



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

Informe interino A-032/2008

Accidente ocurrido a la
aeronave McDonnell Douglas
DC-9-82 (MD-82), matrícula
EC-HFP, operada por
la compañía Spanair,
en el aeropuerto de
Madrid-Barajas, el 20
de agosto de 2008



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

Informe interino

A-032/2008

**Accidente ocurrido a la aeronave McDonnell
Douglas DC-9-82 (MD-82), matrícula EC-HFP,
operada por la compañía Spanair,
en el aeropuerto de Madrid-Barajas,
el 20 de agosto de 2008**



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE FOMENTO

SUBSECRETARÍA

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

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

NIPO:
Depósito legal: M. 23.129-2003
Imprime: Diseño Gráfico AM2000

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

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

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

C/ Fruela, 6
28011 Madrid (España)

Advertencia

El presente 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.

De conformidad con lo señalado en la Ley 21/2003, de Seguridad Aérea, y en el Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional, la investigación tiene carácter exclusivamente técnico, sin que se haya dirigido a la determinación ni establecimiento de culpa o responsabilidad alguna. 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.

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

Índice

Abreviaturas	vii
Resumen de datos	ix
Introducción	1
1. Información sobre los hechos	3
1.1. Resumen del vuelo	3
1.2. Información sobre la aeronave	4
1.2.1. Información general	4
1.2.2. Dispositivos hipersustentadores	4
1.2.2.1. Funcionamiento/actuación (ver figura 1)	5
1.2.2.2. Controles de flaps/slats en cabina de vuelo	7
1.2.2.3. Sensores de posición y sistema de indicación de flaps y slats	9
1.2.3. Sistema de advertencia de configuración inadecuada para el despegue (TOWS, take off warning system)	10
1.2.4. Sistema de sensación de tierra (<i>ground sensing</i>). El relé R2-5	11
1.2.5. Circuito de calefacción de la sonda de temperatura de aire de impacto («Ram Air Temperature probe heater»)	14
1.2.6. Peso y centrado	15
1.2.7. Historial de mantenimiento	16
1.2.7.1. Indicaciones previas de temperatura excesiva de la sonda RAT en el avión accidentado	16
1.3. Registradores de vuelo	18
1.3.1. Recuperación de la información grabada	19
1.3.2. Información contenida en los registradores de vuelo	20
1.4. Inspecciones, ensayos e investigaciones	24
1.4.1. Flaps/slats	24
1.4.1.1. Inspección de los restos en el lugar del accidente	24
1.4.1.2. Inspección de la palanca de flaps/slats (ver figura 5)	25
1.4.2. Estudio de las condiciones en las que se produjeron los episodios de alta temperatura de la sonda RAT en tierra en el avión accidentado	27
1.4.3. Relé R2-5 del sistema de sensación de tierra	28
1.4.4. Prueba en tierra en avión similar	31
1.5. Procedimientos operacionales	32
1.5.1. Manual de Operaciones de Spanair	32
1.5.1.1. Criterios generales aplicables a las listas de comprobación	32
1.5.1.2. Listas de comprobación antes del despegue de la serie MD-80	33
1.5.2. FCOM de Boeing	34
1.6. Otras informaciones	35
1.6.1. Accidentes previos por configuración inapropiada en despegue	35
1.6.1.1. MD-82 Northwest Airlines. Detroit (USA), 1987	35
1.6.1.2. B727 Delta Airlines. Dallas-Fort Worth (USA), 1988	36
1.6.1.3. B737 Mandala Airlines. Medan (Indonesia), 2005	37

1.6.1.4.	Incidentes notificados al sistema ASRS de la NASA	37
1.6.2.	Antecedentes de alta temperatura de la sonda RAT en tierra	38
1.6.2.1.	Casos recopilados por Boeing	38
1.6.2.2.	Casos registrados por Spanair	39
1.6.2.3.	Casos registrados por otros operadores	39
1.6.3.	Antecedentes de fallos durante la comprobación del TOWS antes del vuelo	40
1.6.4.	Medidas adoptadas	40
1.6.4.1.	Directiva de aeronavegabilidad emitida por EASA	40
1.6.4.2.	Mensaje de alerta emitido por FAA	41
1.6.4.3.	Modificaciones en los procedimientos operacionales realizadas por Spanair	41
1.6.4.4.	Modificaciones en el Manual de Operaciones realizadas por Boeing .	42
2.	Discusión	43
2.1.	Comprobaciones del TOWS antes del despegue	44
2.2.	El relé R2-5 del sistema de sensación de tierra y el TOWS	47
2.3.	Consideraciones sobre la criticidad y fiabilidad de los sistemas de aviso al despegue en aviones de la generación de los de la serie MD-80	51
2.4.	Certificación de los sistemas críticos	55
2.5.	Procedimientos operacionales y listas de comprobación	57
3.	Progreso de la investigación	63
Apéndices		65
Apéndice 1.	Gráficas de parámetros del DFDR	67
Apéndice 2.	Directiva de aeronavegabilidad EASA AD n.º 2008-0197. SAFO n.º 08021 FAA.	73
Apéndice 3.	Recomendación sobre seguridad REC 01/09	79

Abreviaturas

00 °C	Grados centígrados
AAIB	Air Accident Investigation Board – Organismo oficial de investigación de accidentes de aviación del Reino Unido
AC	Advisory Circular - Circular de asesoramiento emitida por la FAA de los Estados Unidos
ACAS	Airbone Collision Alerting System - Sistema anticolidión de a bordo
AESA	Agencia Estatal de Seguridad Aérea de España
AFM	Aircraft Flight Manual – Manual de vuelo
AMC	Acceptable Means of Compliance - Medios aceptables de cumplimiento con las normas de certificación de EASA
AMM	Aircraft Maintenance Manual – Manual de mantenimiento del avión
AOL	All Operators Letter – Circular a todos los operadores
APU	Auxiliary Power Unit – Unidad de potencia auxiliar
ASRS	Aviation Safety Reporting System – Sistema de notificación de sucesos de aviación de la NASA
ATLB	Aircraft Technical Log Book – Registro técnico de la aeronave
ATC	Air Traffic Control – Control de tránsito aéreo
ATOW	Actual Take Off Weight – Peso real al despegue
ATPL(A)	Piloto de transporte de línea aérea de avión
BITE	Built-In Test Equipment – Equipo de prueba integrado
CAS	Calibrated Air Speed – Velocidad calibrada respecto al aire
CAWS	Central Aural Warning System – Sistema central de avisos
CGA	Centro de Gestión Aeroportuaria
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil
CPL(A)	Licencia de piloto comercial de avión
CVR	Cockpit Voice Recorder – Registrador de voz de cabina de vuelo
DFDR	Digital Flight Data Recorder – Registrador digital de parámetros de vuelo
DFGC	Digital Flight Guidance Computer – Ordenador de guiado digital de vuelo
DOW	Dry Operation Weight – Peso seco operativo
DGAC	Dirección General de Aviación Civil
EASA	European Aviation Safety Agency – Agencia Europea de Seguridad Aérea
EDG	Engine Driven Generator - Generador eléctrico del motor
EGPWS	Enhanced Ground Proximity Warning System – Sistema de aviso de proximidad al terreno
EOAP	Engine Overhead Annunciator Panel - Panel indicador de techo
EPR	Engine Pressure Ratio – Relación de presiones del motor
FAA	Federal Aviation Administration – Autoridad aeronáutica civil de los Estados Unidos de América
FC	Flight Cycle – Ciclos de vuelo
FCOM	Flight Crew Operation Manual – Manual de operaciones
FDAU	Flight Data Acquisition Unit - Unidad de adquisición de datos de vuelo
FH	Flight Hours – Horas de vuelo
ft	Pie(s)
GND	Ground – Terreno
GPWS	Ground Proximity Warning System – Sistema de aviso de proximidad al suelo
h	Hora(s)
Ha	Hectárea(s)
Hz	Hertzio(s)
ILS	Instrumental Landing System – Sistema de aterrizaje instrumental
INTA	Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial
IRU	Inertial Reference Unit – Unidad de referencia inercial
JAA	Joint Aviation Authorities – Autoridades Conjuntas de Aviación que integran a las autoridades de aviación civil de la mayoría de los Estados europeos y de algunos otros no europeos
kt	Nudo(s)
LCD	Liquid Crystal Display – Pantalla de cristal líquido
L/P	Left Pilot – Piloto sentado a la izquierda
MAC	Mean Aerodynamic Chord – Cuerda media aerodinámica
MAD	Código IATA (International Air Transport Association) del aeropuerto de Madrid-Barajas
MEL	Minimum Equipment List – Lista de Equipamiento Mínimo
METAR	Aviation routine weather report - Informe meteorológico aeronáutico ordinario

Abreviaturas

MMEL	Master Minimum Equipment List – Lista maestra de equipamiento mínimo
MRBR	Maintenance Review Board Report. Informe del comité de revisión de mantenimiento
MTOW	Maximum Take Off Weight – Maximo peso al depegue
NTSB	National Transport Safety Board – Organismo oficial de investigación de accidentes de transporte de los Estados Unidos de América
NTS	National Transport Safety Comitee – Organismo oficial de investigación de accidentes de transporte de Indonesia
PF	Pilot Flying – Piloto a los mandos
PNF	Pilot Not Flying – Piloto que supervisa
POI	Principal Operation Inspector – Inspector de operaciones de la FAA
PSEU	Proximity Switch Electronic Unit – Unidad electrónica de los sensores de proximidad
P/N	Part Number – Número de pieza
QAR	Quick Access Recorder – Registardor de acceso rápido
QNH	Atmospheric Pressure (Q) at Nautical Height – Reglaje de la subescala del altímetro para obtener elevación estando en tierra
RAT	Ram Air Temperature – Temperatura total del aire de impacto
RP	Right Pilot – Piloto sentado a la derecha
SAFO	Safety Alert for Operators – Alerta de seguridad para operadores
SDP	System Display Panel - Panel de indicación del sistema
SOP	Standard Operating Procedures – Procedimientos de operación estándar
TAT	Total Air Temperature – Temperatura total del aire
TCP	Tripulación cabina de pasajeros
TM1(2) (3)	Técnico de mantenimiento número 1(2)(3)
TOWS	Take Off Warning System – Sistema de aviso de configuración al despegue
TRI	Thrust Rating Indicator – Indicador del sistema de empuje automático de los motores
TRP	Thrust Rating Panel – Panel del sistema de empuje automático de los motores
TRIM	Compensador del estabilizador horizontal
TRS	Thrust Rating System – Sistema de gestión de empuje automático del motor
V	Voltio(s)
WDM	Wiring Diagram Manual – Manual de diagrama de cableado

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Miércoles, 20 de agosto de 2008; 14:24 h local¹
Lugar	Aeropuerto de Madrid-Barajas. Madrid (España)

AERONAVE

Matrícula	EC-HFP
Tipo y modelo	McDONNELL DOUGLAS DC-9-82 (MD-82)
Explotador	Spanair

Motores

Tipo y modelo	PRATT & WHITNEY JT8D-219
Número	2

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Copiloto
Edad	39 años	31 años
Licencia	ATPL(A)	CPL(A)
Total horas de vuelo	8.476 h²	1.276 h²
Horas de vuelo en el tipo	5.776 h	1.054 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación	6		
Pasajeros	148	18	
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Destruída
Otros daños	Área incendiada de unas 45 Ha de superficie

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Transporte aéreo comercial – Regular – Interior de pasajeros
Fase del vuelo	Despegue – Ascenso inicial

INFORME INTERINO

Fecha de aprobación	4 de agosto de 2009
---------------------	----------------------------

¹ La referencia horaria en este informe es la hora local mientras no se indique lo contrario. Para obtener la hora UTC hay que restar dos unidades a la hora local.

² A fecha 31 de julio de 2008.

INTRODUCCIÓN

El presente informe constituye el informe interino contemplado en el párrafo 6.6 del Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional. El informe se emite como continuación al informe preliminar publicado el 8 de octubre de 2008. El informe recoge los pormenores del progreso de la investigación y las cuestiones de seguridad operacional más importantes que se han suscitado hasta el momento. La información que se aporta es susceptible de poder variarse a medida que la investigación avance.

La Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil (CIAIAC) recibió la notificación del accidente a las 14:43 h del día 20 de agosto de 2008, a través de la llamada telefónica realizada desde el Centro de Gestión Aeroportuaria (CGA) de Barajas, y un equipo formado por seis investigadores y el Presidente de la Comisión se desplazaron a Barajas inmediatamente.

Conforme a los acuerdos internacionales se envió notificación al NTSB de los Estados Unidos de América, en representación del Estado de diseño y fabricación de la aeronave, se informó a las autoridades nacionales de aviación civil, a la Agencia Europea de Seguridad Aérea y a la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI). El NTSB nombró un representante acreditado para participar en la investigación, al que asisten expertos del NTSB, de la FAA, de Boeing, como sucesor de los derechos y obligaciones del fabricante original de la aeronave, y de Pratt & Whitney, fabricante de los motores. Spanair, compañía explotadora de la aeronave participa y coopera con la investigación proporcionando expertos de operaciones, aeronavegabilidad y mantenimiento. La DGAC de España, la Agencia Estatal de Seguridad Aérea³ y la Agencia Europea de Seguridad Aérea son también informados de los aspectos más importantes de la investigación.

³ La Dirección General de Aviación Civil (DGAC) y la Agencia Estatal de Seguridad Aérea forman conjuntamente la autoridad aeronáutica civil en España.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Resumen del vuelo

El día 20 de agosto de 2008, la aeronave McDonnell Douglas DC-9-82 (MD-82), matrícula EC-HFP, operada por la compañía Spanair, voló a primera hora desde Barcelona a Madrid en lo que fue el primer tramo programado para ese día. Salió de Barcelona a las 8:55 h y la llegada a Madrid se produjo a las 10:13 h. El vuelo se desarrolló sin novedad y no se registró ninguna incidencia.

El avión estaba programado para emprender después el trayecto entre Madrid y Las Palmas con la misma tripulación de vuelo que había realizado el tramo anterior. Se trataba del vuelo regular JKK5022 de transporte público de pasajeros, con origen en el aeropuerto de Madrid-Barajas y destino en el aeropuerto de Gran Canaria, situado en la isla del mismo nombre. La hora estimada de salida eran las 13:00 h.

Una vez que recibió la autorización de control, la aeronave se dirigió hasta la pista 36L desde la posición de aparcamiento T21 que ocupaba en la plataforma de la terminal T2 de Barajas y al llegar a la cabecera de la pista, fue autorizada a despegar a las 13:25 h. En ese momento, la tripulación comunicó que tenían un problema y que debían abandonar la pista y retornar a la plataforma.

La tripulación detectó una indicación anormalmente alta de la temperatura de la sonda RAT (*Ram Air Temperature probe*) y al llegar a la plataforma la aeronave se situó en la posición R11 y se demandó la asistencia de técnicos de mantenimiento para resolver el problema. Tras consultar la MEL, el mecánico procedió a abrir el disyuntor (*circuit breaker*) del circuito eléctrico que conecta la calefacción⁴ (Z-29), dejándola inoperativa. Con ello se propuso y se aceptó el despacho del avión.

A las 14:08 h la aeronave fue otra vez autorizada para la puesta en marcha. A partir de ahí la tripulación inició la ejecución de las listas de comprobación anteriores al arranque de los motores (*prestart y before start*). Después de poner en marcha los motores, se realizó la lista de comprobación *after start* y se omitió el punto de verificación de flaps/slats porque el comandante indicó en ese momento al copiloto que pidiera permiso a control para comenzar el rodaje hacia la pista 36L. A las 14:23 h el avión estaba situado en la cabecera de la pista 36L y fue autorizado a despegar de nuevo.

La carrera de despegue tuvo una longitud aproximada de 1.950 m. Una vez en el aire, la aeronave se elevó hasta una altura de 40 ft del suelo y luego descendió hasta el impacto con el terreno.

⁴ El interruptor de protección del circuito de calefacción de la sonda de temperatura RAT está identificado como Z-29 en el panel eléctrico central situado en la cabina de mando detrás del asiento del comandante.

El sonido de la vibración de la palanca de control (*stall warning stick shaker*) y la bocina del sistema avisador de pérdida se registraron en el CVR justo después de la rotación de avión en el despegue. Durante todo el recorrido de despegue y hasta el final de la grabación del CVR, no se registró ningún sonido relacionado con el sistema de advertencia de configuración inadecuada para el despegue (TOWS). Durante todo el periodo comprendido entre la puesta en marcha de los motores en la posición de aparcamiento R11 y el final de la grabación del DFDR, los valores registrados de deflexión de *flaps* fueron de 0°.

La aeronave acabó destruida a consecuencia de los impactos con el suelo y el incendio posterior. A bordo del avión viajaban 172 personas, de las que fallecieron 148 pasajeros y los 6 tripulantes, y 18 pasajeros, incluidos 3 menores de edad, resultaron con heridas de gravedad.

1.2. Información sobre la aeronave

1.2.1. Información general

La aeronave McDonnell Douglas DC-9-82 (MD-82) obtuvo el certificado de tipo n.º A6WE de la FAA el 29 de julio de 1981. El titular original del certificado, la compañía McDonnell Douglas, transfirió sus derechos de propiedad a la compañía Boeing el 30 de enero de 1998.

El avión siniestrado tenía el número de serie 53148, su montaje se concluyó el 1 de noviembre de 1993 y se entregó a la compañía Korean Air. Desde julio de 1999 era explotado por la compañía Spanair, que lo ha operado con el registro de matrícula de España EC-HFP.

1.2.2. Dispositivos hipsustentadores

El MD82 está diseñado con dispositivos hipsustentadores de borde de salida (*flaps*) y de borde de ataque de ala (*slats*).

En cada semiala existen dos (2) secciones de *flaps*: la interior y la exterior. Cada sección se mueve por la acción de dos (2) actuadores hidráulicos y todas las secciones se hallan unidas mecánicamente para que los movimientos de extensión y retracción estén sincronizados.

Las superficies de los *slats* están formadas por seis (6) paneles en cada semiala numerados, desde la raíz hacia la punta del ala, del cero (0) al cinco (5), y operan como un conjunto. Cada panel se soporta por carriles que se desplazan sobre rodillos situados en el borde de ataque del ala. En cada una de las semialas hay 15 carriles, de los cuales

7 son de arrastre y 8 de soporte. Los movimientos de extensión y retracción de todo el conjunto están controlados por dos actuadores hidráulicos que hacen girar una polea múltiple o tambor al que está conectado un sistema de cables que actúa directamente sobre los paneles.

1.2.2.1. Funcionamiento/actuación (ver figura 1)

Los flaps y los slats se actúan solidariamente en cabina de vuelo con una única palanca de mando, situada en la parte delantera derecha del pedestal central de la cabina.

El movimiento de esta palanca se transmite mediante cables hasta el mecanismo de secuencia de flaps/slats, del que parten cables que van, unos hacia el sistema de flaps y otros hacia el de slats.

Los correspondientes al sistema de flaps llegan a una válvula de control, situada en el alojamiento del tren izquierdo, posicionándola para que envíe presión hidráulica, bien para extender o para retraer los flaps, en función de la posición que se ha fijado en la palanca de mando.

Los flaps, al moverse, arrastran un mecanismo que finaliza en la válvula de control, moviéndola en sentido opuesto al que lo hicieron los cables procedentes de la palanca de mando, de manera que la válvula se cierra cuando los flaps alcanzan la posición seleccionada.

Los slats operan conjuntamente con los flaps y tienen tres posiciones: retraídos, extensión media y extensión total, que dependen de la selección de flap. Así, con la palanca de flaps/slats en la posición UP/RET, los slats se encuentran retraídos. Si la palanca de flaps/slats se sitúa por debajo de 14°, los slats se extienden hasta su posición media y con posiciones de la palanca de flaps/slats superiores a 14° los slats se extienden totalmente.

Los cables que se dirigen hacia el sistema de slats llegan hasta otra válvula de control. Cuando se mueve la palanca de flaps/slats desde la posición UP/RET a cualquier otra, los slats inician su extensión, y se activa el microinterruptor de posición de la palanca (S1-467), en cuyo interior hay cinco contactos, dos de los cuales dan señal de 28 V de corriente continua a los dos computadores de entrada en pérdida. La activación de este microinterruptor pone en marcha la prueba automática, BITE, de los computadores de entrada en pérdida 1 y 2, que consiste en que extienden los slats hasta su posición de máxima extensión y después, dependiendo de si la palanca de flaps/slats está posicionada por encima o por debajo de 14°, los slats permanecerán en posición totalmente extendida, en el primer caso, o volverán a la posición media, en el segundo caso.

El control de los slats es mecánico para las posiciones de flap comprendidas entre 0° y 13°, que corresponden con una posición de slat media, y electromecánico entre 15° y 40°, que se corresponde con la extensión total de slats.

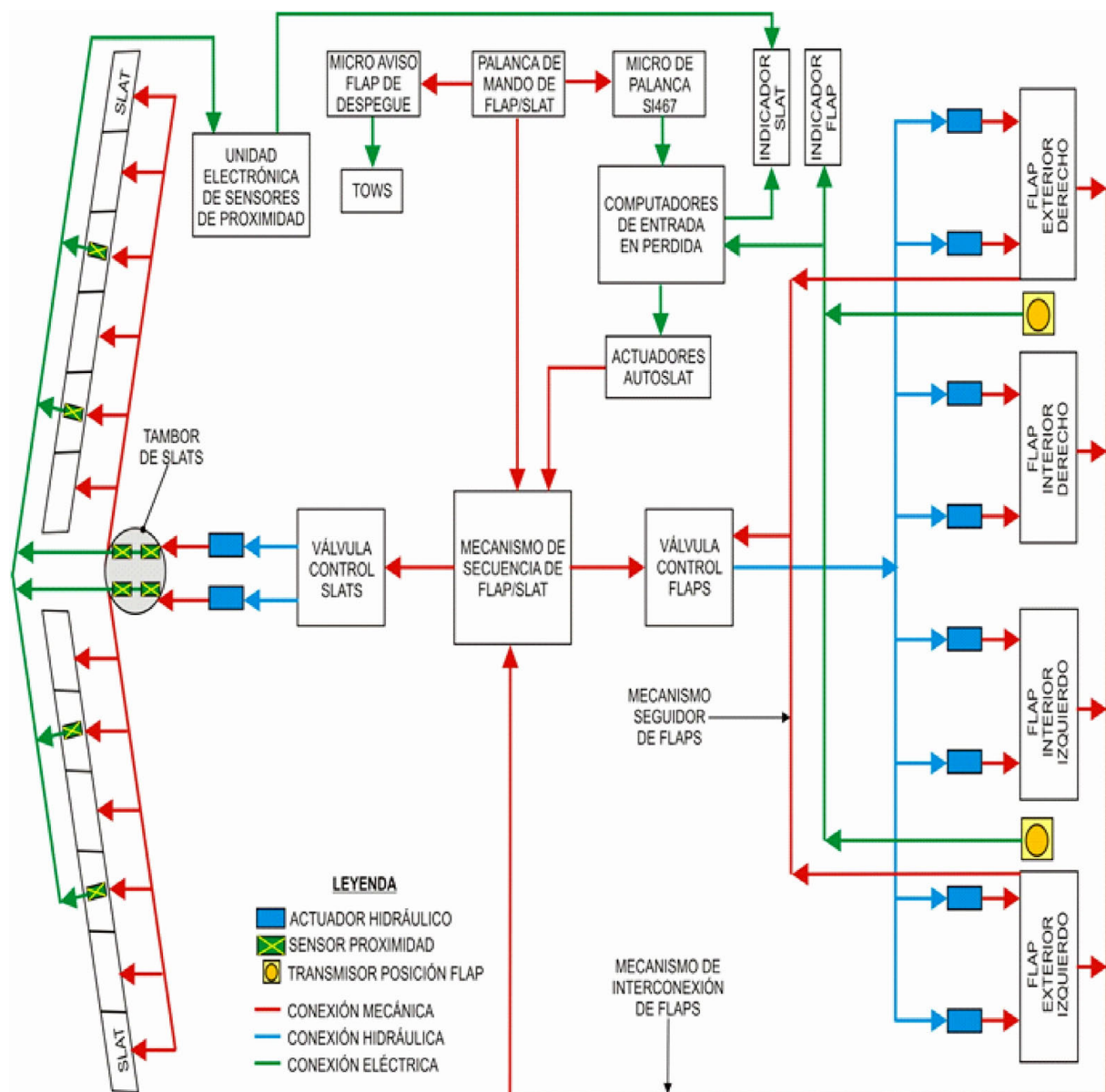


Figura 1. Esquema general del sistema de flaps/slats

En las posiciones de palanca de flaps/slats comprendidas entre 0° y 13° (extensión de los slats hasta la posición media) es la palanca de flaps/slats la que actúa directamente sobre la válvula de control de slats. La extensión desde la posición media hasta la total se realiza a través de dos actuadores electromecánicos, que reciben señales de los computadores de entrada en pérdida y que son los que actúan sobre la válvula de control de slats.

Si durante un despegue, el avión se aproxima a la entrada en pérdida, los computadores lo detectarán, y en el caso de que los slats estén en posición media, enviarán automáticamente una señal a los actuadores electromecánicos para que los extiendan totalmente (*Autoslat*). Una vez que desaparezca la situación, los computadores de entrada en pérdida enviarán una señal a los actuadores electromecánicos para que

retornen los slats a la posición que tenían anteriormente. Si los slats estuvieran retraídos (palanca de flaps/slats en posición UP/RET), la función autoslat no entraría en funcionamiento, ya que al no haberse activado el microinterruptor de posición de la palanca S1-467, a los computadores de entrada en pérdida no les llega la señal de 28 V de corriente continua procedente del microinterruptor.

Cuando se actúa sobre la válvula de control, ya sea de forma mecánica o electromecánica, ésta envía presión hidráulica a dos actuadores que hacen girar una polea múltiple de doble garganta (tambor), a la que está conectado un sistema de cables que actúa directamente sobre los carriles de arrastre de los slats.

1.2.2.2. Controles de flaps/slats en cabina de vuelo

Palanca de mando de flaps/slats (ver figura 2)

La palanca de flaps/slats está situada en la parte delantera derecha del pedestal de cabina. Se desplaza a través de una ranura que tiene dos escalas graduadas, una a cada lado. Ambas escalas tienen marcaciones en UP/RET, 0, 11, 15, 28 y 40 grados, y la de la derecha, además tiene marcadas dos zonas: una entre 0° y 24°, que corresponde a valores de despegue, y otra, entre 24° y 40°, que corresponde a valores de aterrizaje.

La palanca tiene dos gatillos, uno a cada lado, que al levantarlos, venciendo la fuerza de un muelle, desplazan sendos tetones situados a cada lado de la palanca, en su parte inferior, ya en el interior del pedestal, que se alojan cada uno en una guía corredera, ubicadas ambas en el interior del pedestal.

La guía del lado izquierdo es fija, y dispone de muescas en cada una de las marcaciones de la escala de ese lado (UP, 0, 11, 15, 28 y 40 grados).

La guía de la derecha es variable y tiene una única muesca que puede ajustarse a cualquier posición entre 0° y 24°, mediante una rueda, con su correspondiente ventana indicadora, situada en el lado derecho del pedestal, lo que permite seleccionar una posición exacta de flaps para el despegue, distinta de las fijas.

Cuando se mueve la palanca de flaps/slats a la posición seleccionada, el tetón derecho se alojará en esta muesca, impidiendo que la palanca pueda moverse, a menos que se levante el gatillo derecho.

Panel de ajuste para despegue (*take-off condition – CG/flaps selection/indication panel*) e indicador de compensación (*longitudinal trim indicator*) (ver figura 2)

Se encuentra en la parte posterior izquierda del pedestal central de cabina.

Dispone de una ruedecilla mediante la que se introduce en una ventana indicadora la posición del centro de gravedad del avión para ese vuelo. Dispone además de otra

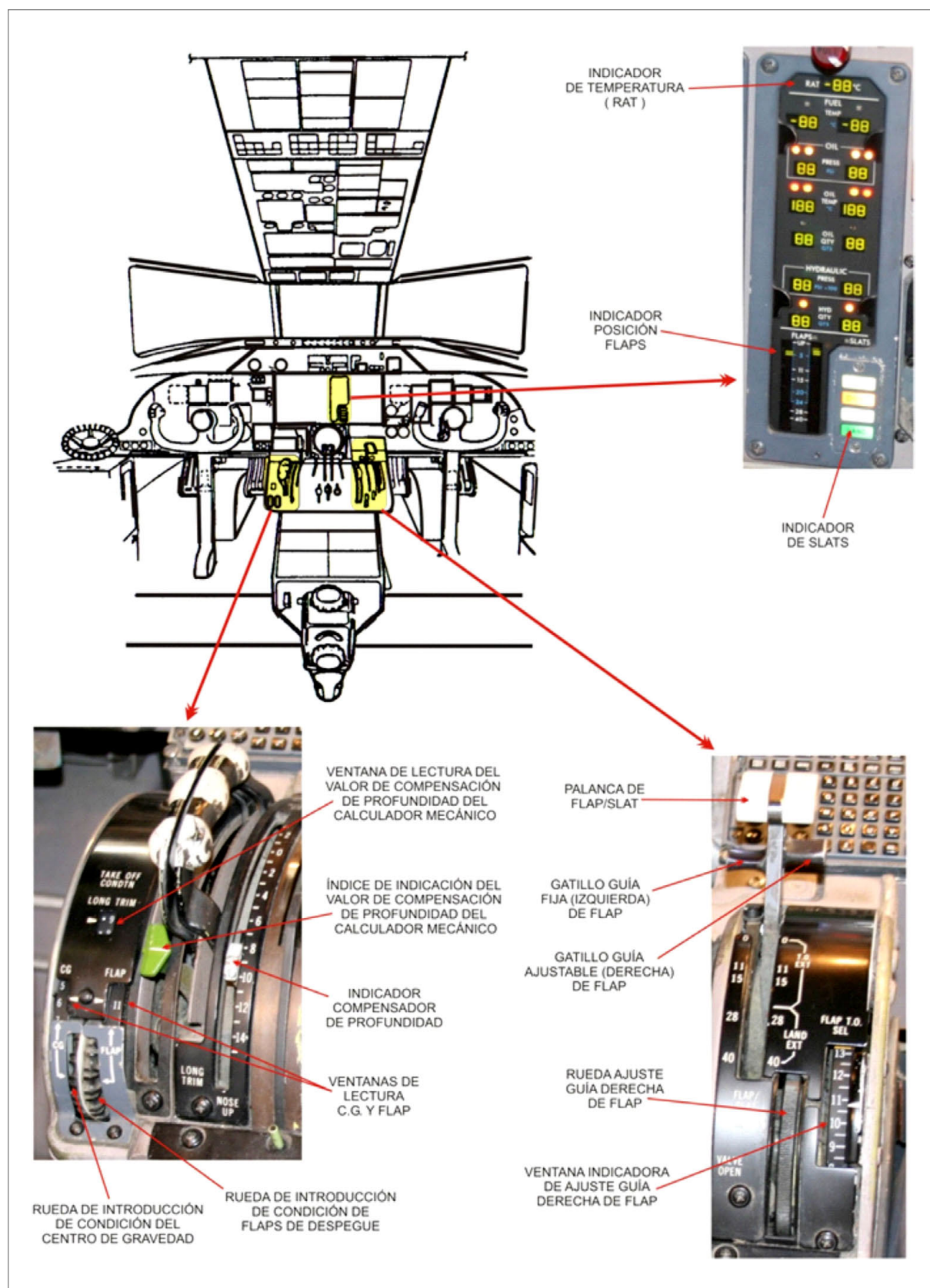


Figura 2. Controles e indicadores de flaps/slats

ruedecilla, con su correspondiente ventana, con la que se ajusta el valor de ángulo de flaps que la tripulación ha seleccionado para el despegue.

Un calculador mecánico combina ambos valores, y mediante un índice y una ventana, indica el valor al que la tripulación debe ajustar el compensador de profundidad para el despegue.

Asimismo, al introducir el valor del ángulo de flaps indicado anteriormente, se mueve un eje que atraviesa el pedestal hasta alcanzar su lado derecho, donde actúa sobre una articulación que posiciona un microinterruptor de aviso de flap para el despegue. Cuando la selección hecha con la palanca de mando de flaps coincide con el valor introducido en la ruedecilla del panel de ajuste para despegue, una leva pisa el microinterruptor de aviso de flap, el cual envía una señal al sistema de avisos al despegue (TOWS) que le indica que la selección de flaps es correcta, en cuyo caso, no se activará el aviso de flaps del TOWS.

1.2.2.3. Sensores de posición y sistema de indicación de flaps y slats

Hay dos transmisores de posición de flaps, uno en el ala izquierda y otro en el ala derecha, ubicados en la articulación interior de cada flap exterior y envían su información al indicador de posición de flaps, a los computadores de entrada en pérdida y a los DFGC.

Los indicadores de flaps y slats están situados en el lado inferior derecho del panel central de instrumentos (ver figura 2).

El indicador de flaps consiste en una escala vertical, graduada desde UP/RET hasta 40°, con indicación independiente para los flaps del lado izquierdo y para los del lado derecho. La indicación se ofrece a través de dos líneas luminosas verdes horizontales para cada lado, formadas por pantallas de cristal líquido (LCD).

El indicador de slats está formado por cuatro luces, T/O, DISAG, AUTO y LAND, de colores, azul, ámbar, azul y verde, respectivamente. Cuando están encendidas indican lo siguiente:

- T/O: palanca de flap/slat posicionada en la gama de despegue.
- DISAG: la posición de los slats del lado izquierdo y los del lado derecho no están de acuerdo entre sí, o bien que están en desacuerdo con la posición de la palanca de flaps/slats.
- AUTO: los slats se han extendido automáticamente a su posición máxima, a través del sistema de aviso de entrada en pérdida.
- LAND: los flaps están desplegados en la gama de aterrizaje, entre 24° y 40°, y los slats están totalmente extendidos.

La señal de las luces T/O, DISAG y LAND procede de la unidad electrónica de sensores de proximidad (PSEU), a la que le llega información de la posición de la palanca de flaps a través del microinterruptor de posición (S1-467). La señal de la luz AUTO procede directamente de los computadores de entrada en pérdida.

La posición de los paneles de slats la proporcionan 8 sensores de proximidad, 4 en el lado derecho y 4 en el izquierdo. Los 4 sensores de cada semiala están ubicados, 2 en el tambor y 2 próximos a los carriles de arrastre de los paneles de slat 1 y 3, respectivamente.

1.2.3. *Sistema de advertencia de configuración inadecuada para el despegue (TOWS, take off warning system)*

Los aviones de la serie MD-80 disponen de un sistema general de advertencia en cabina de vuelo (CAWS), que suministra diversos avisos sonoros a la tripulación cuando se dan ciertas condiciones potencialmente inseguras, configuraciones inadecuadas o problemas de funcionamiento de determinados sistemas.

El TOWS es parte del CAWS. El TOWS proporciona avisos relacionados con los siguientes elementos que participan en la configuración de la aeronave para el despegue:

- *Flaps*
- *Slats*
- Frenos
- Freno automático (*Auto brake*)
- Dispositivos de ruptura de sustentación automáticos (*auto spoilers*)
- Dispositivos de ruptura de sustentación (*spoilers*)
- Compensador del estabilizador horizontal (*trim*)

Los avisos sonoros consisten en una secuencia alternativa de tonos complementados con una voz sintética indicando el motivo del aviso. En caso de que uno o más de estos elementos tenga una configuración errónea, el sistema está diseñado para que tras sonar la bocina, la voz sintética los anuncie consecutivamente.

El TOWS emitirá un aviso sonoro siempre que se produzcan las siguientes condiciones:

- Avión en tierra,
- Ambas palancas de empuje adelantadas y
- Una o cualquier combinación de las siguientes:
 1. *Slats* retraídos.
 2. *Spoilers* extendidos.
 3. *Flaps* no situados en configuración de despegue o en desacuerdo con las condiciones establecidas en el calculador de despegue.

4. Posición del estabilizador horizontal en desacuerdo en más de $1,5^\circ$ con la posición fijada en el calculador de despegue.
5. Selector de freno automático (*Auto brake*) no situado en posición de despegue con los *spoilers* armados para el despegue.
6. *Spoilers* no armados para el despegue con el selector de freno automático situado en posición de despegue.
7. Freno de aparcamiento no liberado.

El TOWS sólo se habilita en tierra y está inhabilitado en vuelo.

1.2.4. Sistema de sensación de tierra (*ground sensing*). El relé R2-5

La aeronave dispone de sistemas que deben funcionar sólo en vuelo, sólo en tierra, o de una manera distinta si está en vuelo o en tierra. Los sistemas que lo necesitan reciben la información de que la aeronave está en tierra o en vuelo a través del sistema de sensación de tierra (*ground sensing*).

Este sistema está formado por tres interruptores (*switches*) situados en el tren de aterrizaje delantero, que detectan si la aeronave está en tierra o en el aire, veinte relés situados en el compartimento de aviónica y dos disyuntores de protección (*circuit breakers*) situados en la cabina de vuelo a través de los que el sistema recibe alimentación de corriente alterna de 115V (ver figura 3).

En el tren de aterrizaje delantero hay un interruptor que se cierra si el tren está extendido y bloqueado y se abre en caso de que el tren de aterrizaje delantero esté recogido, y dos interruptores, situados a la izquierda y a la derecha del tren, que se cierran si el amortiguador está comprimido, lo que ocurre cuando el avión está en tierra, y se abren cuando el amortiguador está extendido, es decir, cuando el avión está en vuelo.

El interruptor de tren extendido y bloqueado está conectado en serie con el de amortiguador del lado izquierdo. Cuando el avión está en tierra, ambos interruptores cierran un circuito que alimenta a once (11) relés y que constituye el conjunto izquierdo del sistema. En ese circuito se intercala un disyuntor de protección, identificado como K-33 en el panel superior de los situados detrás del asiento izquierdo de la cabina de vuelo de la aeronave y que está rotulado como «*Ground Control Relay Left*».

Por su parte, también con el avión en tierra, el interruptor del amortiguador del lado derecho cierra un circuito que alimenta a nueve (9) relés, que constituyen el conjunto derecho del sistema. En ese circuito está intercalado un disyuntor de protección identificado como L-33⁵ en el mismo panel de la cabina de vuelo detrás del asiento izquierdo y que está rotulado como «*Ground Control Relay Right*».

⁵ Esta denominación de los disyuntores puede variar de un avión a otro.

Cuando el avión está en vuelo, los interruptores de tren de morro y de amortiguador de ambos lados, izquierdo y derecho, están abiertos y por tanto también los circuitos eléctricos de alimentación de los relés.

Todos los relés del sistema tienen sus bobinas conectadas, por un lado, a la alimentación a través de sus respectivos disyuntores y, por el otro a tierra a través de los interruptores respectivos del tren delantero.

Asimismo, cada uno de los relés del sistema tiene cuatro secciones con tres contactos cada una, denominadas «A», «B», «C» y «D», y en cada una de ellas está cerrado el circuito entre los contactos números 2 y 3 en la condición de vuelo, y entre los contactos números 2 y 1 en la condición de tierra.

En el conjunto izquierdo de relés se encuentra el denominado como R2-5, que transmite la condición tierra-vuelo a los cuatro sistemas que se relacionan a continuación:

- *Sección «A»:* Sistema de ventilación del compartimento de aviónica («radio rack venting»), constituido por dos ventiladores, izquierdo y derecho. Ambos deben funcionar en tierra y sólo uno de ellos en vuelo.
El funcionamiento en tierra y en vuelo de los ventiladores está controlado a través de la sección A del relé R2-4. El relé R2-5 y el relé R2-6, este último perteneciente al sistema de sensación de tierra del lado derecho, intervienen en la indicación del mensaje «Radio Fan Off» del panel indicador de techo (EOAP).
Por la sección A del relé R2-5 circula una señal de 28 V de corriente continua.
- *Sección «B»:* Sistema de avisos al despegue (TOWS), que activa un aviso acústico en la cabina de vuelo cuando la aeronave se dispone a despegar y no tiene una configuración adecuada para ello.
Cuando el avión se encuentra en tierra y con el amortiguador del tren de morro comprimido, la unión de los contactos números 1 y 2 de esta sección del relé habilita el TOWS. En caso contrario, esto es, con el avión en vuelo, los contactos 1 y 2 se abren y el TOWS se inhabilita.
Por la sección B del relé R2-5 circula una señal de 28 V de corriente continua.
- *Sección «C»:* Sistema de calefacción de pitots y sondas («static ports and probe heaters»), constituido por una serie de calentadores («heaters»).
El funcionamiento de cada uno de estos calentadores está controlado por distintos relés. En particular, el calentador de la sonda RAT («Ram Air Temperature heater») está controlado a través del relé R2-5, y debe funcionar cuando la aeronave está en vuelo y no hacerlo cuando está en tierra.
Por la sección C de relé R2-5 circula una señal de 115 V de corriente alterna.
- *Sección «D»:* Sistema de alimentación cruzada de corriente alterna («AC cross-tie») que distribuye la alimentación de corriente alterna de distintas procedencias a las barras izquierda y derecha. Con el avión en tierra, se habilita la alimentación cruzada a las

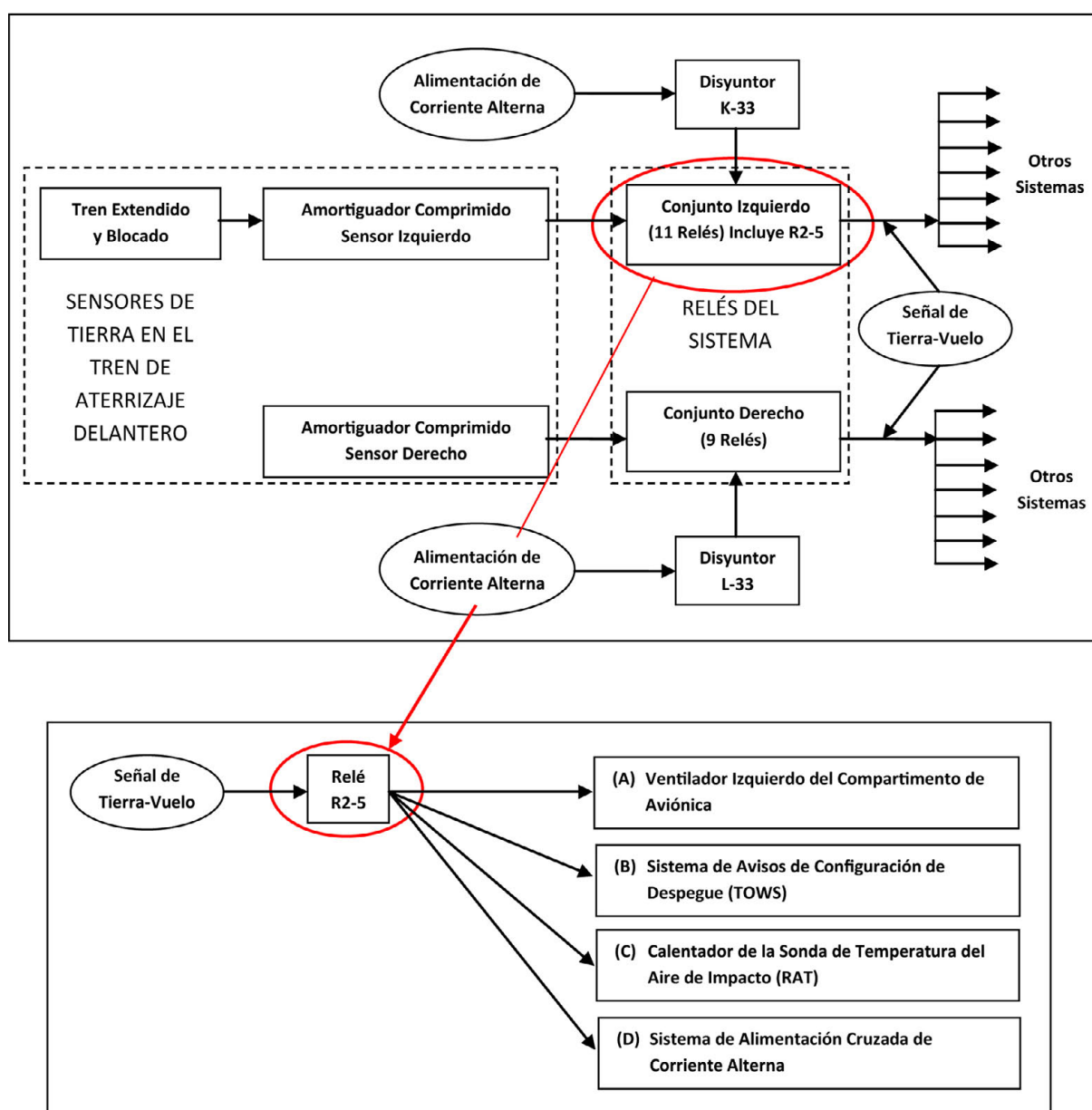


Figura 3. Esquema general del sistema de sensación de tierra. El relé R2-5

barras cuando la energía procede de los generadores de los motores (Engine Driven Generator – EDG) y se inhibe la alimentación cruzada cuando la energía procede de la unidad de potencia auxiliar (Auxiliary Power Unit – APU) o de una unidad externa. En el control del sistema intervienen tres relés del sistema de sensación de tierra: el relé R2-309, correspondiente al conjunto derecho y que habilita el modo de funcionamiento automático del sistema en tierra, y los relés R2-5 y R2-8, este último perteneciente al conjunto de sensación de tierra derecho. El R2-5 inhibe la alimentación cruzada en tierra de la barra izquierda cuando la energía procede de la APU o de una fuente de alimentación externa.

Por la sección D del relé R2-5 circula una señal de 28 V de corriente continua.

1.2.5. Circuito de calefacción de la sonda de temperatura de aire de impacto («Ram Air Temperature probe heater»)

La aeronave dispone de una serie de sistemas que utilizan el valor de la temperatura del aire en el exterior para asegurar su funcionamiento en condiciones adecuadas. Para ello, se mide la temperatura del aire de impacto (*Ram Air Temperature – RAT*) mediante una sonda (*RAT probe*) situada en la parte inferior derecha del fuselaje delantero.

Con el objeto de evitar su bloqueo por formación de hielo en su interior, la sonda tiene incorporado un calentador que está diseñado para funcionar cuando la aeronave está en vuelo y desconectarse cuando está en tierra.

Cuando el piloto conecta las calefacciones con el conmutador rotatorio (*rotary switch meter selector and heat*), el calentador recibe alimentación de corriente alterna a través de un circuito en el que hay instalado un disyuntor de protección que se encuentra en la posición Z-29 del panel inferior de los situados detrás del asiento izquierdo de la cabina de vuelo de la aeronave, y está rotulado como «Ram Air Temp & Probe Heater». Ese circuito de alimentación se completa a través de los contactos de la sección «C» del Relé R2-5 del conjunto izquierdo del sistema de sensación de tierra, que interrumpe la corriente cuando la aeronave está en tierra.

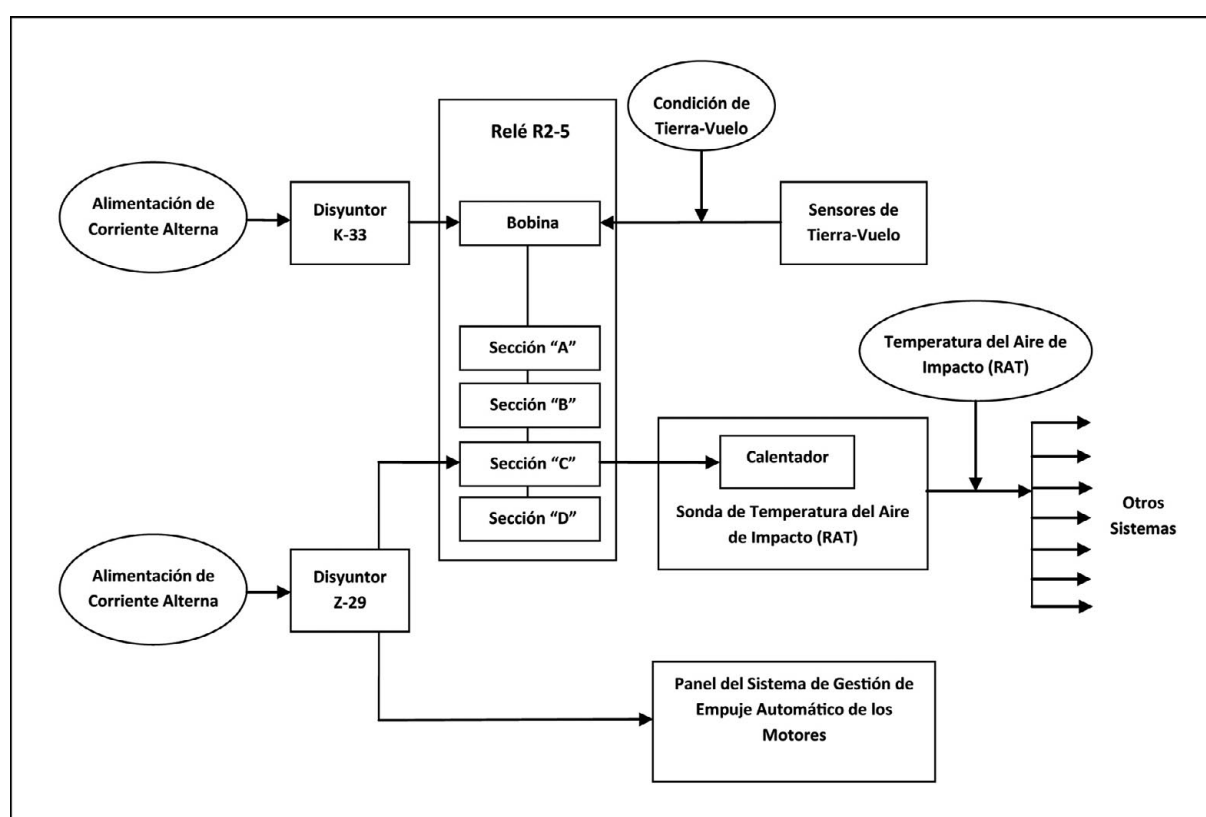


Figura 4. Esquema del calentador de la sonda RAT

El valor de la temperatura de la sonda se presenta en el panel central de instrumentos de vuelo de la aeronave, en la parte superior del panel de sistemas («System Display Panel» – SDP). En el caso de que el sistema no trabaje correctamente y el calentador funcione con la aeronave en tierra, la sonda medirá temperaturas en tierra anormalmente altas, muy superiores a la ambiente.

Por otra parte, a través del mismo disyuntor Z-29 también recibe alimentación de corriente alterna el panel («Thrust Rating Panel» – TRP) del sistema de gestión del empuje automático de los motores («Thrust Rating System» – TRS). En el caso de que este panel no reciba alimentación, no funcionará y el sistema de empuje automático de los motores no tendrá en cuenta la información procedente del TRP, de manera que el EPR deseado debe introducirse manualmente.

1.2.6. *Peso y centrado*

En Barajas se repostó el avión con 10.130 litros de combustible JET A-1 y se embarcó el pasaje y la carga. Según consta en la hoja de carga, el peso máximo al despegue (MTOW) era de 147.000 libras. El peso total de la carga era de 5.190 libras y el de los pasajeros, de 27.655 libras. En la hoja de carga se anotaron cambios de última hora que incrementaron el peso en 555 libras. El número total de pasajeros que se reflejaba en la hoja de carga era de 163 y una vez anotadas las modificaciones o cambios de última hora, se corrigió a 166.

Con todo, la aeronave inició su primer rodaje hacia la cabecera de la pista 36L con un peso total al despegue (ATOW) de 142.448 libras, que se distribuía de la siguiente forma:

- Peso seco operativo (DOW): 84.318 libras
- Pasajeros: 28.210 libras
- Carga: 5.190 libras
- Combustible: 24.730 libras

En la hoja de carga figuraba que el centrado de la aeronave para el despegue era de 8,05% MAC, que estaba entre los límites aprobados (–0,8% y 26% MAC) que se especificaban en el capítulo 6 de Peso y Centrado del Manual de Operaciones, parte B.

Según la hoja de carga, el combustible consumido en rodaje era de 800 libras, por lo que la aeronave tendría un peso total al llegar a la cabecera de pista de 141.648 libras.

Una vez en cabecera la aeronave regresó al estacionamiento para resolver la avería del calentamiento anormal de la sonda RAT y repostó el combustible consumido en el rodaje, hasta igualar la cantidad de 24.730 libras iniciales, con lo que el segundo rodaje se inició de nuevo con un peso de 142.448 libras. La tripulación no confeccionó una nueva hoja de carga al ser los pesos los mismos que en el primer rodaje.

El despegue, después del segundo rodaje, se realizó por tanto con un peso total de 141.648 libras.

1.2.7. *Historial de mantenimiento*

La aeronave EC-HFP se mantenía de acuerdo con el programa de mantenimiento MPDM80SP, aprobado el 3 de abril de 2008 por la DGAC de España en su estado de revisión temporal TR 05-002.

El programa de mantenimiento MPDM80SP está basado en el MRBR⁶ del fabricante Boeing, revisión número 2, editado en noviembre de 2003.

Los periodos y frecuencias de las inspecciones de este programa eran:

N.º	Tipo de inspección	Intervalos de inspección
1	Prevuelo	Antes de cada vuelo
2	Diaria	Cada día de calendario
3	W	14 días de calendario
4	A	120 días
5	C	16 meses o 4.500 FH, lo que ocurra primero
6	IV	5 años o 15.500 FH, lo que ocurra primero
7	D	10 años, 30.000 FH o 25.000 FC, lo que ocurra primero

El avión contaba con 31.963 horas totales de vuelo y 28.133 ciclos totales. Se entregó al operador el 24 de julio de 1999 con 9.821 horas totales y 10.986 ciclos totales de vuelo desde su fabricación. Desde esa fecha se habían llevado a cabo un total de 33 inspecciones mayores (A, C, IV y D) de acuerdo con el programa de mantenimiento aprobado. La última de estas inspecciones (una tipo A) se efectuó entre los días 22 y 23 de mayo de 2008 cuando el avión acumulaba 31.282 horas y 27.645 ciclos.

1.2.7.1. **Indicaciones previas de temperatura excesiva de la sonda RAT en el avión accidentado**

De acuerdo con los registros del ATLB consultados, que comprenden el periodo entre el 31 de marzo y el 20 de agosto de 2008, se realizaron tres tareas de mantenimiento no programado en Madrid y Barcelona los días 19 y 20 de agosto de 2008 por el personal de mantenimiento del operador como consecuencia de indicaciones de alta

⁶ Maintenance Review Board report, MSG-3, McDonnell Douglas MD-80, revisión 2, editado en noviembre de 2003.

temperatura de la sonda RAT que habían sido anotadas en el ATLB por las tripulaciones de vuelo esos días.

La primera de las acciones de mantenimiento se llevó a cabo en el aeropuerto de Madrid-Barajas el día 19 de agosto en respuesta a una anotación de los pilotos en el ATLB (número de secuencia 36L): «*During taxi for three times the RAT goes to 90 °C and the corresponding EPR's below 1.30*», efectuada durante un vuelo Barcelona-Madrid con salida las 15:50 h.

Según manifestó a la CIAIAC el técnico que atendió esta avería (TM1), cuando observó la indicación en cabina de la temperatura proporcionada por la sonda RAT, comprobó que era de 34 °C, lo cual es un valor normal en verano en Madrid e interpretó por ello que la sonda no estaba calefactada en ese momento. Procedió a desconectar y conectar de nuevo el disyuntor Z-29 que activa el paso de corriente eléctrica a través de la resistencia que calienta la sonda RAT, observando que la indicación de temperatura continuaba en los valores indicados anteriormente. Después, mediante una palpación comprobó que la sonda RAT no estaba caliente.

Posteriormente, simuló las condiciones de vuelo abriendo los disyuntores de los relés del sistema de sensación de tierra izquierdo y derecho (K-33 y L-33, respectivamente) y activó la calefacción de la sonda RAT comprobando que ésta se calentaba, tal como debía ocurrir en esas condiciones.

Tras llevar a cabo todas estas tareas, no logró reproducir la discrepancia registrada en la secuencia 36L por los pilotos. Como resultado de la acción de mantenimiento efectuada, el técnico registró en el ATBL la siguiente anotación a las 17:30 h: «*Reset tested; OK Pls info if fails again*».

La segunda anotación en el ATLB relacionada con una indicación de temperatura excesiva de la sonda RAT se registró en el vuelo inmediatamente posterior al anterior el mismo día 19 de agosto.

Ese vuelo cubría el trayecto Madrid-Barcelona y la hora registrada de salida fue las 18:22 h. En concreto, en la secuencia 38L del ATLB los pilotos escribieron lo siguiente: «*During taxi, RAT goes to 90 °C, EPR's below 1.30 (same as seq 36)*». Este fue el último vuelo que realizó el avión ese día, permaneciendo en Barcelona hasta el día siguiente.

Ya en Barcelona, el técnico que revisó el avión (TM2) comprobó primeramente que no había corriente eléctrica circulando por la resistencia de la sonda y, por tanto, que la avería descrita por la tripulación en el ATBL no se encontraba presente en ese momento. Otros dos técnicos que comenzaron después su turno de trabajo confirmaron lo mismo.

Después de consultar el AMM, el TM2 llevó a cabo la prueba definida en el capítulo AMM 34-18-00, apartado 2, relativo a la descripción y operación de la RAT y el TRP. La prueba resultó satisfactoria, no pudiendo, por tanto, reproducir la avería descrita en el ATLB, tal como le sucedió al TM1 en Madrid.

Como resultado de las acciones de mantenimiento efectuadas, el TM2 escribió la siguiente respuesta en el ATBL a las 03:00 h del día 20 de agosto: «*RAT/TRI test performed acc AMM 34-18-00 resulting satisfactory*».

La tercera y última anotación en el ATLB relacionada con una indicación de temperatura excesiva de la sonda RAT se registró el día 20 de agosto de 2008 (secuencia 46L) durante el rodaje previo al accidente en Madrid. Ese día el avión había efectuado ya un trayecto Barcelona-Madrid con salida a las 08:55 h, sin detectarse ninguna anomalía respecto a la sonda RAT.

En concreto, la anotación correspondiente a la secuencia 46L, registrada a las 13:00 h, indicaba: «*Before take off RAT temp rises to 99 °C and EPR lim down to 1.38 with TO selected RAT probe heater active on GND*».

Esta indicación de alta temperatura en la sonda RAT motivó que el avión regresara al punto de estacionamiento R11 del aeropuerto de Madrid-Barajas para ser atendido por personal de mantenimiento.

El técnico (TM3) se cercioró de la avería que se describía en el ATLB, consultó la Lista de Equipamiento Mínimo (MEL) en el apartado 30.8⁷ correspondiente a la calefacción de la sonda RAT y procedió a abrir el disyuntor (Z-29) del circuito eléctrico que conecta esa calefacción. Con ello se propuso y se aceptó el despacho del avión, ya que no existía previsión de condiciones de engelamiento en la ruta Madrid-Las Palmas.

Como resultado de la acción de mantenimiento efectuada, el TM3 hizo la siguiente anotación en el ATLB a las 13:55 horas: «*C/B Z-29 pulled and placarded tx to HIL system must be checked A/C released acc MEL*».

Adicionalmente, los datos extraídos del DFDR indican que desde el día 18 hasta el 20 de agosto de 2008 hubo un total de 6 situaciones (incluyendo las 3 descritas en las secuencias 36L, 38L y 46L del ATLB) en las que se registró una alta temperatura de la sonda RAT mientras el avión se encontraba en tierra (ver apartado 1.4.2 de este informe).

1.3. Registradores de vuelo

De acuerdo con las normas de operaciones en vigor⁸ en el momento de accidente, el avión estaba equipado con un registrador digital de datos de vuelo (DFDR) y con un

⁷ En el apartado 30.8 de la MEL, «Ram Air Temperature Probe Heater» figura la siguiente anotación: «Remarks or exemptions: May be inoperative provided that: (PL)[Placard]. Flight is not made in known or forecast icing conditions».

⁸ Reglamento (CE) n.º 1899/2006 del Parlamento Europeo y del Consejo, de 12 de diciembre de 2006. Requisitos técnicos y procedimientos administrativos comunes aplicables al transporte comercial por avión. OPS 1: Transporte aéreo comercial-aviones, en vigor desde el 16 de julio de 2008 (conocidas como normas EU OPS). Subparte K. Párrafos OPS1.710 y OPS1.725.

registrador de voz de cabina de vuelo (CVR). También llevaba instalado un registrador de acceso rápido (QAR).

Registrador digital de datos de vuelo (DFDR)

Fabricante: Honeywell
Modelo: SSFDR
P/N: 980-4700-042
S/N: 9228

El DFDR graba 64 parámetros y registra un periodo de 100 horas.

Registrador de voz de cabina de vuelo (CVR)

Fabricante: Sundstrand (Honeywell)
Modelo: AV-557-C
P/N: 980-6005-079
S/N: 9228

El CVR consta de cuatro (4) canales de grabación de sonido en los que han quedado registrados los 32 minutos anteriores al momento del accidente.

Registrador de acceso rápido (QAR)

Fabricante: Teledyne Control
P/N: 2248000-41
S/N: 284

1.3.1. *Recuperación de la información grabada*

El DFDR y el CVR se recuperaron de los restos de la aeronave en la tarde noche del día del accidente. Presentaban daños por golpes y señales de haber sido afectados por fuego. La información grabada que contenían se descargó con éxito en el laboratorio del AAIB en el Reino Unido.

El avión iba equipado con dos computadores de guiado digital de vuelo (DFGC), de manera que uno se encuentra siempre en funcionamiento durante la operación del

avión y el otro se mantiene en espera. Se ha comprobado que durante el rodaje y el despegue que antecedieron al accidente, el DFGC que estaba funcionando era el n.º 2. Los parámetros de vuelo que se transmitieron al DFDR desde el DFGC n.º 2 se grabaron erróneamente probablemente debido a un problema en la conexión entre el DFGC y la unidad de adquisición de datos de vuelo (FDAU). Estos parámetros son los siguientes:

Posición del estabilizador horizontal, posición del timón de profundidad, ángulo de ataque, posición del *spoiler* exterior izquierdo, posición del *spoiler* interior derecho, posición del alerón izquierdo, posición del timón de dirección, posición de *slats* (lados izquierdo y derecho), conexión del piloto automático, señal de tierra del tren principal izquierdo y señal de tierra del tren principal derecho.

El resto de parámetros se grabaron correctamente.

El QAR se recuperó de los restos de la aeronave en días posteriores. El disco magneto óptico donde se graba la información del QAR se había instalado a principios de agosto de 2008 en el avión. Se descargó la información que contenía ese disco en instalaciones del fabricante del equipo, Teledyne, y se verificó que los datos que albergaba correspondían a otro avión del operador y a vuelos anteriores. Se ha comprobado que existía una incompatibilidad entre los formatos de grabación del equipo y los de escritura del disco.

1.3.2. Información contenida en los registradores de vuelo

La sincronización del CVR y DFDR se logró mediante el uso de las comunicaciones de la aeronave con la torre de control del aeropuerto en el momento de la autorización para el despegue en el vuelo del accidente. Se puede establecer que los errores de sincronización son inferiores a 2 segundos.

Por claridad y homogeneidad con la referencia horaria utilizada en este informe, en la descripción que sigue se usa la hora local. La secuencia que se refleja a continuación comienza a partir del momento en que se autoriza a la aeronave a rodar por primera vez después de la escala en Madrid.

Los gráficos que muestran la evolución de algunos parámetros del DFDR se han incluido en el Apéndice 1.

A las 13:13:57⁹ el DFDR comienza a registrar datos. Desde el inicio de la grabación se registra una temperatura de la sonda RAT de 56 °C, que va ascendiendo hasta alcanzar los 104 °C. El parámetro de *flaps* indica una deflexión de 11°.

⁹ Una de las condiciones de diseño establecidas en la instalación del DFDR en este avión es que se ponga en funcionamiento la grabación al liberar el freno de aparcamiento (*parking brake*) y se interrumpa al actuarlo.

La tripulación abandonó el puesto T21 y rodó por la calle M hasta alcanzar la cabecera de la pista 36L. Una vez en la cabecera les autorizaron a despegar a las 13:25:03¹⁰.

A las 13:26:27 la tripulación informó a ATC que tenía un problema y que debía abandonar la pista.

A las 13:29:00 se interrumpe la grabación del DFDR. El rumbo en ese momento era de 185°¹¹. A las 13:33:12 la tripulación informa a ATC que deben regresar a la plataforma y a las 13:33:47 se reanuda la grabación del DFDR. La aeronave recibió entonces instrucciones de ATC para regresar al aparcamiento.

La grabación del DFDR se volvió a interrumpir a las 13:42:50. El parámetro de deflexión de flaps permaneció en los 11° en todos los intervalos de tiempo en los que se grabó información en el DFDR desde el comienzo del rodaje hacia la pista hasta este momento. La temperatura de la sonda RAT registrada en el rodaje de regreso a la plataforma fue de 104 °C.

A las 13:51:22 se inició la grabación del CVR y el DFDR no estaba grabando en ese momento. La conversación que se mantiene en la cabina de vuelo trata de la utilización de hielo seco para bajar la temperatura de la sonda de temperatura. En la cabina se encuentran en ese momento la tripulación, técnicos de mantenimiento y alguna otra persona que entra y sale (jefa de cabina y otro comandante de Spanair).

A las 13:51:48 el comandante hace la observación de que llevan un retraso importante y que es necesario anotar lo que ha ocurrido.

A las 13:53:21 el comandante pregunta a la sobrecargo si hace mucho calor en la cabina de pasajeros y la sobrecargo le informa que sí.

A las 13:53:54 el comandante comenta que pueden irse, ya que no hay previsión de engelamiento. El técnico de mantenimiento (TM3) está de acuerdo y le dice que despachan el avión con la calefacción de la sonda de temperatura inoperativa.

A las 13:54:34 el copiloto realiza un comentario sobre que no se podrá realizar un despegue flexible¹².

A las 13:57:47 el copiloto inicia una conversación telefónica privada con su teléfono móvil indicando que aún están en Madrid y que se retrasará y habla con su interlocutora de la necesidad de cambiar los planes que tenían.

¹⁰ La información de las conversaciones entre la aeronave y los servicios de control en aquellas fases en las que no se dispone de los datos del CVR procede de las cintas de las comunicaciones que se graban en las instalaciones ATC.

¹¹ El rumbo se mide positivamente a partir del N en sentido de las agujas del reloj.

¹² El despegue flexible (FLEX) es uno de los modos que se puede seleccionar en el sistema de gestión del empuje automático de los motores (Thrust Rating System – TRS).

A las 14:02:36 el comandante dice que va a descender del avión para cargar combustible e indica que avisen al pasaje.

A las 14:07:02 el copiloto pide autorización a ATC para puesta en marcha utilizando el canal de frecuencia de rodaje en lugar de la frecuencia de autorizaciones. Después de sintonizar la frecuencia correcta, se recibe la autorización de ATC a las 14:08:08.

A las 14:08:43 la tripulación inicia la primera lista de comprobación de antes del arranque de motores (*Prestart*) «*below the line*» [sic]¹³.

A las 14:08:50 se realiza la segunda lista antes de la puesta en marcha (*Before start*). El comandante se adelanta y contesta algunos de los puntos de la lista antes de que los lea el copiloto¹⁴.

A las 14:09:01 se inicia el arranque de los motores y durante ese proceso la tripulación discute sobre si realizarán o no un despegue manual.

A las 14:12:08 se inicia la lista de después del arranque (*After Start*). Antes de leer el último punto, *flaps/slats*, el comandante le dice al copiloto que pida rodaje. Antes de la lectura de la lista no se escucha en el CVR que el comandante pronuncie la palabra flaps. Mientras esperan la autorización para rodar calculan el EPR y se oye 1.95. Hablan, de nuevo, sobre si van a hacer el despegue manual o con empuje automático.

ATC les hace esperar algunos minutos y a las 14:14:23 el comandante comunica con ATC preguntando cuánta demora estaba prevista.

Son autorizados a rodar y a las 14:14:33 se reinicia la grabación del DFDR. Desde el inicio del rodaje el parámetro del DFDR de deflexión de flaps indicó 0°. Este valor se mantuvo ya hasta el final de la grabación.

Realizaron las comprobaciones de rodaje y a continuación, a las 14:15:56, leyeron la lista de «*Taxi*». Cuando llegaron al último punto (*Take off briefing*) el copiloto lo leyó y no se escuchó la respuesta en el CVR del comandante.

A las 14:16:39 recibieron una comunicación de ATC informándoles que cambiaran de frecuencia.

A las 14:16:50 se hizo el cambio de frecuencia y se inició una conversación en la cabina sobre la avería que habían tenido y cómo se había solucionado. Mientras, la aeronave rodaba por M-15, M-16, M-17 y R-5. En la cabina se encontraba una tercera persona

¹³ Ver el apartado 1.5 Procedimientos operacionales, donde se explica el significado de esta expresión.

¹⁴ Según los procedimientos operacionales de la compañía las listas de comprobación en tierra las lee el copiloto y las contesta el comandante. Los puntos de la lista en los que se adelantó fueron seat belts, doors, anticollision y cabin report.

que participó en esta conversación. A las 14:18:14 el copiloto volvió a mencionar que no les iba a funcionar el empuje automático.

A las 14:19:00, cuando se encontraban en R-5, ATC les indicó que comunicaran con la frecuencia de despegues. La tripulación contactó con control de despegues e informó que se encontraban en R-5. Esperaron en R-5 y hablaron sobre otra aeronave en despegue, conversación en la que participó la tercera persona.

A las 14:21:05, fueron autorizados a entrar en pista y mantener.

A las 14:22:06 se oyeron dos pitidos en la cabina, que son la señal con la que la sobrecarga indica a los pilotos que la cabina de pasajeros se encuentra preparada para el despegue, y el copiloto inició la lista de despegue inminente (*Take off imminent*). En ese momento la aeronave estaba rodando por Z-2 y realizando un viraje a la derecha. El copiloto leyó todos los puntos de la lista y el comandante contestó. En la grabación se oye como el copiloto enuncia los puntos finales de la lista (*final items*) diciendo «*Final items, tenemos..., perdona, ocho, eleven, enrasado, eleven, stowed...*» [sic]. Inmediatamente, vuelve a hablar sobre la posibilidad de conectar el piloto automático nada más despegar.

A las 14:23:09 la aeronave fue autorizada a despegar y el comandante colacionó la autorización.

A las 14:23:10 se inició el movimiento de las palancas de empuje de los motores y a continuación, a las 14:23:19 soltaron los frenos.

A las 14:23:29 se alcanzó un valor de EPR de 1.4

A las 14:23:31 la tripulación comentó que no funcionaba el sistema de empuje automático y tenían que hacer un despegue manual. Nueve segundos más tarde se alcanzó un EPR de 1.95.

Durante la carrera de despegue se oyeron los anuncios en voz alta (call outs) «*sixty*», «*one hundred*», «*V1*», «*power check*» y «*rotate*»¹⁵. En el momento en que se oyó «*V1*» la velocidad¹⁶ grabada en el DFDR fue de 154 Kt y al oírse «*rotate*» se registró una velocidad de 157 kt.

A las 14:24:10 en el DFDR quedó registrado el cambio de la señal de modo tierra a modo vuelo procedente del sistema de sensación de tierra de la pata de morro.

Durante todo el recorrido de despegue y hasta el final de la grabación del CVR, no se registró ningún sonido relacionado con el sistema de advertencia de configuración inadecuada para el despegue (TOWS).

¹⁵ Voz inglesa que identifica la velocidad de rotación en el despegue.

¹⁶ Los valores de las velocidades que se indican se refieren a las calculadas por el avión (CAS), mientras no se especifique lo contrario.

A las 14:24:14 se activó la vibración de la palanca de control del sistema avisador de pérdida (*stall warning stick shaker*). El copiloto dijo «fallo de motor» [sic] en tono interrogativo y un segundo más tarde, a las 14:24:15 el comandante, en un tono de voz muy elevado, preguntó cómo se apagaba la voz. En ese momento la velocidad era de 168 kt, había 25 ft de radio altura, un ángulo de cabeceo (*pitch*) de 15,5° y un alabeo (*bank*) a la derecha de 4,4°.

El alabeo a la derecha se incrementó hasta un máximo de 20°. En este momento se produjo una variación de la posición de las palancas de empuje de unos 4 grados la izquierda y 32 grados la derecha, en el sentido de disminuir el empuje, durante un segundo. Como consecuencia de ello el valor de EPR se redujo un par de segundos después a un valor en torno a 1,65 en ambos motores, observándose variaciones de los parámetros de motor. Inmediatamente las palancas se movieron hasta su posición más adelantada posible alcanzándose unos valores de EPR en torno a 2,15. Estos valores se mantuvieron constantes hasta el final.

A partir de ese momento se escucharon los avisos de «*bank angle*» procedente del sistema de aviso de proximidad al terreno (EGPWS) y en cabina sonaron alternativamente en tres (3) ocasiones la bocina y la voz sintética anunciando la condición de pérdida aerodinámica: «[bocina] *stall*, [bocina] *stall*, [bocina] *stall*», a veces solapados con el aviso del EGPWS. La vibración de la palanca de control del sistema avisador de pérdida permaneció activa hasta el primer impacto con el suelo.

A las 14:24:19 se alcanzaron los máximos valores de *pitch* (18,3°) y de radio altura (40 ft).

A las 14:24:24 se escuchó el primer impacto contra el terreno alcanzándose una aceleración vertical de 3,17 g. En ese momento la actitud registrada de la aeronave era de 10,4° de *pitch* y 5,3° de alabeo a la derecha. La velocidad era de 154 kt.

1.4. Inspecciones, ensayos e investigaciones

1.4.1. *Flaps/slats*

1.4.1.1. Inspección de los restos en el lugar del accidente

Se identificaron en el lugar del accidente cinco (5) actuadores de los *flaps*, tres (3) del ala derecha y dos (2) del ala izquierda. Al haber perdido la presión hidráulica, cuatro (4) de esos actuadores se podían extender y retraer libremente, mientras que el quinto presentaba fuertes daños producidos por el fuego al que estuvo sometido después de haberse desprendido de la estructura del ala, y había quedado bloqueado.

Se localizaron e identificaron los dos (2) actuadores de control de los *slats*, así como los carriles que actúan directamente sobre tres (3) secciones.

En total se recuperaron seis carriles de slats, que se encontraban en las siguientes condiciones:

Semiala izquierda:

Carril de soporte del panel de slat n.º 0	Se mueve de manera limitada.
Carril de arrastre del panel de slat n.º 0	Bloqueado en posición de totalmente replegado.
Carril de soporte del panel de slat n.º 1	Se mueve de manera limitada.
Carril de arrastre del panel de slat n.º 1	Bloqueado en posición de totalmente replegado.

Semiala derecha:

Carril de arrastre del panel de slat n.º 1	Bloqueado en posición de totalmente replegado.
Carril de soporte del panel de slat n.º 1	Bloqueado. No permite determinar su posición.

Todos estos componentes estuvieron expuestos al fuego y presentaban evidencias que se corresponderían con una condición de *slats* retraídos.

Asimismo, se encontró la válvula de control de slats, en su posición, sobre la raíz de la semiala derecha. Estaba afectada por fuego intenso y se encontraba agarrotada.

1.4.1.2. Inspección de la palanca de flaps/slats (ver figura 5)

Se recuperó de los restos el pedestal central de cabina, que presentaba fuertes daños por impacto, sobre todo en su lateral derecho que había sido destruido en parte, habiendo desaparecido la rueda mediante la que se ajusta la muesca de la guía derecha de la palanca de flaps, así como su ventana indicadora.

La palanca de flaps/slats se encontraba en su sitio, fijada en el mismo eje del pedestal al que lo estaba la guía ajustable, y al igual que ésta, se movía libremente alrededor del eje. El tetón izquierdo, que es el que se aloja en la guía corredera fija, se había salido de ésta, y mostraba una apreciable deformación. La guía se encontraba en su posición y se apreció la existencia de una marca fuerte en el alojamiento correspondiente a la posición UP/RET.

Tanto la palanca de flaps/slats como la guía fija se desmontaron del pedestal y se enviaron al laboratorio del Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA) para su análisis.

La guía fija presentaba en todas las paredes interiores de su recorrido marcas de rozamiento propias del funcionamiento normal de contacto del tetón con dichas paredes. La guía presentaba daños en el fondo del alojamiento correspondiente a la

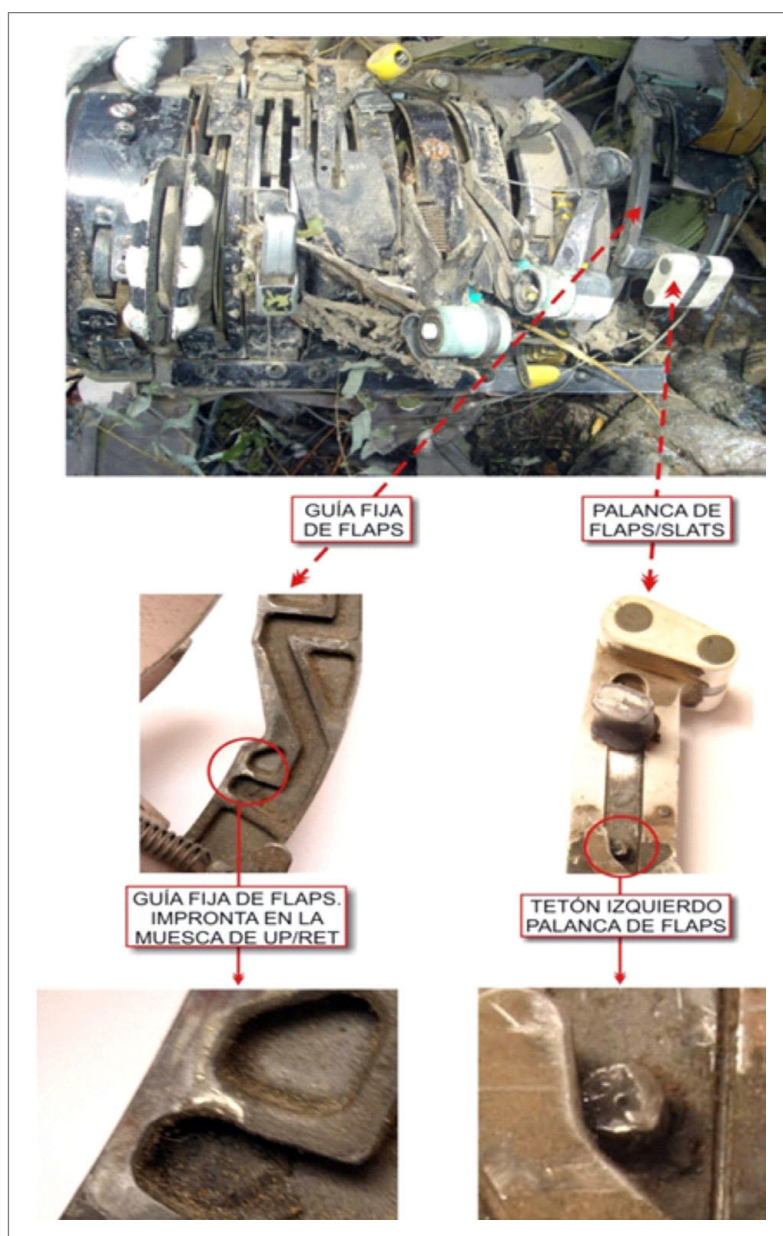


Figura 5. Detalles del examen de la palanca de mando de flaps

marcación de la posición UP/RET. Estos daños consistían básicamente en la deformación del material situado en la zona adyacente al fondo del alojamiento, presentando una huella de tipo impronta con forma aproximadamente elíptica sobre el material de la pared de la guía, y marcas de arrastre sobre la superficie del material deformado, observándose además material rebatido en la zona de salida del alojamiento sobre la superficie exterior de la guía.

En la pared interior de la guía situada frente a la pared dañada indicada en el párrafo anterior, se observaba una marca de forma aproximadamente elíptica, situada en la zona media de la pared.

El tetón de marcación de posiciones fijas presentaba daños muy notables en la superficie plana exterior y en la superficie cilíndrica.

Tras el estudio de ambos elementos se llegó a la conclusión de que el daño que presentaba la guía se produjo probablemente debido a un fuerte impacto del tetón de marcación de posiciones fijas de la palanca de flaps/slats contra la guía y posterior movimiento relativo entre el tetón y la guía.

Estas evidencias se corresponderían con la palanca de flaps/slats posicionada en UP/RET en el momento en el que se produjo dicho impacto entre tetón y guía.

1.4.2. *Estudio de las condiciones en las que se produjeron los episodios de alta temperatura de la sonda RAT en tierra en el avión accidentado*

Como parte de las tareas de la investigación, se ha realizado una correlación de las temperaturas de la sonda RAT con otros parámetros como la altitud barométrica, velocidad del avión, señal tierra/vuelo y tiempo con el fin de identificar posibles patrones en la aparición de anomalías.

Como se ha mencionado en el punto 1.3.1, entre los días 18 y 20 de agosto de 2008 se registraron 6 casos de indicación de alta temperatura de la sonda RAT en el DFDR, mientras el avión se encontraba en tierra. Anteriormente no se registraron otros casos de indicación de alta temperatura en el DFDR. Estos 6 casos han sido identificados con los números 1, 4, 5, 6, 7 y 9 en la figura 6 que se adjunta. La hora indicada en la gráfica es UTC.

En el ATLB del avión se anotaron únicamente 3 de esos 6 casos de indicación de alta temperatura. Cada una de esas 3 anotaciones fue llevada a cabo por tripulaciones distintas. Las 2 primeras anotaciones se realizaron el día 19 de agosto y la última el día 20 de agosto de 2008.

Del estudio de los registros del DFDR se extrae la siguiente información:

- La secuencia total desde el primer caso registrado en el DFDR de alta temperatura incluye 9 vuelos. Abarca 3 días con 2 paradas prolongadas intermedias en las noches de los días 18-19 y 19-20.
- La sonda RAT estuvo calefactada en tierra en 6 ocasiones. La duración media de los sucesos fue de 14:50 minutos (máximo 33 minutos, mínimo 5 minutos).
- Los eventos registrados de alta temperatura de la RAT, tomados día a día, han tenido lugar en el 6.º vuelo del primer día, en el 2.º, 3.º, 4.º y 5.º vuelo del segundo día, y en el 2.º vuelo del tercer día, inmediatamente antes del accidente.
- En ninguno de los 3 días se registró alta temperatura de la RAT en el primer vuelo del día.
- Parece apreciarse una relación inversa entre la velocidad del avión y la temperatura indicada por la RAT, posiblemente debido a que el aire de impacto en el movimiento

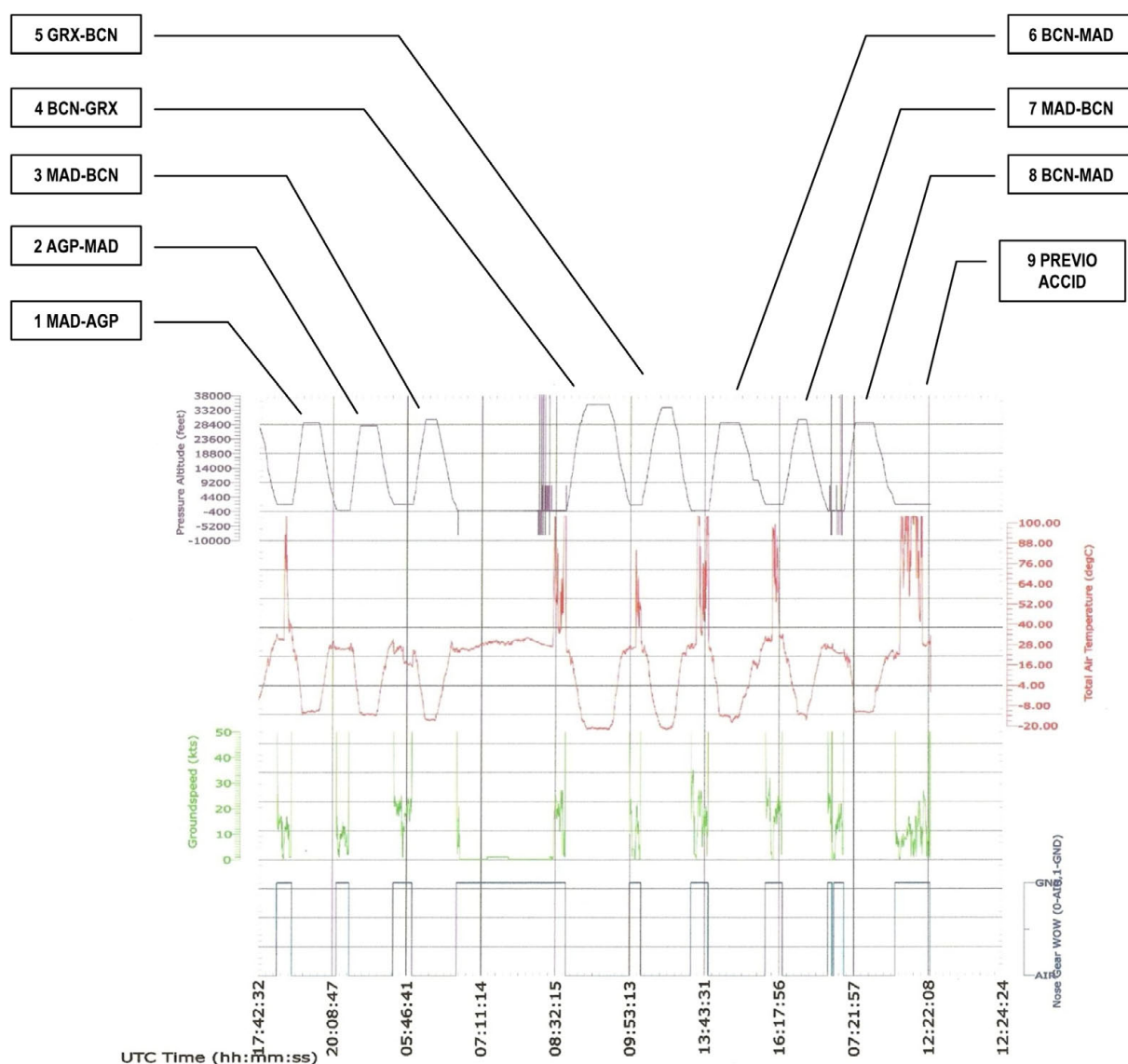


Figura 6. Registros en el DFDR de alta temperatura de la sonda RAT. EC-HFP

del avión durante el rodaje refrigerase la sonda provocando una disminución de su temperatura.

- Después del despegue, la indicación de temperatura registra valores normales posiblemente debido al enfriamiento de la sonda por el aire de impacto.
- No se registran casos de calentamiento de la sonda tras el aterrizaje al ser desconectada por la tripulación actuando sobre el conmutador rotatorio (*rotary switch meter selector and heat*).

1.4.3. Relé R2-5 del sistema de sensación de tierra

El relé instalado en la posición R2-5 del sistema de sensación de tierra de la aeronave había sido fabricado por Leach Corporation, con P/N 9274-3642. En la carcasa figuraba

la inscripción «MFR 58657-9208», indicando el lote (n.º 58567) y la fecha de fabricación (semana n.º 8 del año 1992).

Se trataba de un relé herméticamente sellado, con cuatro secciones de tres contactos cada una, capaces de soportar una intensidad de 10 A, de corriente continua (28 V) o alterna (115 V 400 Hz). Sus especificaciones establecen una vida de 100.000 ciclos.

Se recuperó de entre los restos de la aeronave, unido a un trozo de la chapa de su soporte en el que había un total de ocho relés (ver figura 7). Presentaba daños por impacto en los contactos situados en la parte superior, en la cubierta, en una de sus caras y en la base. Además, la cubierta estaba parcialmente levantada y le faltaban algunos trozos en las esquinas.

El relé R2-5 se ha inspeccionado con el objetivo de determinar si pudo fallar. Se ha sometido a una inspección visual, a una inspección boroscópica, a un examen radiológico y se han realizado pruebas de continuidad y una prueba funcional. No se ha podido llevar a cabo por el momento, un desmontaje completo del relé con objeto de estudiar minuciosamente sus componentes internos.

Se observó que en el exterior de la cubierta había abundantes depósitos de residuos, con una gran proporción de arena entre todos los contactos. Una vez eliminados los residuos, se comprobó que dos contactos se habían deformado hasta llegar a unirse por la parte más alejada de la cubierta. Mediante el uso de un boroscopio y a través de los huecos dejados por los trozos que le faltaban, se accedió al interior de la cubierta. Hasta donde se pudo alcanzar, se comprobó que también en el interior había depósitos de residuos y que no había conexiones rotas entre los contactos y las respectivas entradas en la zona sellada del relé.

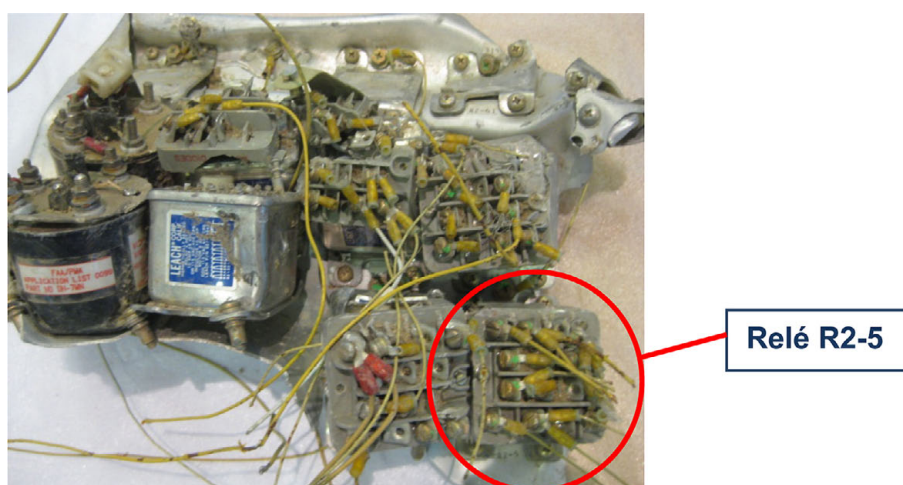


Figura 7. Conjunto de relés recuperado, donde se sitúa el R2-5

La inspección radiológica consistió en la realización de radiografías y de una tomografía computarizada con escáner de alta resolución del relé. Los resultados obtenidos permitieron comprobar que no había anomalías detectables en los elementos internos.

La prueba funcional se realizó tomando como referencia las especificaciones del relé suministradas por Boeing y Leach Corporation. Como medida preliminar, se introdujo una pequeña lámina de teflón entre los contactos que se habían encontrado unidos, con el objeto de aislarlos eléctricamente. En primer lugar se comprobó que, a temperatura ambiente y con la bobina en reposo, el relé respondía de acuerdo con las especificaciones. En segundo lugar, se comprobó que la bobina del relé se activaba al aplicarle tensión de acuerdo con dichas especificaciones y que se desactivaba al hacer disminuir la tensión de alimentación en los márgenes previstos. Sin embargo, con la bobina activada se detectó un comportamiento anómalo del relé cuando permanecía energizado a la tensión nominal de 115 V, consistente en una reducción general del aislamiento entre los contactos. Además, en la sección C con la tensión nominal aplicada, los contactos 1 y 2, que deben estar cerrados, se llegan a separar cuando el relé se calienta. Se observó que el calentamiento del relé llegó hasta los 57 °C, mientras que un relé nuevo, en las mismas condiciones, no superaba los 40 °C.

Los resultados obtenidos no permiten determinar, por una parte, la posible relación entre los defectos encontrados en el relé y el funcionamiento anómalo de la calefacción de la sonda RAT y del TOWS en el transcurso del accidente. Por otra parte, no se puede concluir con las pruebas realizadas si el comportamiento defectuoso manifestado por el relé es consecuencia o no de los daños que sufrió en el accidente.

Se considera que el desmontaje completo del relé, que no ha sido posible emprender hasta ahora, podría aportar información trascendental para discernir las cuestiones anteriores.



Figura 8. Comparación entre el relé recuperado y uno nuevo del mismo modelo

1.4.4. Prueba en tierra en avión similar

En apoyo a la CIAIAC en la investigación del accidente, el NTSB llevó a cabo una prueba en tierra en un avión MD-88 en el aeropuerto nacional Ronald Reagan de Washington.

Mediante esta prueba se trataron de reproducir las posibles condiciones que presentaba el avión de Spanair el día del accidente. Los resultados deben considerarse con la perspectiva de que los sistemas del modelo MD-88 no son idénticos a los del MD-82 de Spanair, si bien la arquitectura de esos sistemas es suficientemente similar como para que las conclusiones sean aplicables al MD-82 en cuanto al TOWS se refiere.

Se contemplaron los siguientes casos:

- Disyuntor K-33 del conjunto izquierdo de relés del sistema de sensación de tierra, abierto.
- Disyuntor Z-29 del circuito de calefacción de la sonda RAT, abierto.
- Disyuntores K-33 y Z-29, abiertos.
- Simulación de fallo del relé R2-5 (cable desconectado de la alimentación).
- Simulación de fallo del relé R2-5 y disyuntor Z-29 abierto.

La prueba arrojó los siguientes resultados:

- Con el sistema TOWS operando con normalidad y únicamente con el disyuntor de la calefacción de la sonda RAT (Z-29) abierto, el sistema TOWS se activó cuando los flaps y slats no se configuraron apropiadamente para el despegue al adelantar ambas palancas de gases.
- Con el disyuntor K-33 abierto, no se escuchó ningún aviso del sistema TOWS al adelantar ambas palancas de gases cuando los flaps y slats no se habían configurado apropiadamente para el despegue. Adicionalmente, se observaron las siguientes indicaciones en cabina:
 - Fallo de sistema avisador de pérdida (*Stall indication failure*),
 - Ascenso de la temperatura indicada por la sonda RAT,
 - El sistema de refrigeración de equipos de cabina estaba desactivado («*Avionics fan off*»),
 - El indicador de revoluciones N2 del motor izquierdo era un 15% mayor que el del motor derecho, y
 - Se encendió la luz de indicación «*No Autoland*».
- Con el relé R2-5 desconectado de la fuente de energía, la indicación de la temperatura TAT aumentó considerablemente puesto que la calefacción de la sonda RAT estaba funcionando y el sistema TOWS no emitió ningún aviso cuando se adelantaron las palancas de gases. En esta situación no había evidencias para los participantes de la prueba del estado y condición del relé R2-5 y del TOWS.

1.5. Procedimientos operacionales

1.5.1. *Manual de Operaciones de Spanair*

1.5.1.1. Criterios generales aplicables a las listas de comprobación

El sistema de listas de comprobación establecido por el operador define una serie de instrucciones para las tripulaciones de vuelo sobre cómo deben desempeñar su labor.

La parte del Manual de Operaciones aplicable a la flota MD80 del operador vigente en el momento del accidente, especifica, cuando habla de los criterios generales de las listas de comprobación expandidas¹⁷, que las listas deben leerse y responderse con voz alta y clara. Se explica que el uso de los términos «set» o «checked» como respuestas son la indicación de que se ha ajustado el elemento de que se trate o que el equipo correspondiente opera con normalidad. También se explica que el término «as required» no se debería usar como respuesta, teniendo que especificar la posición o indicación leída en el elemento en cuestión. En cuanto a la forma de completar las listas, las instrucciones indican que al final de la lista debe pronunciarse el nombre de la lista seguido de la expresión «checklist completed».

La lista de verificación denominada «Prestart» se debe realizar completa antes del primer vuelo del día o cuando el comandante lo estime necesario. En los relevos de tripulación o en las paradas intermedias, si ambos pilotos abandonan la aeronave se realizará la lista completa, pero sin que sea necesario realizar los puntos destinados a las comprobaciones de los equipos, comprobando solamente la posición de los interruptores. No es necesario realizar los puntos sombreados de la lista si uno de los pilotos permanece a bordo.

Se harán todos los puntos de las listas y después se comprobarán. En tierra, el PF y PNF realizarán las acciones de la lista, tal como figure en la definición de las listas expandidas, y luego leerá la lista el piloto que ocupe el puesto derecho en la cabina (R/P) y las contestará el piloto que ocupe el asiento de la izquierda (L/P).

El Manual de Operaciones no aborda concretamente las interrupciones en las tareas de preparación de los vuelos cuando suceden averías por las que hubiera que regresar a la plataforma. Se hace una referencia al caso de que una lista no se llegue a completar, tomando entonces la precaución de colocarla en un lugar que llame la atención de los pilotos para que así les recuerde que la tarea ha quedado inconclusa.

¹⁷ OM-B MD-80. Section 2. Normal Procedures. Chapter 1. Normal Check List. Subchapter 2. Expanded Check List. Rev. 00 (02.05.2007).

1.5.1.2. Listas de comprobación antes del despegue de la serie MD-80

Los procedimientos normales de la compañía contemplan las siguientes listas de comprobación para la serie MD-80 antes de iniciar el vuelo:

Lista de comprobación	N.º puntos
Prestart	59 (primer vuelo del día) 26 (si uno de los pilotos permanece a bordo en las paradas intermedias)
Before start	8
After start	9
Taxi	8
Take off imminent	6

Cada punto de las listas lleva asociadas una serie de acciones. A modo de ejemplo, el punto 29 de la lista *Prestart* se refiere a las luces de emergencia y se compone de 7 acciones. Hay que añadir a las anteriores el procedimiento de arranque de los motores.

Prestart

La comprobación del TOWS figura en el puesto n.º 49 de la lista. Se trata de un elemento sombreado, por lo que sólo había que realizarlo obligatoriamente antes del primer vuelo del día. Se advierte que si no suena la bocina al hacer la comprobación del sistema se requiere acción de mantenimiento antes de despegar.

En el puesto n.º 31 se encuentra el punto «Ice Protection». También, como el anterior, es un elemento sombreado por lo que sólo se debía realizar completo en el primer vuelo del día. Este punto comprende un total de 7 acciones de comprobación de los sistemas antihielo. Sólo se conectaría la calefacción de los sensores (tubos pitot, tomas de presión estática, transductores de ángulo de ataque y sonda RAT) en el caso de que la temperatura exterior fuera inferior a 6 °C.

En la lista de comprobación *Prestart*, después del punto 56 aparece una línea punteada. Con la expresión «Below the line» se hace referencia a que se lean los 3 últimos puntos de la lista (57, 58 y 59) que se encuentran debajo de la línea punteada.

After start

En el último lugar de esta lista (punto n.º 9) se encuentra la selección de *flaps/ slats*. La respuesta a este punto es «SET & CHECKED». En la descripción que se detalla en las listas expandidas aparece una nota específica que indica que deben accionarse los flaps cuando se haya recibido la señal de que en tierra la zona está despejada.

Se trata de un punto que realiza el copiloto seleccionando la deflexión de los flaps que se ha obtenido previamente en los cálculos de actuaciones y en el que ambos pilotos deben comprobar que la secuencia de luces de indicación de slats es correcta. La mayoría de los pilotos de la compañía entrevistados opinaron que la realización de este punto está supeditada a que el comandante lo pida expresamente cuando le informan los operarios en tierra que la zona está libre y es entonces cuando el copiloto extiende los flaps y ambos pilotos hacen la comprobación de la secuencia de luces de slats.

El punto número 4 de esta lista se refiere a «*Ice Protection & Fuel Heat*». Este punto lo ejecuta el comandante y se trata de conectar, entre otras, la calefacción de la sonda de temperatura RAT. La respuesta a este punto es «SET».

Taxi

El último punto de esta lista (número 8) es «*Take Off briefing*». La descripción de este punto indica que se repasen las velocidades, empuje y flaps para despegue, entre otros.

Take off imminent

En el último puesto de la lista (punto número 6) figuran los puntos de verificación final (final ítems). El Manual de Operaciones no aclara cómo se debe realizar este punto. Los pilotos de la compañía entrevistados han coincidido en que este punto lo realiza el copiloto de memoria y en voz alta, sin que el comandante tenga que responder. El comandante debe monitorizar al copiloto vigilando que las respuestas, que da en voz alta, se corresponden con la situación real de los sistemas y con los valores seleccionados de los ajustes. Se comprueban los parámetros y selecciones de elementos fundamentales para el despegue. Entre éstos se encuentran los indicadores de flaps y slats.

1.5.2. FCOM de Boeing

En la introducción de la parte de Procedimientos Normales del FCOM de Boeing aplicable en la fecha del accidente se recogen las siguientes pautas respecto a las listas de comprobación:

- Las listas previas al vuelo se realizarán siguiendo una exploración metódica (scan pattern) y aplicando la técnica DO-VERIFY (se realizan y después se confirma que se han realizado).
- Las listas deben leerse en voz alta y clara y deben responderse del mismo modo.
- Los términos «SET o CHECKED» como respuesta indican la selección u operación del equipo, que depende de las condiciones reinantes o la configuración del equipo. También dice que el término «AS REQUIRED» no se debería usar como respuesta, debiendo decir la posición o indicación leída del elemento.

- Al final de cada lista se debe decir el nombre de la lista seguido de la expresión «checklist completed».
- Las listas de verificación que se recogen en el manual no definen la distribución de tareas entre la tripulación de vuelo.

Before start

Esta lista no tiene numerados los puntos y contiene un total de 75. Al principio de la lista aparece la siguiente nota:

NOTES: All system checks and control positions should be done, whenever possible, prior to reading the checklist. Commands preceded by an asterisk () are thru-flight items.*

El punto número 65 es el correspondiente a la comprobación del TOWS. Se indica que si al realizar la comprobación del TOWS no suena, se requiere acción de mantenimiento antes del despegue. Se trata de un punto marcado con asterisco.

El punto número 35 de la lista es el que se refiere a la calefacción de los sensores («Pitot Heat»), en el que se debe comprobar el correcto funcionamiento y conectar la calefacción de los sensores. Se trata de un punto marcado con asterisco.

Taxi

Esta lista de comprobación contiene 12 puntos. El primero es la comprobación de flaps/slats diciendo la selección realizada. Se debe verificar que las luces de indicación de slats siguen la secuencia correcta.

El último punto que recoge la lista es «Takeoff briefing». No se especifica en qué consiste este punto.

1.6. Otras informaciones

1.6.1. Accidentes previos por configuración inapropiada en despegue

1.6.1.1. MD-82 Northwest Airlines. Detroit (USA), 1987

El 16 de agosto de 1987, la aeronave McDonnell Douglas DC-9-82 inició su carrera de despegue por la pista 3C del aeropuerto de Detroit. Una vez realizada la rotación la aeronave comenzó a alabear y una de las alas impactó con un poste de la luz y a continuación con otros postes y finalmente contra el suelo. La aeronave se destruyó

como consecuencia del impacto y el fuego posterior. 148 pasajeros y 8 tripulantes fallecieron y un pasajero sufrió daños de consideración. Además, en tierra, 2 personas fallecieron y otras 4 resultaron heridas graves.

El NTSB determinó que la causa probable del accidente fue el fallo de la tripulación de vuelo en el uso de la lista de comprobación de taxi para asegurar que los flaps y slats estaban correctamente configurados para el despegue. Se consideró como factor contribuyente la falta de energía que sufrió el TOWS, por lo que no advirtió a la tripulación de la configuración inadecuada para el despegue. La investigación descubrió que la falta de energía del TOWS se originó en un disyuntor (circuit breaker) que pudo funcionar mal o abrirse intencionadamente por la tripulación. En definitiva, no se determinó la razón de esa falta de energía.

Durante la investigación, en septiembre de 1987, McDonnell Douglas emitió un telex a todos los operadores de DC-9-80. En el telex se recomendaba que se modificaran las listas de comprobación para que el TOWS se verificara antes de cada vuelo.

1.6.1.2. B727 Delta Airlines. Dallas-Fort Worth (USA), 1988

El 31 de agosto de 1988, el vuelo 1141 de Delta Airlines se estrelló justo después del despegue por la pista 18L en el aeropuerto de Dallas-Fort Worth, Texas. La aeronave era un Boeing 727-232, con 101 pasajeros y 7 tripulantes. La tripulación informó que la carrera de despegue fue normal sin que se detectara ningún aviso luminoso o sonoro.

Nada más despegar la aeronave comenzó a alabear y golpeó la antena del localizador del sistema de aterrizaje instrumental (ILS).

La aeronave se destruyó debido al impacto y al fuego posterior. De las personas que iban a bordo fallecieron 12 pasajeros y 2 tripulantes, 21 pasajeros y 5 tripulantes sufrieron heridas de consideración y 68 pasajeros sufrieron heridas leves.

El NTSB determinó como causa probable:

1. La inadecuada disciplina en la cabina de vuelo del comandante y el copiloto, que desembocó en un intento de despegue sin los flaps y slats configurados adecuadamente.
2. El fallo del TOWS para alertar a la tripulación de que la aeronave no estaba correctamente configurada.

En la investigación se concluyó que el interruptor que cierra el circuito para la activación del TOWS no se cerró. Además se observó que existía contaminación en los contactos internos de dicho interruptor. Este interruptor estaba asociado a la actuación de la palanca del motor número 3.

1.6.1.3. B737 Mandala Airlines. Medan (Indonesia), 2005

El 5 de septiembre de 2005, a las 03:15 UTC la aeronave B737-200 operada por Mandala Airlines, matrícula PK-RIM, se estrelló durante el despegue en el aeropuerto de Medan, Indonesia.

De las 117 personas que iban a bordo 5 tripulantes y 95 pasajeros fallecieron, 15 pasajeros sufrieron daños de consideración y 2 resultaron ilesos. En tierra fallecieron 49 personas y 26 sufrieron daños de consideración. La aeronave quedó totalmente destruida debido al impacto y el fuego posterior.

La investigación reveló que la aeronave no estaba configurada adecuadamente para el despegue. Los flaps y slats no estaban extendidos.

El NTSC de Indonesia determinó como causa probable la siguiente relación de circunstancias:

- La aeronave despegó con una configuración no adecuada para despegue, con los flaps y slats retraídos, lo que provocó que la aeronave no pudiera elevarse.
- Inadecuada ejecución de las listas de comprobación que dio a lugar a que no se identificara la posición de flaps retraídos.
- La bocina de aviso del TOWS no se escucha en el canal del micrófono de área de la cabina de vuelo del CVR. Es posible que la alarma de configuración de despegue no sonara.

1.6.1.4. Incidentes notificados al sistema ASRS¹⁸ de la NASA

Se ha realizado una consulta a la base de datos del sistema de notificación de sucesos (ASRS) de la Agencia Aeroespacial de los Estados Unidos (NASA) y se han identificado 51 casos relacionados con avisos del TOWS, distribuidos como recoge la siguiente tabla:

Modelos de aeronave	Número de casos	Intento de despegue con configuración inapropiada
MD-Series	13	4
B737 Series	24	15
B757 Series	5	4
Otros	9	4

¹⁸ El sistema ASRS de la NASA es un sistema de recopilación de información aportada voluntariamente por pilotos que hayan tenido que ver con accidentes, incidentes, violaciones de las normas u otros sucesos de aviación civil. El contenido de las notificaciones no se somete a comprobación.

De los cuatro intentos de despegue sin flaps en los aviones de la serie MD, dos se produjeron como consecuencia del olvido, en parte o completamente, de una lista de comprobación.

En todos los casos que se refieren a aviones de la serie B737 se dio la circunstancia de que se interrumpió la ejecución normal de los procedimientos por diversos motivos.

En uno de los casos, también de un avión B737, se llegó a despegar sin flaps. Aproximadamente a 100 pies de altura se activó la vibración de la columna de mando que antecede a la pérdida (*stick shaker*), lo que sirvió para el copiloto se percatara de que los flaps no estaban desplegados y los extendió. Se identificó un disyuntor (*circuit breaker*) saltado al que se atribuyó que el TOWS no diera el aviso correspondiente de configuración incorrecta.

1.6.2. *Antecedentes de alta temperatura de la sonda RAT en tierra*

1.6.2.1. Casos recopilados por Boeing

Boeing suministró la relación de notificaciones recibidas de los operadores con los casos en los que se habían detectado indicaciones de elevada temperatura RAT en tierra o en los que hubiera intervenido el relé R2-5, para un periodo comprendido entre el año 2000 y finales del año 2008.

Había un total de 103 incidencias procedentes de los operadores en las que se había detectado una temperatura RAT excesivamente alta o distinta a la temperatura exterior. La resolución de estas incidencias fue la siguiente:

- 71 se resolvieron mediante la sustitución del relé R2-5,
- 18 mediante la sustitución de la sonda RAT,
- 1 sustituyendo ambos, R2-5 y sonda RAT,
- 2 casos se habían diferido de acuerdo a MEL,
- 1 sustituyendo el TRI (Thrust Rating Indicator),
- 1 reasentando el «LH Ground Control Relay» (K-33),
- 2 casos se resolvieron mediante otros procedimientos de mantenimiento, y
- En los restantes 7 casos no fue posible reproducir la avería.

De los 71 casos en que se sustituyó el relé R2-5, se indica que al menos en 8 ocasiones el relé se encontró «atascado» en una posición fija.

De los 18 casos en que se sustituyó la sonda RAT, en al menos 13 casos se especificaba que la anomalía no consistía en una indicación excesiva de temperatura, sino en diferencias entre la temperatura indicada y la temperatura exterior.

Del total de esos 103 casos, en al menos 6 de ellos se menciona que la indicación de alta temperatura disminuyó o se restableció a valores normales mientras el avión se desplazaba durante su rodaje por la pista o en el momento del despegue.

1.6.2.2. Casos registrados por Spanair

Spanair tenía registrados 2 casos de alta temperatura en aviones de su flota MD distintos al accidentado. El primero de ellos se produjo en un MD-82, el 1 de septiembre de 2006 en el aeropuerto de Barcelona, regresando el avión a la plataforma hasta en 3 ocasiones durante su rodaje para solucionar la avería. Según describe la tripulación en el ATLB, durante el rodaje la temperatura detectada por la sonda RAT se elevó hasta los 90 °C y se regresó para reclamar asistencia técnica. En esta primera intervención, el personal de mantenimiento reinicializó (reset) el panel TRI y llevó a cabo las pruebas de funcionamiento de dicho sistema, anotando que se informara en los próximos vuelos sobre el estado de la avería. Cuando se inició de nuevo el rodaje se volvió a presentar la misma condición anterior, por lo que la tripulación regresó de nuevo para que mantenimiento atendiera el problema. En esta ocasión, los técnicos de mantenimiento sustituyeron el relé R2-5, lo que aparentemente resolvió la avería. Sin embargo, en el momento de realizar el siguiente vuelo programado, se volvió a presentar la misma avería durante el rodaje. Mantenimiento descubrió que la razón de la misma era el contacto de 2 cables de diferentes sistemas (luces de rodaje y calefacción de la sonda RAT) pertenecientes a un mismo mazo de cables, en el alojamiento del tren de morro. Los cables afectados están alimentados con corriente alterna de 115 V y el contacto entre ambos cuando están encendidas las luces de rodaje alimentaba la calefacción de la sonda RAT.

El segundo caso se presentó en un MD-83, el día 25 de mayo de 2008 en Palma de Mallorca. En el ATLB la tripulación describió que tras la puesta en marcha de los motores la indicación de la temperatura RAT se incrementaba llegando a mostrarse la bandera de aviso en el indicador. En este caso, mantenimiento reasentó el disyuntor (*circuit breaker*) K-33 del sistema de sensación de tierra izquierdo. Tras esta acción se comprobó en varias ocasiones que las indicaciones de la sonda RAT eran correctas y el avión se devolvió apto para el servicio.

Al día siguiente y tras aterrizar en Barcelona, los pilotos notificaron que la calefacción de la sonda se encontraba activa mientras el avión estaba en tierra. En esta ocasión mantenimiento dejó inoperativo el sistema de indicación de la RAT abriendo el disyuntor Z-29 que suministra corriente eléctrica al calefactor de la sonda, registrando esta avería como diferido de acuerdo a MEL. Antes de que el avión realizara el siguiente vuelo, el Departamento de Control de la Operación de Spanair retiró el avión de la programación para evitar retrasos, lo que permitió a mantenimiento disponer de tiempo adicional para trabajar sobre la avería. Entonces se sustituyó el relé R2-5, comprobando que así la sonda y su sistema de indicación funcionaban correctamente, quedando el avión apto para el servicio.

1.6.2.3. Casos registrados por otros operadores

Se han obtenido datos sobre posibles incidencias relacionadas con alta temperatura de sonda RAT de los registros de mantenimiento de 4 operadores que cuentan con aviones

de la serie MD. En total, la muestra escrutada comprende una flota de más de 100 aviones y abarca un periodo de 15 años.

La información recopilada muestra que en dos de los operadores consultados no había registradas averías con ese componente. En un tercer explotador se habían detectado 4 casos de indicación de alta temperatura proporcionada por la sonda RAT en el periodo comprendido entre agosto de 2006 y agosto de 2008. Tras diferentes acciones de mantenimiento llevadas a cabo con el objetivo de solucionar estos problemas, en 3 de los casos, la avería se resolvió sustituyendo finalmente el relé R2-5. En particular, en uno de estos casos, se observó que el relé R2-5 se encontraba atascado. El otro caso restante en el que no se sustituyó el relé R2-5, la anomalía se solucionó sustituyendo la sonda de temperatura RAT.

Los registros de mantenimiento del cuarto operador revelaron un total de 22 casos de indicación de alta temperatura suministrada por la sonda RAT durante el periodo comprendido entre octubre de 1994 y noviembre de 2008. Todas estas averías se solucionaron con la sustitución del relé R2-5 y en aquellos registros en los que se especificaba el modelo de este componente, éste coincidía con el que llevaba instalado el avión accidentado.

1.6.3. *Antecedentes de fallos durante la comprobación del TOWS antes del vuelo*

Boeing ha informado que tiene conocimiento de 13 casos que le han sido notificados por operadores en el periodo comprendido entre los años 2000 y 2008 en los que se ha producido el fallo del TOWS durante su prueba en las tareas prevuelo que fueron resueltos mediante la sustitución del relé R2-5 y otros 6 casos de fallos combinados de indicación de alta temperatura RAT y fallo del TOWS durante la realización de su prueba, de los cuales 4 fueron resueltos también mediante la sustitución del relé R2-5. La investigación no dispone hasta el momento de información sobre el total de los casos de fallo del TOWS durante su prueba que le han sido comunicados al fabricante Boeing.

1.6.4. *Medidas adoptadas*

1.6.4.1. Directiva de aeronavegabilidad emitida por EASA

El 29 de octubre de 2008, la Agencia Europea para la Seguridad Aérea (EASA) emitió la directiva de aerovagabilidad EASA AD No.: 2008-0197 (ver Apéndice 2), con fecha de efectividad de 12 de noviembre de 2008, aplicable a todos los aviones McDonnell Douglas modelos DC-9-10, DC-9-20, DC-9-30, DC-9-40 y DC-9-50, modelos DC-9-81 (MD-81), DC-9-82 (MD-82), DC-9-83 (MD-83) y DC-9-87 (MD-87); modelo MD-88; modelo MD-90-30 y modelo 717-200.

Esta directiva requería revisar la sección de procedimientos del AFM dentro de los 15 días posteriores a su fecha de efectividad, para incorporar la comprobación obligatoria del TOWS antes del arranque de los motores y previamente a cada vuelo.

1.6.4.2. Mensaje de alerta emitido por FAA

El 5 de noviembre de 2008, la FAA emitió el SAFO 08021 «Importance of Standard Operating Procedures (SOP) as Evidenced by a Take.off Configuration Hazard in Boeing DC-9 Series, MD-80 series, MD-90, and B-717 Airplanes» (ver Apéndice 2).

En este SAFO se hacía referencia al telex de McDonnell Douglas de 1987 que recomendaba a los operadores la comprobación del TOWS antes de cada vuelo e indicaba que el riesgo de una configuración incorrecta de flaps y slats podía ser mitigado mediante dos vías distintas: los sistemas de aviso y los procedimientos de operación estándar.

El SAFO recomendaba que los Directores de Operaciones, Mantenimiento, Seguridad y Entrenamiento revisasen sus procedimientos para asegurar que los procedimientos de mantenimiento y de operaciones son efectivos para asegurar una operación correcta del TOWS, así como un efectivo entrenamiento del personal de mantenimiento en el seguimiento de los procedimientos aprobados para el tipo de avión.

Las instrucciones contenidas en el SAFO no tienen carácter mandatorio.

1.6.4.3. Modificaciones en los procedimientos operacionales realizadas por Spanair

Desde la fecha del accidente Spanair ha revisado en dos ocasiones su Manual de Operaciones¹⁹, en septiembre de 2008 y marzo de 2009, y en particular en la parte B, Capítulo 2, Procedimientos normales, se realizaron las siguientes modificaciones:

- Se modificó el preámbulo para indicar que se ejecutara la lista *Prestart* completa, incluyendo la comprobación de sistemas, después de una actuación de mantenimiento.
- Se modificó el punto correspondiente al TOWS de la lista *Prestart* para que se realizara la comprobación en todos los vuelos del día.
- Se incluyó al final de cada una de las listas de comprobación un punto con el que se indica expresamente la finalización de dicha lista.
- La lista de *Taxi* se modificó incluyendo la comprobación de los flaps en el lugar número 7.

¹⁹ Spanair OM-B MD-80, revisión 2 de 12/09/2008 y revisión 3 de 01/03/2009.

- Se modificó en la lista de *Take off imminent* el punto número 6, relativo a las comprobaciones finales (*final items*), para especificar que deben realizarlas los dos pilotos, leyendo cada punto el piloto sentado a la derecha (RP) y comprobando y respondiendo el piloto sentado a la izquierda (LP).

1.6.4.4. Modificaciones en el Manual de Operaciones realizadas por Boeing

En octubre de 2008, Boeing modificó su FCOM tras un suceso en el que se despegó sin extender los flaps/slats e incluyó en la lista *Before Take Off* un nuevo punto en el lugar número 3 para la comprobación de flaps/slats.

En marzo de 2009, Boeing editó una nueva versión del FCOM en la que se incluía la definición de los términos «*First Flight of the Day*» y «*Through Flight*». Se considera, según estas definiciones como primer vuelo del día al primero que una tripulación haga en una aeronave, independientemente si han volado juntos previamente ese mismo día.

Los «*through flights*» se definen como vuelos que forman parte de una secuencia consecutiva de vuelos realizados por la misma tripulación en la misma aeronave en los que se cumplen las siguientes condiciones:

- No haya cambio de tripulación durante la escala.
- Que al menos un miembro de la tripulación técnica permanezca a bordo del avión en la escala.
- Todos los enlaces eléctricos de datos (*buses*) permanezcan energizados durante el periodo en tierra.
- Todos los puntos a comprobar en el primer vuelo del día se hayan completado.
- No se realicen acciones de mantenimiento que no sean las normales.
- Se reajusten las unidades de referencia inercial (IRU).

2. DISCUSIÓN

El día 20 de agosto de 2008 a las 14.24 horas, la aeronave McDonnell Douglas DC-9-82 (MD-82), matrícula EC-HFP, operada por la compañía Spanair, sufrió un accidente inmediatamente después del despegue en el aeropuerto de Madrid-Barajas, Madrid (España). La aeronave acabó destruida a consecuencia de los impactos con el suelo e incendio.

Los datos de la investigación indican que la maniobra de despegue se realizó con los slats y flaps replegados, lo que constituiría una configuración inapropiada que no garantizaba la seguridad. Las inspecciones de los elementos recuperados de los slats en la escena de accidente presentaban evidencias que se correspondían con una condición de *slats* replegados. Por otro lado, aunque de la inspección de los elementos de los flaps no pudo obtenerse una conclusión clara respecto a la posición que tenían en el momento del accidente, los valores grabados en el registrador de datos de vuelo (DFDR) indicaban que los flaps permanecieron replegados durante todo el rodaje del avión hasta la pista, en la carrera de despegue y en toda la secuencia del accidente hasta que se interrumpió el funcionamiento del registrador tras el impacto. También, los exámenes realizados en laboratorio sobre la palanca del mando de actuación de flaps que se extrajo de entre los restos han permitido descubrir la existencia de marcas de impacto situadas en la posición correspondiente a flaps/slats retraídos (UP/RET), que posiblemente se produjeron por acción de la propia palanca.

El operador contaba con procedimientos estándar y listas de comprobación en vigor proyectados para que los pilotos pudieran preparar el avión para una operación segura y en los que se incluía la selección y confirmación de la configuración apropiada para el despegue. Los pilotos del accidente usaron estos procedimientos como referencia pero, por factores como pudieron ser la interrupción que supuso la vuelta al estacionamiento de la aeronave por una avería, la presión por el retraso sobre el horario programado o deficiencias en los métodos de trabajo empleados en cabina, no se llegaron a cumplir estrictamente, eliminándose la protección de seguridad que estos procedimientos proporcionan.

Las grabaciones del CVR revelan que se omitió el paso de selección y comprobaciones de luces de flaps/slats después de poner en marcha los motores (lista de comprobación *After Start*). En el CVR también se escucha al copiloto realizar la última comprobación antes del despegue (lista de comprobación *TakeOff Imminent, Final Items*) y repasar la lectura de los valores de la posición del centro de gravedad (*eight*) y de los flaps (*eleven*) en el panel de ajuste para despegue situado en el pedestal y cómo vuelve a repetir el ángulo de flaps (*eleven*) que debería estar leyendo en las pantallas LCD del indicador de flaps/slats y en la rueda graduada situada con la palanca de flaps/slats. Sin embargo, las evidencias físicas y la grabación registrada de los flaps en el DFDR están en contradicción con lo que se oye decir al copiloto en el CVR. Tal como funciona el sistema de flaps/slats es altamente improbable que en las dos pantallas LCD, que reciben la información

directamente de los sensores situados en los flaps esté presente la indicación de 11° si los flaps están retraídos. Para eso, los sensores de ambas alas, que son independientes, deberían estar transmitiendo una información errónea, que además tendría que ser de 11° en ambos. Se considera, por tanto que la comprobación de los «*final items*», no significó una comprobación real de las indicaciones en cabina. Con todo, lo más probable es que los flaps y los slats no fueran extendidos por la tripulación para el despegue.

Por otra parte, los datos de la investigación indican también que el sistema encargado de advertir a la tripulación de la configuración inadecuada para el despegue (TOWS) no funcionó. No se grabó en el registrador de voz en cabina (CVR) el sonido de la bocina y la voz sintética que avisa cuando no están extendidos los flaps y slats. De acuerdo con las características de diseño de ese sistema, la bocina debería haber sonado al avanzar la tripulación las palancas de empuje de los motores para el despegue.

Basándose en estas conclusiones, la CIAIAC considera que se rebasaron tres barreras de seguridad para que se llevara a cabo el despegue con una configuración inapropiada: la lista de comprobación para configurar el avión, las listas de comprobación para confirmar y verificar la configuración que tenía el avión y el TOWS, que no advirtió de la configuración errónea de despegue. En consecuencia, deberían implantarse mejoras en el ámbito del diseño y en el de las operaciones con el fin de prevenir futuros accidentes como éste.

2.1. Comprobaciones del TOWS antes del despegue

El sistema de advertencia de configuración inapropiada para el despegue (TOWS) de la serie MD-80 está programado para que se alerte a los pilotos de que los *flaps*, los *slats*, el compensador del estabilizador horizontal (*trim*), el freno de aparcamiento (*parking brake*), el sistema de frenado automático (*auto brake*) y los *spoilers*, no han sido correctamente seleccionados para el despegue.

El sistema está diseñado para habilitarse sólo en tierra e inhabilitarse en vuelo.

De acuerdo con el Manual de Operaciones de la compañía en vigor en el momento del accidente, la tripulación debía verificar el funcionamiento del TOWS al realizar la lista de comprobación previa al arranque de motores (*Prestart Checklist*) antes del primer vuelo del día²⁰. En vuelos posteriores sólo era necesaria la comprobación de la posición de los interruptores, pero no había que comprobar el funcionamiento de los sistemas²¹, por lo tanto es muy probable que la tripulación no verificara el funcionamiento del TOWS

²⁰ En este caso se definía como primer vuelo del día el primero que se realiza después de las 00:00 horas UTC.

²¹ Tanto en el Manual de Operaciones de Spanair como en el FCOM de Boeing se indican otros sistemas cuya comprobación no se efectúa antes de cada vuelo, como el GPWS o el ACAS.

durante su escala en Madrid. Después del accidente, en octubre de 2008, el operador ha revisado su Manual de Operaciones y ha establecido que se compruebe el funcionamiento del TOWS en la lista *Prestart* antes de cada vuelo.

El Manual de Operaciones del fabricante (FCOM) especificaba que la comprobación del TOWS debía hacerse antes del primer vuelo del día y en los «*through flights*», aunque no estaba definido en el manual el significado de esa expresión. El fabricante ha enmendado el FCOM en marzo de 2009 para incluir el significado de ese término, aclarando que se trata de los vuelos intermedios en una secuencia de vuelos con la misma tripulación y el mismo avión.

Como consecuencia del accidente del MD-82 de Northwest Airlines en el aeropuerto de Detroit²², McDonnell Douglas emitió un telex en septiembre de 1987 dirigido a todos los operadores de este tipo de avión en el que recomendaba que la comprobación del TOWS se realizara antes de cada vuelo. En el momento de la emisión del informe del accidente se afirmaba que todos los operadores de Estados Unidos habían incorporado este cambio en sus procedimientos operacionales.

A partir de los datos iniciales de la investigación aportados por la CIAIAC, la Agencia Europea de Seguridad Aérea emitió la Directiva de Aeronavegabilidad AD 2008-0197 el 29 de octubre de 2008. La Directiva enmienda el manual de vuelo de los aviones del tipo DC-9, MD-80, MD-90 y B717, incorporando una comprobación obligatoria del TOWS antes del arranque de motores en cada vuelo y es aplicable a todos los operadores de estas aeronaves en la Unión Europea.

Después de que EASA emitiera la Directiva 2008-0197, el 5 de noviembre de 2008, la FAA de Estados Unidos emitió un mensaje de alerta para los operadores (SAFO 08021²³). El SAFO hace referencia al telex de McDonnell Douglas que recomendaba a los operadores hacer la prueba del TOWS antes de cada vuelo. El SAFO recalca que los riesgos de que se configuren erróneamente los flaps y slats pueden mitigarse con la adherencia a los procedimientos operativos (SOP) y de mantenimiento relacionados con el TOWS. El mensaje recomienda que los Directores de Operaciones, de Mantenimiento, de Seguridad de Vuelo y de Instrucción hagan una revisión de los procedimientos de forma que sean efectivos para garantizar una operación adecuada del TOWS y que se forme adecuadamente al personal de mantenimiento y de operaciones. El SAFO se remite a los procedimientos recomendados por el fabricante como referencia a seguir.

Tal como se ha mencionado previamente, los datos de la investigación apuntan a que el TOWS no generó un aviso de configuración inapropiada. En ese caso, la comprobación del sistema previa al vuelo podría haber detectado el posible fallo o, al

²² El NTSB condujo la investigación del accidente cuyos resultados se presentan en el informe No. NTSB/AAR-88/05.

²³ «Importance of Standard Operating Procedures (SOP) as Evidenced by a Take-off Configuration Hazard in Boeing DC-9 series, MD-80 series, MD-90, and B-717 Airplanes.»

menos hubiera aumentado las posibilidades de detectarlo. Los procedimientos de Spanair no estipulaban que la comprobación del sistema debía hacerse siempre antes de cada vuelo. Las instrucciones contenidas en el FCOM del fabricante no eran totalmente claras al respecto en el momento del accidente ya que los «through flights» era una expresión de significado indefinido. El telex con el que McDonnell Douglas comunicó hace más de veinte años el cambio en los procedimientos tras el accidente del MD-82 en Detroit y por el que se recomendaba la verificación del TOWS antes de cada vuelo pudo no haber tenido efectividad en compañías, como Spanair, que iniciaron su actividad con este tipo de aviones con posterioridad. Además, tanto el FCOM del fabricante como las recomendaciones del telex constituyen meras guías para los operadores a la hora de confeccionar sus propios procedimientos, pudiendo éstos desviarse de las recomendaciones del fabricante con la intervención²⁴ de las autoridades de aviación civil bajo cuyas regulaciones desarrollan sus actividades los operadores.

Ambos, el operador y el fabricante, han revisado sus procedimientos tras el accidente de Barajas. Spanair requiere ahora que la verificación del TOWS se haga previamente a todos los vuelos, conforme a las recomendaciones del fabricante y éste ha definido con precisión el término «through flight». Además, la Agencia Europea de Seguridad Aérea obliga ahora a todos los operadores de la Unión Europea a que realicen esa comprobación, al haber modificado la sección de procedimientos del manual de vuelo de los aviones de la serie MD-80.

Por otro lado, la CIAIAC comparte la filosofía transmitida por el SAFO emitido por la FAA, haciendo hincapié en la conveniencia de adherirse a los procedimientos operacionales y de mantenimiento difundidos por el fabricante para este sistema, incluida la recomendación de que se compruebe antes de cada vuelo. Sin embargo, se considera que las medidas que se proponen en el SAFO pueden no tener la efectividad deseada desde el punto de vista de la seguridad operacional al no exigirse su cumplimiento. En este sentido, se piensa que la acción adoptada por EASA, modificando el manual de vuelo de los aviones de este tipo es una respuesta más apropiada, si bien está circunscrita exclusivamente al ámbito de la Unión Europea. La emisión de instrucciones obligatorias, en forma de directiva de aeronavegabilidad, por parte de la autoridad responsable del diseño de tipo de estos aviones, tendría un efecto seguramente más extenso sobre la flota global de los aviones de tipo MD-80, por la adopción que en la práctica se produciría de esa Directiva en muchos de los Estados de matrícula, aumentando la probabilidad de que tanto los operadores americanos como

²⁴ La intervención de las autoridades de aviación civil en relación con los procedimientos y listas de comprobación de los operadores aéreos tiene diferentes efectos dependiendo de los términos legales (aprobación, aceptación, supervisión, etc) que resultan de ejercicio de las responsabilidades de dichas autoridades. Por ejemplo, en las normas EU OPS se definen los términos aceptado y aprobado de la siguiente manera:

«aceptado» o «aceptable»: aquello a lo que la Autoridad no haya opuesto objeciones en cuanto a su adecuación al propósito que se persigue;
«aprobado» (por la Autoridad): aquello que la Autoridad haya certificado como adecuado para el propósito que se persigue.

los de resto del mundo no pertenecientes a la Unión Europea, lleven a cabo la comprobación del TOWS antes de cada vuelo.

Por tanto:

REC 07/09. Se recomienda a la FAA de Estados Unidos que establezca instrucciones obligatorias de aeronavegabilidad por las que se modifiquen los procedimientos contenidos en el manual de vuelo de las aeronaves de las series Boeing DC-9, MD-80, MD-90 y B-717 para incluir la comprobación del funcionamiento del sistema TOWS antes de cada vuelo.

2.2. El relé R2-5 del sistema de sensación de tierra y el TOWS

La escala del avión en Barajas se dilató por una indicación anormal en cabina de la temperatura de la sonda RAT. La tripulación detectó un alto valor de la temperatura TAT y la aeronave regresó a plataforma desde la cabecera de pista para ser atendida por el personal de mantenimiento de la compañía. Los registros del DFDR confirman que la sonda llegó a alcanzar una temperatura de 104 °C.

Cuando la aeronave volvió a plataforma, el personal de mantenimiento se cercioró de la avería que se describía en el ATLB, consultó la Lista de Equipo Mínimo (MEL) en el apartado correspondiente a la calefacción de la sonda RAT, 30.8, y procedió a abrir el disyuntor de protección²⁵ (*circuit breaker*) del circuito eléctrico que conecta esa calefacción. Con ello se propuso y se aceptó el despacho del avión. La información grabada en el DFDR durante el rodaje y posterior carrera de despegue previa al accidente registró una temperatura máxima de la sonda de 30 °C.

La alta temperatura TAT que observó la tripulación en el primer rodaje indicaba que el calentador de la sonda estaba activo en tierra. Sin embargo, el sistema de calefacción está diseñado para calentar la sonda únicamente cuando el avión está en vuelo.

La manera en que el avión detecta que se encuentra en tierra o en vuelo es a través de unos interruptores eléctricos (*switches*) situados en el tren de morro. Cuando el amortiguador de la pata de morro se encuentra comprimido y el tren está extendido y bloqueado, condición que sucede con el avión en el suelo, los interruptores cierran los circuitos que energizan un conjunto de relés, interpretándose esta señal como modo tierra. Cuando el amortiguador de la pata de morro se encuentra extendido, condición que sucede cuando la rueda de morro no está en contacto con el suelo, los interruptores abren los circuitos y los relés se desenergizan, interpretándose esta señal como modo vuelo. Cada uno de estos relés proporciona señal tierra-vuelo a diferentes

²⁵ El interruptor de protección del circuito de calefacción de la sonda de temperatura RAT está identificado como Z-29 en el panel eléctrico central situado en la cabina de mando detrás del asiento del comandante.

sistemas que precisan de esta información para su funcionamiento apropiado. De acuerdo con el Manual de Diagrama de Cableado (WDM) del fabricante, el relé R2-5 transmite energía eléctrica al calefactor de la sonda RAT y suministra señales de control a la indicación de la ventilación del compartimento de aviónica (*radio rack venting*), al sistema de alimentación cruzada de corriente alterna (*AC cross tie*) y al sistema TOWS.

En la operación normal, a través del relé R2-5 se envía una señal eléctrica al TOWS cuando el avión está en tierra y la señal se interrumpe cuando el avión está en vuelo. El relé R2-5 también conecta la calefacción de la sonda RAT cuando el avión está en vuelo y la desconecta cuando está en tierra.

Según esto, la indicación de alta temperatura mientras el avión se encontraba en tierra y el fallo del TOWS al no hacer sonar la bocina de advertencia a la tripulación durante la carrera de despegue, podrían estar relacionados con un posible malfuncionamiento del relé R2-5.

El relé R2-5 se recuperó del lugar del accidente y se ha inspeccionado con el objetivo de determinar si pudo fallar. El relé se ha sometido a una inspección visual, otra boroscópica, un examen radiológico que incluye una tomografía computerizada con escáner de alta resolución y se han realizado pruebas de continuidad y una prueba funcional. No se ha podido llevar a cabo por el momento un desmontaje completo del relé con objeto de estudiar minuciosamente sus componentes internos.

En el examen radiológico no se apreciaron defectos. Las pruebas de conductividad han mostrado valores normales de acuerdo con las especificaciones del relé, midiéndose únicamente una resistencia de derivación a tierra en uno de sus contactos que también está dentro de los márgenes admisibles de diseño.

Sin embargo, en la prueba funcional realizada se ha detectado un comportamiento anómalo del relé cuando permanece energizado a la tensión nominal de 115V.

Los datos recopilados en estos ensayos se están analizando todavía. Un desmontaje completo del relé podría aportar datos adicionales que se consideran de gran importancia para determinar su estado. No existe, por tanto, de momento información concluyente para establecer si se produjo un fallo del relé que impidió funcionar al TOWS durante la carrera de despegue que antecedió al accidente.

Por otro lado, se ha indagado en los historiales de mantenimiento de varios operadores de aviones de la serie MD-80. La información obtenida se refiere a una flota que supera los 100 aviones en total y abarca 15 años. Se han podido extraer de esos registros 26 casos de calentamiento de la sonda RAT en tierra. En 25 de esos casos, las averías se solucionaron sustituyendo el R2-5. No ha sido posible conocer cuanto tiempo llevaban instalados los relés que se reemplazaron en estos casos al no existir trazabilidad para estas piezas.

Los datos recopilados por el fabricante Boeing desde el año 2000 contabilizan 103 casos de calentamiento indebido de la sonda RAT en tierra, si bien en 13 de ellos no puede hablarse propiamente de una alta temperatura, sino de desviaciones respecto a la temperatura ambiente, por lo que habría que considerar realmente 90 casos válidos a efectos de estudio. En 72 de esos casos el problema se ha localizado en el R2-5. De la información proporcionada por Boeing, también se sabe de fallos del TOWS aparecidos al realizar su prueba de funcionamiento antes de vuelo que han estado originados por fallos del R2-5.

En los días previos al accidente se anotaron en el ATLB del avión siniestrado 3 sucesos de calentamiento anómalo de la sonda RAT en tierra. Cuando el personal de mantenimiento del operador intentó resolver el problema no consiguió que la avería se manifestara. Además, los datos del DFDR indican que se produjeron otros 3 casos en los que la calefacción de la sonda estuvo funcionando en tierra entre el día 18 de agosto y el día del accidente y que no fueron recogidos en el ATLB. Se han estudiado estos 6 casos con el propósito de obtener patrones de comportamiento y correlaciones con otros parámetros grabados en el registrador.

De todos estos datos se pueden derivar algunas conclusiones importantes:

- La mayoría (en torno al 80%) de las situaciones de calentamiento de la sonda que se conocen han estado asociadas con una avería del R2-5.
- Existen casos de fallos del TOWS durante su comprobación prevuelo relacionados directamente con averías del R2-5. No se dispone de información para estimar qué porcentaje de fallos detectados durante la comprobación prevuelo del TOWS son debidos a averías del relé R2-5.
- Hay episodios de calentamiento anómalo de la sonda RAT en tierra. Cuando surgen lo hacen de manera intermitente, de forma que se intercalan periodos en los que la calefacción de la sonda funciona normalmente y otros en los que no funciona como debe.
- La temperatura de la sonda disminuye al aumentar la velocidad de rodaje de la aeronave en tierra, lo que dificulta su detección por las tripulaciones de vuelo.
- Puede haber sucesos en los que se haya producido un calentamiento indebido de la sonda que hayan pasado inadvertidos a las tripulaciones de vuelo y al personal de mantenimiento.
- Las anomalías de alta temperatura de la sonda no siempre se reproducen cuando se intenta su resolución.
- Ninguno de los 6 episodios de alta temperatura de la sonda registrados en el DFDR del avión accidentado se produjeron antes del primer vuelo del día, cuando también se realizaría la comprobación del TOWS.

En resumen, no hay seguridad de que el relé R2-5 del avión siniestrado fallara y que ese posible fallo provocara el del TOWS. Las inspecciones y pruebas que se han podido llevar a cabo hasta el momento sobre el relé no son concluyentes. Sin embargo, los datos

analizados en la investigación sugieren la conveniencia de una revisión más exhaustiva de la fiabilidad y de los efectos sobre el TOWS de los fallos del relé R2-5.

Las circunstancias del accidente hacen necesario centrarse también en los medios con los que cuenta la tripulación para recibir oportunamente indicación de que el TOWS está inoperativo, ante la posibilidad de que se presenten modos de fallo difíciles de detectar.

La prueba en tierra efectuada por el NTSB en el transcurso de la investigación en un avión del modelo MD-88 en el aeropuerto de Washington mostró cómo un fallo limitado al R2-5, que se simuló desconectando el relé de su fuente de alimentación, implicaba el fallo del TOWS. Con una configuración de flaps y slats inapropiada para el despegue, al adelantar las palancas de empuje, la bocina del TOWS no sonó. Se comprobó también que el fallo simulado en el R2-5 no fue evidente para los participantes en la prueba y que la condición de inoperatividad en la que se encontraba el TOWS pasaba desapercibida. El único indicador anormal que apareció fue la elevación de la temperatura de la sonda RAT. Esta única indicación no traslada de forma clara e inequívoca a la tripulación el mensaje de que pueda existir un fallo en el R2-5 y que el TOWS se encuentre inhabilitado. Los datos conocidos del accidente de Spanair son coherentes con estas condiciones que se reprodujeron en la prueba. Si se dieron estas circunstancias, la tripulación de Spanair difícilmente podría haber correlacionado la alta temperatura de la sonda RAT, el fallo del relé R2-5 y la inoperatividad del TOWS, y el personal de mantenimiento que acudió a resolver al problema no se percató tampoco de esa interrelación²⁶.

Existen, por tanto, evidencias de que el relé R2-5 está en el origen de averías que afectan a la calefacción de la sonda de temperatura RAT en un alto porcentaje de los casos. La muestra de las 100 horas grabadas en el DFDR del avión accidentado ha sido muy valiosa para conocer la sintomatología que pueden manifestar los episodios de calentamiento de la RAT en tierra. Se ha visto también que el R2-5 ha sido la causa directa de malfunciones del TOWS. Se piensa que estos factores pueden estar relacionados, lo que supondría que el R2-5 tiene modos de fallo que afectan a la sonda RAT y al TOWS y que pueden ser de naturaleza intermitente y difíciles de detectar.

Por otro lado, no existe una trazabilidad de los relés R2-5 que están instalados en un determinado avión al ser piezas reemplazables no identificadas individualmente. Es típico que piezas como los relés, incluido el relé R2-5, tengan un tratamiento «*on condition*», es decir, que las acciones de mantenimiento a las que están sujetas «dependen del estado en el que se encuentre». No tienen unas revisiones específicas, y por tanto los datos disponibles para determinar su fiabilidad o la vida en servicio son limitados. Tanto el fabricante del relé R2-5 como el fabricante del avión no disponen de esos datos. En

²⁶ La discusión sobre las instrucciones de mantenimiento disponibles para la detección del origen y resolución de la avería consistente en el calentamiento en tierra de la sonda de temperatura RAT en estos aviones ha sido objeto de una recomendación de seguridad emitida por la CIAIAC en febrero de 2009 (REC 01/09).

este caso, el relé R2-5 se había fabricado en el año 1992. Por lo dicho anteriormente, no hay seguridad de que se instalara en el avión cuando éste se terminó de montar en noviembre de 1993. Suponiendo que el relé hubiera estado siempre instalado en el avión, habría compartido los 28.133 ciclos de vida del avión. Por cada ciclo de avión (n.º de despegues), puede estimarse que el relé consumió 2 ciclos²⁷, con lo que llevaría acumulados un total de 56.266 ciclos de vida, menos de su vida prevista, que es de 100.000 ciclos. Aunque hubiese fallado el relé R2-5 en este caso no podrían derivarse de este único ejemplo problemas de fiabilidad con los relés. Sería necesario una revisión exhaustiva de los historiales de servicio, en caso de estar disponibles, para llegar a conclusiones más rigurosas.

Con todo, tratándose el relé R2-5 de un elemento importante para el funcionamiento del TOWS y siendo éste un sistema crítico para la seguridad operacional, deberían evaluarse las condiciones de funcionamiento del relé, su vida real en servicio, su fiabilidad y sus modos de fallo y definirse unas instrucciones de mantenimiento específico para ese componente de acuerdo con los resultados que arroje esa evaluación. Por tanto:

REC 08/09. Se recomienda a la Agencia Europea de Seguridad Aérea y a la FAA de Estados Unidos que requieran a The Boeing Company que evalúe las condiciones de funcionamiento, la vida en servicio, la fiabilidad y los modos de fallo de los relés en la posición R2-5 del sistema de sensación de tierra de los aviones de las series DC-9, MD-80, MD-90 y B-717 y que defina un programa de mantenimiento para ese componente basado en los resultados de esa evaluación.

2.3. Consideraciones sobre la criticidad y fiabilidad de los sistemas de aviso al despegue en aviones de la generación de los de la serie MD-80

En el momento de la certificación²⁸ de los aviones de la serie MD-80 no existía la obligación de instalar el sistema TOWS. Esa obligación se impuso a partir de marzo de 1978 con la inclusión del párrafo 25.703 en la norma de certificación FAR 25. Aun así, muchos aviones que habían sido certificados previamente, incluido el MD-80, incorporaban el TOWS.

El párrafo FAR 25.703 exige que el TOWS suministre a la tripulación un aviso sonoro durante la fase inicial de la carrera de despegue cuando el avión no esté configurado para garantizar un despegue con seguridad. El criterio que ha usado la FAA para

²⁷ Un ciclo de avión comprende una secuencia tierra-aire-tierra. Suponiendo que en cada escala del avión en tierra se desconecta la energía eléctrica del avión, la bobina del relé se energizará dos veces en cada ciclo de avión, una al aterrizar y otra a conectar la energía para el siguiente vuelo.

²⁸ La norma de certificación del MD-82 fue la FAR 25, hasta la enmienda 25-40, que entró en vigor el 2 de mayo de 1977.

certificar estos sistemas ha sido el de considerarles como una barrera de seguridad adicional (*back-up*) para las tripulaciones y por tanto se ha encuadrado en la categoría de los sistemas no esenciales a la hora de definir su criticidad. Esta categoría está reservada a los sistemas cuyos fallos se considera que no crean una condición insegura de la aeronave, ni reducen sus prestaciones ni la capacidad de la tripulación de enfrentarse a unas condiciones adversas de operación.

En la Unión Europea, la Agencia Europea de Seguridad Aérea adoptó la especificación CS-25 como código de certificación de grandes aviones en octubre de 2003. Esa norma proviene de la regulación JAR-25, desarrollada en el ámbito de las JAA²⁹. El requisito de instalar el TOWS figura en el párrafo CS25.703, en vigor desde enero de 1979³⁰. En líneas generales, los requisitos y criterios de la FAA y de la Agencia Europea de Seguridad Aérea respecto al TOWS son los mismos.

El estudio³¹ emprendido por la FAA tras el accidente del MD-82 de Northwest Airlines en Detroit refleja que en el periodo entre 1958 y 1987 se produjeron 12 accidentes en el mundo relacionados con una inadecuada configuración en despegue. En todos los casos los TOWS que equipaban esos aviones estaban diseñados de acuerdo con los requisitos aplicables a los sistemas categorizados dentro del nivel de criticidad no esencial y no se les exigió un análisis de fiabilidad en el momento de su certificación.

Contando únicamente los accidentes que se han referido en este informe (ver punto 1.6.1), incluyendo el accidente del EC-HFP, en los que han estado presentes errores en la configuración en despegue, totalizan 475 víctimas mortales. Según cifras del NTSB, desde el año 1968 se han producido 49 accidentes en todo el mundo de estas características.

En el accidente del MD-82 de Northwest Airlines en Detroit, el NTSB concluyó que el TOWS experimentó una falta de energía eléctrica por lo que no advirtió a la tripulación de la configuración inadecuada para el despegue. La investigación llegó a delimitar que la interrupción de energía se produjo en un disyuntor (*circuit breaker*) del circuito de alimentación del CAWS. No se llegó a determinar si esa falta de energía eléctrica fue debida a un malfuncionamiento del disyuntor o a una acción intencionada que lo abriera.

En el accidente del B727 de Delta Airlines en Dallas el fallo del TOWS se produjo porque el interruptor eléctrico del circuito que activa la bocina del TOWS no se cerró. Ese interruptor está asociado con el avance de la palanca del motor número 3. El informe

²⁹ Las Autoridades Conjuntas de Aviación (JAA. Joint Aviation Authorities) integran a las autoridades de aviación civil de la mayoría de los Estados europeos y de algunos otros no europeos. Su misión ha consistido en uniformizar las normas de aviación civil en Europa y armonizarlas con las de otros Estados. Sus responsabilidades en este ámbito cesan el 30 de junio de 2009 y se transfieren a la Agencia Europea de Seguridad Aérea.

³⁰ JAR-25, Amendment 5.

³¹ Aircraft Certification División. FAA. April 29, 1988, pp., 22-23. Review of take off configuration warning systems on large jet transports.

del accidente reveló que los TOWS que instalaban los B727 estaban afectados por fallos de carácter intermitente que no eran fácilmente detectables y que el sistema tenía problemas significativos de fiabilidad. Por ello, se recomendó a la FAA que estudiara en profundidad el sistema, haciendo especial hincapié en la instalación del interruptor de la palanca de gases y que se emitiera una directiva de aeronavegabilidad haciendo obligatorios los cambios que se derivaran de ese estudio³².

En el informe del accidente del B737-200 de Mandala Airlines, el NTSC de Indonesia creyó posible que el TOWS no sonara durante el despegue con los flaps y slats retraídos. La investigación no avanzó más en la confirmación de esta posibilidad.

Los datos del accidente del MD-82 de Spanair indican que es posible dejar inoperativo el TOWS por un fallo del relé R2-5.

Los accidentes de Detroit, Dallas y Barajas demuestran que el TOWS puede quedar inhabilitado en tierra por un fallo simple de uno de sus componentes. Los informes de los accidentes de Detroit y de Dallas cuestionan la fiabilidad de alguno de los componentes de los TOWS en aviones como el B-727 y el MD-82. Se ha visto ahora en la investigación del accidente de Spanair que es posible provocar el fallo del TOWS cuando se avería uno de sus componentes, el relé R2-5. La consideración de sistema no esencial está detrás de estos problemas. Los TOWS de los aviones de la generación del MD-82, del B-727 o del B737-200 están concebidos sin redundancia, pensando que la función del TOWS queda limitada a la de un apoyo complementario a la tripulación en sus tareas de preparación del vuelo. La experiencia, sin embargo, ha demostrado que el factor humano en conjunción con sistemas de aviso al despegue de primera generación no son barrera suficiente para evitar accidentes por fallos de configuración.

Por otro lado, en el MD-82 la Lista de Equipamiento Mínimo Maestra (MMEL) no permite el despacho del avión con el sistema de avisos al despegue inoperativo.

Se da la circunstancia de que el fallo del TOWS obliga a dejar el avión en tierra hasta la reparación del sistema, de acuerdo a la Lista de Equipamiento Mínimo Maestra (MMEL), y sin embargo ese mismo fallo no se hace presente a la tripulación, por lo que ésta no dispone de ningún tipo de aviso que les alerte de que el TOWS ha fallado.

Podría incluso presentarse el caso de fallo del TOWS posterior a su verificación por la tripulación, pero previo al despegue, dejando por tanto al avión en condición no aeronavegable y sin posibilidad de que la tripulación fuera consciente de esta situación.

³² Recomendaciones de seguridad formuladas por el NTSB A-88-125 y A-88-126

³³ Elemento «NO GO» se refiere a aquellos sistemas o componentes cuyo fallo impiden el despacho del avión de acuerdo a la MEL.

Resulta incoherente, por tanto mantener un carácter de «NO GO»³³ en la MEL para el TOWS, sin modificar la condición de sistema no esencial y que le exonera de contar con dispositivos adicionales de seguridad como son, entre otros, un aviso a la tripulación en caso de fallo del sistema o redundancia en su diseño que lo haga menos vulnerable ante un fallo simple, como fue la pérdida de alimentación eléctrica del TOWS en el caso del accidente de Detroit en 1987, o como podría ser el fallo del relé R2-5 que le suministra la señal tierra-vuelo en el caso de Barajas.

Como respuesta a una recomendación de seguridad operacional³⁴ formulada por el NTSB en el informe del accidente de Detroit, la FAA publicó la circular AC 25.703.1 en el año 1993. Análogamente, la EASA dispone de la AMC 25.703 donde se establecen los criterios actualmente en vigor admitidos por la autoridad europea para certificar los diseños de los TOWS en los aviones de transporte. De acuerdo con estas guías, los TOWS diseñados con anterioridad no podían considerarse que tuvieran un nivel de seguridad adecuado cuando las consecuencias de un fallo del sistema en combinación con una configuración inapropiada para el despegue podía dar lugar a una condición de fallo mayor o catastrófico³⁵. Por tanto, según esas guías, se debería elevar el nivel de criticidad de estos sistemas, categorizándolos como esenciales de acuerdo con la AC 25.1309-1A de la FAA o su equivalente AMC 25.1309 de la EASA, de manera que la interpretación que la FAA y EASA hacen actualmente es la de considerar que una condición de inoperatividad del TOWS tiene unos efectos severos en la seguridad de las operaciones.

El estudio de la FAA de 1988 ya mencionado (ver nota 33), recomendaba que la fiabilidad de los TOWS como los que equipan los aviones de la generación de la serie MD-80 se mejorara exigiendo a esos sistemas que cumplieran con los requisitos de los equipos de categoría esencial. Sin embargo, la experiencia en servicio con la que se contaba entonces y el historial de los accidentes hasta ese momento no parecieron justificar que esa medida se tomara finalmente.

En la actual situación, teniendo en cuenta el historial y las consecuencias de accidentes por fallos en la configuración de despegue en los que han concurrido también fallos simples de los sistemas de aviso, no parece suficiente que se intente abordar exclusivamente la resolución de los problemas que han sido efectivamente encontrados en el diseño de esos sistemas, como son el interruptor de la palanca de empuje del B727 o la fiabilidad de los disyuntores de protección del circuito de alimentación eléctrica del MD-82 de Detroit, o ahora las averías del relé R2-5. Es preciso que se revisen en profundidad estos sistemas de manera que puedan facilitar a las tripulaciones una

³⁴ La Recomendación A-88-66 emitida por el NTSB pedía ala FAA que desarrollase y diseminase guías para el diseño de los CAWS que incluyeran la determinación y criticidad de los avisos que proporcionan y el grado de auto monitorización que debían tener estos sistemas.

³⁵ La AC 25.1309 define la criticidad de los sistemas en función de la severidad de los efectos que sus fallos tienen sobre la seguridad. Las condiciones de fallo se clasifican en virtud de la severidad de sus efectos en menores, mayores y catastróficas.

defensa efectiva tratando de minimizar las condiciones de fallos latentes que puedan afectar a sus componentes. Por tanto:

REC 09/09. Se recomienda a la Agencia Europea de Seguridad Aérea y a la FAA de los Estados Unidos que revisen los diseños de los sistemas de aviso al despegue (TOWS) de los aviones de transporte cuyas bases de certificación no exigieran la instalación de tales sistemas o aún exigiéndola, no se les aplicaran los criterios establecidos en las guías de asesoramiento y el material interpretativo AMC 25.703, en el caso de EASA y la circular AC25.703 en el caso de la FAA. El objetivo de esa revisión debería ser requerir a los TOWS que cumplieran con los requisitos establecidos para los sistemas críticos de categoría esencial en la CS25.1309 y FAR 25.1309, respectivamente.

2.4. Certificación de los sistemas críticos

Aparte de los accidentes, de la base de datos del sistema de notificación de la NASA (ASRS) se han obtenido 51 casos en los que los pilotos han informado de avisos del TOWS en despegue en diversos aviones que afortunadamente no han terminado en accidente. Estos datos indican que incluso pilotos muy experimentados, con una intachable reputación, pueden errar a la hora de establecer y verificar la configuración para el despegue, especialmente si los procedimientos se han visto interrumpidos por alguna circunstancia inusual. La incidencia de estos errores, referidos normalmente a fallos por omisión de tareas, pudo ser difícilmente previsible en el momento de la certificación de los aviones de la generación de la serie MD-80. Parece, por tanto, necesario que las autoridades de certificación tengan en consideración todos estos antecedentes junto con todas las posibilidades de diseño disponibles a la hora de certificar los actuales y futuros aviones.

La historia de los accidentes ha demostrado que los pilotos solos no proporcionan una defensa suficiente contra los errores. Los sistemas de aviso al despegue se han convertido en herramientas de gran utilidad para alertar a la tripulación y en la práctica representan una de las últimas barreras de seguridad de la que disponen las tripulaciones para abortar un despegue sin la configuración apropiada. Estos sistemas deben considerarse esenciales a la vista de las evidentes limitaciones humanas frente a los errores. Los criterios que actualmente aplican las autoridades de certificación tienen en cuenta estos factores a la hora de evaluar la idoneidad de los TOWS, sin embargo no se aplican de manera sistemática al no haberse trasladado a las normas convenientemente. Se ha visto como los TOWS de los aviones de la generación de la serie MD-80 pueden quedar inoperativos por un fallo simple del que la tripulación puede no tener aviso. Estas condiciones pueden presentarse también en los diseños de los aviones modernos porque las normas de certificación en vigor lo permiten. Por eso, se

considera que las autoridades de certificación deberían revisar los requisitos exigidos a estos sistemas con el propósito de aumentar la protección que ofrecen y su fiabilidad. Por tanto:

REC 10/09. Se recomienda a la Agencia Europea de Seguridad Aérea y la FAA de los Estados Unidos que revisen las normas CS-25 y FAR 25, respectivamente, de certificación de grandes aviones de transporte para incorporar un requisito que asegure que los sistemas de aviso al despegue (TOWS) no se inhabilitan como consecuencia de un fallo simple o que proporcionen a la tripulación un aviso claro e inequívoco cuando el sistema falle.

En un estudio del NTSB sobre los sistemas críticos en los aviones de transporte³⁶ publicado en 2006 se hacían dos recomendaciones de seguridad³⁷ que incidían en la necesidad de considerar la variable de los fallos humanos en las evaluaciones de seguridad operacional exigidas en la certificación para los sistemas críticos sujetos a fallos estructurales. Asimismo también se pedía que el sector aeronáutico importara los métodos ya adoptados por otros sectores de transporte, como el de la automoción, para que se hiciera una revisión continua de esas evaluaciones a lo largo de la vida en servicio de los aviones teniendo en cuenta la experiencia operacional obtenida.

Estas recomendaciones se consideran pertinentes también para sistemas críticos, como el TOWS, cuyos diseños deben tener en cuenta las lecciones aprendidas de los accidentes e incidentes graves y cómo interaccionan esos sistemas con las actuaciones humanas. Debe entenderse, por tanto que los TOWS están bajo el espectro que intentan cubrir esas recomendaciones que el NTSB dirigió a la FAA y sería por tanto conveniente que la EASA tuviera también en cuenta el historial de los errores cometidos por los pilotos a la hora de configurar los aviones para el despegue a la hora de hacer un seguimiento continuo del comportamiento de estos sistemas para valorar si las hipótesis realizadas durante la certificación del diseño siguen siendo válidas. Por tanto,

REC 11/09. Se recomienda a la Agencia Europea de Seguridad Aérea que revise las guías de asesoramiento y el material interpretativo que acompaña a las normas de certificación CS-25 de los grandes aviones de transporte para que se consideren los errores humanos asociados con los fallos en la configuración de despegue a la hora de justificar analíticamente la seguridad operacional de los TOWS y que se analice si las hipótesis que se emplearon en la evaluación de esos sistemas durante la certificación son consistentes con la experiencia operacional obtenida y las lecciones aprendidas de accidentes e incidentes.

³⁶ National Transportation Safety Board, Safety Report on the Treatment of Safety-Critical Systems in Transport Airplanes, Safety Report NTSB/SR-06/02 (Washington, DC: NTSB, 2006).

³⁷ Recomendaciones del NTSB n.º A-06-37 y A-06-38.

2.5. Procedimientos operacionales y listas de comprobación

Las listas de comprobación constituyen un elemento de suma importancia para la seguridad de las operaciones aéreas de transporte. Las listas se emplean en todos los segmentos del vuelo. Antes del despegue, por ejemplo, las listas se confeccionan con el propósito de preparar el avión para operar con seguridad.

Un buen diseño de las listas y de los procedimientos y la adherencia a los mismos resultan de especial relevancia a la hora de configurar el avión para el despegue, ya que los errores pueden tener fatales consecuencias en esta fase del vuelo. Por tanto, la insistencia en la mejora de los procedimientos asociados al uso de las listas de comprobación puede reducir las posibilidades de error a la hora de preparar y configurar el avión para el despegue.

La complejidad de esas listas debería ser limitada. Sin embargo, la realidad muestra la dispersión existente en la concepción de las listas entre aviones de distintos fabricantes o entre aviones de distinto tipo del mismo fabricante. A pesar del reconocimiento, avalado por diversos estudios³⁸, de que los errores asociados al uso de listas de comprobación han contribuido a un número significativo de accidentes y que esos errores se producen con relativa frecuencia en el desarrollo de las operaciones, el diseño de las listas de comprobación ha sido una materia que prácticamente no se ha tratado hasta después del accidente de Northwest Airlines en Detroit en el año 1987.

Basándose en las conclusiones del accidente de Northwest Airlines en Detroit el NTSB lanzó una recomendación de seguridad³⁹ que ha servido para desarrollar el campo de la investigación en los factores humanos en relación con la construcción de listas de comprobación. Algunas de las pautas que surgieron de todos esos trabajos⁴⁰ son, por ejemplo:

- Reflejar en las respuestas durante la ejecución de las listas los valores de los parámetros seleccionados en lugar de contestar simplemente con expresiones del tipo: «comprobado (*checked*)» o «ajustado (*set*)».

³⁸ Entre otros pueden citarse aquí a Lautmann, L. & Gallimore, P. (1987). Control of the crew-caused accident: Results of a 12-operator survey. Boeing Airliner. Boeing Commercial Airplane Company (Seattle), Helmreich, R. L., Wilhelm, J. A., Kline, J. R. & Merritt, A. C. (2001). Culture, error, and crew resource management.

³⁹ En la recomendación de seguridad A-88-68, el NTSB pedía a la FAA la constitución de un grupo de investigación en factores humanos en el que estuvieran presentes representantes de la NASA (National Aeronautics and Space Administration), de la industria y de los pilotos con el objetivo de determinar métodos para confeccionar listas de comprobación que mejoraran las prestaciones de las personas que deben usarlas.

⁴⁰ Se citan aquí autores y trabajos como:
 Degani, A. & Weiner, E. L. (1993). Cockpit Checklists: Concepts, Design, and Use. Human Factors 35 (2), pp. 28-43. Research on checklist effectiveness followed, in part, from an NTSB recommendation resulting from the Detroit Flight 255 accident.
 Turner, J. W., Huntley, M. S. Jr. Report N°. DOT/FAA/AM-91/7. April 1991. The Use and design of flight Crew checklists and manuals. A special report for the U.S. Federal Aviation Administration.
 Human Performance considerations in the use and design of aircraft checklist. January 1995. U.S Department of Transportation. Federal Aviation Administration. Assistant Administrator for System Safety Office of Safety Services Safety Analysis Division.

- Los puntos más críticos de las listas deberían colocarse al principio, con lo que se aumentan las posibilidades de completar esos puntos en el caso de que surjan interrupciones. Incluso, se recomienda que se pueda volver sobre esos puntos de nuevo al final de la lista, de forma que se duplique su ejecución.
- Puntos críticos tales como los *flaps/slats* o los compensadores (*trim*), que podrían reajustarse debido a nuevas informaciones, por ejemplo, un cambio de pista de última hora o variaciones en la velocidad del viento, deberían duplicarse en las listas de verificación en la fase de tierra y confirmarse por los dos pilotos.
- Debería establecerse como último punto de las listas una confirmación oral de que se han completado, con lo cual las tripulaciones adquieren el convencimiento de que la lista se ha finalizado y que pueden ocuparse de otra tarea.

Estos criterios se recogen, en general, en las listas de comprobación que preparan fabricantes y operadores, aunque no puede decirse que estén universalmente adoptados por unos y otros. Por ejemplo, las listas de Spanair en vigor en el momento del accidente no recogían el principio de que la tripulación de vuelo anunciara en voz alta los valores seleccionados de los flaps. Además la selección de flaps y slats figuraba en el noveno y último lugar de la lista de después del arranque de los motores (*After start*). Por otro lado, aunque la selección de flaps se comprobaba dentro del apartado de puntos finales de la lista que se realizaba inmediatamente antes del despegue (*Take off imminent*), los repasaba únicamente el copiloto y de memoria, sin respuesta del comandante. Por su parte, el FCOM de Boeing reflejaba el principio de que había que anunciar el valor numérico de la extensión de flaps al seleccionarlos, aunque otros puntos en diferentes listas se respondían con «set» o «check». También según el FCOM se comprobaba la palanca de flaps y slats en el primer punto de la lista de rodaje (*Taxi*), pero luego no se comprobaban en ningún otro momento.

Después del accidente, Spanair y Boeing han revisado sus procedimientos operativos para las aeronaves de la serie MD-80. Los cambios introducidos están en consonancia con la filosofía que se ha expuesto anteriormente. Spanair ha incluido al final de cada una de las listas un punto para indicar expresamente su finalización y ha modificado la lista de *Taxi* para añadir la verificación de los flaps en el lugar número 7. Boeing ha añadido un nuevo punto, el número 3, en la lista de antes del despegue (*Before Take off*) para comprobar los flaps y los slats.

Más recientemente, las investigaciones basadas en la observación de las prácticas en los operadores⁴¹ y en las notificaciones de sucesos por los pilotos o en los análisis de algunos accidentes, se han centrado en las omisiones que se producen en la ejecución de los procedimientos, como puedan ser las que derivan en una configuración errónea. A menudo la fase anterior al despegue, en la que se seleccionan los flaps, está repleta de interrupciones, distracciones, concentración de comunicaciones o tareas que

⁴¹ Loukopoulos, L. D., Dismukes, R. K. & Barshi, I. (2009). *The Multi-Tasking Myth: Handling Complexity in Real-World Operations*. Aldershot, UK. Ashgate Publishing Limited.

sobrevienen inesperadamente, que pueden suponer un impacto negativo en la ejecución de las listas de comprobación, aun estando éstas concebidas con los mejores criterios. Los olvidos inadvertidos normalmente ocurren cuando se interrumpe la secuencia de ejecución tal como se ha entrenado en los cursos por la concurrencia de otras tareas que demandan la atención de las tripulaciones. En el caso de Spanair estuvieron, sin duda, presentes tales interrupciones. Se produjo un problema técnico en los prolegómenos del vuelo que exigió la intervención del personal de mantenimiento, lo que condujo a alterar la programación, obligando a los pilotos a retrasar la salida y volver a la plataforma.

Se han propuesto y probado en entornos operacionales reales, estrategias que intentan mitigar los efectos de las interrupciones y el exceso de carga de trabajo durante las operaciones de preparación del vuelo. Estas propuestas incluyen el entrenamiento de las tripulaciones en la gestión de estas circunstancias.

Una alta carga de trabajo y la aparición de interrupciones son factores que merecen una mención especial en el caso de aviones de la generación de los de la serie MD-80. Un dato significativo es que, tanto en los procedimientos de Spanair como en el FCOM de Boeing para la serie MD-80, las listas a ejecutar antes del arranque de los motores (*Prestart* en el caso de Spanair y *Before start* según el FCOM de Boeing) se componen de 59 puntos (Spanair) y 75 puntos (Boeing) para el primer vuelo del día. La comprobación del TOWS, por ejemplo, está en los puestos 49 (Spanair) y 65 (Boeing), respectivamente. Cada uno de estos puntos a su vez conlleva la ejecución de varias acciones. En el entorno habitual en el que se llevan a cabo las operaciones es usual que surjan alteraciones que impidan completar listas tan extensas sin interrupciones.

Los aviones de la generación actual están dotados con instrumentos controlados por ordenador⁴² que ayudan de una manera efectiva a las tripulaciones a prevenir errores de configuración. Entre sus aplicaciones, estos sistemas despliegan en pantalla listas de comprobación electrónicas cuyos puntos se muestran permanentemente a la tripulación hasta que el ordenador confirma que las acciones de la lista se han ejecutado realmente. Estos sistemas son capaces también de hacer comprobaciones de configuración antes del despegue en las que el ordenador simula al avance de las palancas de potencia y activa los avisos en caso necesario.

En conjunción con el NTSB, la CIAIAC considera que deberían examinarse en profundidad los procedimientos operacionales con el fin de evitar errores de configuración en el despegue y enfatiza la necesidad de que se sigan haciendo esfuerzos

⁴² Ejemplos de estos sistemas son el denominado EICAS (Engine Indicating and Crew Alerting System) de Boeing o el ECAM (Electronic Centralised Aircraft Monitoring) de Airbus. Se trata en ambos casos de sistemas integrados controlados por ordenador que proporcionan a la tripulación información de los motores y de los instrumentos y actúan también como sistemas de avisos.

que avancen en esta dirección. La mejora en el diseño de listas de comprobación y en los métodos de trabajo que se siguen en las cabinas de vuelo, como son la definición de la secuencia en la ejecución de las acciones de la tripulación o la aplicación de los principios de Ejecutar/Comprobar (Do/Verify) y de Interrogar/Responder (Challenge/Response) en la gestión de las listas de comprobación, están en el objetivo de la siguiente recomendación. En base a ello:

REC 12/09. Se recomienda conjuntamente a la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI), a la FAA de los Estados Unidos y a la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) que promuevan la celebración de una conferencia internacional con participación de todas las organizaciones representativas de la aviación civil, como las autoridades, la industria, instituciones académicas y de investigación, asociaciones profesionales, etc. y que tenga por objeto la elaboración de directrices sobre la base de las mejores prácticas de la industria en el ámbito de las operaciones aéreas en lo referente al diseño de listas de comprobación, entrenamiento del personal y mejora de los procedimientos y de los métodos de trabajo en las cabinas de vuelo, para asegurar que las tripulaciones configuran apropiadamente las aeronaves en el despegue y el aterrizaje.

Continuando con las listas de comprobación, son escasos los ejemplos de autoridades de aviación civil que hayan fundido las conclusiones derivadas de los estudios y trabajos desarrollados hasta la fecha para trasladarlas a los agentes encargados de la confección y aplicación de esas listas, como es el caso de los fabricantes y los operadores aéreos, y a los responsables de su supervisión y aprobación, como son los inspectores de aviación civil. En Estados Unidos, la FAA ha elaborado guías⁴³ destinadas a sus inspectores de operaciones (POI) donde se recogen los principios mencionados anteriormente sobre el diseño de las listas de comprobación. Esas guías constituyen una referencia práctica también para los operadores y fabricantes, que encuentran en ellas los mismos criterios que empleará el inspector en su evaluación y que además están a disposición de todo el público en general. En Europa, se ha encontrado el ejemplo de la CAA del Reino Unido, que publicó en el año 2006 unas directrices⁴⁴ para el diseño y utilización de listas de comprobación de emergencia y anormales.

Complementariamente a la recomendación estratégica de acometer una tarea conjunta y profunda en esta materia, convendría de forma más urgente que se realizara una labor de reunión y difusión de las investigaciones y esfuerzos ya emprendidos para que se extendieran lo más ampliamente posible, por tanto:

⁴³ FAA Order 8900.1 Flight Standard Information Management System (FSIMS). Volume 3. General Technical Administration. Chapter 32. Manual, Procedures, and checklist for Part 91K, 121, 125, and 135, derivada de estudios surgidos a raíz del accidente de Northwest Airlines en Detroit (1987).

⁴⁴ CAP 676. Guidance on the Design, Presentation and Use of Emergency and Abnormal Checklists. CAA, UK (January 2006).

REC 13/09. Se recomienda a la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) que recopile los resultados de los estudios y trabajos desarrollados, así como las instrucciones y directrices elaboradas por las autoridades de aviación civil hasta la fecha, con los principios y guías relativos al

- diseño de las listas de comprobación y
- metodología de trabajo en las cabinas de vuelo,

de forma que permitan a los operadores y fabricantes europeos y a las autoridades nacionales disponer de referencias claras sobre el estado del arte en materia de diseño y aplicación de listas de comprobación.

3. PROGRESO DE LA INVESTIGACIÓN

La investigación continúa.

Están pendientes más inspecciones sobre los componentes del sistema de sensación de tierra y sobre los motores de la aeronave. Se está analizando también la información extraída de las tarjetas de memoria no volátil de algunos sistemas del avión. Se estudian también las actuaciones del avión con asistencia del fabricante.

Los aspectos de factores humanos en las operaciones y el mantenimiento del operador se investigarán y analizarán en profundidad.

En este sentido deben precisarse detalles sobre el proceso de elaboración y revisión de listas de comprobación en el seno del operador y la intervención de la autoridad aeronáutica en estos procesos. Son también de interés en esta investigación aspectos como el tratamiento de las interrupciones durante la preparación de los vuelos y el aislamiento y concentración de las tripulaciones en esas tareas asociados con el concepto de cabina estéril. Se analizan las actuaciones de la tripulación antes y durante el vuelo y su disciplina en el cumplimiento de los procedimientos. Se revisan los programas de entrenamiento y formación de las tripulaciones técnicas y cómo esos programas abordan el reconocimiento de pérdidas en despegue y las técnicas para su recuperación.

En cuanto al mantenimiento, la investigación se centra en conocer el funcionamiento de la organización, la distribución de sus recursos , la formación y conocimientos técnicos del personal, los procesos de toma de decisiones, los criterios empleados en la resolución de averías en línea, el manejo que se hace de la documentación y el tratamiento de averías repetitivas.

Los programas de seguridad operacional y la supervisión por la autoridad de las actividades del operador en este área son parte de los temas pendientes.

Las cuestiones de supervivencia, la activación, gestión, respuesta ante la emergencia y las actuaciones llevadas a cabo post-accidente se están también evaluando.

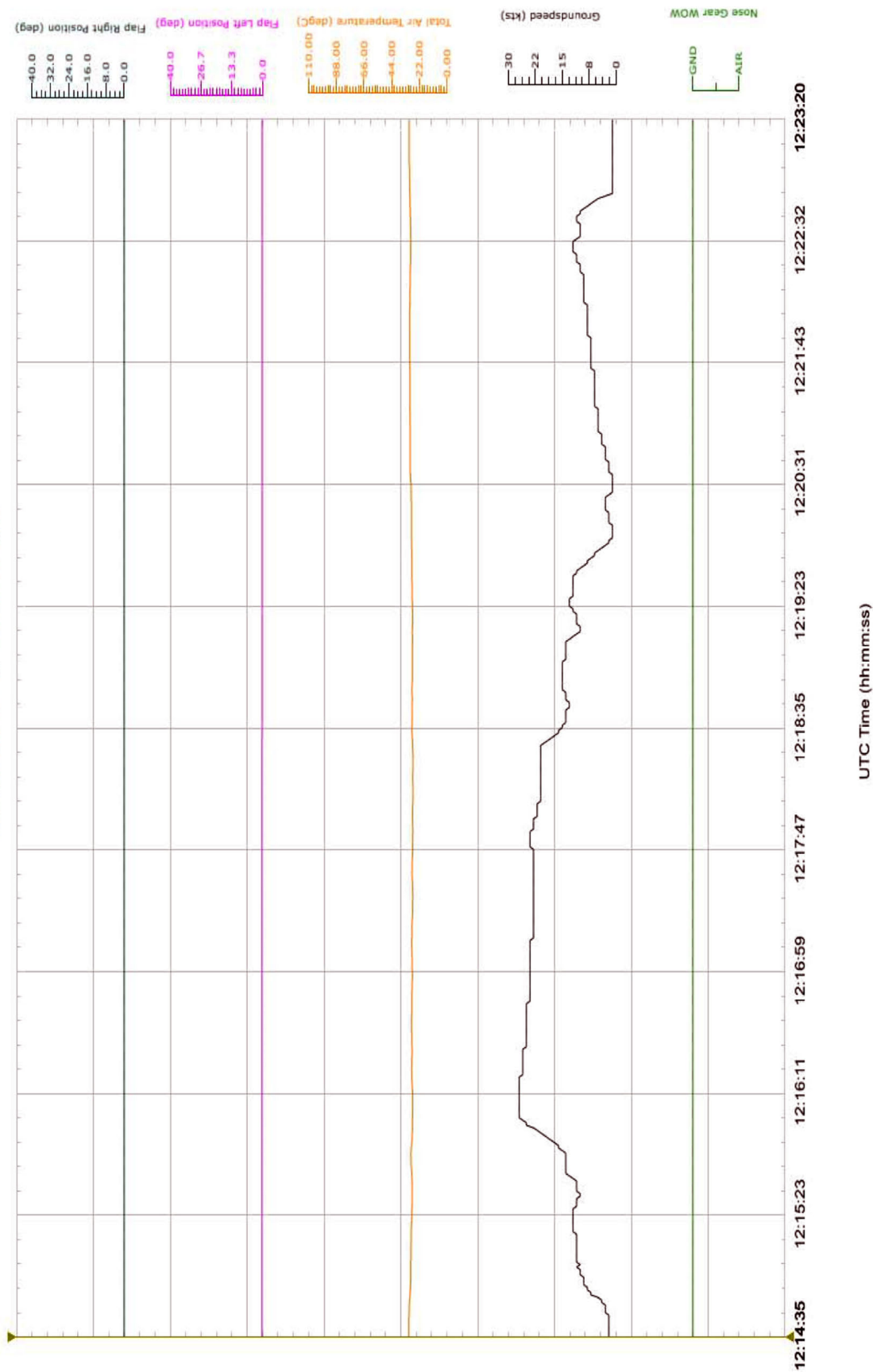
Cuando concluya la investigación se publicará un informe final donde aparecerán todas las circunstancias en materia de seguridad operacional relacionadas con el accidente.

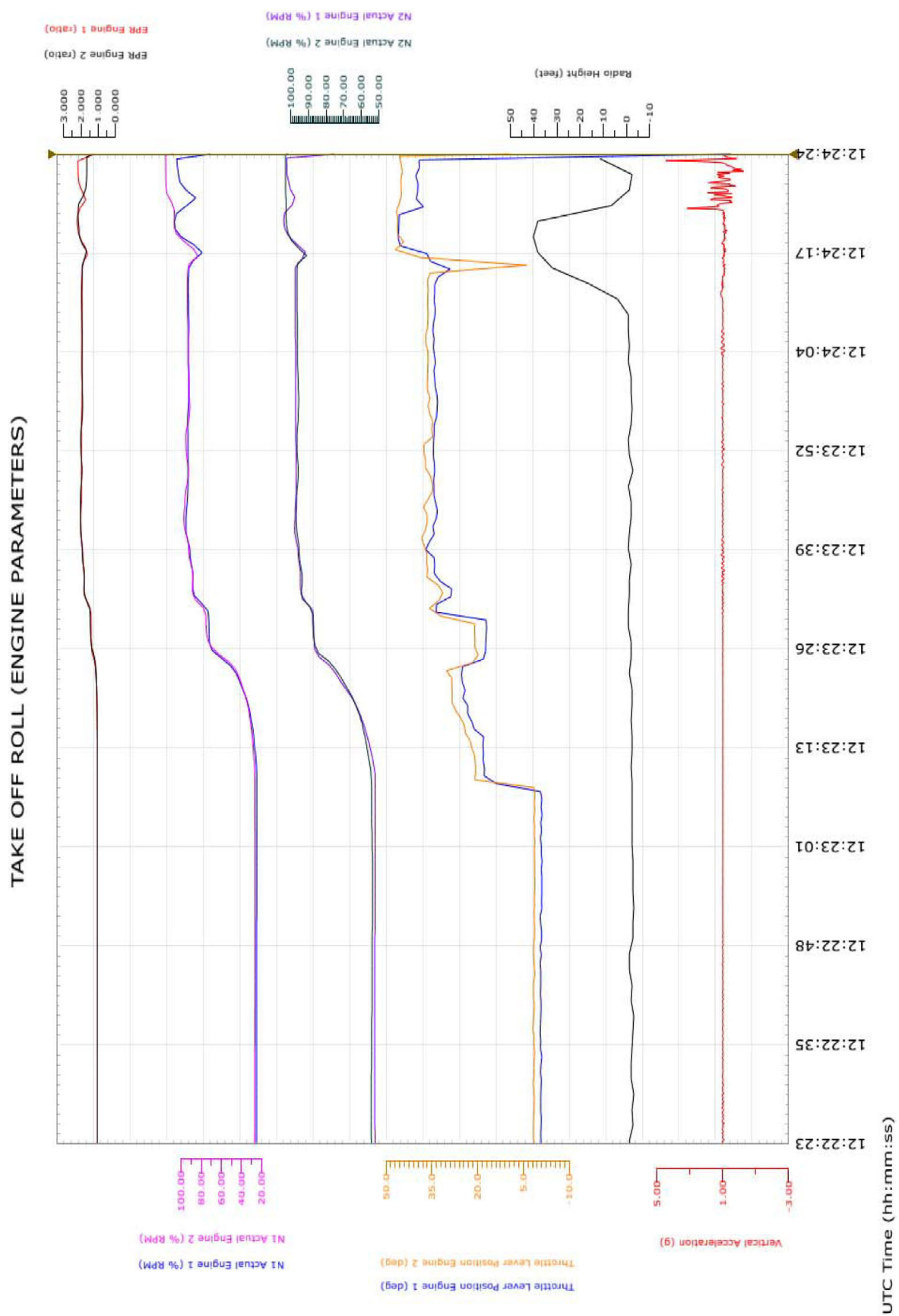
APÉNDICES

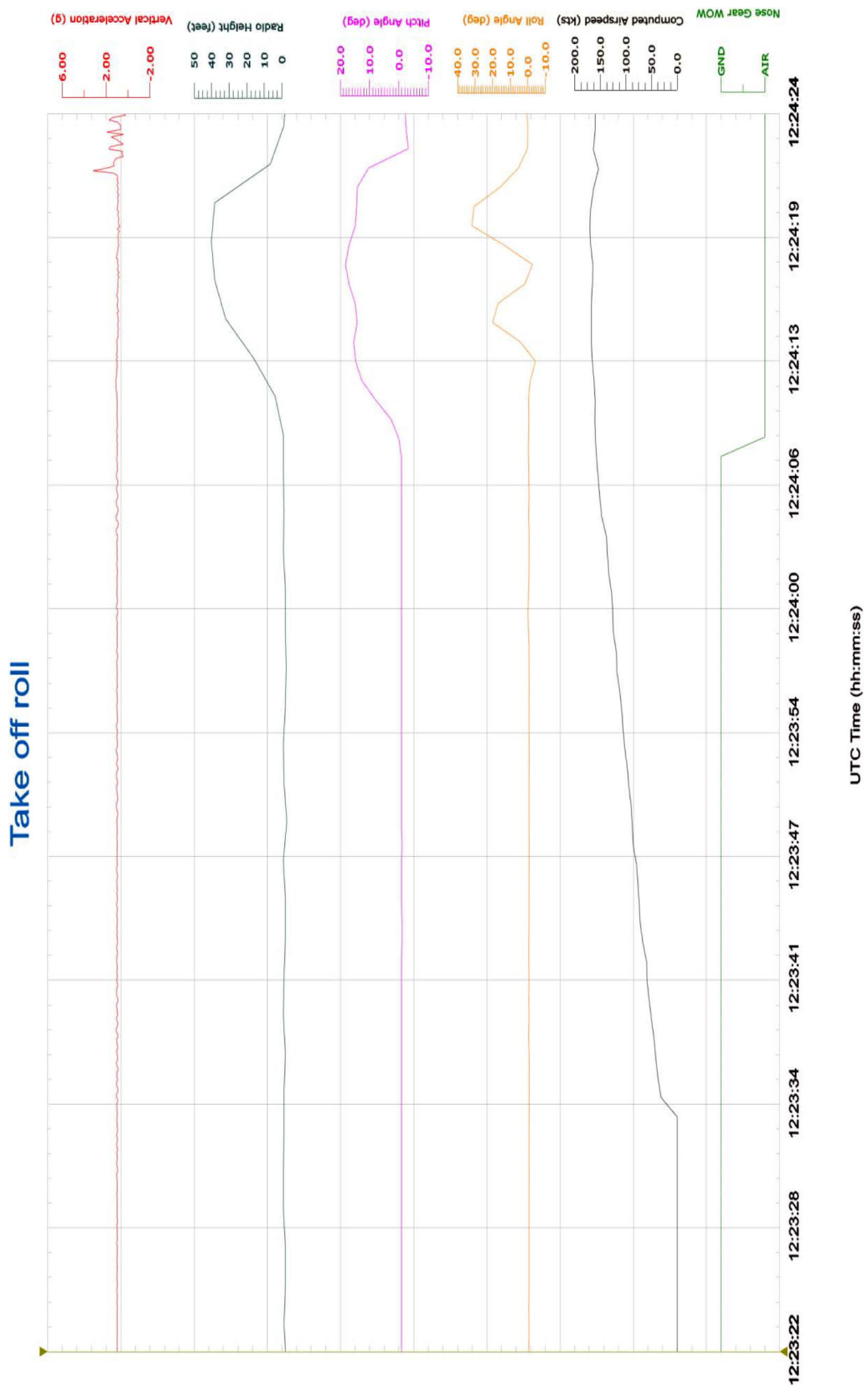
APÉNDICE 1

Gráficas de parámetros del DFDR

SEGUNDO RODAJE







APÉNDICE 2
Directiva de aeronavegabilidad
EASA AD n.º 2008-0197
SAFO n.º 08021 FAA

EASA	AIRWORTHINESS DIRECTIVE
	AD No.: 2008- 0197 Date: 29 October 2008 Note: This Airworthiness Directive (AD) is issued by EASA, acting in accordance with Regulation (EC) No 216/2008 on behalf of the European Community, its Member States and of the European third countries that participate in the activities of EASA under Article 66 of that Regulation.
This AD is issued in accordance with EC 1702/2003, Part 21A.38. In accordance with EC 2042/2003 Annex I, Part M.A.301, the continuing airworthiness of an aircraft shall be ensured by accomplishing any applicable ADs. Consequently, no person may operate an aircraft to which an Airworthiness Directive applies, except in accordance with the requirements of that Airworthiness Directive unless otherwise specified by the Agency [EC 2042/2003 Annex I, Part M.A.303] or agreed with the Authority of the State of Registry [EC 216/2008, Article 14(4) exemption].	
Type Approval Holder's Name : McDonnell Douglas Corporation	Type/Model designation(s) : DC-9-10, -20, -30, -40, and -50 Series, DC-9-81/82/83/87, MD-88, MD-90, and 717 airplanes
TCDS Number: U.S.A No. A6WE	
Foreign AD : Not applicable	
Supersedure : None	
ATA 31	Central Aural Warning System – Airplane Flight Manual and Pre-Start Check of the Take-off Warning System – Introduction
Manufacturer(s):	McDonnell Douglas Corporation (previously Douglas Aircraft Co.), The Boeing Company.
Applicability:	All McDonnell Douglas Model DC-9-10, DC-9-20, DC-9-30, DC-9-40, and DC-9-50 airplanes; Model DC-9-81 (MD-81), DC-9-82 (MD-82), DC-9-83 (MD-83), and DC-9-87 (MD-87) airplanes; Model MD-88 airplanes; Model MD-90-30 airplanes and Model 717-200 airplanes.
Reason:	In August 2008, a McDonnell Douglas DC-9-82 (MD-82) airplane crashed while attempting to take off from runway 36L at Madrid's Barajas International Airport. Although the preliminary report issued by Spain's Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil (CIAIAC) did not identify the probable causes of the accident, it states that the data recordings suggest the flaps/slats were not set for takeoff and the Take-Off Warning (TOW) did not occur. After a similar accident in 1987 where it was concluded that the flaps/slats were not set for takeoff and the TOW did not occur, McDonnell Douglas recommended all MD-80 series operators conduct a check of the TOW system before engine start prior to every flight. It has been found that some operators' procedures no longer reflect the initial intent of the recommendation made by McDonnell Douglas as the check is performed less frequently.

	A defective TOW system could let an improper take-off configuration undetected to the flight crew and result in loss of control during the initial climb. As a consequence, to ensure that all operators of MD-80 series airplanes perform the TOW system check before every flight, this Airworthiness Directive requires an update of the Airplane Flight Manual (AFM) to make the frequency mandatory. The AD also extends to the DC-9 and 717-200 aircraft as the design of the TOW system is common to all three types.
Effective Date:	12 November 2008
Required Action(s) and Compliance Time(s):	Required as indicated, unless accomplished previously: Within 15 days after the effective date of this AD, Amend the PROCEDURES section of the applicable Airplane Flight Manual to incorporate the following check. This may be done by inserting a copy of this AD into the AFM after the TABLE OF CONTENTS pages of the PROCEDURES section. TAKEOFF WARNING SYSTEM <i>Note: This check is mandatory and must be carried out before the first engine start before every flight.</i> Before engine start, and with power on the aircraft: Takeoff Warning/Throttles.....CHECK/IDLE Move both throttles toward full forward position and observe takeoff warning sounds. Move throttles to idle and observe warning is silenced. <i>NOTE: If takeoff warning does not sound, maintenance action is required prior to takeoff. Confirmation of takeoff warning system operation does not ensure that correct takeoff values for stabilizer trim, centre of gravity, or flap/slats position have been set.</i>
Ref. Publications:	Not applicable
Remarks :	1. If requested and appropriately substantiated, EASA can approve Alternative Methods of Compliance for this AD. 2. The required actions and the risk allowance have granted the issuance of a Final AD with Request for Comments, postponing the public consultation process after publication. 3. Enquiries regarding this AD should be referred to the Airworthiness Directives, Safety Management & Research Section, Certification Directorate, EASA. E-mail ADs@easa.europa.eu 4. For any questions concerning the technical content of the requirements in this AD, please contact: Boeing Commercial Airplanes Attention: Data and Service Management, Dept. C1-L5A (D800-0024) Long Beach Division, 3855 Lakewood Boulevard Long Beach, California 90846, United States of America



U.S. Department
of Transportation
**Federal Aviation
Administration**

SAFO

Safety Alert for Operators

SAFO 08021
DATE: 11/5/08

Flight Standards Service
Washington, DC

http://www.faa.gov/other_visit/aviation_industry/airline_operators/airline_safety/safo

A SAFO contains important safety information and may include recommended action. SAFO content should be especially valuable to air carriers in meeting their statutory duty to provide service with the highest possible degree of safety in the public interest. Besides the specific action recommended in a SAFO, an alternative action may be as effective in addressing the safety issue named in the SAFO.

Subject: Importance of Standard Operating Procedures (SOP) as Evidenced by a Take-off Configuration Hazard in Boeing DC-9 series, MD-80 series, MD-90, and B-717 Airplanes.

Purpose: To emphasize the overall importance of SOP and specifically the need for SOP to ensure proper operation of the Take-off Warning System (TOWS) for DC-9 series, MD-80 series, MD-90 and B-717 airplanes.

Background: A recent loss of an MD-82 aircraft during takeoff and a subsequent Airworthiness Directive (AD) by the European Aviation Safety Agency (EASA) serve to underline the criticality of correct take-off configuration. The investigation of this accident is still ongoing and the probable causes have not yet been identified, however, preliminary information released by the investigating authority indicates the airplane's flaps and slats were not configured for take-off.

A review of accidents and incidents involving civil transport category aircraft shows that, worldwide, take-off configuration errors have figured in 49 accidents and incidents since 1968. These events have resulted in 392 fatalities. It should be noted that the FAA has already taken actions in response to these accidents and incidents such as revising airworthiness standards and issuing ADs. The hazard of mis-configuration of the flaps and slats at take-off can be mitigated in two distinct ways:

- 1) warning systems, and
- 2) standard operating procedures.

The recent MD-82 loss underlines the need for the industry to consider its SOP, as well as warning systems when mitigating take-off configuration hazards.

Discussion: DC-9 series, MD-80 series, MD-90 and B-717 airplanes are specifically equipped with a TOWS intended to prevent mis-configuration during take-off. Likewise Original Equipment Manufacturer (OEM) -recommended and air carrier-approved SOP have been designed to prevent a mis-configuration take-off. A warning system and SOP can only be effective mitigations if the system is properly maintained and the SOP is properly designed and followed.

The AD issued by EASA addresses SOP for DC-9 series, MD-80 series, MD-90 and B-717 airplanes. This AD revises Airplane Flight Manual SOP to require the crew to check the TOWS before engine start prior to every flight. This was previously recommended by McDonnell Douglas following a 1987 accident. In the AD, EASA states concern that “some operator’s procedures no longer reflect the initial intent of the [McDonnell Douglas] recommendation...as the check is performed less frequently.” Readers may review the entire AD at the following website: <http://ad.easa.europa.eu/ad/2008-0197>

SOP are universally recognized as basic to safe aviation operations, as evidenced by the MD-82 example. In 2003, the FAA issued an advisory circular (AC) on SOP, AC 120-71A, “Standard Operating Procedures for Flight Deck Crewmembers”. In that AC, the FAA noted the following key features of SOP:

“KEY FEATURES OF EFFECTIVE SOP.

- a. Many experts agree that implementation of any procedure as an SOP is most effective if:
 - (1) The procedure is appropriate to the situation.
 - (2) The procedure is practical to use.
 - (3) Crewmembers understand the reasons for the procedure.
 - (4) Pilot Flying (PF), Pilot Not Flying (PNF) / Pilot Monitoring (PM), and Flight Engineer duties are clearly delineated.
 - (5) Effective training is conducted.
 - (6) The attitudes shown by instructors, check airmen, and managers all reinforce the need for the procedure.”

In order to be most effective, operators should review OEM recommended procedures, define SOP, explain the reason behind the SOP, and effectively train SOP. Each operator should avoid a “double standard” between SOP as trained and as operated in routine practice. To do otherwise is to eliminate one of the most simple and effective hazard mitigations in flight operations. Readers may review the entire AC at the following website:

[http://rgl.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgAdvisoryCircular.nsf/0/b173ba8a295764f086256cde006a44ad/\\$FILE/AC120-71A.pdf](http://rgl.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgAdvisoryCircular.nsf/0/b173ba8a295764f086256cde006a44ad/$FILE/AC120-71A.pdf)

Recommended Action: Directors of Operations, Directors of Maintenance, Directors of Safety and Directors of Training should review their procedures to ensure that maintenance procedures and flight crew SOP are effective for ensuring proper operation of a TOWS. Operators of DC-9 series, MD-80 series, MD-90, and B-717 operators may refer to the OEM-recommended procedures for the TOWS. Operators of other airplanes should review their maintenance and flight crew SOP to determine if the procedures achieve a similar assurance of configuration warnings.

Directors of Operations, Directors of Maintenance, Directors of Safety and Directors of Training should ensure that their operations and maintenance personnel are effectively trained in and follow approved standard procedures for their aircraft.

APÉNDICE 3
Recomendación sobre seguridad
REC 01/09

SECRETARÍA GENERAL DE
TRANSPORTESCOMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

RECOMENDACIÓN DE SEGURIDAD

Referencia: REC 01/09
Fecha: 25 de Febrero de 2009

Antecedentes

El día 20 de agosto de 2008 a las 14:24 hora local¹, la aeronave McDonnell Douglas DC-9-82 (MD-82), matrícula EC-HFP, operada por la compañía Spanair, sufrió un accidente inmediatamente después del despegue en el aeropuerto de Madrid-Barajas, Madrid (España). La aeronave acabó destruida a consecuencia de los impactos con el suelo e incendio. Hubo 154 fallecidos, incluyendo a los 6 miembros de la tripulación, y 18 heridos graves entre los ocupantes del avión.

Previamente al despegue y ya en cabecera de pista, la tripulación reportó un problema con el calentamiento de la sonda RAT² y regresó a plataforma para ser atendida por el personal de mantenimiento de la compañía. Los pilotos habían detectado un calentamiento en tierra de la sonda RAT, registrándose en el DFDR³ temperaturas de hasta 104°C.

Una vez que la aeronave regresó a plataforma, el personal de mantenimiento se cercióró de la avería que se describía en el ATLB⁴, consultó la Lista de Equipo Mínimo (MEL⁵) en el apartado correspondiente a la calefacción de la sonda RAT y procedió a abrir el interruptor (breaker) del circuito eléctrico que conecta esa calefacción. Con ello se propuso y se aceptó el despacho del avión. La información grabada en el DFDR durante el rodaje y posterior carrera de despegue previa al accidente registró una temperatura máxima de la sonda de 30°C.

Tras esta acción la aeronave fue autorizada a despegar y, una vez en el aire, se elevó hasta una altura de 40 pies del suelo y luego descendió hasta el impacto con el terreno. Aunque la investigación del accidente no ha concluido aún, todos los datos disponibles muestran que los distintos dispositivos hipersustentadores de borde de salida y ataque (flaps y slats respectivamente) no se encontraban en configuración de despegue, lo que provocó que el avión no ascendiese adecuadamente. También muestran que la tripulación no recibió el aviso automático de configuración de despegue durante la carrera de despegue.

El día anterior las tripulaciones reportaron en el ATLB dos casos de calentamiento en tierra de la sonda de temperatura RAT en esta aeronave. Cuando el personal de mantenimiento

¹ La hora local de Madrid el día del accidente es UTC + 2.

² RAT: Ram Air Temperature

³ DFDR: Digital Flight Data Recorder

⁴ ATLB: Aircraft Technical Log Book

⁵ MEL: La Minimum Equipment List (MEL) es una lista preparada por el operador y aceptada por la autoridad que contempla la operación de una aeronave con ciertos instrumentos, elementos de equipamiento o funciones inoperativos al comienzo del vuelo.

de la compañía atendió estas anotaciones, la avería no se encontraba presente por lo que se realizaron diferentes pruebas al sistema sin que se detectara nada anómalo.

Discusión

La sonda de temperatura RAT dispone de un sistema de calefacción que debe estar inhibido cuando el avión se encuentra en tierra. La manera en que el avión detecta que se encuentra en tierra o en vuelo es a través de un dispositivo (switch) conectado con el tren de morro que suministra señal de tierra cuando el amortiguador se encuentra comprimido y señal de vuelo cuando se encuentra extendido. Esta señal tierra – vuelo se distribuye a un conjunto de relés. Cada uno de estos relés proporciona señal tierra – vuelo a diferentes sistemas que precisan de esta información para su funcionamiento apropiado. De acuerdo con el Manual de Diagrama de Cableado (WDM⁶) del fabricante, en el caso de la calefacción de la sonda RAT, su relé asociado es el R2-5 y además de la calefacción también suministra información al sistema de avisos de despegue (TOWS⁷), a la ventilación de equipos de radio (Radio Cooling Fan) y al relé de enlace de barras (AC Cross Tie). Aunque no se ha determinado aún el motivo por el cual el TOWS no sonó y/o si hubo un fallo en el relé R2-5, la investigación se ha enfocado en la relación entre el relé R2-5, la indicación de alta temperatura mientras el avión se encontraba en tierra y la no generación de avisos sonoros del TOWS durante la carrera de despegue.

El manual de mantenimiento (AMM⁸) del fabricante del avión contiene, en el capítulo 30-30-00, page 1, destinado a la protección contra el hielo, un apartado denominado "PITOT AND STATIC – TROUBLESHOOTING" en el que se indican las acciones de mantenimiento a llevar a cabo para detectar el origen de las averías en caso de fallos de diferentes dispositivos de calefacción entre los que se encuentra la calefacción de la sonda de temperatura.

En el caso de la calefacción de la sonda de temperatura RAT se indican las acciones de mantenimiento a llevar a cabo para detectar el origen de la avería únicamente en el supuesto de que la calefacción no suministre calor a la sonda cuando deba hacerlo, pero no se especifica concretamente ninguna indicación sobre qué hacer en el caso de que la calefacción suministre calor a la sonda cuando no deba hacerlo, esto es, cuando el avión se encuentra en tierra.

El fabricante reconoce que no existe un apartado denominado específicamente y que de manera concreta se encamine hacia la detección del origen de un calentamiento en tierra de la sonda de temperatura, sin embargo, indica que existen múltiples referencias en su Manual de Mantenimiento (AMM) y en su Manual de Diagrama de Cableado (WDM) que muestran que la calefacción de la sonda de temperatura RAT no debería activarse cuando el avión está en tierra.

En lo que se refiere al Manual de Mantenimiento, Boeing argumenta que existen varias secciones en el capítulo 30-30-00 del Manual de Mantenimiento que serían de utilidad para detectar el origen de esta avería. En esas secciones se puede encontrar una descripción básica del sistema de calefacción de la RAT y diagramas de bloques de circuitos eléctricos que muestran el circuito y los componentes incluyendo la relación entre la calefacción de la

⁶ WDM: Wiring Diagram Manual

⁷ TOWS: Take Off Warning System

⁸ AMM: Aircraft Maintenance Manual

RAT y el relé R2-5, en las que se identifican los cables eléctricos y posiciones de los contactos del relé R2-5.

Boeing argumenta también que la aplicación de un razonamiento similar a las instrucciones contenidas en el apartado "PITOT AND STATIC – TROUBLESHOOTING" destinadas a detectar el origen de la avería consistente en que la calefacción no suministre calor a la sonda cuando deba hacerlo, ayudaría a identificar la razón por la cual la calefacción suministra calor cuando el avión se encuentra en tierra.

Con el fin de recabar información práctica sobre la manera en que los operadores de este tipo de avión realizan acciones para la detección del origen de esta avería y resolución posterior, la investigación ha consultado con varios operadores de la flota MD, constatándose de manera generalizada que no había un conjunto de pasos únicos a seguir por parte del personal de mantenimiento, ni siquiera dentro del mismo operador, dependiendo estos pasos, en muchos casos, de la experiencia propia del personal de mantenimiento.

A la vista de la información conocida puede concluirse que no hay un apartado denominado específicamente en el Manual de Mantenimiento, tal como "Indicaciones de alta temperatura RAT en tierra", con el único propósito de detectar el origen de la avería consistente en el calentamiento en tierra de la sonda de temperatura. Se constata que la información necesaria para detectar dicho origen se encuentra contenida en diferentes párrafos y diagramas de bloques de un capítulo del Manual de Mantenimiento (Capítulo 30-30-00) y podría complementarse con los existentes en el Manual de Diagramas de Cableado, siendo necesario por tanto un trabajo adicional de interpretación de esta información por parte del personal de mantenimiento con el fin de localizar el origen de esta avería.

Por tanto, los pasos a seguir no están específicamente denominados en los manuales del fabricante, dejando margen a la capacidad de búsqueda e interpretación de la información por parte del personal de mantenimiento.

No están, por tanto, ponderadamente tratadas en las instrucciones para la continua aeronavegabilidad, dos posibles anomalías que pueden presentarse en la calefacción de la sonda:

- Que no caliente cuando deba hacerlo (cuando se encuentra en vuelo).
- Su calentamiento indebido cuando se encuentra en tierra (como sucedió aquí).

Y por ello se formula la siguiente recomendación de seguridad.

Conclusiones

Se recomienda a la FAA y a EASA que obliguen al fabricante The Boeing Company a incluir en el Manual de Mantenimiento (AMM) de las series de aviones DC-9 y MD-80, en el Manual de Localización de Averías (TSM) para la serie MD-90 y en el Manual de Aislamiento de Fallos (FIM) para la serie 717, instrucciones específicamente identificadas para la detección del origen y resolución de la avería consistente en el calentamiento en tierra de la sonda de temperatura RAT.

