y finalmente decidieron realizar una aproximación estándar dejando la senda de planeo un poco por arriba y hacer entonces parada de motor. Después procederían a subir el tren y el flap por incrementos.

En las conversaciones entre ambos pilotos que siguieron, el comandante empleó las frases “hacemos un simulacro”...”hacemos como una frustrada pequeña”...y “te subo el tren y es como si fueras a hacer una frustrada”.

El copiloto no solicitó en esos momentos aclaraciones sobre el tipo de maniobra a realizar.

Durante la investigación del accidente, teniendo en cuenta que la hélice derecha ya no giraba cuando impactó contra el suelo, y a la vista de los daños y marcas observados en el sistema de cambio de paso de la hélice derecha (con la secuencia hélice a bandera, luego a paso fino en torno a 0° y finalmente vuelta a posición próxima a bandera que es como impactó con el suelo, además de aparecer roto el casquillo de la varilla guía), se establecieron dos hipótesis para explicar el inicio de la secuencia de acontecimientos desde el momento en el que se pronunció la frase "Parada de motor":

Hipótesis 1: La tripulación paró voluntariamente el motor derecho utilizando el correspondiente procedimiento y tirando del mando de "stop and feather".

Hipótesis 2: La tripulación simuló la parada de motor del motor derecho retrasando la palanca de potencia a ralentí de vuelo.

Estas hipótesis se discuten a continuación. Dadas las evidencias disponibles, se descartó la posibilidad de que el ejercicio de entrenamiento se hubiese realizado en primer lugar sobre el motor izquierdo, ya que el desvío de la trayectoria se produjo hacia el lado derecho.

2.2. Hipótesis de parada voluntaria del motor derecho

La hipótesis de que la tripulación parase totalmente el motor derecho tirando del mando de puesta en bandera como parte de un ejercicio de entrenamiento una vez establecidos en final y en vuelo nocturno se consideró muy improbable desde un punto de vista operacional por razones obvias. Las dos palancas de puesta en bandera manual situadas en el panel central de la cabina aparecieron sin sacar tras el accidente. En cambio, en los motores se observó tras el accidente que la válvula de puesta en bandera del motor derecho estaba sin activar (en posición normal de vuelo) y la del motor izquierdo estaba activada (se había accionado la puesta en bandera).

El manual de vuelo de la aeronave, en su parte de “VI. Manufacturer’s Data”, es decir, no explícitamente aprobada por la F.A.A., recoge indicaciones sobre la velocidad para el caso de parada intencionada de un motor para casos de entrenamiento, ajustes de mantenimiento, etc. Se recomienda que

no se efectúen paradas reales, sino que se utilice la simulación consistente en llevar la palanca al ralenti. En este apartado sólo se contempla el caso de realizar parada completa durante la subida inicial tras despegue, cuando se está al menos 100 ft por encima del suelo. También se indicaba a la fecha del accidente que “Con tal de que el avión no esté a menos de 1000 ft sobre el suelo y que tenga el peso adecuado para mantener la distancia mínima con el terreno establecida en las regulaciones y para permanecer por encima de la velocidad de pérdida, es permisible decelerar de V_{SSE} a V_{MCA} . Recordar que la mínima velocidad para un re arranque en vuelo es 100 KIAS.”

“Si el peso y las actuaciones lo permiten, se puede obtener experiencia de entrenamiento adicional a velocidades próximas a la velocidad de aproximación final extendiendo el tren y los flaps para demostrar el incremento significativo del problema de controlabilidad que aparece a altas potencias con un solo motor en la configuración de aterrizaje.”

En las conversaciones grabadas en el CVR se observa que la tripulación no leyó ninguna lista de chequeo de parada de motor (que consta de al menos 7 pasos en el caso de fallo de motor).

Después de que el comandante ordenara “Parada de motor”, 2 minutos y 23 segundos antes del impacto con el terreno, el copiloto respondió: “Venga, tren arriba”, se oyeron unos pitidos de “tren no bajado y bloqueado” al haber retardado una de las palancas, y ambos tripulantes se dieron cuenta de que el copiloto había realizado una acción contraria a lo requerido por el procedimiento.

El comandante indicó de inmediato: “¿Qué pasa? ... Ahora te meto el motor” y después añadió “Lo has hecho al revés”. Sin embargo, por las conversaciones en cabina que quedaron grabadas en el CVR, no parece que la tripulación tuviese la sensación de que se hubiese realizado una acción irreversible o de que la aeronave estuviese en peligro inminente.

De hecho, después de que el copiloto reconociese que “Lo estaba haciendo al revés...Me daba la sensación de que lo estaba metiendo bien”, el comandante añadió: “Bueno, seguimos”. Cuatro segundos después, la torre les autorizó a aterrizar y el comandante colacionó esta instrucción sin declarar ningún tipo de problema en la aeronave.

Aunque no hay evidencia de cual fue realmente esa acción equivocada realizada por el copiloto, su frase “me daba la sensación de que lo estaba metiendo bien” pudiera interpretarse como que metió pie equivocadamente (es decir, metió pie contra el motor “muerto”, el derecho en este caso). También pudo tener que ver con la compensación del avión. Uno de los pasos requeridos por el procedimiento de parada de motor es “Trim: as required”.

Los datos de la traza radar indican que en los momentos posteriores al ejercicio de parada del motor derecho, hubo una significativa desviación hacia la derecha del localizador. La reacción inmediata del comandante fue

intentar meter el motor de nuevo, diciendo “¿Qué pasa?... Ahora te meto el motor”, y segundos después “Lo has hecho al revés”.

Con una interpretación literal, la frase “ahora te meto el motor” sólo podría significar que el motor estaba simplemente retrasado a ralentí y no parado totalmente.

En cambio, si se asume que el motor se había parado totalmente, se podría argumentar que la aplicación del procedimiento de parada de motor se interrumpió y la tripulación, ante una situación imprevista, intentó arrancar el motor del modo más rápido posible. Esto explicaría, en el marco de esta hipótesis, que el tiempo desde el inicio de la parada hasta el intento de re arranque fuera muy corto.

Las marcas en el mecanismo de cambio de paso de la hélice (ver 1.16.1.1) indicaban que, después de que la hélice se fuese a bandera, volvió a pasos finos, del orden de 0°. Sin embargo, en un re arranque de un motor en vuelo el paso nunca llega a 0°, que corresponde a ralentí de tierra, sino que queda a unos 15° correspondientes a ralentí de vuelo. Si el giro de la hélice en vuelo se produjera con paso de 0° a altas r.p.m., aparecería una alta resistencia por estar en régimen de molinete.

Por tanto, la información disponible llevaba a la conclusión de que era improbable que la parada de motor hubiera sido real.

2.3. Hipótesis de simulación de parada de motor derecho

Esta hipótesis era la más lógica desde un punto operacional, pues implicaba entrenar las reacciones del copiloto disponiendo de modo inmediato de la potencia del motor derecho en caso necesario.

Según esta hipótesis, cuando el comandante ordenó “Parada de motor”, 2 minutos y 23 segundos antes del impacto con el terreno, la palanca del motor derecho se retrasó a ralentí de vuelo. El copiloto respondió: “Venga, tren arriba”, se oyeron unos pitidos de “tren no bajado y bloqueado” al haber retardado una de las palancas, y ambos tripulantes se dieron cuenta de que el copiloto había realizado una acción contraria a lo requerido por el procedimiento. Por lo que se ha explicado en el punto anterior, esta acción podría haber sido el meter pie contrario, es decir, pie derecho, provocando el desplazamiento repentino del avión a la derecha del localizador.

El comandante indicó de inmediato: “¿Qué pasa? ... Ahora te meto el motor”, lo que implicaría simplemente avanzar la palanca de potencia derecha, y después añadió “Lo has hecho al revés”.

Siguiendo con esta hipótesis de parada de motor simulada, dadas las evidencias que se encontraron en la hélice, tuvo que ocurrir algún fallo que

llevase, de modo no comandado por el piloto, el paso hasta bandera. Este fallo pudo ser un mal funcionamiento del sistema NTS, de modo que interpretase que había torque negativo y entrase en acción para abrir la válvula de puesta en bandera y llevar la hélice hacia pasos altos sin que se hubiera producido un fallo real de potencia.

Durante ese movimiento de la hélice hacia bandera, se habría producido el gripado del casquillo guía de la varilla que se observó en la inspección de la hélice tras el accidente.

Sin embargo, según la documentación del avión, el sistema NTS no lleva la hélice hasta la posición total de bandera (89°), sino que aumenta el paso para disminuir la resistencia hasta que el piloto actúa el mando de "stop and feather". Por lo tanto, la hipótesis de mal funcionamiento del NTS no explicaría por qué se encontraron marcas de que el paso había llegado a bandera salvo que se hubiese producido algún fenómeno de carácter transitorio, quizá por el retraso en el cierre de la válvula de puesta en bandera observado en la inspección de ese componente (ver punto 1.16.3.1).

Las marcas en el mecanismo de cambio de paso de la hélice (ver 1.16.1.1) indicaban que, después de que la hélice se fuese a bandera, volvió a pasos finos, del orden de 0°.

En principio podría asumirse que este hecho se debió a que, después de que desapareciese el malfuncionamiento del NTS y de que se cerrase de nuevo la válvula de puesta en bandera, el "governor" hubiese actuado de modo normal para disminuir el paso de nuevo tras la demanda de potencia al adelantarse la palanca de potencia derecha. Pese a la rotura de la valona del casquillo antes indicado, el sistema permitía ese movimiento al quedar el casquillo, aunque roto, apuntado en su alojamiento de modo que se disponía de presión de aceite para cambiar el paso.

Sin embargo, ese proceso no explicaría por qué se encontraron marcas de que el paso había alcanzado los 0°, que corresponde a ralentí de tierra. Como se ha indicado en el punto anterior, si el giro de la hélice en vuelo se produjera con paso de 0° a altas r.p.m., aparecería una alta resistencia por estar en régimen de molinete, salvo que se asuma de nuevo otro fenómeno transitorio que hubiese hecho que el eje hubiese llegado hasta esos 0° y después hubiese quedado en el paso normal correspondiente a la demanda de potencia y vueltas efectuadas desde la cabina.

A las 22:50:38, el comandante indicó: "Bueno, te quito el motor de nuevo. Te he subido el flap. Ahora, flap por incrementos. Uno y te lo he dejado...te lo dejo en medio." Las posiciones de flaps son: arriba, ¼, ½ y abajo ("full flap" o aterrizaje).

Esa frase indicaría que el comandante volvió a retrasar la palanca del motor derecho a ralentí de vuelo, para continuar con el entrenamiento. En ese momento no hubo, según la traza radar, ningún desplazamiento apreciable en la trayectoria del avión.

No hay indicios en el CVR de que la tripulación constataste que había un problema ni ningún tipo de avería del motor.

Se consideró la posibilidad de que en este segundo caso se hubiese retrasado la palanca del motor izquierdo para "sorprender" al copiloto toda vez que el fallo anterior se había simulado en el motor derecho. Esta posibilidad se descartó debido a que la conversación del CVR denota que se pretendía continuar con el ejercicio anterior ("Bueno, te quito el motor de nuevo", que parece sugerir "el mismo motor"). Además, la secuencia final de desvío del avión hacia la derecha es congruente con tracción en el lado izquierdo del avión.

Esta hipótesis de simulación de parada de motor derecho estaría en concordancia con el hecho de que la válvula de puesta en bandera del motor derecho se encontró en su posición normal de vuelo, al igual que se observó que la válvula de corte de combustible del motor derecho no estaba accionada (ambas válvulas están conectadas mecánicamente).

Siguiendo con la hipótesis, cuando el copiloto preguntó: "Sigo la aproximación, ¿no?", la aeronave se encontraría con el motor derecho al ralentí, con 110 kt de velocidad, con el tren arriba y con una posición intermedia (1/2) de flap. El motor izquierdo estaría proporcionando la tracción necesaria para mantener la senda de planeo deseada.

Ante la respuesta afirmativa del comandante "Sí. Estamos autorizados a aterrizar. Vamos a tomar con un motor ¿vale?", la aeronave continuó con su aproximación. El manual de vuelo indica, para el caso de aterrizaje con un solo motor, que no se seleccione tren abajo ni se extiendan los flaps más allá de la posición 1/4 hasta que la toma esté asegurada.

La tripulación seleccionó tren abajo a los 62 segundos de que el comandante confirmara que tomarían con un motor, es decir, el impacto se produjo a los 23 segundos de que se ordenase "Tren".

El CVR indica que antes de esa selección tomaron acción para que no saltase la ignición, cuando el comandante dijo "Vamos a poner un poco para que no salte la ignición" (a los 23 seg de "Bueno, te quito el motor de nuevo"), y que además realizó comentarios generales dando instrucciones sobre cómo realizar una frustrada o afrontar otras eventualidades cerca de la pista. Utilizó la frase: "De todas maneras, cuando tienes, cuando tengas una frustrada o algo estés muy cerca de la pista, lo haces con el pie...y con nada de...porque si tomas qué pasa..."

En este punto, el comandante añadió: "Entonces tienes que ir con nada de...Bueno, pues te lo quito ¿eh?".

Lo normal al bajar el tren hubiera sido aumentar la potencia del motor vivo (el izquierdo) para mantener la senda de planeo.

Las voces en cabina confirman que hubo indicación positiva de tren abajo y bloqueo a las 22:52:07 y, casi simultáneamente, una interjección de

sorpresa del comandante. Después, se oyó el pitido continuo de aviso de pérdida y el comandante indicó "Está entrando el SAS". Dos segundos después (siete segundos tras la confirmación de tren abajo y bloqueado), hubo otra expresión de sorpresa del copiloto preguntando "¿Qué pasa?" seguida por la indicación "¡Mete pie!" del comandante, y la respuesta "¡Estoy metiendo!" del copiloto. Siete segundos después de esta última frase, hubo un grito del copiloto y se produjo el impacto contra el terreno, a las 22:52:26 h.

No hubo indicación de que se hubiera seleccionado "flaps abajo o de aterrizaje", después de que se pusiera "en medio" (presumiblemente, selector en 1/2).

Sería lógico que, al comenzar el aviso de entrada en pérdida, se incrementase la potencia del motor izquierdo y también es posible que, en ese momento o al aparecer problemas de controlabilidad lateral direccional que no podían corregirse con timón de dirección debido a la baja velocidad ("¡Mete pie!", "¡Estoy metiendo!") se optase por incrementar también la potencia del motor derecho que estaba al ralentí. Ese incremento de potencia hubiese hecho que el "governor" aumentara el paso pero en este caso, al contrario que lo que ocurrió cuando la hélice se movía hacia pasos finos, la fuga de aceite hacia el buje debido a la rotura del casquillo hubiese hecho que alcanzase pasos próximos a bandera con el motor proporcionando potencia, lo que podría haber provocado su parada total al generarse una gran resistencia al giro.

Este hecho sería coherente con las evidencias de hélice derecha parada y con pasos próximos a bandera en el momento del choque con el terreno.

Entre las 22:52:11 y las 22:52:18 la velocidad de la aeronave, tal como quedó registrada por la traza radar, bajó de 11 a 10 (de 110 kt a 100 kt ya que la resolución es de 10 kt en la medición del radar). Las sucesivas cuatro lecturas del radar indican siempre 10 (100 kt) aunque se trata de valores calculados o extrapolados por el sistema radar (la posición del avión en la traza está marcada por un rombo sin línea horizontal en su interior).

La velocidad de pérdida del avión, en condiciones de peso de unas 13300 lb, con flap $\frac{1}{2}$ y tren abajo, y con empuje cero, puede estimarse a partir de los datos del manual de vuelo en unos 87 KIAS. La velocidad indicada es aproximadamente 1 kt superior a la calibrada para esos valores de velocidad. El SAS proporciona aviso sonoro unos 7 kt antes de la pérdida aerodinámica. Un ángulo de balance de 20° hace aumentar 3 KCAS la velocidad de pérdida.

Según el manual de vuelo, la velocidad mínima de control es de alrededor de 91 KIAS.

La entrada del SAS, que fue advertida por el comandante 15 segundos antes del choque contra el suelo, implicaría la aplicación automática de una fuerza de 65 lb a picar sobre la columna de control. El Manual de Vuelo indica que durante la recuperación de una pérdida con un solo motor dando empuje

("single engine power on stall") se pierden unos 390 ft de altitud y se alcanzan hasta 10° de actitud de morro abajo.

La secuencia de los hechos, con aviso de pérdida, entrada en acción del SAS, y sucesivos alabeos posteriores de hasta 90°, según declaraciones de testigos, a la derecha y a la izquierda, sugiere que se produjo una pérdida de control lateral direccional por descenso de velocidad por debajo de la velocidad mínima de control a baja cota, en una situación de asimetría de tracción.

2.4. Comparación entre las hipótesis de parada real y simulada de motor

La hipótesis de simulación de parada de motor expuesta en el punto anterior es la más lógica desde un punto de vista operacional, hasta el extremo de que la parada real citada en el punto 2.2 se considera altamente improbable, especialmente teniendo en cuenta que para su explicación es necesario que, antes de finalizar el procedimiento de parada de motor, haya habido un intento de re arranque durante el cual el paso haya alcanzado los 0°.

Si se asume que la parada del motor sólo se simuló, deberían haberse producido dos fallos independientes consecutivos (mal funcionamiento del NTS y gripado del casquillo) y otra mal función transitoria que llevase el paso hasta 0° para explicar las evidencias encontradas en la hélice. Los elementos del sistema NTS que fueron inspeccionados y probados (la válvula NTS y el interruptor de autoencendido, ver 1.16.3) y la válvula de puesta en bandera presentaban determinadas disfunciones, aunque no era posible concluir taxativamente que hubieran tenido averías importantes antes del accidente. La disfunción más importante podría ser el retraso en el cierre de la válvula de puesta en bandera después de haber actuado (a causa de haber detectado un par negativo). Esta disfunción podría explicar que la acción del NTS llevase transitoriamente el paso de la hélice hasta bandera (89°) pero no el efecto contrario de llevar el paso hasta 0°.

Pese a todo, el análisis de la información disponible permite concluir que es probable que se estuviese realizando un ejercicio de parada de motor simulada retrasando la correspondiente palanca a ralentí de vuelo, y durante el cual ocurrieron fallos transitorios combinados con el mencionado gripado del casquillo.

2.5. Gripado del casquillo existente entre la varilla del émbolo deslizante y la tapa del buje.

Se revisó el historial de mantenimiento de los motores y las hélices, intentando encontrar un motivo para el gripado y rotura del casquillo guía de

la varilla de conexión émbolo-cruceta de articulación de las bieletas mencionado en el apartado 1.16.1.1 y situado en el mecanismo de cambio de paso de la hélice derecha.

El motor derecho había dado aviso por presencia de partículas metálicas en Febrero de 1998 cuando estaba montado en otro avión. Está documentado que se le realizó al motor la correspondiente inspección-reparación en un centro de mantenimiento autorizado en Estados Unidos. Sin embargo, el casquillo que falló se encontraba en la hélice derecha, S/N 931784, que era la misma que llevaba el avión EC-FXD desde antes de 1993. Esta hélice tenía 5692 h totales y 1636 h desde la última revisión general (a repetir cada 4000 h) que se había realizado en un centro especializado y autorizado de Portugal.

No se encontraron en el detector de partículas ni en el filtro de aceite del motor derecho partículas metálicas en cantidad significativa como para haber producido un aviso en cabina.

No obstante, se produjo un fallo cuando tanto el motor derecho como la hélice derecha tenían todavía miles de horas de potencial hasta la siguiente revisión general. Pudo deberse a causas de origen mecánico (básicamente, juegos inadecuados) o de lubricación defectuosa. Sería recomendable que el fabricante de la aeronave, en conjunción con el de la hélice, estudiase a fondo las características de diseño, en cuanto a holguras, y de mantenimiento del mecanismo de cambio de paso para evitar la repetición de este hecho.

2.6. Posible influencia de la estela o el chorro de escape de los motores del avión vuelo LFA-606.

Como se ha discutido en el punto 1.16.4.2, el A-300 que despegó de la pista 25 antes de que se produjese el accidente, fue autorizado a un “rolling take-off” con más de tres minutos de antelación al momento en el que el Metro vuelo SWT-704 llegase a unos 250 m del umbral de la pista 25.

Se considera que esta separación no incluía riesgos en cuanto a efectos de estela turbulenta para la condición de un avión ligero o medio aterrizando en la misma pista en la que despegaba con anterioridad una aeronave pesada.

El Reglamento de Circulación Aérea indicaba (punto 4.4.14.2.1) que en el caso de umbral de aterrizaje desplazado la separación mínima será de 2 minutos entre una aeronave ligera o media (Metro) que llega después de la salida de una aeronave pesada (A-300), si se prevé que las trayectorias vayan a cruzarse. En este caso, aún asumiendo que el A-300 consumiese unos 50 seg en alinearse con la pista desde su posición de espera e iniciar la carrera de despegue, puede estimarse que estos 2 minutos de separación se cumplían, y que, además, las trayectorias de ambas aeronaves no iban a cruzarse en ningún caso.

Como se discutió con anterioridad, la estela del A-300 debió empezar a generarse más allá de la mitad de la longitud de la pista 25 (a unos 1550 m desde el umbral), y desde allí su tendencia natural sería a desplazarse lateralmente hacia ambos bordes de la pista y hacia abajo, por lo que es muy improbable que afectara al Metro, que empezó a perder el control a una altura estimada de unos 200 ft sobre el terreno y aproximadamente a unos 2650 m de ese punto medio de la longitud de la pista 25.

En cuanto al chorro de escape de los motores del A-300, si bien su influencia pudo ser notada de algún modo por uno de los testigos que estaban junto a la valla en el momento en el que el A-300 aceleraba (aunque no recordaba haber visto levantarse polvo), su percepción de que al poco tiempo, del orden de 50 seg se produjo la llegada del Metro, no era exacta, ya que según se ve en la traza radar y en la transcripción de las comunicaciones, la separación de ambas aeronaves debió ser superior a 2 min, y eso aún asumiendo que el A-300 necesitara unos 50 seg para alinearse con la pista e iniciar el despegue.

En esas condiciones, aunque la influencia del chorro de gases de escape de los motores en el momento de máximo empuje llegase unos 579 m hacia atrás, y unos 17 m (56 ft) hacia arriba, siendo 17 m aproximadamente la altura total de un A-300 desde el tren hasta el extremo del estabilizador vertical, se considera muy poco probable que ese chorro hubiese afectado al Metro, dado que:

- El Metro llegó al menos 2 minutos después que se produjese la aceleración de motores del A-300. Ese tiempo se considera suficiente para que se disipe cualquier efecto apreciable del chorro de escape en la velocidad local del viento y en su temperatura.
- El Metro empezó a perder el control, desviándose a la derecha del localizador, cuando se encontraba a unos 200 ft (61 m) de altura, muy por encima de la posible altura de influencia del chorro de escape.
- El Metro empezó a perder el control, desviándose a la derecha del localizador a una distancia estimada de unos 1100 m del umbral de la pista 25.

3. CONCLUSIONES.

3.1. Evidencias.

La aeronave había sido mantenida de acuerdo con el Plan de Mantenimiento establecido y tenía un Certificado de Aeronavegabilidad en vigor.

Durante el vuelo se pretendía realizar un simulacro de aproximación frustrada con un solo motor al Aeropuerto de Barcelona, con fines de entrenamiento del copiloto.

Una vez establecida en aproximación, la tripulación decidió cambiar la maniobra a realizar por una aproximación con un solo motor dejando por arriba la senda de planeo.

La hélice izquierda muy probablemente estaba girando en el momento de tocar el suelo, pero suministrando el motor poca o ninguna potencia .

La hélice derecha estaba parada y con paso próximo a bandera cuando impactó con el suelo.

Es probable que el ejercicio de entrenamiento que estaba realizando la tripulación incluyese el retrasar la palanca de potencia del motor derecho a lentí de vuelo para simular un fallo de motor.

Durante el movimiento de la hélice derecha hacia paso fino, es probable que alguna mal función transitoria del sistema sensor de torque negativo llevase las palas hacia pasos altos.

En algún momento del movimiento de las palas de la hélice derecha hacia pasos altos se produjo el gripado entre la varilla de conexión émbolo-cruceta de articulación de las bieletas de actuación y el casquillo guía de la varilla del mecanismo de cambio de paso de la hélice derecha.

En el sistema de cambio de paso de la hélice derecha, el casquillo existente entre la varilla del émbolo deslizante y la tapa del buje no se encontraba en su posición original, al haber sido arrastrado hacia el interior del buje por la propia varilla del émbolo deslizante. La valona superior del mismo estaba completamente seccionada por cizalladura y el resto del casquillo se había desplazado hasta apoyar en la cruceta.

La aproximación con un solo motor se realizó desde el principio con flaps extendidos a ½.

El aviso de pérdida empezó a sonar 17 segundos antes del impacto, y la tripulación constató que el SAS estaba entrando en acción.

3.2. Causas.

Se considera que la causa probable del accidente fue la pérdida de control de la aeronave por disminución excesiva de velocidad a baja cota, tras haber bajado el tren de aterrizaje, con posición de flap intermedia y en una situación en la que el motor derecho no proporcionaba tracción durante un ejercicio de entrenamiento.

Se considera que los problemas mecánicos del sistema de cambio de paso de la hélice derecha fueron un factor contribuyente al accidente.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD.

REC 08/03. Se recomienda a la Dirección General de Aviación Civil que establezca directrices y limitaciones sobre las maniobras de entrenamiento que impliquen paradas de motor, tanto reales como simuladas, especialmente en lo referente al tipo de vuelo, condiciones de visibilidad, altitud mínima y fase de vuelo en las que su realización esté permitida.

REC 09/03. Se recomienda al fabricante de la aeronave que, en conjunción con el fabricante de la hélice, revise las condiciones de diseño, en lo referente a holguras y tolerancias, y de mantenimiento del casquillo existente entre la varilla del émbolo deslizante y la tapa del buje para minimizar en lo posible la posibilidad de su gripado y rotura durante la operación de la hélice.

REC 10/03. Se recomienda a la Dirección General de Aviación Civil que, en conjunción con Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea, evalúe la posibilidad de llevar a cabo las modificaciones necesarias en el Aeropuerto de Barcelona para hacerlo cumplir con las recomendaciones del Anexo 14 de OACI, Volumen I, última edición, en lo relativo a sus características físicas y a la restricción y eliminación de obstáculos.

5. ANEXOS

Anexo A

Croquis de la dispersión de restos

Anexo B

Fotos y gráficos

Foto 1 Vista aérea del lugar del accidente desde la derecha

Foto 2 Vista aérea desde la izquierda

Figura 3 Descripción del mecanismo de cambio de paso

Figura 4 Croquis del casquillo B

Anexo C

Trayectoria horizontal de la aeronave desprendida de los datos radar

Anexo D

Trascripción de las comunicaciones con el control de tránsito aéreo

Anexo E

Apartado de “Intentional one engine inoperative speed” del Manual de Vuelo

Anexo F

Procedimiento de emergencia en caso de fallo de motor

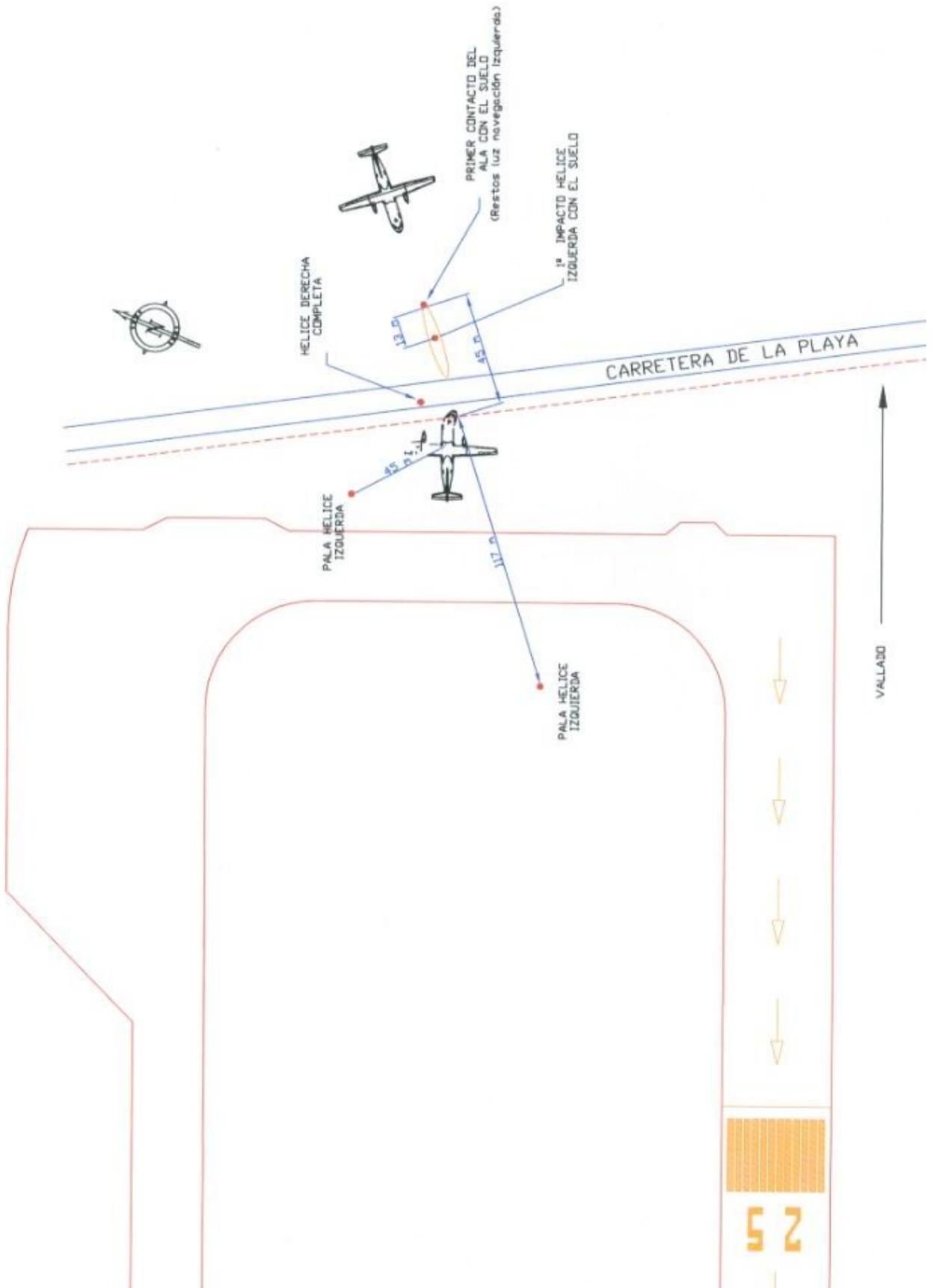
Procedimiento de emergencia de re arranque de motor en vuelo

Anexo G

Procedimiento de emergencia de aterrizaje con un solo motor

ANEXO A

CROQUIS DE LA DISPERSIÓN DE RESTOS



ANEXO B

FOTOS Y GRÁFICOS



Foto 1. Vista aérea del lugar del accidente



Foto 2. Vista aérea desde la izquierda. Huella de impacto marcada.

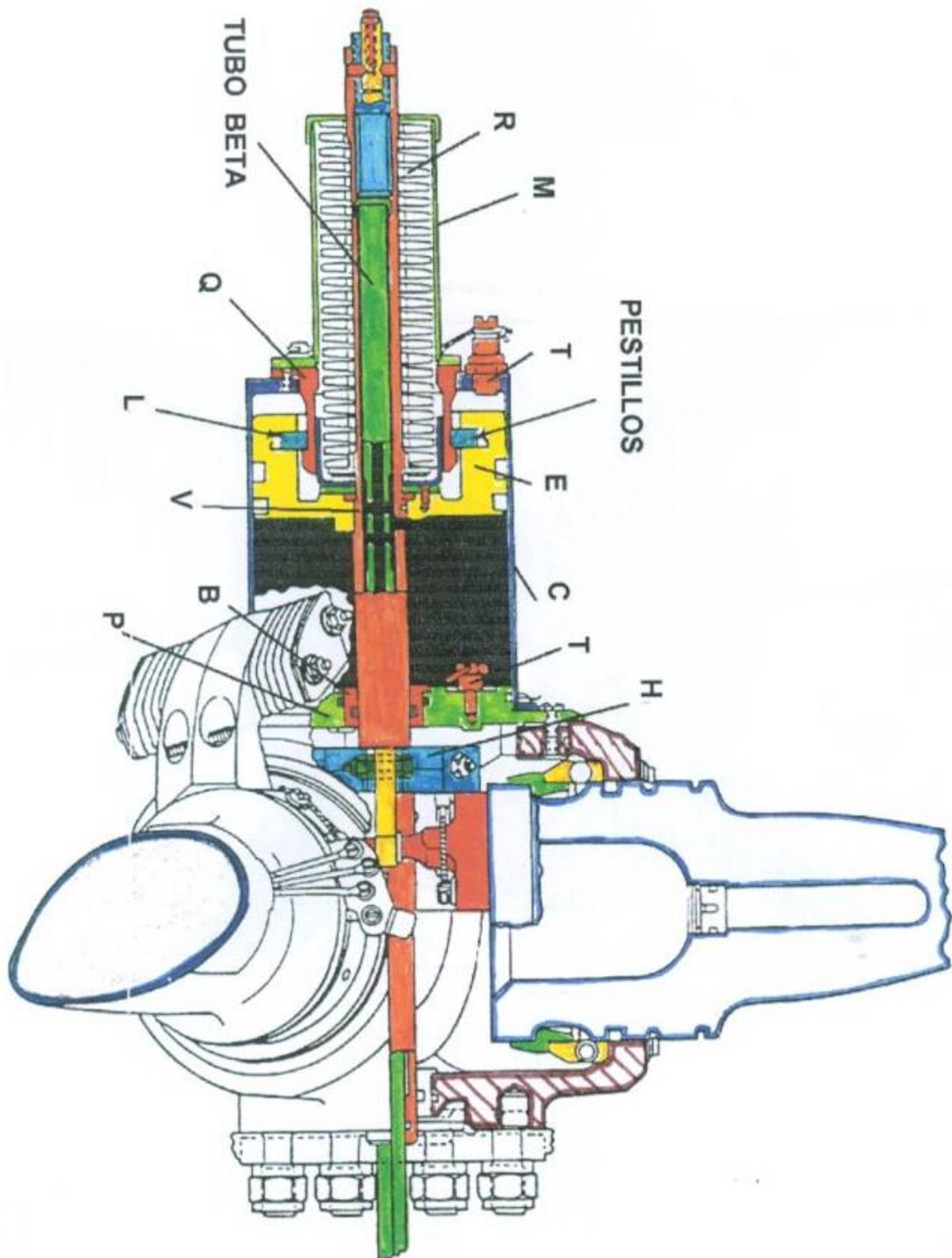


Figura 3. Descripción del mecanismo de cambio de paso.

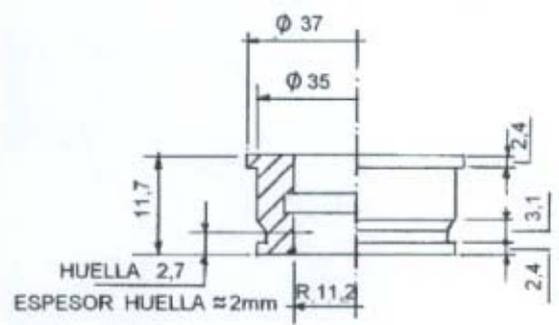
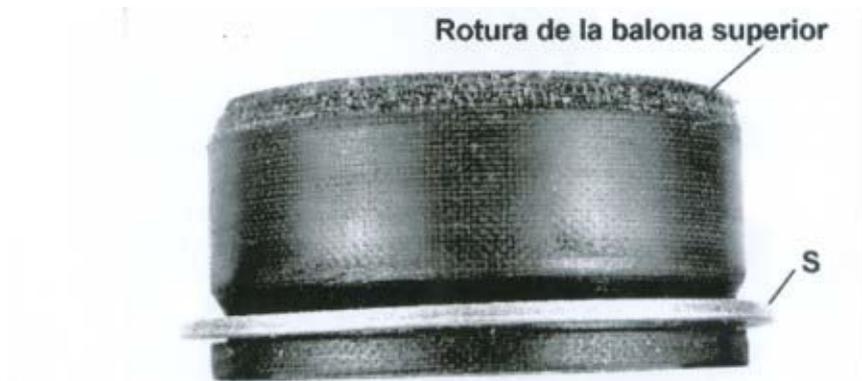


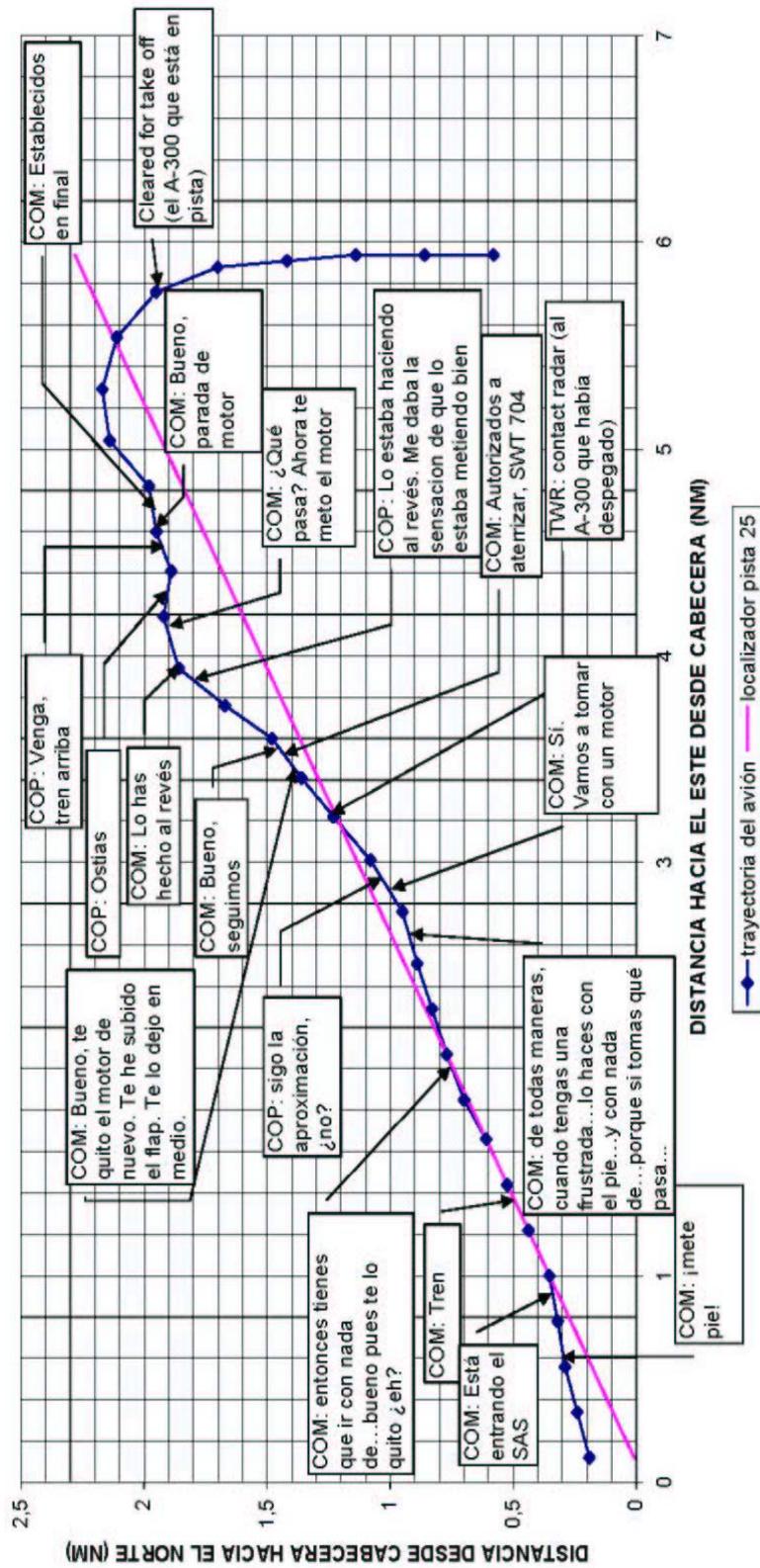
Figura 4. Foto y croquis del casquillo B.

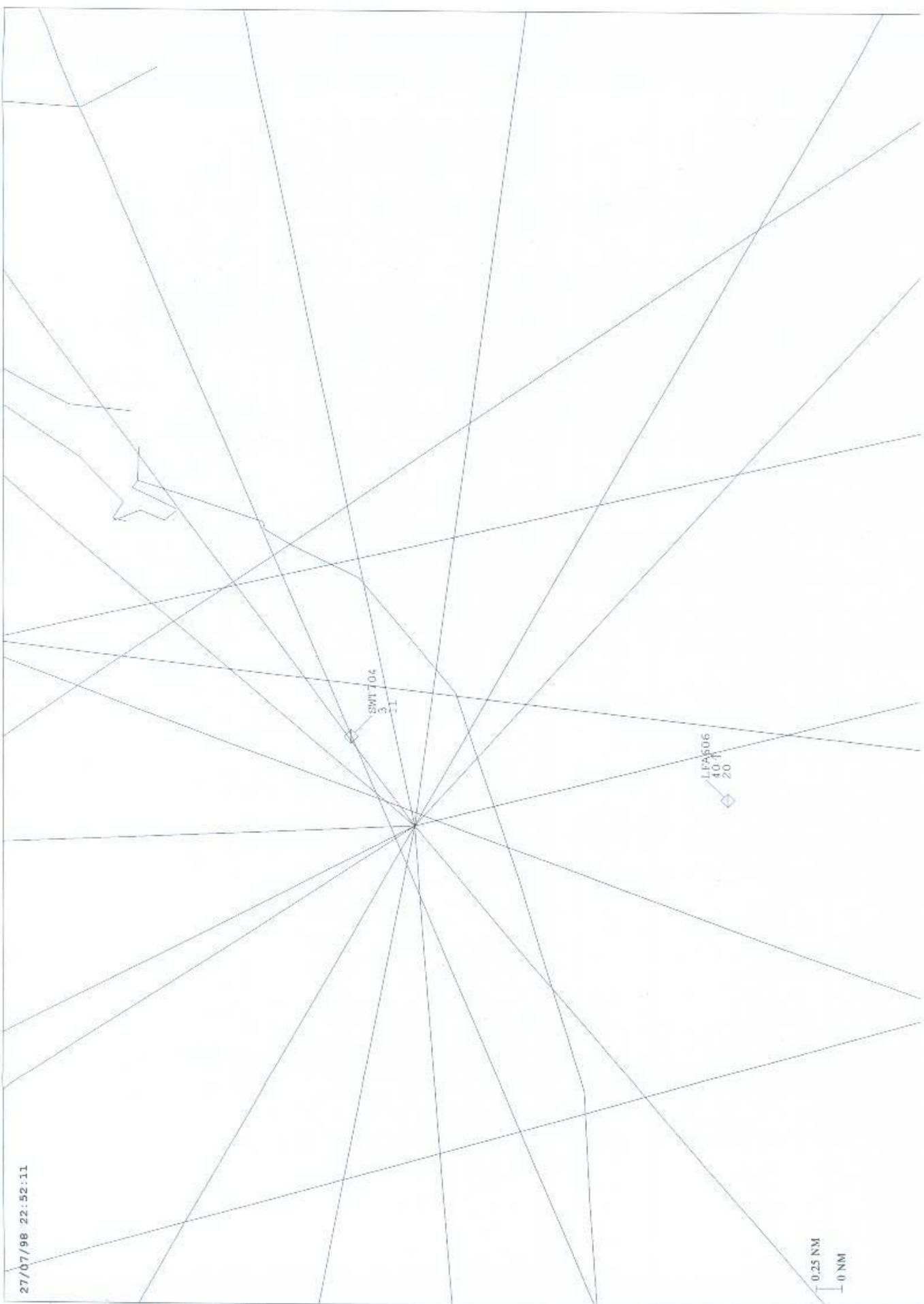
ANEXO C

TRAYECTORIA HORIZONTAL DE LA AERONAVE DESPRENDIDA DE LA TRAZA RADAR

TRAYECTORIA DE EC-FXD

COM: comandante (lado dcho.); COP: copiloto (lado izq.)



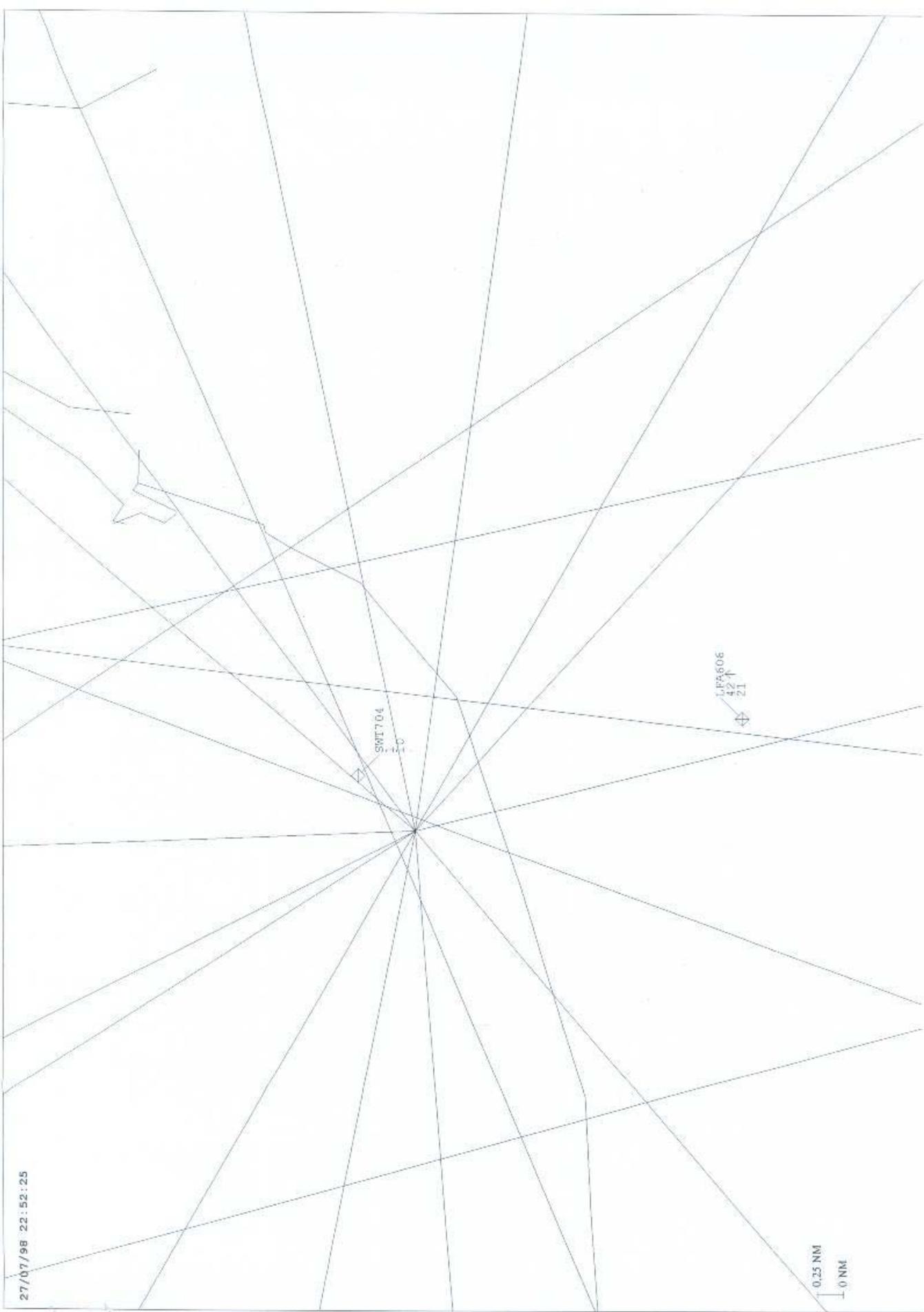


27/07/98 22:52:11

SM1704
3
11

LF4606
10-1
20

0.25 NM
0 NM

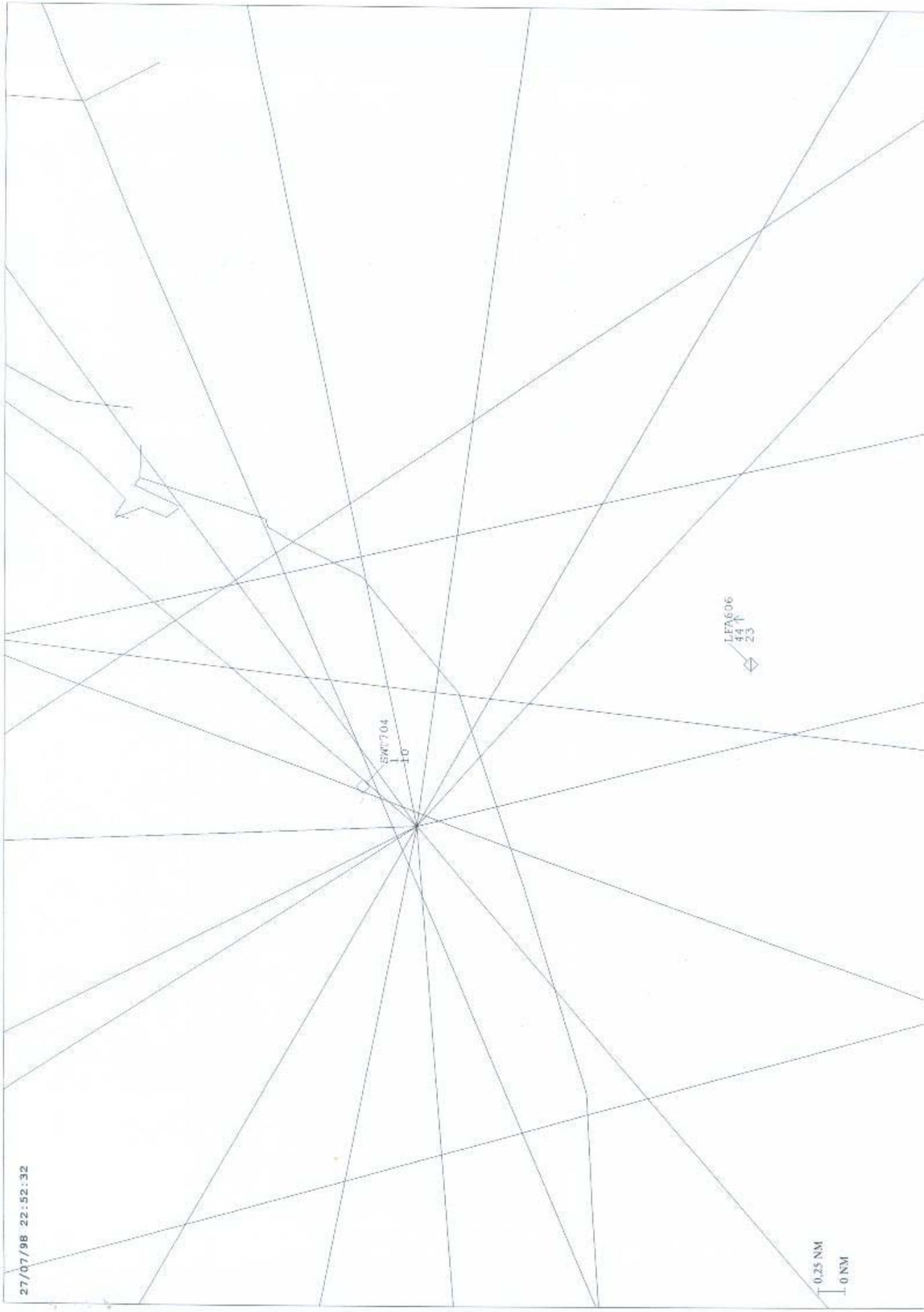


27/07/98 22:52:25

SWT704
FC

1.95606
42
21

0.25 NM
0 NM



27/07/98 22:52:32

SW704
to

LF7606
44 ↑
23 ↘

0.25 NM
1.0 NM

ANEXO D

TRANSCRIPCIÓN DE LAS COMUNICACIONES CON EL CONTROL DE TRÁFICO AÉREO

COMUNICACIONES ENTRE SECTOR APP Y SWT 704

<u>HORA</u>	<u>CANAL</u>	<u>ESTACIÓN</u>	<u>TEXTO</u>
22:31:37	52	SWT 704	Barcelona muy buenas noches, SWIFTAIR SIETE CERO CUATRO.
22:31:42	50	APP	SWIFTAIR SIETE CERO CUATRO Buenas noches, en contacto radar, pueden ir poniendo rumbo al VOR, pista veinticinco, ... notifiquen listos descenso.
22:31:51	52	SWT 704	Sí, al VOR, esperando la veinticinco, SWIFTAIR SIETE CERO CUATRO.
22:31:54	50	APP	
22:32:00	50	APP	
22:32:03	50	APP	
22:32:07	51	TORRE BCN	
22:32:10	50	APP	
22:33:27	51	TORRE BCN	
22:33:29	50	APP	
22:35:01	52	AYC 8552	
22:35:05	50	APP	
22:35:10	51	TORRE BCN	
22:35:15	52	AYC 8552	
22:35:17	50	APP	
22:35:18	50	APP	
22:35:31	50	APP	SWIFTAIR SIETE CERO CUATRO pongan rumbo cero uno cinco
22:35:36	52	SWT 704	Cero uno cinco, SIETE CERO CUATRO
22:37:04	52	TDC 401	
22:37:08	50	APP	
22:37:16	52	TDC 401	
22:37:18	50	APP	
22:37:20	52	AYC 8552	
22:37:24	50	APP	
22:37:28	52	TDC 401	
22:40:23	52	SWT 704	Barcelona, SWIFTAIR SIETE CERO CUATRO, requerimos descenso. SWIFTAIR SIETE CERO CUATRO, descenso para cuatro mil pies con mil dieciséis.
22:40:26	50	APP	Cuatro mil, mil dieciséis, SWIFTAIR SIETE CERO CUATRO.
22:40:32	52	SWT 704	
22:40:59	50	APP	

22:41:04	52	AYC 8522	
22:41:20	51	TORRE BCN	
22:41:24	50	APP	
22:42:57	52	SYB 060	
22:43:04	50	APP	
22:43:11	52	SYB 060	
22:43:15	50	APP	
22:43:19	52	SYB 060	
22:43:22	50	APP	
22:43:26	52	SYB 060	
22:44:00	50	APP	SWIFTAIR SIETE CERO CUATRO continúen descenso para dos mil quinientos pies y pueden poner rumbo Norte.
22:44:06	52	SWT 704	Dos mil quinientos, rumbo Norte, SWIFTAIR SIETE CERO CUATRO.
22:44:13	50	APP	
22:44:18	52	SYB 060	
22:45:06	50	APP	SWIFTAIR SIETE CERO CUATRO, notifiquen si tuvieran el campo a la vista.
22:45:11	52	SWT 704	Sí, lo tenemos a la vista, SIETE CERO CUATRO.
22:45:13	50	APP	Recibido, pues pueden completar aproximación visual izquierda a la pista veinticinco.
22:45:19	52	SWT 704	Visual izquierda, a la veinticinco, SWIFTAIR SIETE CERO CUATRO. Gracias.
22:45:45	50	APP	El SWIFTAIR completa en visual.
22:45:50	51	TORRE BCN	Vale
22:46:22	50	APP	
22:46:28	52	TDC 401	
22:47:07	50	APP	SWIFTAIR SIETE CERO CUATRO torre en veintiuno ocho, hasta luego
22:47:11	52	SWT 704	Veintiuno ocho, adiós buenas noches. Gracias.
22:47:14	50	APP	Contigo el SWIFTAIR.
22:47:17	51	TORRE BCN	Vale. Fin de la transcripción.

COMUNICACIONES ENTRE TORRE DE BARCELONA Y SWT 704

<u>HORA</u>	<u>FRECUENCIA</u>	<u>ESTACION</u>	<u>TEXTO</u>
22:47:00	HOT LINE	APP	Contigo el SWT
22:47:10	121,8	SWT 704	Torre Barcelona, buenas noches SWT 704.
22:47:13	121,8	TWR LCL	SWT 704, muy buenas es el número uno, ahora, viento en calma continúe notifique establecido en final.
22:47:22	121,8	SWT 704	Llamaré en final, SWT 704.
22:48:59	121,8	LFA 606	Ready for departure.
22:49:02	121,8	TWR LCL	LFA 606, ready for rolling.
22:49:12	121,8	LFA 606	Affirmative.
22:49:20	121,8	TWR LCL	LFA 606, wind calm, cleared for rolling take off 25
22:49:24	121,8	LFA 606	Rolling takeoff 25
22:49:55	121,8	SWT 704	Establecidos en final SWT 704
22:49:56	121,8	TWR LCL	SWT 704, continúe, tráfico saliendo ahora pista 25, le llamo enseguida.
22:50:01	121,8	SWT 704	SWT 704.
22:50:05	HOT LINE	TWR LCL	LFA 606 (Transferencia).
22:50:07	HOT LINE	APP	Vale
22:50:34	121,8	TWR LCL	SWT 704, autorizado a aterrizar 25, viento calma
22:50:37	121,8	SWT 704	Autorizados a aterrizar, 704
22:50:50	121,8	TWR LCL	Contact radar 124,7, bye
22:50:53	121,8	LFA 606	124,7, good bye
22:51:32	121,8	IST 682	Delivery, IST 692, good evening
22:51:37	121,8	TWR LCL	IST 682, go ahead.
22:51:41	121,8	TWR LCL	Gate number D3 information

			PAPA destination Istambul, ready for start
22:51:50	121,8	TWR LCL	IST 682, start approved on D3, you are cleared to Istanbul, via F.P.R., expect RWY 25, SARGO 1D departure climb to and maintain 4000FT and squak 5550
22:52:06	121,8	IST 682	Cleared to dest. Istanbul via F.P.R. initially 4000 FT SARGO 1D DEP 5550.
22:52:20	121,8	TWR LCL	IST 682, clearance is correct when ready for push back in this freq.
22:52:21	121,8	IST 682	Maintain this freq.
22:52:45	121,8	TWR LCL	SWT 704
22:52:49	121,8	TWR LCL	SWT 704 (Torre activa la alarma)
22:52:57	HOT LINE	CECOPS	Torre, puedes.
22:52:58	HOT LINE	TWR LCL	Si.
22:52:59	HOR LINE	CECOPS	Oye, ha sonado la alarma.

FIN DE LA TRANSCRIPCIÓN

Abreviaturas usadas en la transcripción de las comunicaciones entre la aeronave EC-FXD y el Control de Tránsito Aéreo entre las 22:31 h UTC y las 22:48 h UTC del día 27 de Julio de 1998:

ESTACIONES

Controlador APP final:
 Vuelo Swiftair 704
 Controlador de torre de Barcelona

ABREVIATURAS

APP
 SWT 704
 TORRE BCN

ANEXO E

APARTADO DE “INTENTIONAL ONE ENGINE
INOPERATIVE SPEED” DEL MANUAL DE
VUELO

METRO III – ICAO ANNEX 8

PILOT'S OPERATING TIPS (continued)

INTENTIONAL ONE ENGINE INOPERATIVE SPEED (V_{SSE})

The intentional one engine inoperative speed (V_{SSE}) is the speed above which an engine may be intentionally and suddenly flamed out for pilot training purposes and must not be confused with the demonstrated minimum control speed (V_{MCA}). V_{SSE} is to be used as the starting speed when training pilots to recognize the low speed, single engine, handling qualities and performance of the METRO III. After ensuring proficiency in controlling the airplane at V_{SSE} , it is permissible to slow down with one engine inoperative toward V_{MCA} to further increase the trainee's awareness, proficiency, and confidence.

Several factors must be considered prior to intentionally rendering an engine inoperative in flight by either depressing the stop button, pulling the engine stop and feather control part way out, or stopping fuel flow by shutting it off at the firewall with the fuel shutoff switch. Pertinent factors are terrain proximity, gross weight, airspeed, gear and flap configuration, pilot proficiency, and the necessity for flaming out the engine.

NOTE

Retarding a power lever to the flight idle stop to simulate a failed engine at low airspeed will provide approximately the same control and performance problems as will rendering an engine inoperative intentionally. Power lever chops do not adversely affect the engine. With the failed engine at flight idle power, it is readily available to be used to recover from excessive loss of airspeed, altitude, control, or possible difficulties with the operating engine.

WARNING

FAIRCHILD AIRCRAFT CORPORATION RECOMMENDS THAT THE INHERENT SAFETY MARGINS OF SIMULATING ENGINE FAILURE, RATHER THAN ACTUALLY RENDERING IT INOPERATIVE, BE USED DURING PILOT TRANSITION AND CHECK OUT.

METRO III - ICAO ANNEX 8

PILOT'S OPERATING TIPS (continued)

INTENTIONAL ONE ENGINE INOPERATIVE SPEED (V_{SE}) (continued)

If it is deemed necessary to intentionally render an engine inoperative during initial climbout for pilot training or check out, the following conditions define the circumstances under which the chosen V_{SE} is valid. Check Takeoff Weight Limitation Charts in Section 4 for conditions more critical than those shown.

Prior To Intentional Engine Failure

Airport Density Altitude 5,000 FEET MAXIMUM
Minimum Altitude 100 FEET ABOVE GROUND
Both Engines TAKEOFF POWER (ENGINE ANTI-ICE OFF)
Landing Gear RETRACTING OR RETRACTED
Wing Flaps NO MORE THAN 1/4
Gross Weight 14,000 POUNDS MAXIMUM
Bleed Air ON OR OFF
Airspeed (V_{SE}) 115 KIAS MINIMUM

NOTE

- The right engine is the critical engine and will create the more challenging directional control problem if it is rendered inoperative.
- If the yaw damper is on, the yaw damper will assist the pilot in directional control. (If yaw damper installed.)
- Commanding high propeller blade angle by keeping the power lever of the failed engine well forward will reduce windmilling propeller drag in the event that NTS failure accompanies intentional engine failure.

METRO III - ICAO ANNEX 8

PILOT'S OPERATING TIPS (continued)

INTENTIONAL ONE ENGINE INOPERATIVE SPEED (V_{SSE}) (continued)

After Intentional Engine Failure

Operating Engine	TAKEOFF POWER
Landing Gear	RETRACTED
Wing Flaps	RETRACTED
Engine Stop and Feather Control (Failed Engine)	PULLED
Bleed Air	OFF
Airspeed	V_{YSE}

WARNING

AT HIGH GROSS WEIGHT AND AT HIGH DENSITY ALTITUDES,
ALTITUDE MUST BE SACRIFICED TO ACCELERATE FROM
 V_{MCA} TO V_{YSE}

CAUTION

- REPEATED INTENTIONAL FLAMEOUTS WHEN OPERATING AT HIGH ENGINE POWER WILL EXPOSE THE ENGINE TO UNNECESSARY AND EXCESSIVE THERMAL SHOCKS AND WILL LIKELY REDUCE ENGINE LIFE.
- DO NOT ALLOW THE ENGINE TO WINDMILL IN THE 18% TO 28% RPM RESTRICTED RANGE.

NOTE

- Provided that the aircraft is not lower than 1,000 feet above the ground and that it is light enough to maintain regulatory terrain clearance and to remain above stall warning speed, it is permissible to slow from V_{SSE} to V_{MCA} . Remember the minimum airspeed for an airstart is 100 KIAS.
- If gross weight and performance permit, additional training experience can be gained at speeds close to final approach speed by extending the landing gear and flaps to demonstrate the significantly increased controllability problem when at high single engine power in the landing configuration.

INTENTIONAL ONE ENGINE INOPERATIVE SPEED IS

115 KIAS

6C-14
4MC

MANUFACTURER'S DATA

MANUFACTURER'S DATA
ISSUED: MAY 22/89

ANEXO F

PROCEDIMIENTOS DE EMERGENCIA DE FALLO DE MOTOR Y DE REARRANQUE DE MOTOR EN VUELO

METRO III - ICAO ANNEX 8

ENGINE FAILURE DURING FLIGHT

1. ENGINE STOP AND FEATHER CONTROL (failed engine) PULL
2. Engine Clean Up Procedure (failed engine)
 - a. Fuel shutoff switch CLOSED
 - b. Hydraulic shutoff switch CLOSED
 - c. Fuel boost pump switch OFF
 - d. Generator switch OFF
 - *e. Bleed air switch OFF
 - f. Auto/cont ignition switch OFF
3. Power Lever (operating engine) AS REQUIRED
- *4. Bleed Air (operating engine) AS REQUIRED

NOTE

If the 100% torque limit is not being developed and bleed air is on, increased power may be obtained by selecting bleed air off.

5. Trim AS REQUIRED
6. Generator (operating engine) 200 AMPS MAXIMUM
(SOME AIRPLANES -
SEE LIMITATIONS)
- *7. Propeller Synchrophaser Switch (if installed) TAKEOFF & LANDING

AIRSTART

CAUTION

IF AN ENGINE HAS BEEN SHUT DOWN BECAUSE OF AN OBVIOUS FAILURE, AS INDICATED BY THE ENGINE INSTRUMENTS OR EXCESSIVE VIBRATION, AN AIRSTART SHOULD NOT BE ATTEMPTED. AIRSTART FOLLOWING INTENTIONAL ENGINE SHUTDOWN IS COVERED IN SECTION 3A, ABNORMAL PROCEDURES.

METRO III - ICAO ANNEX 8

INFLIGHT RELIGHT

CAUTION

- THIS PROCEDURE IS INTENDED FOR USE DURING FLIGHT ONLY.
- ATTEMPTED USE OF THIS PROCEDURE WHILE ON THE GROUND WITH LIMITED AIRFLOW THROUGH THE ENGINE COULD RESULT IN ENGINE OVER-TEMPERATURES.
- THIS PROCEDURE IS INTENDED FOR USE ONLY WHEN THE REASON FOR THE INADVERTENT FLAMEOUT IS KNOWN WITH CERTAINTY AND WHEN THE PILOT IS CERTAIN THAT A RELIGHT WILL NOT AGGRAVATE THE CONDITION.

1. Power Lever APPROXIMATELY 1/4 INCH (6 mm) FORWARD OF FLIGHT IDLE (UNTIL LANDING GEAR WARNING HORN IS SILENCED)
2. Speed Lever APPROXIMATELY 97% RPM
3. Airspeed BETWEEN 180 AND 100 KIAS
4. RPM BETWEEN 60% AND 10%
5. Engine Start Button PRESS MOMENTARILY

NOTE

- Press the start button in only long enough to obtain ignition and fuel flow and subsequent light-off.
- If RPM has decayed below 10%, the start button will have to be held in while the unfeathering pump drives the propeller blades to finer pitch and RPM increases to above 10%. Ignition, fuel flow, and light-off should then occur.
- Engine relight will not occur if the SRL computer speed switch function has failed or if the SRL- Δ P/P switch is in the OFF position.

6. EGT MONITOR (770°C MAXIMUM FOR ONE SECOND)
7. RPM STABILIZED
8. SRL OFF Light CHECK OFF
9. Power RESET AS REQUIRED

NOTE

Engine relight should be expected to occur automatically if the Auto/Cont Ignition Switch is in AUTO, and fuel is available at the igniters.

ANEXO G

PROCEDIMIENTO DE EMERGENCIA DE ATERRIZAJE CON UN SOLO MOTOR

METRO III – ICAO ANNEX 8

SINGLE ENGINE LANDING

NOTE

- Compute single engine landing distance by adding 72% to the two engine landing distance shown in Figure 4G-5 if Goodyear dual rotor brakes are installed. Use the single engine landing distance from Figure 4G-4 if B.F. Goodrich single rotor brakes are installed.
- Use the approach speeds shown in Figure 4G-4 or 4G-5.

- *1. No Smoking - Fasten Seat Belt SignON
2. Fuel BalanceCHECK

NOTE

If excess fuel imbalance is indicated on fuel quantity gauge and/or aileron trim position, balance fuel by utilizing the fuel crossflow.

3. Fuel Crossflow SwitchOPEN IF REQUIRED TO BALANCE, THEN CLOSED
4. Cabin Differential PressureZERO
5. Electrical LoadTURN OFF NONESSENTIAL ITEMS
6. Speed Lever (operating engine)HIGH RPM
7. FlapsDO NOT EXTEND BEYOND 1/4 UNTIL LANDING IS ASSURED
8. Landing GearEXTEND WHEN LANDING IS ASSURED
9. Nose Wheel SteeringARMED
10. Auto/Cont Ignition Switch (operating engine)AUTO OR CONT

AFTER TOUCHDOWN

1. BrakesAS REQUIRED
2. Nose Wheel SteeringAS REQUIRED
3. Power LeversGROUND IDLE

NOTE

Retard power levers to ground idle as directional control permits. Retarding the power lever of the operating engine from flight idle to ground idle will cause the airplane to yaw toward the operating engine.