

CIAIAC

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

Informe técnico 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 técnico

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

SECRETARÍA DE ESTADO
DE TRANSPORTES

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

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

NIPO: 161-11-131-4
Depósito legal: M. 23.129-2003
Diseño y maquetación: Phoenix comunicación gráfica, S. L.

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

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

E-mail: ciaiac@fomento.es
<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, con sus causas probables y con sus consecuencias.

De conformidad con lo señalado en el art. 5.4.1 del Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional; y según lo dispuesto en los arts. 5.5 del Reglamento (UE) n.º 996/2010, del Parlamento Europeo y del Consejo, de 20 de octubre de 2010; el art. 15 de la Ley 21/2003, de Seguridad Aérea; y los arts. 1, 4 y 21.2 del R.D. 389/1998, esta investigación tiene carácter exclusivamente técnico y se realiza con la finalidad de prevenir futuros accidentes e incidentes de aviación mediante la formulación, si procede, de recomendaciones que eviten su repetición. No se dirige a la determinación ni al establecimiento de culpa o responsabilidad alguna, ni prejuzga la decisión que se pueda tomar en el ámbito judicial. Por consiguiente, y de acuerdo con las normas señaladas anteriormente la investigación ha sido efectuada a través de procedimientos que no necesariamente se someten a las garantías y derechos por los que deben regirse las pruebas en un proceso judicial.

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

Fe de erratas

Fecha de publicación: 3 de agosto de 2011.

En la lista de abreviaturas se han incluido los términos ASTM, TCAS, in, kg y s.

En la nota al pie n.º 39 de la página 61 se ha retirado el texto «2005. Boeing».

En la página 239 se ha corregido el título 2.5.5 retirando el texto «El fallo del TOWS continuaría indetectado», que se ha añadido como el quinto punto del párrafo anterior.

Además, se han corregido otros errores tipográficos de importancia menor a lo largo de todo el documento.

Esta versión electrónica introduce todas estas modificaciones.

Índice

Lista de figuras	xiii
Abreviaturas	xiv
Sinopsis	xix
1. Información sobre los hechos	1
1.1. Antecedentes del vuelo	1
1.2. Lesiones de personas	7
1.3. Daños a la aeronave	7
1.4. Otros daños	7
1.5. Información personal	8
1.5.1. Tripulación técnica de vuelo	8
1.5.1.1. Comandante	8
1.5.1.1.1. Datos generales	8
1.5.1.1.2. Horas de vuelo, actividad y descanso	9
1.5.1.1.3. Último entrenamiento recurrente realizado	9
1.5.1.1.4. Otras informaciones	10
1.5.1.1.5. 72 horas previas al vuelo	10
1.5.1.2. Copiloto	11
1.5.1.2.1. Datos generales	11
1.5.1.2.2. Horas de vuelo, actividad y descanso	12
1.5.1.2.3. Último entrenamiento recurrente realizado	13
1.5.1.2.4. Otras informaciones	13
1.5.1.2.5. 72 horas previas al vuelo	13
1.5.2. Tripulación de cabina de pasajeros	14
1.5.3. Técnicos de mantenimiento	14
1.5.3.1. TMA 1 (Técnico Mantenimiento Aeronáutico - Madrid)	14
1.5.3.2. TMA 2 (Técnico de Mantenimiento Aeronáutico - Barcelona)	15
1.5.3.3. TMA 3 (Técnico de Mantenimiento Aeronáutico - Madrid)	15
1.5.3.4. TMA 4 (Técnico de Mantenimiento Aeronáutico - Madrid)	16
1.5.3.5. TMA 5 (Técnico de Mantenimiento Aeronáutico - Madrid)	16
1.5.3.6. TMA 6 (Técnico de Mantenimiento Aeronáutico Madrid)	17
1.6. Información de la aeronave	17
1.6.1. General	17
1.6.2. Descripción de sistemas	18
1.6.2.1. Dispositivos hipersustentadores	18
1.6.2.1.1. Funcionamiento/actuación (véase figura 1)	19
1.6.2.1.2. Controles de <i>flaps/slats</i> en cabina de vuelo	21
1.6.2.1.3. Sensores de posición y sistema de indicación de <i>flaps y slats</i>	24
1.6.2.2. Sistema de advertencia de configuración inadecuada para el despegue (<i>TOWS, take off warning system</i>)	25
1.6.2.3. Sistema de sensación de tierra (<i>ground sensing</i>). El relé R2-5	26

1.6.2.4.	Circuito de calefacción de la sonda de temperatura de aire de impacto (<i>Ram Air Temperature probe heater</i>)	30
1.6.2.5.	Sistema de protección de entrada en pérdida (<i>Stall protection system</i>)	31
1.6.2.6.	Sistema de empuje automático (<i>Autothrottle</i>)	33
1.6.2.7.	Sistema de reserva automática de empuje	34
1.6.2.8	Sistema de control de ralentí de aproximación (<i>approach idle control</i>)	34
1.6.2.9.	Sistema de grabación de datos de vuelo	35
1.6.3.	Información de mantenimiento	36
1.6.3.1.	Programa de mantenimiento	36
1.6.3.2.	Funcionamiento defectuoso de la calefacción de la sonda RAT	37
1.6.3.2.1.	Indicaciones de temperatura excesiva de la sonda RAT en tierra en el EC-HFP	37
1.6.3.2.2.	Instrucciones en los manuales del fabricante Boeing	39
1.6.3.2.3.	La Lista de Equipamiento Mínimo (MEL) del operador ..	40
1.6.3.2.4.	Declaraciones de las tripulaciones de vuelo y del personal de mantenimiento en relación con las indicaciones de alta temperatura RAT	41
1.6.3.3.	Registros de mantenimiento	44
1.6.3.3.1.	Requisitos sobre los registros de mantenimiento	44
1.6.3.3.2.	Los procedimientos de Spanair para la anotación en el ATLB	45
1.6.3.3.3.	Registros de mantenimiento en el ATLB del EC-HFP	45
1.6.4.	Peso y centrado	46
1.7.	Información meteorológica	47
1.7.1.	Información METAR	47
1.7.2.	Información ATIS	48
1.7.3.	Datos de viento	49
1.7.4.	Datos de autorización de control	50
1.8.	Ayudas a la navegación	50
1.9.	Comunicaciones	50
1.10.	Información de aeródromo	51
1.10.1.	Datos generales y situación	51
1.10.2.	Accesos al lugar del accidente	51
1.10.3.	Información sobre el control de tráfico del aeropuerto (TWR)	52
1.10.4.	Servicio de Salvamento y Extinción de Incendios (SSEI)	55
1.11.	Registadores de vuelo	58
1.11.1.	Registador de datos de vuelo (DFDR)	59
1.11.2.	Registador de voz en cabina de vuelo (CVR)	60
1.11.3.	Registador de acceso rápido (QAR)	60
1.11.4.	Normativa relativa a la comprobación de funcionamiento de los registradores de vuelo	60
1.11.5.	Normativa sobre programa de análisis de datos de vuelo (<i>Flight Data Monitoring. FDM</i>)	61
1.11.6	Sincronización de los registradores de vuelo	61
1.12.	Información sobre los restos de la aeronave y el impacto	62

1.12.1.	Trayectoria seguida por la aeronave sobre el terreno y distribución general de restos	62
1.12.2.	Fuselaje	64
1.12.3.	Superficies primarias de control	65
1.12.4.	Superficies en el ala. <i>Flaps/slats</i>	66
1.12.5.	Estabilizadores	67
1.12.6.	Alas	67
1.12.7.	Motores	68
1.12.8.	Tren de aterrizaje	69
1.12.9.	Sistemas	70
1.12.9.1.	Aire acondicionado	70
1.12.9.2.	Vuelo automático	70
1.12.9.3.	Energía eléctrica	71
1.12.9.4.	Combustible	71
1.12.9.5.	Comunicaciones	71
1.12.9.6.	Navegación	71
1.12.9.7.	Sistema de indicación	72
1.12.9.7.1.	Paneles de instrumentos	72
1.12.9.7.2.	Cuadrante de gases	74
1.13.	Información médica y patológica	74
1.14.	Incendio	75
1.15.	Aspectos de supervivencia	76
1.15.1.	Respuesta a la emergencia	78
1.15.1.1.	Información sobre la extinción y el rescate de las víctimas	78
1.15.1.2.	Respuesta médica	80
1.16.	Ensayos e investigación	81
1.16.1.	Exámenes de los elementos de mando e indicación de <i>flaps/slats</i>	81
1.16.1.1.	Examen de la palanca de mando de <i>flaps/slats</i>	81
1.16.1.2.	Examen de las luces indicadoras de <i>slats</i>	83
1.16.2.	Estudio del Relé R2-5 del sistema de sensación de tierra	84
1.16.2.1.	Primer estudio, realizado en junio de 2009	86
1.16.2.2.	Segundo estudio, realizado en octubre de 2010	87
1.16.2.3.	Tercer estudio, realizado en marzo de 2011	88
1.16.3.	Estudio de los sonidos emitidos por el sistema de protección de entrada en pérdida	89
1.16.4.	Apertura e inspección de los motores	89
1.16.5.	Patrones de comportamiento de indicaciones de alta temperatura de la sonda RAT en el EC-HFP	90
1.16.6.	Estudio de actuaciones	95
1.16.7.	Pruebas funcionales en tierra con avión similar	100
1.16.8.	Simulaciones de maniobras de recuperación de pérdidas en despegue	101
1.17.	Información sobre organización y gestión	102
1.17.1.	El operador Spanair	102
1.17.1.1.	Situación general	102
1.17.1.2.	La organización de Spanair	103
1.17.1.3.	La organización de Operaciones	104
1.17.1.3.1.	Estructura general	104

1.17.1.3.2.	Procedimientos operacionales en Spanair	105
1.17.1.3.3.	Formación del operador	111
1.17.1.3.4.	Procesos de gestión de procedimientos operacionales.	113
1.17.1.3.5.	Instrucciones para la utilización de teléfonos móviles..	114
1.17.1.4.	La organización de calidad y seguridad de vuelo en Spanair	115
1.17.1.4.1.	Dirección de Calidad	115
1.17.1.4.2.	Departamento de Seguridad en Vuelo	115
1.17.1.4.3.	Programa de seguridad operacional (<i>Safety Culture</i>) .	115
1.17.1.4.4.	Programa de análisis de datos de vuelo (<i>Flight Data Monitoring</i> . FDM)	117
1.17.1.5.	La organización de mantenimiento	117
1.17.1.5.1.	Estructura/organización	117
1.17.1.5.2.	Descripción general de las instalaciones de mantenimiento de la compañía	119
1.17.1.5.3.	El departamento de Seguimiento y Control (MCC) ..	120
1.17.1.5.4.	El tratamiento de las averías y defectos repetitivos en la organización de Spanair	121
1.17.1.5.5.	Procedimientos de gestión y tratamiento de la MEL .	122
1.17.1.5.6.	Utilización del « <i>Technical Log System</i> » del avión	124
1.17.2.	Auditorías al operador	125
1.17.2.1.	Auditorías internas del operador	125
1.17.2.2.	Auditorías al operador por otras entidades	126
1.17.2.2.1.	Auditorías de IATA por Aviation Quality Services (AQS)	126
1.17.2.2.2.	Auditoría de SAS	128
1.17.2.2.3.	Auditoría de Boeing	129
1.17.3.	Supervisión del operador por la autoridad aeronáutica española. AESA/DGAC .	130
1.17.3.1.	Supervisión de Operaciones	130
1.17.3.2.	Supervisión del mantenimiento	134
1.17.3.3.	Supervisión económica	134
1.17.4.	Visitas de estandarización de EASA a la autoridad española de aviación civil .	135
1.17.5.	Auditoría de la vigilancia de la seguridad operacional por la OACI	135
1.18.	Información adicional	136
1.18.1.	Las listas de comprobación	136
1.18.1.1.	Guías para el diseño y aplicación de listas de comprobación	136
1.18.1.2.	Normativa en la Unión Europea relativa al diseño y aprobación o aceptación de listas de comprobación	137
1.18.1.3.	Normativa en los Estados Unidos relativa a aprobación de listas de comprobación	139
1.18.1.4.	Métodos de ejecución de listas de comprobación	140
1.18.2.	Normativa e instrucciones sobre cabina estéril y uso de teléfonos móviles en cabina de vuelo	140
1.18.2.1.	Normas e información emitida por la FAA	140
1.18.2.2.	Normativa e información de la Unión Europea	141
1.18.2.3.	Instrucciones del operador	142
1.18.3.	Circular informativa de la FAA para la certificación de los sistemas de aviso de configuración al despegue (TOWS)	143

1.18.4.	Comprobación del TOWS, selección de <i>flaps</i> y encendido de la calefacción de los sensores (incluida la sonda de temperatura) en diferentes compañías europeas	146
1.18.5.	Antecedentes de fallos durante la comprobación del TOWS antes del vuelo ..	146
1.18.6.	Antecedentes de alta temperatura de la sonda RAT en tierra	146
1.18.6.1.	Casos recopilados por Boeing	146
1.18.6.2.	Casos registrados por Spanair	147
1.18.6.2.1.	Suceso en septiembre de 2006	148
1.18.6.2.2.	Suceso en mayo 2008	148
1.18.6.2.3.	Suceso en julio 2009	149
1.18.6.3.	Casos registrados por otros operadores	149
1.18.7.	Aspectos básicos de la MMEL y la MEL	150
1.18.7.1.	Información general de la MMEL y la MEL	150
1.18.7.2.	Definición de elemento, componente o sistema inoperativo	151
1.18.7.3.	Procedimientos de mantenimiento (M) y operacionales (O)	152
1.18.8.	Accidentes e incidentes previos con configuración inapropiada en despegue ..	153
1.18.8.1.	MD-82 Northwest Airlines. Detroit (USA), 1987	153
1.18.8.2.	B727 Delta Airlines. Dallas-Fort Worth (USA), 1988	154
1.18.8.3.	B737 Mandala Airlines. Medan (Indonesia), 2005	155
1.18.8.4.	MD-83 MAP. Lanzarote (España), 2007	156
1.18.8.5.	Incidentes notificados al sistema ASRS de la NASA	157
1.18.9.	Antecedentes con modificación de listas de comprobación	158
1.18.10.	Identificación de los fallos de motor en vuelo	158
1.18.10.1.	Entrenamiento periódico de la tripulación de vuelo requerido por la normativa europea	158
1.18.10.2.	Boletín de información de seguridad n.º 2009-09 emitido por EASA	159
1.18.11.	Medidas adoptadas tras el accidente	160
1.18.11.1.	Conferencia mundial sobre seguridad operacional (marzo 2010) y 37º periodo de sesiones de la Asamblea de OACI	160
1.18.11.2.	Medidas adoptadas por EASA	161
1.18.11.2.1.	Directiva de aeronavegabilidad AD 2008-0197	161
1.18.11.2.2.	Boletín de información de seguridad n.º 2009-10 ..	161
1.18.11.3.	Medidas adoptadas por AESA	162
1.18.11.4.	Medidas adoptadas por la FAA	162
1.18.11.4.1.	Mensaje de alerta emitido el 5 de noviembre de 2008 (SAFO 08021)	162
1.18.11.4.2.	Información a operadores sobre listas de comprobación emitida el 16 de marzo 2010 (InFO 10002)	162
1.18.11.5.	Medidas adoptadas por el fabricante Boeing	163
1.18.11.5.1.	Modificaciones del FCOM	163
1.18.11.5.2.	Procedimiento de recuperación de las pérdidas en despegue	163
1.18.11.6.	Medidas adoptadas por el operador Spanair	164
1.18.11.6.1.	Modificación del Manual de Operaciones	164
1.18.11.7.	Medidas adoptadas por AENA	165

2. Análisis	167
2.1. General	167
2.2. La posición de los <i>flaps</i> y los <i>slats</i>	168
2.3. Los aspectos operacionales	171
2.3.1. Los sucesos de los días previos	171
2.3.2. Actuación de la tripulación antes del despegue	174
2.3.2.1. El primer rodaje en Madrid-Barajas	174
2.3.2.2. La avería de la calefacción de la sonda RAT	175
2.3.2.3. La preparación del vuelo del accidente	176
2.3.3. Actuación de la tripulación y del avión en el despegue	180
2.3.4. El ambiente en cabina	187
2.3.5. Uso de dispositivos electrónicos portátiles personales	190
2.3.6. Las listas de comprobación	191
2.3.6.1. Diseño de listas de comprobación	191
2.3.6.2. Proceso de gestión de las listas de comprobación en el operador e intervención de la autoridad aeronáutica en este proceso	196
2.3.7. El CRM y otros aspectos de la formación de las tripulaciones de vuelo	199
2.3.8. Cultura de seguridad en la organización de operaciones del operador. El programa de análisis de datos (FDM)	204
2.3.9. La adherencia a los procedimientos. Auditorías de seguridad en operaciones de línea (LOSA)	206
2.4. Los aspectos del diseño. El sistema de aviso al despegue (TOWS)	208
2.4.1. El fallo del TOWS en el suministro de un aviso a la tripulación	208
2.4.1.1. La relación entre el TOWS y la sonda RAT. El relé R2-5 del sistema de sensación de tierra	208
2.4.1.2. Otros posibles modos de fallo del TOWS	215
2.4.2. Comprobaciones del TOWS antes del despegue	218
2.4.3. Condición de la RAT para el despacho	220
2.4.4. 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	221
2.4.5. Certificación de los sistemas críticos	225
2.5. Los aspectos de mantenimiento	226
2.5.1. Las instrucciones en los manuales del fabricante en relación con la avería de la calefacción de la sonda RAT	226
2.5.2. La instrucciones en la Lista de equipo mínimo (MEL) en relación con el funcionamiento de la calefacción de la sonda RAT en tierra. Interpretación de la definición de elemento inoperativo	229
2.5.3. Consideraciones sobre la Lista de Equipamiento Mínimo (MEL). Interpretación y aplicación	231
2.5.4. Las actuaciones del personal de mantenimiento	233
2.5.4.1. Los sucesos de los días previos	233
2.5.4.2. Las acciones de mantenimiento no programado el día 20 de agosto de 2008 antes del accidente	235
2.5.5. Cultura organizacional en referencia a los registros de mantenimiento	239
2.6. La respuesta a la emergencia	241
2.6.1. La supervivencia de las víctimas	244
2.7. La supervisión de la autoridad aeronáutica	245

- 3. **Conclusión** 249
 - 3.1. Conclusiones 249
 - 3.2. Causas 254

- 4. **Recomendaciones sobre seguridad** 257
 - 4.1. Recomendaciones de seguridad emitidas durante la investigación 257
 - 4.2. Nuevas recomendaciones de seguridad emitidas con este informe 264

- Apéndices** 269
 - Apéndice 1. MEL de Spanair. Sistema de la sonda RAT y su calefacción 271
 - Apéndice 1. Parámetros grabados en el DFDR 275
 - Apéndice 2. Croquis de distribución general de restos 279
 - Apéndice 3. Listas de verificación normales antes del despegue en el Manual de Operaciones de Spanair 283

Lista de figuras

Figura 1.	Esquema general del sistema de <i>flaps/slats</i>	20
Figura 2.	Controles e indicadores de <i>flaps/slats</i>	23
Figura 3.	Esquema general del sistema de sensación de tierra. El relé R2-5	27
Figura 4.	Esquema del interior del relé R2-5	29
Figura 5.	Esquema del calentador de la sonda RAT	31
Figura 6.	Arquitectura del sistema de grabación de datos de vuelo	35
Figura 7.	Desglose de las observaciones detectadas del estudio del libro de vuelo (Periodo 21 de febrero - 20 de agosto de 2008)	46
Figura 8.	Situación de las TWRs y de los Parques del SSEI	53
Figura 9.	Situación de la TWR N con respecto a las pistas y al impacto	54
Figura 10.	Monitor de viento (céfiro) con el dispositivo de alarma SSEI y monitor de frecuencias (CD30) en el puesto de Supervisión	55
Figura 11.	Situación y área de cobertura de los parques del SSEI	56
Figura 12.	Huellas dejadas por la aeronave en su recorrido por la franja de pista	62
Figura 13.	Vista aérea del recorrido final de la aeronave donde se puede apreciar la silueta de ésta marcada sobre el terreno	63
Figura 14.	Parte del <i>flap</i> izquierdo exterior y actuador central	67
Figura 15.	Distribución de fallecidos por quemaduras	74
Figura 16.	Localización de los supervivientes	75
Figura 17.	Panorámica de la superficie quemada	76
Figura 18.	Zona superior delantera de la aeronave	77
Figura 19.	Restos cabina pasajeros	77
Figura 20.	Cocina (<i>galley</i>) posterior	78
Figura 21.	Detalles del examen de la palanca de mando de <i>flaps/slats</i>	82
Figura 22.	Panel central de instrumentos	83
Figura 23.	Conjunto de relés recuperado, donde se sitúa el R2-5	85
Figura 24.	Comparación entre el relé recuperado y uno nuevo del mismo modelo	86
Figura 25.	Casos de alta temperatura de la sonda RAT registrados en el DFDR	91
Figura 26.	Efecto reducción momentánea potencia desde EPR 1,95 constante	98
Figura 27.	Efecto reducción momentánea de potencia a EPR 1,65 y ascenso posterior a EPR 2,20.	99
Figura 28.	Estructura organizativa de Spanair a efectos de AOC	104
Figura 29.	Antecedentes de alta temperatura sonda RAT en tierra. Casos recopilados por Boeing (periodo 2000-2008)	147

Abreviaturas

00°	Grados geométricos/Rumbo magnético
00 °C	Grados centígrados
A	Amperios
AAIB	Air Accident Investigation Branch – Organismo oficial de investigación de accidentes de aviación del Reino Unido
AC	<i>Advisory Circular</i> – Circular de asesoramiento emitida por la FAA de los Estados Unidos
ACAS	<i>Airbone Collision Alerting System</i> – Sistema anticolidión de a bordo
ACC	<i>Area Control Center</i> – Centro de Control de Área
ACOB	<i>Air Carrier Operations Bulletin</i>
AD	<i>Airworthiness Directive</i> – Directiva de aeronavegabilidad
ADC	<i>Air Data Computer</i> – Ordenador de datos de aire
AENA	Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea
AESA	Agencia Estatal de Seguridad Aérea de España
AFM	<i>Aircraft Flight Manual</i> – Manual de vuelo
AFMC	<i>Advanced Flight Management System</i> – Sistema Avanzado de Gestión del Vuelo
AMC	<i>Acceptable Means of Compliance</i> – Medios aceptables de cumplimiento con las normas de certificación de EASA
AMM	<i>Aircraft Maintenance Manual</i> – Manual de mantenimiento del avión
AOA	<i>Angle of attack</i> – Ángulo de ataque
AOC	<i>Air Operator Certificate</i> – Certificado de Operador Aéreo
AOG	<i>Aircraft On Ground</i> – Avión en tierra
AOL	<i>All Operators Letter</i> – Circular a todos los operadores
AP	<i>AutoPilot</i>
APU	<i>Auxiliary Power Unit</i> – Unidad de potencia auxiliar
AQS	<i>Aviation Quality Services</i>
ARR	<i>Arrivals</i> – Aterrizajes
ARTS	<i>Automatic Reverse Thrust System</i> – Sistema de empuje automático de reversa
ASRS	<i>Aviation Safety Reporting System</i> – Sistema de notificación de sucesos de aviación de la NASA
ASTM	<i>American Society of Testing Materials</i> – Sociedad Americana de Ensayo de Materiales
ATC	<i>Air Traffic Control</i> – Control de tránsito aéreo
ATIS	<i>Automatic Terminal Information Service</i> – Servicio Automático de Información del Área Terminal
ATLB	<i>Aircraft Technical Log Book</i> – Libro de vuelo de la aeronave
ATOW	<i>Actual Take Off Weight</i> – Peso real al despegue
ATPL (A)	<i>Air Transport Pilot Licence (Airplane)</i> – Licencia de piloto de transporte aéreo (Avión)
ATS	<i>Automatic Thrust System</i> – Sistema de empuje automático
AVO	Avión
BITE	<i>Built-In Test Equipment</i> – Equipo de prueba integrado
C	Central
CAME	<i>Continuing Airworthiness Management Exposition</i> – Manual de Organización de Gestión de la Aeronavegabilidad Continuada
CAMO	<i>Continuing Airworthiness Management Organization</i> – Organización de Gestión de la Aeronavegabilidad Continuada
CAS	<i>Calibrated Air Speed</i> – Velocidad calibrada respecto al aire
CAWS	<i>Central Aural Warning System</i> – Sistema central de avisos
CDL	<i>Configuration Deviation List</i> – Lista de desviación de la configuración
CDU	<i>Control Display Unit</i>
CEAC	Conferencia Europea de Aviación Civil
CECOP	Centro de Coordinación Operativo de Emergencias del Cuerpo de Bomberos de la Comunidad de Madrid
CGA	Centro de Gestión Aeroportuaria
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil
CLD	<i>Clearance. ATC Service at Madrid-Barajas. Frequency for Clearances</i> – Servicio ATC de aeródromo en Barajas. Frecuencia de autorizaciones
COA	Centro de Observación y Alarma
CPL (A)	<i>Commercial Pilot Licence (Airplane)</i> – Licencia de piloto comercial (Avión)

Abreviaturas

CPS	Certificado de puesta en servicio. Término equivalente a CRS
CRM	<i>Crew Resources Management</i> – Gestión de recursos de la tripulación
CRS	<i>Certificate Release to Service</i> – Certificado de aptitud para el servicio. Término equivalente a CPS
CVR	<i>Cockpit Voice Recorder</i> – Registrador de voz de cabina de vuelo
CWY	<i>Clearway</i> – Zona libre de obstáculos
DEP	<i>Departures. ATC Service at Madrid-Barajas. Frequency for Take off Control</i> – Servicio ATC de aeródromo en Barajas. Frecuencia de control de despegues
DGAC	Dirección General de Aviación Civil de España
DFDR	<i>Digital Flight Data Recorder</i> – Registrador digital de parámetros de vuelo
DFGC	<i>Digital Flight Guidance Computer</i> – Ordenador de guiado digital de vuelo
DFGS	<i>Digital Flight Guidance System</i> – Sistema digital de guía de vuelo
DME	<i>Distance Measuring Equipment</i> – Equipo medidor de distancia
DOW	<i>Dry Operation Weight</i> – Peso seco operativo
E	Este
EASA	European Aviation Safety Agency - Agencia Europea de Seguridad Aérea
EDG	<i>Engine Driven Generator</i> – Generador eléctrico del motor
EFIS	<i>Electronic Flight Instruments System</i> – Sistema electrónico de instrumentos de vuelo
EGPWS	<i>Enhanced Ground Proximity Warning System</i> – Sistema de aviso de proximidad al terreno
EOAP	<i>Electronic Overhead Annunciator Panel</i> – Panel electrónico de avisos en el techo
EPR	<i>Engine Pressure Ratio</i> – Relación de presiones del motor
FAA	Federal Aviation Administration – Autoridad aeronáutica civil de los Estados Unidos de América
FAR	Federal Aviation Regulations
FC	<i>Flight Cycle</i> – Ciclos de vuelo
FCOM	<i>Flight Crew Operation Manual</i> – Manual de operaciones
FDAU	<i>Flight Data Acquisition Unit</i> – Unidad de adquisición de datos de vuelo
FDM	<i>Flight Data Monitoring</i> – Programa de análisis de datos de vuelo
FGCP	<i>Flight Guidance Control Panel</i> – Panel de control de guiado de vuelo
FH	<i>Flight Hours</i> – Horas de vuelo
FI	<i>Flight Instructor</i> – Instructor de vuelo
FLEX	Flexible
FOEB	<i>Flight Operations Evaluation Board</i> – Junta de Evaluación de Operaciones de Vuelo
FOQA	<i>Flight Operational Quality Assurance</i> – Garantía de calidad de las operaciones de vuelo
ft	Pie(s)
g	Aceleración de la gravedad
GND	<i>Ground. ATC Service at Madrid-Barajas. Frequency for Taxi control</i> – Servicio ATC de aeródromo de Barajas. Frecuencia de control de rodadura
GPWS	<i>Ground Proximity Warning System</i> – Sistema de aviso de proximidad al suelo
h	Hora(s)
Ha	Hectárea
HIL	<i>Hold Item List</i> – Lista de Elementos Diferidos
HPC	<i>High Pressure Compressor</i> – Compresor a alta presión
HPT	<i>High Pressure Turbine</i> – Turbina a alta presión
Hz	Hertzio(s)
IATA	<i>International Air Transport Association</i>
IFR	<i>Instrument Flight Rules</i> – Reglas de vuelo instrumental
ILS	<i>Instrument Landing System</i> – Sistema de aterrizaje instrumental
in	Pulgada(s)
INTA	Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial
IOSA	<i>IATA Operation Safety Audit</i>
IRU	<i>Inertial Reference Unit</i> – 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
JAR	Joint Aviation Regulations
KCAS	<i>Calibrated Air Speed (Knots)</i> – Velocidad calibrada del aire (en nudos)
KIAS	<i>Indicated Air Speed (Knots)</i> – Velocidad indicada del aire (en nudos)

Abreviaturas

kg	Kilogramo(s)
kt	Nudo(s)
L/P	<i>Left Pilot</i> – Piloto sentado a la izquierda
lb	Libra(s)
LCD	<i>Liquid Crystal Display</i> – Pantalla de cristal líquido
LEMD	Código OACI para el aeropuerto de Madrid-Barajas
LH	<i>Left Hand</i> – Izquierda
LID	<i>Load Instrument Report</i>
LOSA	<i>Line operations safety audits</i> – Auditorías de seguridad en operaciones de línea
LPC	<i>Low Pressure Compressor</i> – Compresor a baja presión
LPT	<i>Low Pressure Turbine</i> – Turbina a baja presión
m	Metro(s)
MAC	<i>Mean Aerodynamic Chord</i> – Cuerda media aerodinámica
MAD	Código IATA (International Air Transport Association) del aeropuerto de Madrid-Barajas
MCC	Departamento de Seguimiento y Control de Spanair (<i>Maintenance Control Center</i>)
MEL	<i>Minimum Equipment List</i> – Lista de Equipamiento Mínimo
METAR	<i>Aviation routine weather report</i> – Informe meteorológico aeronáutico ordinario
mm	Milímetro(s)
MMEL	<i>Master Minimum Equipment List</i> – Lista maestra de equipamiento mínimo
MOE	<i>Maintenance Organization Exposition</i> – Manual de organización de mantenimiento
MOS	Manual de Operaciones de Spanair
MRBR	<i>Maintenance Review Board Report</i> – Informe del comité de revisión de mantenimiento
MTOW	<i>Maximum Take Off Weight</i> – Máximo peso al depegue
N	Norte
N/A	<i>Not available /Not applicable</i> – No disponible/No aplicable
NTSB	National Transport Safety Board – Organismo oficial de investigación de accidentes de transporte de los Estados Unidos de América
NTSC	National Transport Safety Comitee – Organismo oficial de investigación de accidentes de transporte de Indonesia
OACI	Organización de Aviación Civil Internacional
OM	<i>Operator Manual</i> – Manual del Operador
P/N	<i>Part Number</i> – Número de pieza
PCU	<i>Power Control Unit</i> – Unidad de control de potencia
PEA	Plan de Emergencias Aeronáuticas
PF	<i>Pilot Flying</i> – Piloto a los mandos
PFC	<i>Preflight Check</i> – Inspección prevuelo
PNF	<i>Pilot Not Flying</i> – Piloto que no está a los mandos
POI	<i>Principal Operation Inspector</i> – Inspector de operaciones de la FAA
PPL (A)	<i>Private Pilot Licence (Airplane)</i> – Licencia de piloto privado (Avión)
PSEU	<i>Proximity Switch Electronic Unit</i> – Unidad electrónica de los sensores de proximidad
PSPS	<i>Post Stall Pusher System</i> – Sistema de empuje posterior a la entrada en pérdida
PSU	<i>Proximity Sensor Unit</i> – Unidad de los sensores de proximidad
PTR	<i>Practice Training Recurrent</i> – Entrenamiento práctico
RD	Real Decreto
RNP	<i>Required Navigation Performance</i> – Performance de navegación requerido
QAR	<i>Quick Access Recorder</i> – Registrador de acceso rápido
QNH	<i>Atmospheric Pressure (Q) at Nautical Height</i> – Reglaje de la subescala del altímetro para obtener elevación estando en tierra
RAM	<i>Random access memory</i> – Memoria de acceso aleatorio
RAT	<i>Ram Air Temperature</i> – Temperatura total del aire de impacto
RESA	<i>Runway Extreme Safety Area</i> – Área de Seguridad de Extremo de Pista
RP	<i>Right Pilot</i> – Piloto sentado a la derecha
S	Sur
S/N	<i>Serial Number</i> – Número de serie
SAFA	<i>Safety Assesment for Foreign Aircraft</i>

Abreviaturas

SAFO	<i>Safety Alert for Operators</i> – Alerta de seguridad para operadores
SAMUR	Servicio de Asistencia Municipal de Urgencia y Rescate de Madrid
SANA	Safety Assesment for National Aircraft
SAS	Scandinavian Airlines – Líneas Aéreas de Escandinavia
SDP	<i>System Display Panel</i> – Panel de indicación del sistema
SENASA	Servicios y Estudios para la Navegación Aérea y la Seguridad Aeronáutica
s	Segundo(s)
sg	Segundo(s)
SIB	<i>Safety Information Bulletin</i> – Boletín de información de seguridad
SIF	<i>Stall Ind Failure</i> – Fallo en la indicación de pérdida
SOP	<i>Standard Operating Procedures</i> – Procedimientos de operación estándar
SSEI	Servicio de Salvamento y Extinción de Incendios
SSRS	<i>Supplemental Stall Recognition System</i> – Módulo de reconocimiento de la pérdida en el CAWS
SUMMA	Servicio de Emergencias Médicas de la Comunidad de Madrid
SWC	<i>Stall Warning Computer</i> – Computador del sistema de protección de entrada en pérdida
T/O	<i>Take off</i>
TAT	<i>Total Air Temperature</i> – Temperatura total del aire
TCAS	<i>Traffic Collision Avoidance System</i> – Sistema de evitación de colisiones de tráfico
TCP	Tripulación cabina de pasajeros
TEM	<i>Threats and Errors Management</i> – Gestión de amenazas y errores
TM1(2) (3)	Técnico de mantenimiento número 1(2)(3)
TMA	Técnico de Mantenimiento de aeronaves
T.O.	<i>Take off</i>
TO	<i>Take off</i>
TOWS	<i>Take Off Warning System</i> – Sistema de aviso de configuración al despegue
TRI	<i>Thrust Rating Indicator</i> – Indicador del sistema de gestión de empuje de los motores
TRIM	Compensador de los estabilizadores
TRP	<i>Thrust Rating Panel</i> – Panel del sistema de gestión de empuje de los motores
TRS	<i>Thrust Rating System</i> – Sistema de gestión de empuje del motor
TRTO	<i>Type Rating Training Organization</i> – Organizaciones de formación para la enseñanza requerida para la emisión de habilitaciones de tipo
TSM	<i>Trouble Shooting Manual</i> – Manual de Localización de Averías
TWR	<i>Control Tower</i> – Torre de Control
TX	<i>Transfer to</i> – Transferido a
UVI	Unidad de Vigilancia Intensiva
V	Voltio(s)
VHF	<i>Very High Frequency</i>
VIR	Vehículo de intervención rápida
VM	Vehículo de Mando
VOR	<i>VHF Omnidirectional range</i>
W	Oeste
WDM	<i>Wiring Diagram Manual</i> – Manual de diagrama de cableado

Sinopsis

Operador:	Spanair
Aeronave:	McDonnell Douglas DC-9-82 (MD-82); matrícula EC-HFP
Fecha y hora del accidente:	20 de agosto de 2008, a las 14:24 h ¹
Lugar del accidente:	Aeropuerto internacional de Madrid-Barajas. España
Personas a bordo y lesiones:	172 (6 tripulantes y 166 pasajeros); 154 fallecidos (6 tripulantes y 148 pasajeros) y 18 heridos graves
Tipo de vuelo:	Transporte Aéreo Comercial – Regular – Interior – De pasajeros
Fase de vuelo:	Despegue – Recorrido de despegue
Fecha de aprobación:	26 de julio de 2011

Resumen del accidente

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 que ha participado en la investigación asistido por expertos del propio 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, ha participado y cooperado con la investigación proporcionando expertos de operaciones, aeronavegabilidad y mantenimiento. La DGAC de España, la Agencia Estatal de Seguridad Aérea² y la Agencia Europea de Seguridad Aérea han colaborado también en el suministro de información y han sido informados durante la investigación de los aspectos más importantes.

¹ La referencia horaria a lo largo de este informe es la hora local en la España peninsular, mientras no se diga lo contrario. Para obtener la hora UTC hay que restar dos unidades a la hora local. La hora local en las Islas Canarias es una menos a la correspondiente en la España peninsular.

² La Dirección General de Aviación Civil (DGAC) y la Agencia Estatal de Seguridad Aérea forman conjuntamente la autoridad aeronáutica civil en España.

La investigación ha determinado que el accidente se produjo porque:

La tripulación perdió el control del avión como consecuencia de la entrada en pérdida inmediatamente después del despegue, por no haber configurado el avión correctamente, al no realizar la acción de despliegue de los *flaps/slats*, tras una serie de fallos y omisiones, junto con la ausencia de aviso de la configuración incorrecta de despegue.

La tripulación no identificó los avisos de pérdida ni corrigió dicha situación después del despegue —retrasó momentáneamente las palancas de potencia del motor, aumentó el ángulo de asiento y no corrigió el alabeo— produciéndose un deterioro de la condición de vuelo en pérdida.

La tripulación no detectó el error de configuración al no utilizar adecuadamente las listas de comprobación que contienen los puntos para seleccionar y comprobar la posición de *flaps/slats* en las labores de preparación de vuelo, en concreto:

- No llevó a cabo la acción de seleccionar *flaps/slats* con la correspondiente palanca de mando (en «*After Start Checklist*»);
- No realizó la comprobación cruzada de la posición de la palanca y el estado de las luces indicadoras de *flaps* y *slats* al ejecutar la lista de comprobación «*After Start*»;
- Omitió la comprobación de *flaps* y *slats* en el punto «*Take Off Briefing*» de la lista de comprobación de taxi;
- En la comprobación visual realizada en la ejecución del punto «*Final Items*» correspondiente a la lista «*Take Off Imminent*» no se realizó una confirmación real de la posición de los *flaps* y *slats*, tal como mostraban los instrumentos de la cabina de vuelo.

Como factores contribuyentes la CIAIAC ha determinado:

- La ausencia de aviso de la configuración incorrecta de despegue porque el TOWS no funcionó y por tanto no alertó a la tripulación de que la configuración de despegue del avión era inapropiada. No ha sido posible determinar fehacientemente la causa por la que el sistema TOWS no funcionó.
- Una inadecuada gestión de los recursos de la tripulación (CRM), que no impidió la desviación de los procedimientos ante interrupciones no programadas en la preparación del vuelo.

Como resultado de la investigación se han emitido 33 recomendaciones sobre seguridad operacional dirigidas, dependiendo el caso, a la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI), a la Administración Federal de Aviación de los Estados Unidos (FAA), a la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA), a la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA), al proveedor de servicios aeroportuarios y de navegación aérea Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea (AENA) y al operador Spanair.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1 Antecedentes del vuelo

El día 20 de agosto de 2008, en el vuelo anterior al del accidente, la aeronave McDonnell Douglas DC-9-82 (MD-82), matrícula EC-HFP, partió de Barcelona a primera hora con destino Madrid en lo que fue el primer tramo programado para ese día. La tripulación de vuelo del accidente había llegado a las oficinas del operador en el aeropuerto de Barcelona alrededor de las 8:00 h y junto con la tripulación de cabina realizaron la reunión (*briefing*) preparatoria del vuelo. El avión despegó 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 en el libro de vuelo de la aeronave (ATLB).

A su llegada a Madrid, la tripulación de vuelo descendió del avión. El siguiente vuelo estaba programado para las 13:00 h, como hora estimada de salida, 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.

A las 13:06:18 h la aeronave contactó con Control a través de la frecuencia de Autorizaciones Este (CLD-E) solicitando permiso para puesta en marcha. Una vez autorizada la puesta en marcha la aeronave contactó con Control en la frecuencia de Rodadura Sur-Norte (GND S-Norte) a las 13:10:18 h para proceder al rodaje. A las 13:13:57³ h el DFDR comenzó a registrar datos.

La aeronave abandonó el puesto T21 que ocupaba en la plataforma de la terminal T2 de Barajas y rodó por la calle MIKE. A las 13:19:47 h la aeronave pasó a frecuencia de Rodadura Central-Sur (GND C-Sur) para continuar con el rodaje hasta el punto ROMEO1 (R1).

A las 13:24:45 h la aeronave contactó con Control en la frecuencia de Despegues 36L (DEP) informando de que se encontraba próxima al punto ROMEO1. Después de que estuvieran listos para el despegue, Control (DEP) comunicó a las 13:24:57 h: *SPANAIR 5022 VIENTO 150 06 AUTORIZADO A DESPEGAR PISTA 36 IZQUIERDA.*

A las 13:25:03 h la aeronave colacionó la autorización de Control y a las 13:26:27 h volvió a contactar de nuevo para informar: *MADRID SPANAIR 5022, MIRE, TENEMOS UN PEQUEÑO PROBLEMA, TENÍAMOS QUE ABANDONAR LA PISTA OTRA VEZ.* Control (DEP) autorizó el abandono de pista preguntando si la intención de la aeronave era la de regresar a la plataforma. La tripulación comunicó que, una vez fuera de pista, en cuanto los servicios de asistencia de la compañía les informaran del problema, volverían

³ 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.

a contactar. La tripulación había detectado una indicación anormalmente alta de la temperatura de la sonda RAT (*Ram Air Temperature probe*). Los registros del DFDR indican que cuando se inició la grabación al comenzar a rodar la aeronave⁴, la temperatura de la sonda RAT era de 56 °C, y fue ascendiendo hasta alcanzar los 104 °C. A partir de ahí, se sabe que el comandante se comunicó por telefonía móvil⁵ con el Departamento de Seguimiento y Control (MCC) del explotador, situado en su sede central de Palma de Mallorca, pidiendo asesoramiento e información sobre el problema. De acuerdo con los testimonios del personal de MCC, transmitieron indicaciones al comandante para que extrajera (*reset*) varias veces el disyuntor Z-29, a lo que el comandante replicó que ya lo había hecho. Entonces, desde MCC aconsejaron a la tripulación que recibiera asistencia de mantenimiento en Barajas. La conversación entre la aeronave y MCC duró unos dos minutos, según estimaciones del personal del MCC. Tras esto, desde MCC se pusieron en contacto con el jefe de equipo de mantenimiento en Barajas para comunicarle que el avión regresaba a la plataforma por calentamiento de la sonda RAT y, paralelamente, desde la aeronave se comunicó por radio en la frecuencia de operaciones con el agente de asistencia en tierra de Spanair para solicitar los servicios de mantenimiento. El agente recibió la petición de la tripulación y contactó con el departamento de operaciones en la sede central de la compañía en Palma de Mallorca, que autorizó el cambio de aeronave, ya que había una disponible, por si fuera necesario dejar en AOG⁶ (*Aircraft on ground*) la que estaban utilizando. Posteriormente, el agente informó a la tripulación de que se había autorizado la sustitución del avión, pero la tripulación decidió esperar hasta que mantenimiento les informara del alcance de la avería.

A las 13:29:00 h se interrumpió de nuevo la grabación del DFDR, posiblemente al accionar la tripulación el freno de estacionamiento del avión. En ese momento, la aeronave se encontraba en la calle de rodaje ZW1. A las 13:33:12 h la aeronave volvió a contactar con Control (DEP) para comunicar que tenían que volver al aparcamiento y a las 13:33:47 h se reanudó la grabación del DFDR. La aeronave realizó el rodaje de vuelta contactando con las distintas frecuencias de control de rodadura hasta el aparcamiento asignado, R11, una posición remota de la plataforma de la terminal T2, a la que llegaría aproximadamente a las 13:42 h.

La grabación del DFDR se volvió a interrumpir a las 13:42:50 h. 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.

⁴ A las 13:13:57 h, como se ha indicado ya.

⁵ Spanair incluía con el equipamiento de los aviones un teléfono móvil en la cabina de vuelo. Según informaciones de la compañía, muchos pilotos hacían uso de sus propios teléfonos móviles en las comunicaciones con los servicios de mantenimiento. No se ha podido comprobar cuál de estos teléfonos usó el comandante para contactar con el departamento MCC.

⁶ AOG: *Aircraft On Ground*: Avión en tierra. Expresión que se utiliza cuando un avión queda fuera de servicio por problemas técnicos o cualquier otra causa sobrevenida.

Al avión acudieron dos técnicos de mantenimiento (TMA). Después de que la tripulación les contara el problema, los técnicos procedieron a registrarlo en el ATLB. El comandante preguntó si habían recibido alguna llamada del Departamento de Seguimiento y Control (MCC) en Palma de Mallorca, a lo que contestaron que no, ya que no disponían de teléfono móvil, sino únicamente de emisoras de radio.

Se realizó una inspección visual de la sonda sin apreciar nada extraño. Después uno de los mecánicos comprobó con el conmutador de cargas de calefacción⁷ que en el circuito de calefacción de la sonda RAT se medía corriente eléctrica, lo cual confirmaba la avería.

A partir de las 13:51:22 h se cuenta con la información grabada por el CVR. La conversación que se mantenía en la cabina de vuelo en esos momentos trataba de la utilización de hielo seco para bajar la temperatura de la sonda de temperatura y se escuchaba a la tripulación, a los técnicos de mantenimiento y a alguna otra persona que entraba y salía, como la sobrecarga y otro comandante de Spanair que viajaba en el avión.

A las 13:51:48 h el comandante hizo la observación de que arrastraban un retraso importante y que era necesario anotar todo lo ocurrido y a las 13:53:21 h preguntó a la sobrecarga si hacía mucho calor en la cabina de pasajeros y ésta se lo ratificó.

El técnico de mantenimiento consultó la Lista de Equipamiento Mínimo (MEL) en el capítulo 30.8 y vio que el avión podría ser despachado con la calefacción de la sonda inoperativa siempre que no se previeran condiciones de engelamiento durante el vuelo. A las 13:54:02 h, utilizando su emisora de radio portátil, el técnico consultó y pidió la conformidad de su jefe de equipo, que también repasó la MEL. Finalmente propuso al comandante el despacho del avión con la alimentación eléctrica de la calefacción de la sonda RAT desconectada extrayendo el disyuntor Z-29. El comandante lo aceptó.

Tras la desconexión de este disyuntor, que señaló con una etiqueta con el rótulo de «inoperativo», se comprobó que la resistencia no registraba consumo eléctrico y se realizaron las anotaciones correspondientes en el ATLB. Esas anotaciones indicaban expresamente que la avería quedaba diferida de acuerdo al punto 30.8 de la MEL, con categoría C⁸. Se completó la inspección prevuelo de mantenimiento y el avión se declaró «*apto para el servicio*»⁹.

⁷ El selector para medir corriente y conectar la calefacción de las tomas de estática, tubos de pitot del comandante y el copiloto, sonda de temperatura, tubo de pitot del estabilizador vertical y transductores de ángulo de ataque está colocado en el panel de instrumentos de techo (*overhead pannel*) y es un conmutador rotatorio con el que se proporciona energía a todas las calefacciones cuando se encuentra en cualquier posición que no sea OFF. Para medir el paso de corriente en cada uno de los elementos es necesario posicionar el selector en la posición del elemento del que se quiere medir el paso de corriente.

⁸ De acuerdo al Real Decreto 1762/2007 de 28 de diciembre, por el que se definieron los requisitos de utilización de la MMEL/MEL en España, se establecen 4 categorías para determinar el periodo máximo de tiempo para llevar a cabo la reparación de un ítem inoperativo. Los ítems de categoría C deben ser corregidos dentro de los 10 días de calendario consecutivos, excluyendo el día del hallazgo.

⁹ La declaración de aptitud para el servicio se formaliza con el certificado CRS de mantenimiento.

El CVR registró a las 13:54:34 h un comentario del copiloto sobre que no se podría realizar un despegue «flexible»¹⁰.

A las 13:57:47 h el copiloto inició una conversación telefónica privada con su teléfono móvil indicando que aun estaban en Madrid, que se retrasarían y la necesidad por ello de tener que cambiar los planes con su interlocutora.

A las 13:59:29, se oyó a una tercera persona, que era tripulante de cabina de pasajeros de la compañía y que viajaba en el transportín en posición hacia Las Palmas, preguntar a la tripulación sobre la avería, en particular sobre si se había «cambiado el relé», a lo que el copiloto respondió que lo habían quitado, lo que sorprendió a esa persona. Además, se volvió a hablar sobre el hielo seco como método empleado para enfriar el sensor. El tercer ocupante de la cabina hizo la observación de que entonces la temperatura de la sonda volvería a subir y el copiloto le contestó que no lo haría porque habían saltado «*el push button*»¹¹.

A las 14:02:36 h el comandante descendió del avión para estar presente en la operación de repostaje de combustible e hizo la indicación de que se avisara al pasaje.

A las 14:07:02 h el copiloto pidió autorización a Control para la puesta en marcha. La comunicación se produjo en el canal de frecuencia de control de rodadura (GND) en lugar del canal de autorizaciones (CLD). Después de sintonizar la frecuencia correcta, la aeronave recibió la autorización de Control a las 14:08:08 h.

A las 14:08:43 h la tripulación inició la ejecución de las listas de comprobación anteriores al arranque de los motores (*Prestart* y *Before Start*) y se escuchó decir «*BELOW THE LINE*»¹². El comandante se adelantó y contestó algunos de los puntos de la lista «*before start*» antes de que los leyera el copiloto¹³. A las 14:09:01 h comenzó el arranque de los motores y durante ese proceso la tripulación discutió sobre si realizarían o no un despegue manual. Después de poner en marcha los motores, a las 14:12:08 h se realizó la lista de comprobación «*after start*» y se omitió el punto de verificación de *flaps/slats* porque el comandante indicó entonces al copiloto que pidiera permiso a Control para comenzar el rodaje hacia la pista 36L. Mientras esperaban la autorización para rodar calcularon la potencia (EPR) que debían aplicar a los motores, oyéndose el valor 1,95 y volvieron a insistir sobre la posibilidad de hacer el despegue manual o con empuje automático.

¹⁰ 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). Este modo se usa para reducir el desgaste de los motores en despegue cuando las condiciones lo permiten.

¹¹ Se considera que el copiloto usó la expresión «*push button*» para referirse al disyuntor (*circuit breaker*) Z-29.

¹² Véase el apartado 1.17.1.3.2.2, listas de comprobación antes del despegue de los aviones de la serie MD-80, donde se explica el significado de esta expresión.

¹³ 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*.

A las 14:14:23 h el comandante volvió a contactar con control de rodadura (GND) para proceder al rodaje hasta la pista, preguntando si podían informar de cuánto retraso iban a tener para iniciar el rodaje, a lo que se les respondió que no tenían ningún retraso y se les dio instrucciones para llegar al punto de espera de la pista 36L. A las 14:14:33 h se liberó el freno de estacionamiento para empezar a rodar y el DFDR reinició su grabación. Desde el inicio del rodaje el parámetro del DFDR de deflexión de *flaps* indicó 0° y se mantuvo así hasta el final de la grabación.

A las 14:15:56 h la tripulación leyó la lista de comprobación de «*Taxi*». Al llegar al último punto de la lista (*Take off briefing*) y leerlo el copiloto no se escuchó la respuesta en el CVR del comandante. Se sucedieron después durante el rodaje conversaciones en cabina de vuelo, en las que intervinieron tanto los pilotos como la tercera persona, que viajaba en el transportín.

A las 14:18:14 h el copiloto volvió a mencionar que no les iba a funcionar el empuje automático.

A las 14:19:08 h la aeronave contactó de nuevo con la frecuencia de despegues 36L (DEP) informando de que se encontraba próxima al punto ROME05. Control informó de que estaba en secuencia y que le llamaría enseguida.

A las 14:21:05 h Control (DEP) comunicó: «*SPANAIR 5022 DETRÁS EN SECUENCIA DEL MD80 DE COMPAÑÍA, ENTRAR Y MANTENER 36 IZQUIERDA*». La aeronave colacionó la comunicación. A continuación Control autorizó a despegar a la aeronave inmediatamente anterior.

A las 14:22:06 h se registraron dos pitidos en el CVR, identificando la señal con la que la sobrecargo 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*). El copiloto leyó todos los puntos de la lista y el comandante contestó. En la grabación del CVR se oyó como el copiloto enunciaba los puntos finales de la lista (*final items*) diciendo: «*FINAL ITEMS, TENEMOS..., PERDONA, OCHO, ELEVEN, ENRASADO, ELEVEN, STOWED...*». Inmediatamente, volvió a hablar sobre la posibilidad de conectar el piloto automático nada más despegar.

Una vez que despegó la aeronave inmediatamente anterior, a las 14:23:09 h Control (DEP) comunicó: «*SPANAIR 5022 VIENTO 210 05 AUTORIZADO A DESPEGAR, PISTA 36 IZQUIERDA*». La tripulación colacionó a las 14:23:14 h: «*AUTORIZA A 36 IZQUIERDA SPANAIR EHHHH 5022*».

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

A las 14:23:29 h se alcanzó un valor de EPR de 1,4. A las 14:23:31 h 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 «ROTATE¹⁴». En el momento en que se oyó «V1» la velocidad¹⁵ grabada en el DFDR fue de 154 KCAS y al oírse «ROTATE» se registró una velocidad de 157 KCAS.

A las 14:24:10 h 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. La carrera de despegue tuvo una longitud aproximada de 1.950 m.

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).

A las 14:24:14 h se activó la vibración de la palanca de control del sistema avisador de pérdida (*stall warning stick shaker*) y la bocina y la voz sintética de aviso de pérdida simultáneamente. El copiloto dijo «FALLO DE MOTOR» en tono interrogativo y un segundo más tarde, a las 14:24:15 h el comandante, en un tono de voz muy elevado, preguntó cómo se apagaba la voz. En ese momento la velocidad era de 168 KCAS, había 25 ft de radio altura, un ángulo de asiento (*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 quedó registrada una variación de la posición de las palancas de empuje de unos 4° la izquierda y 32° la derecha, en el sentido de disminuir el empuje, durante un segundo. Como consecuencia de ello, el valor de EPR se redujo dos 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 2,20. 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: «*[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.

¹⁴ Voz inglesa que identifica la velocidad de rotación en el despegue.

¹⁵ 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 14:24:19 h se alcanzaron los máximos valores de ángulo de asiento (18,3°) y de radio altura (40 ft).

A las 14:24:24 h 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 KCAS.

A las 14:24:30 h finalizó la grabación de datos de vuelo en el DFDR.

A 14:24:36 h una aeronave comunicó a Torre en frecuencia de Rodadura Central-Sur (GND C-Sur), que acababa de haber un accidente.

La aeronave acabó destruida a consecuencia de los impactos con el suelo y el incendio posterior.

1.2. Lesiones de personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total en la aeronave	Otros
Muertos	6	148	154	
Graves		18	18	
Leves				No aplicable
llesos				No aplicable
TOTAL	6	166	172	

Entre las personas fallecidas, 135 eran de nacionalidad española y 19 de otras doce nacionalidades. Respecto a los supervivientes 16 eran de nacionalidad española y 2 de otras tantas nacionalidades.

1.3. Daños a la aeronave

La aeronave resultó destruida como consecuencia del impacto y del fuego posterior.

1.4. Otros daños

El principal daño fue debido al fuego que se produjo tras el impacto de la aeronave con el suelo y que afectó básicamente al pasto circundante, árboles y matorral, con una superficie quemada de aproximadamente 45 Ha.

1.5. Información personal

1.5.1. Tripulación técnica de vuelo

1.5.1.1. Comandante

1.5.1.1.1. Datos generales

El comandante, de 39 años de edad, poseía licencia de piloto de transporte de línea aérea (ATPL (A)), emitida el 26 de septiembre de 2000, con certificado médico Clase 1 válido hasta el 30 de agosto de 2009.

Poseía licencia de piloto privado de avión (PPL(A)) desde el 24 de abril de 1995 y de piloto comercial de avión (CPL(A)) desde el 4 de mayo de 1998. Tenía habilitación de tipo DC-9/MD-80/90 y habilitación IFR en vigor hasta el 27 de octubre de 2008.

Había pertenecido al Ejército del Aire, destinado desde abril de 1991 en el 801 escuadrón de salvamento de las fuerzas aéreas, donde desempeñó como comandante funciones de instructor de vuelo y piloto de pruebas de aeronaves modelo CASA 212.

Ingresó en la compañía Spanair el 10 de junio de 1999. Realizó el entrenamiento teórico y la parte de entrenamiento en simulador para la habilitación de tipo en aviones de la serie MD en el departamento de instrucción de Delta Airlines, en Atlanta (Estados Unidos). La fase de entrenamiento en base y la instrucción en línea la realizó en Spanair. Obtuvo la primera habilitación en MD-80 el 14 de septiembre de 1999 y se soltó en la flota como copiloto el 2 de diciembre de 1999.

Fue instructor de teoría de MD-80 desde el 27 de febrero de 2001. El 3 de octubre de 2005 inició su entrenamiento como comandante, que finalizó el 7 de febrero de 2006. Los informes de las pruebas realizadas, simuladores y formación en línea indican que tuvo una progresión por encima de la estándar. Tras el curso de comandante, en el entrenamiento en simulador que realizó en octubre de 2006 para renovar su habilitación, se le hicieron anotaciones sobre la necesidad de mejorar sus habilidades en CRM, concretamente pidiéndole una mayor coordinación y compenetración con el otro piloto. En el entrenamiento realizado con posterioridad se hacía mención a una evolución positiva en este tema, reconociéndole una buena aplicación de los conceptos CRM.

Durante todo el año 2006 y hasta febrero de 2007 estuvo volando como copiloto, aunque mantenía la habilitación en ambos puestos de pilotaje. Su primer vuelo como comandante se retrasó, por razones de escalafón dentro de la compañía, hasta el 24 de febrero de 2007.

1.5.1.1.2. Horas de vuelo, actividad y descanso

El comandante acumulaba un total de 8.476 h de vuelo, de las que aproximadamente 2.700 h las había realizado en el Ejército del Aire. Su experiencia en MD era de 5.776 h.

Había volado como comandante 3.118 h, de las que 1.996 h fueron en el Ejército del Aire y 1122 como comandante en el tipo MD en Spanair.

Los tiempos de vuelo¹⁶ y la actividad aérea a lo largo del último año y el descanso del comandante previo al accidente fueron los siguientes:

Periodo	Tiempo de vuelo (horas:minutos)	Actividad aérea (horas:minutos)
Últimos 12 meses	659:00	N/A
Últimos 90 días	182:45	N/A
Últimos 30 días	56:37	102:27
Últimos 7 días	21:14	24:15
Últimas 24 horas	1:18	2:13

Hora de comienzo de actividad el día 20/08/2008: 08:00 h

Descanso previo al inicio de actividad: 32:30

La programación que tenía prevista para el día 20 de agosto de 2008 era Barcelona-Madrid-Las Palmas-Madrid, iniciando la actividad a las 8:00 h y terminando a las 19:20 h.¹⁷

1.5.1.1.3. Último entrenamiento recurrente realizado

Los registros de formación más reciente recibida por el comandante antes del accidente son los siguientes:

- Verificación de la competencia del operador¹⁸ en simulador de vuelo: 11 agosto 2008

¹⁶ Las definiciones de tiempo de vuelo, actividad aérea y descanso se encuentran en las normas de operaciones para el transporte comercial por avión, OPS 1, Subparte Q Limitaciones del tiempo de vuelo y actividad y requisitos de descanso del Reglamento (CE) n.º 8/2008 de la Comisión de 11 de diciembre de 2007, que entró en vigor el 16 de julio de 2008.

¹⁷ Según EU-OPS 1, Subparte Q, del Reglamento (CE) n.º 8/2008 de la Comisión de 11 de diciembre de 2007, el periodo de actividad máximo de 13 horas y se puede ampliar 1 hora.

¹⁸ La verificación de la competencia del operador es un tipo de verificación periódica con el objeto de demostrar la competencia de un tripulante de vuelo en la realización de procedimientos normales, anormales y de emergencia (Reglamento (CE) n.º 8/2008 de 11 de diciembre de 2007. Anexo III. Párrafo OPS1.965).

- Entrenamiento en tierra: 07 julio 2008
- Operación invernal y baja visibilidad (*Winter Operation & Low Visibility Recurrent*): 20 septiembre 2007
- Gestión de recursos de la tripulación CRM: 03 octubre 2007
- Procedimientos de emergencia: 10 abril 2008
- Entrenamiento práctico PTR (*Practice Training Recurrent*): 10 abril 2008
- Mercancías peligrosas: 10 septiembre 2007
- Procedimientos de seguridad (*security*): 16 septiembre 2005

1.5.1.1.4. *Otras informaciones*

El comandante estaba casado y tenía 3 hijas. Su base o centro de trabajo quedó establecido en Barcelona desde su ascenso a comandante en la compañía, aunque su residencia habitual la tenía fijada en Palma de Mallorca. Durante un tiempo esta situación le preocupó hasta que consiguió beneficios laborales¹⁹ de la compañía, por los que se le garantizaba que, después de cada rotación, la compañía se encargaba de proporcionarle y cubrir los gastos de alojamiento en Barcelona o el desplazamiento hasta su domicilio en Palma de Mallorca.

Tripulaciones que conocían al comandante le describen como una persona disciplinada, pulcra y meticulosa en su trabajo y que seguía escrupulosamente los procedimientos.

Otro copiloto informó que se tomaba su trabajo muy en serio y prefería quedarse a dormir en Barcelona en lugar de volver a Palma si al día siguiente tenía que volar.

Según compañeros entrevistados «era de los que pedía los flaps», es decir, requería en voz alta al copiloto que se seleccionara el ángulo oportuno de deflexión de los *flaps* en la palanca de mando, una vez que había quedado libre la zona alrededor del avión durante las operaciones de preparación del vuelo.

1.5.1.1.5. *72 horas previas al vuelo*

El 16 de agosto de 2008, el comandante realizó la rotación Palma de Mallorca-Belfast-Reus. Al día siguiente, el 17 de agosto de 2008, realizó los vuelos Barcelona-Jerez-Bilbao. Los copilotos que volaron con el comandante esos días no informaron de nada anormal en los vuelos.

El día 18 de agosto voló con el copiloto del día del accidente la rotación Bilbao-Atenas-Barcelona. El día 19 de agosto descansó y durmió en Barcelona. Le vieron durante la

¹⁹ Este tipo de beneficios laborales se conocen en el argot de las compañías aéreas como «commuting».

mañana del día del accidente mientras desayunaba en el hotel antes de partir hacia el aeropuerto.

El día 20 de agosto se trasladó al aeropuerto con un transporte que les proporcionaba la compañía. Durante el traslado al aeropuerto conversó con otro comandante que conocía sobre el trabajo de ese día. Este comandante no observó nada anormal.

Llegó a las dependencias de la compañía en el aeropuerto a las 8:00 h y se reunió con el resto de la tripulación. Realizaron la reunión (*briefing*) de despacho en la oficina y a continuación se dirigieron al avión.

Después del primer salto Barcelona-Madrid el comandante, el copiloto y el resto de la tripulación abandonaron el avión y estuvieron en la oficina de la compañía en la terminal 2 de Barajas. El comandante estuvo conversando con varios compañeros. Según informaron, estaba de buen humor y con ánimo y no les comentó que tuviera ningún problema con el avión.

1.5.1.2. Copiloto

1.5.1.2.1. Datos generales

El copiloto, de 31 años de edad, poseía la licencia de piloto comercial de avión (CPL(A)) emitida el 16 de julio de 2001, con certificado médico Clase 1 válido hasta el 11 de julio de 2009 y en el que se indicaba que debía llevar lentes correctoras para visión lejana. Contaba con habilitación de tipo DC-9/MD-80/90 y habilitación IFR, válidas hasta el 25 de marzo de 2009.

Había recibido su formación de piloto comercial en SENASA²⁰, finalizando en 2001. Posteriormente realizó el curso de instructor de vuelo y obtuvo la habilitación FI, que no mantenía en vigor. Durante un tiempo impartió clases a TCP en la escuela de SENASA en Salamanca.

Cuando terminó su formación de piloto intentó encontrar trabajo en distintas compañías, pero no le fue posible. La oferta de empleo para el colectivo durante esa época era escasa. Finalmente se incorporó a Spanair en febrero de 2007. Su experiencia previa de vuelo era de 220 horas.

Una vez que ingresó en la compañía realizó el curso de habilitación a la flota MD en la Academia de Vuelo de las Líneas Aéreas de Escandinavia (SAS) desde el 5 de febrero al 25

²⁰ SENASA (Servicios y Estudios para la Navegación Aérea y la Seguridad Aeronáutica, S.A) es una empresa pública del ámbito del Ministerio de Fomento que proporciona, entre otros servicios, formación aeronáutica para controladores aéreos, pilotos, técnicos de mantenimiento de navegación aérea e ingeniería, técnicos de comunicaciones y técnicos de operaciones de navegación aérea.

de marzo de 2007. Obtuvo la habilitación de tipo el 29 de marzo de 2007. A continuación se sometió a un curso de conversión del operador antes de comenzar sus vuelos en línea sin supervisión. En su entrenamiento en línea se le prefijaron en principio 150 horas de entrenamiento en línea. Cuando había realizado 185 horas de entrenamiento en línea, su instructor propuso una ampliación del 30%²¹ que fue autorizada por la compañía.

Según sus instructores, la progresión que tuvo en el curso de habilitación de tipo y entrenamiento en línea de MD, incluida la ampliación de horas de formación en línea, se consideraban normales para el nivel de experiencia en vuelo previa que tenía.

En agosto de 2007 realizó su verificación en línea que resultó no satisfactoria. El informe del verificador indicaba que se habían producido un desvío en captura de altura y una desviación en la velocidad seleccionada en la aproximación cuando volaba con el piloto automático desconectado y el empuje manual. Realizó entrenamiento complementario en línea y superó satisfactoriamente la verificación en línea el 2 de septiembre de 2007. Los resultados de los cursos de refresco realizados después en la compañía estaban dentro del estándar normal de Spanair.

1.5.1.2.2. Horas de vuelo, actividad y descanso

El copiloto contaba con un total de 1.276 h de vuelo de las que 1.054 eran en MD.

Los tiempos de vuelo y la actividad aérea a lo largo del último año y el descanso del copiloto previo al accidente fueron los siguientes:

Periodo	Tiempo de vuelo (horas:minutos)	Actividad aérea (horas:minutos)
Últimos 12 meses	838:14	N/A
Últimos 90 días	255:32	N/A
Últimos 30 días	99:01	158:25
Últimos 7 días	26:39	37:39
Últimas 24 horas	1:18	2:13

Hora de comienzo de actividad el día 20/08/2008: 08:00 h

Descanso previo al inicio de actividad: 32:30 h

La programación que tenía prevista para el día 20 de agosto de 2008 era Barcelona-Madrid-Las Palmas- Madrid, iniciando la actividad a las 8:00 h y terminando a las 19:20 h.

²¹ Las pautas de Spanair establecen que cuando se supere en un 30% el tiempo de vuelo inicialmente fijado para completar un determinado entrenamiento, los instructores deben solicitar una extensión del plazo.

1.5.1.2.3. *Último entrenamiento recurrente realizado*

Los registros de formación más reciente recibida por el copiloto antes del accidente son los siguientes:

- Verificación de competencia del operador en simulador de vuelo: 17 julio 2008
- Entrenamiento en tierra: 15 enero 2008
- Operación invernal y baja visibilidad (*Winter Operation & Low Visibility Recurrent*): 20 abril 2008
- Gestión de recursos de la tripulación CRM: 05 marzo 2008
- Procedimientos de emergencia: 12 febrero 2008
- Entrenamiento práctico PTR (*Practice Training Recurrent*): 12 febrero 2008
- Mercancías peligrosas: 11 junio 2007
- Procedimientos de seguridad (*Security*): 13 abril 2007

1.5.1.2.4. *Otras informaciones*

El copiloto era soltero y su pareja residía en Salamanca. Su base la tenía en Barcelona, donde vivía compartiendo piso con compañeros de la compañía, aunque era natural de Palma de Mallorca y allí residían sus padres. En el tiempo libre que tenía normalmente se trasladaba a Salamanca para estar con su pareja.

En el momento en el que se produjo el accidente la empresa pasaba por un proceso de regulación de empleo y el copiloto sabía que le iba a afectar. Sus planes pasaban por intentar buscar algún trabajo y seguir volando.

Tenía interés en obtener la licencia de piloto de transporte de línea aérea antes de dejar la compañía y por ese motivo volaba todo lo que podía. En concreto el último mes voló 99 horas.

Compañeros que habían volado con él le describen como una persona seria y disciplinada en vuelo, educada y que se esforzaba por colaborar. Resaltan en especial su ilusión por volar y lo feliz que se sentía por tener la oportunidad de hacerlo.

1.5.1.2.5. *72 horas previas al vuelo*

El 16 de agosto de 2008 el copiloto realizó la rotación Reus-Belfast-Palma de Mallorca. Al día siguiente, el 17 de agosto de 2008, realizó los vuelos Bilbao-Barcelona-Alicante-Barcelona-Bilbao. Los comandantes que volaron con el copiloto esos días no informaron de nada anormal en los vuelos.

El día 18 de agosto voló con el comandante del día del accidente los trayectos Bilbao-Atenas-Barcelona. El día 19 de agosto descansó. Estuvo en Barcelona durante todo el día y cenó en su casa. Se acostó alrededor de las 22:00 h.

El día 20 de agosto se trasladó al aeropuerto con su coche particular. Se encontró con el resto de la tripulación en la oficina de la compañía en el aeropuerto de Barcelona. Cuando llegaron a Madrid tras el primer vuelo del día se dirigió con el resto de la tripulación a la oficina de la compañía y estuvo conversando con el jefe de la oficina. Hablaron sobre la situación de la compañía y de posibles alternativas cuando fuera objeto de la regulación de empleo.

El copiloto tenía planeado cuando terminara la rotación del día 20 de agosto viajar con su novia a Palma de Mallorca para pasar algunos días de vacaciones allí. Cuando la aeronave regresó al aparcamiento después del primer rodaje la llamó por teléfono desde la cabina para informarle del retraso que tenían. Ella viajaba en esos momentos de Salamanca a Madrid.

1.5.2. *Tripulación de cabina de pasajeros*

Había 4 tripulantes de cabina de pasajeros (TCP) a bordo del avión (1 sobrecargo y 3 auxiliares). Todos tenían licencia y habilitación válidas para el tipo de aeronave y certificado médico en vigor.

Los 4 tripulantes habían recibido formación, como parte de su entrenamiento periódico, conforme a los plazos establecidos por la compañía. Esa formación incluía una parte teórica y otra práctica. La teoría estaba dedicada a conocer el material de emergencia, los procedimientos de emergencia y de incapacitación del piloto, procedimientos de evacuación y técnicas de control de multitudes, procedimientos de seguridad (*security*), gestión de recursos de la tripulación (CRM) y medicina y salud. La formación práctica consistía en la realización de ejercicios de emergencias.

1.5.3. *Técnicos de mantenimiento*

1.5.3.1. TMA 1 (Técnico Mantenimiento Aeronáutico - Madrid)

Varón, 46 años.

Poseía una licencia en vigor Parte 66 categoría B1.1 (Mecánica, aviones de turbina) válida hasta el 26 de Julio de 2011, cubriendo los tipos de aeronave Airbus A319/A320/A321 (Motores V2500) y McDonnell Douglas DC-9-80 (Motores Pratt & Whitney JT8D).

Ingresó en Spanair el 2 de noviembre de 1999 y poseía experiencia en mantenimiento de aeronaves desde marzo de 1999.

A lo largo de su vida laboral había recibido un total de 37 cursos relacionados con el mantenimiento de aeronaves, incluyendo en 7 de ellos aspectos relacionados con los factores humanos en el mantenimiento de aeronaves.

En el momento de su ingreso en Spanair el operador le proporcionó formación en «Procedimientos del libro de vuelo (*logbook*)» y «Manual de Organización y Procedimientos de Mantenimiento».

Desde el mes de diciembre de 2006 recibía anualmente el curso de «Procedimientos de Organización y Sistema de Calidad en el Mantenimiento».

1.5.3.2. TMA 2 (Técnico de Mantenimiento Aeronáutico - Barcelona)

Varón, 25 años.

Poseía una licencia en vigor Parte 66 categoría B1.1 (Mecánica, aviones de turbina), válida hasta el 24 de enero de 2013 y cubriendo el tipo de aeronave McDonnell Douglas DC-9-80 (Motores Pratt & Whitney JT8D).

Ingresó en Spanair el 19 de abril de 2004, no poseyendo experiencia previa en mantenimiento aeronáutico en el momento de su ingreso en Spanair.

A lo largo de su vida laboral había recibido un total de 2 cursos relacionados con el tipo de aeronave DC-9-80, sin incluir formación en factores humanos en el mantenimiento aeronáutico, ni en procedimientos de mantenimiento de la organización.

1.5.3.3. TMA 3 (Técnico de Mantenimiento Aeronáutico - Madrid)

Varón, 41 años.

Poseía una licencia en vigor Parte 66 categoría B1.1 (Mecánica, aviones de turbina) y B.2 (Aviónica) cubriendo los tipos de aeronave Airbus A319/A320/A321 (Motores V2500) y McDonnell Douglas DC-9-80 (Motores Pratt & Whitney JT8D), con fecha de expiración 13 de enero de 2011.

Ingresó en Spanair el 6 de abril de 1999 y poseía experiencia en mantenimiento de aeronaves desde enero de 1988.

A lo largo de su vida laboral había recibido un total de 37 cursos relacionados con el mantenimiento de aeronaves, incluyendo 8 de ellos aspectos relacionados con los factores humanos en el mantenimiento de aeronaves.

En el momento de su ingreso en Spanair, el operador le proporcionó formación en «Procedimientos del libro de vuelo (*logbook*)» y «Manual de Organización y Procedimientos de Mantenimiento».

Desde marzo de 2002 hasta octubre de 2007 recibió un total de 7 cursos relativos a los procedimientos del Manual de Gestión y Organización del Mantenimiento y Sistema de Calidad de Mantenimiento del operador.

El día 20 de agosto se encontraba de servicio. Su turno de trabajo había comenzado a las 6:30 h y finalizaba a las 14:30 h.

1.5.3.4. TMA 4 (Técnico de Mantenimiento Aeronáutico - Madrid)

Varón, 26 años.

Poseía una licencia en vigor Parte 66 categoría B1 (Mecánica) y B1.1 (Mecánica, aviones de turbina) cubriendo el tipo de aeronave McDonnell Douglas DC-9-80 (Motores Pratt & Whitney JT8D), con fecha de expiración 29 de agosto de 2012.

Dentro de la compañía había alcanzado la categoría de TMA certificador en septiembre de 2007, para los modelos de aeronaves DC-9-80 y A319/A320/A321.

Ingresó en Spanair el 21 de junio 2004 y no poseía experiencia previa en mantenimiento de aeronaves.

A lo largo de su vida laboral había recibido un total de 5 cursos relacionados con el mantenimiento de aeronaves, incluyendo en 1 de ellos aspectos relacionados con los factores humanos en el mantenimiento de aeronaves.

En el momento de su ingreso en Spanair, el operador no le proporcionó formación en «Procedimientos de libro de vuelo (*logbook*)» y «Manual de Organización y Procedimientos de Mantenimiento», ni relativos a los procedimientos del Manual de Gestión y Organización del Mantenimiento y Sistema de Calidad de Mantenimiento del operador.

1.5.3.5. TMA 5 (Técnico de Mantenimiento Aeronáutico - Madrid)

Varón, 26 años.

Poseía una licencia en vigor Parte 66 categoría B1.1 (Mecánica, aviones de turbina) y cubriendo los tipos de aeronave Airbus A319/A320/A321 (Motores V2500 y CFM56) y McDonnell Douglas DC-9-80 (Motores Pratt & Whitney JT8D), con fecha de expiración 21 de mayo de 2012.

Ingresó en Spanair el 8 de enero de 2007 y poseía experiencia en mantenimiento de aeronaves desde octubre de 2002.

A lo largo de su vida laboral había recibido un total de 6 cursos relacionados con el mantenimiento de aeronaves, ninguno de ellos relacionado con los factores humanos en el mantenimiento de aeronaves.

Entre el periodo comprendido entre su ingreso en Spanair y el 20 de agosto de 2008, la compañía no le proporcionó formación ni en «Procedimientos de libro de vuelo (*logbook*)», ni en «Manual de Organización y Procedimientos de Mantenimiento», ni en procedimientos del Manual de Gestión, ni en Organización del Mantenimiento y Sistema de Calidad de Mantenimiento del operador.

1.5.3.6. TMA 6 (Técnico de Mantenimiento Aeronáutico Madrid)

Varón, 45 años. TMA Jefe de Equipo.

Poseía una licencia en vigor Parte 66 categoría B1.1 (Mecánica, aviones de turbina) y B.2 (Aviónica) cubriendo los tipos de aeronave Airbus A319/A320/A321 (Motores V2500) y McDonnell Douglas DC-9-80 (Motores Pratt & Whitney JT8D), con fecha de expiración 28 de junio de 2011.

Ingresó en Spanair el 4 de marzo de 1988 y poseía experiencia en mantenimiento de aeronaves desde marzo de 1987.

A lo largo de su vida laboral había recibido un total de 42 cursos relacionados con el mantenimiento de aeronaves, incluyendo 7 de ellos aspectos relacionados con los factores humanos en el mantenimiento de aeronaves.

Desde su ingreso en Spanair hasta el 20 de agosto de 2008, recibió un total de 8 cursos relacionados con el Manual de Gestión y Organización del Mantenimiento y Sistema de Calidad de Mantenimiento del operador.

1.6. Información de la aeronave

1.6.1. General

El modelo de aeronave McDonnell Douglas DC-9-82 (MD-82) obtuvo su certificado de tipo el 29 de julio de 1981, como revisión n.º 26 del Certificado de Tipo n.º A6WE de la FAA; la versión inicial de este certificado de tipo fue aprobada por la FAA el 23 de noviembre de 1965, siendo la compañía Douglas Aircraft su titular original. Con fecha 25 de agosto de 1967, esta compañía se fusionó con McDonnell Aircraft, dando lugar a la compañía McDonnell Douglas. En 1997 la compañía McDonnell Douglas fue

absorbida por Boeing, a la que transfirió la titularidad del Certificado de Tipo n.º A6WE de la FAA el 30 de enero de 1998.

La aeronave accidentada fue construida en 1993 con número de serie 53148 y número de fuselaje 2072. El avión se entregó a Korean Air el 19 de noviembre de 1993 y se matriculó en Corea del Sur primeramente como HL-7204 hasta el 18 de junio de 1998 y posteriormente como HL-7548 hasta el 23 de julio de 1999. Desde el 24 de julio de 1999 el avión era explotado por Spanair y se registró en España con matrícula EC-HFP.

La aeronave disponía de Certificado de Aeronavegabilidad n.º 4516, emitido el 4 de febrero de 2005, cuya validez expiraba el 22 de julio de 2008. La solicitud de renovación del certificado fue presentada con poca antelación a su fecha de vencimiento. Como, de acuerdo a los procedimientos de la DGAC, ese año correspondía hacer una renovación completa del certificado (documental, física y en vuelo), no fue posible llevar a cabo la inspección antes de que finalizara la validez el certificado, estando prevista su realización para el día 22 de agosto de 2008, motivo por el cual el certificado fue prorrogado hasta dicha fecha, aplicando la Instrucción Circular 11-19B de la DGAC.

De acuerdo a los registros técnicos, la aeronave había acumulado 31963 h totales de vuelo y 28133 ciclos totales hasta el 20 de agosto de 2008.

El avión estaba equipado con dos motores Pratt & Whitney JT8D-219, configurados como 217C. El motor en la posición n.º 1 (izquierdo) tenía el número de serie P728154 y acumulaba un total de 22872 h totales y 15547 ciclos totales. El motor en la posición n.º 2 (derecho) tenía el número de serie P725716 y acumulaba un total de 43990 h totales y 28766 ciclos totales.

La reversa del motor n.º 2 (motor derecho) había sido desactivada. En el pomo de la palanca de reversa de ese motor se había fijado una etiqueta con la leyenda «DEACT», y la palanca se había asegurado con alambre de frenado a la palanca de gases del motor. Se habían anotado estas actuaciones en el ATLB y se había indicado que la avería se trasladaba a la lista de elementos diferidos (HIL).

La aeronave estaba configurada con 167 asientos de pasajeros, 2 asientos para la tripulación de vuelo, 1 asiento de observador en la cabina de vuelo, 2 asientos auxiliares junto a la puerta de acceso delantera izquierda más otros 2 junto a la puerta de acceso trasera, estos 4 últimos para la tripulación de cabina de pasaje.

1.6.2. Descripción de sistemas

1.6.2.1. Dispositivos hipersustentadores

El MD82 está diseñado con dispositivos hipersustentadores 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. La polea múltiple tiene doce canales o gargantas, de los que parten seis cables en bucle cerrado hacia los *slats* del ala izquierda y otros seis hacia los del ala derecha.

1.6.2.1.1. *Funcionamiento/actuación (véase figura 1)*

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

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

Los correspondientes al sistema de *flap* llegan a la válvula de control de *flap*, situada en el alojamiento del tren izquierdo, produciendo el movimiento de la varilla de la válvula de control de *flap* de forma que envíe presión hidráulica a los cilindros de actuación, bien para extender o para retraer los *flaps*, en función de la posición que se ha fijado en la palanca de mando de *flap/slat*.

Los *flaps*, al moverse, actúan el cable del sistema de seguimiento, que mueve la varilla de la válvula de control de *flap* 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 posición de la palanca de control de *flap/slat*. Así, con la palanca de control de *flap/slat* en la posición UP/RET, los *slats* se encuentran retraídos (RET). Si la palanca de control de *flap/slat* se sitúa por debajo de *flap* 14°, los *slats* se extienden hasta su posición media (MID) y con posiciones de la palanca de control de *flap/slat* superiores a *flap* 14° los *slats* se extienden totalmente (EXT).

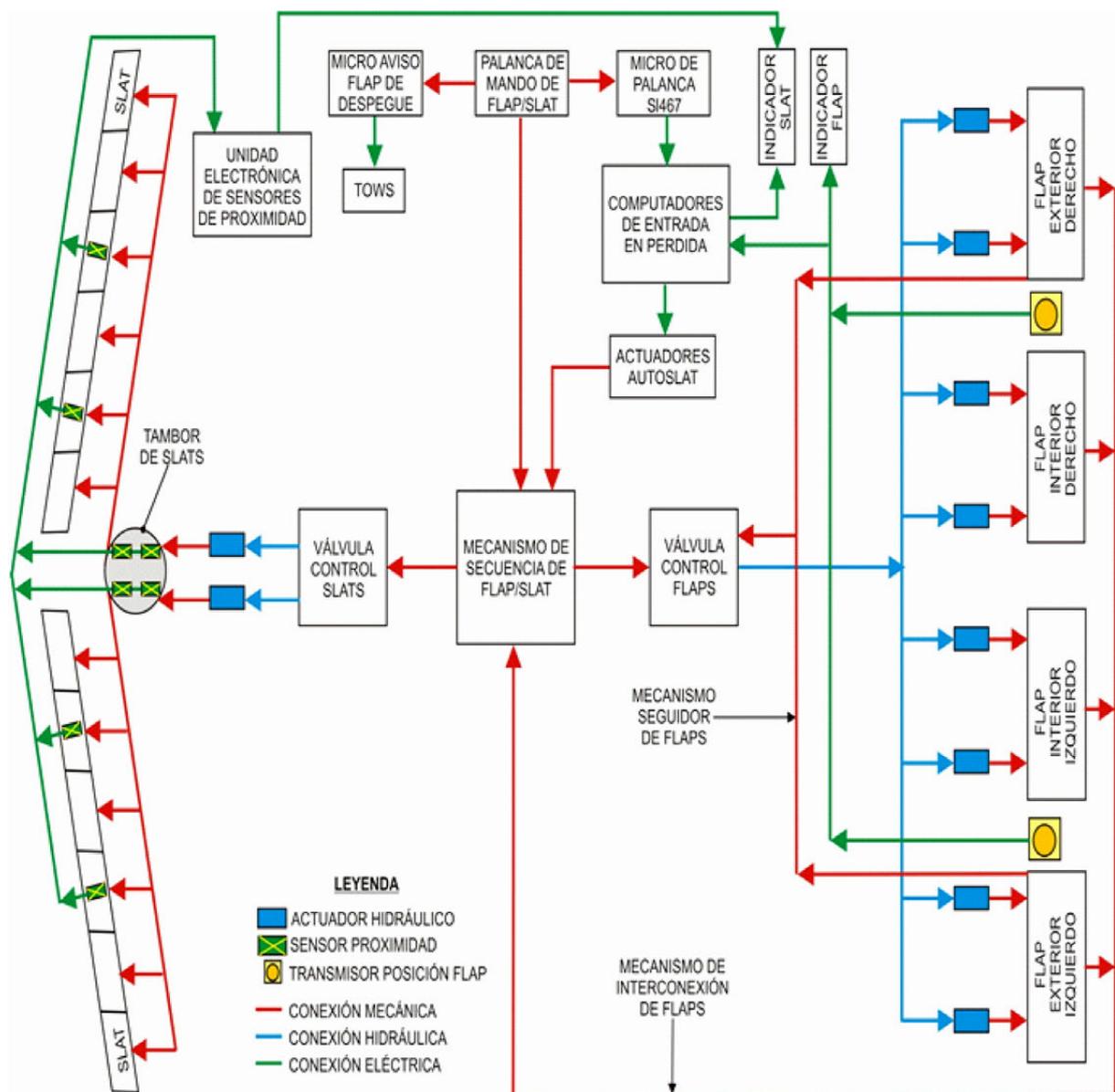


Figura 1. Esquema general del sistema de flaps/slats

Los cables correspondientes al sistema de *slat* actúan sobre la válvula de control de *slat* a través de conexiones dentro del mecanismo de secuencia de *flap/slat*. Hay dos actuadores electromecánicos dentro del mecanismo de secuencia de *flap/slat* que también actúan sobre la válvula de control de *slat* a través de conexiones mecánicas.

Cuando se mueve la palanca de de control *flap/slat* 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 aviso de entrada en pérdida. La primera vez que se desplaza la palanca de control de *flap/slat* en la dirección de extensión con el avión en tierra, la activación del microinterruptor pone en marcha la

prueba automática, BITE, de los computadores de aviso de entrada en pérdida 1 y 2, que envían una señal a los actuadores electromecánicos para que extienden los *slats* hasta su posición de máxima extensión y después, dependiendo de si la palanca de control de *flap/slat* 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*.

En las posiciones de palanca de control de *flap/slat* comprendidas entre 0° y 13° (extensión de los *slats* hasta la posición media) es la palanca de control de *flap/slat* 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 aviso de entrada en pérdida y que son los que actúan sobre la válvula de control de *slats* a través de conexiones mecánicas. Si durante un despegue, el avión se aproxima a la entrada en pérdida, los computadores de aviso de entrada en pérdida 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 aviso 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 hidráulicos que hacen girar una polea múltiple o tambor, a la que están conectados seis cables en bucle cerrado que se dirigen hacia los *slats* del ala izquierda y otros seis que se dirigen hacia el ala derecha y que actúan directamente sobre los carriles de arrastre de los *slats*.

1.6.2.1.2. Controles de *flaps/slats* en cabina de vuelo

1.6.2.1.2.1. Palanca de control de *flap/slat* (véase figura 2)

La palanca de control 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 rotuladas sobre la cubierta del pedestal, una a cada lado de la ranura. Ambas escalas tienen marcaciones en las posiciones UP/RET, 0, 11, 15, 28 y 40 grados, y la de la

derecha, además tiene marcadas dos zonas: una indicando T.O. EXT entre 0° y 24°, que corresponde a valores de despegue, y otra, indicando LAND EXT entre 24° y 40°, que corresponde a valores de aterrizaje.

La palanca de control de *flap/slat* tiene dos gatillos, uno a cada lado de la palanca, 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 convencionales en cada una de las marcaciones rotuladas en la escala de ese lado (UP, 0, 11, 15, 28 y 40 grados). El tetón que es actuado por el gatillo izquierdo engrana las muescas convencionales fijas del lado izquierdo.

La guía de la derecha es variable y tiene una única muesca que puede ajustarse a cualquier posición entre 0° y 24° para despegue, 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 posiciones fijas disponibles en el rango de despegue. El tetón actuado por el gatillo derecho puede ser engranado en la muesca ajustable del lado derecho.

Cuando se mueve la palanca de control de *flap/slat* 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.

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

El indicador del panel de ajuste de despegue y compensación 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 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

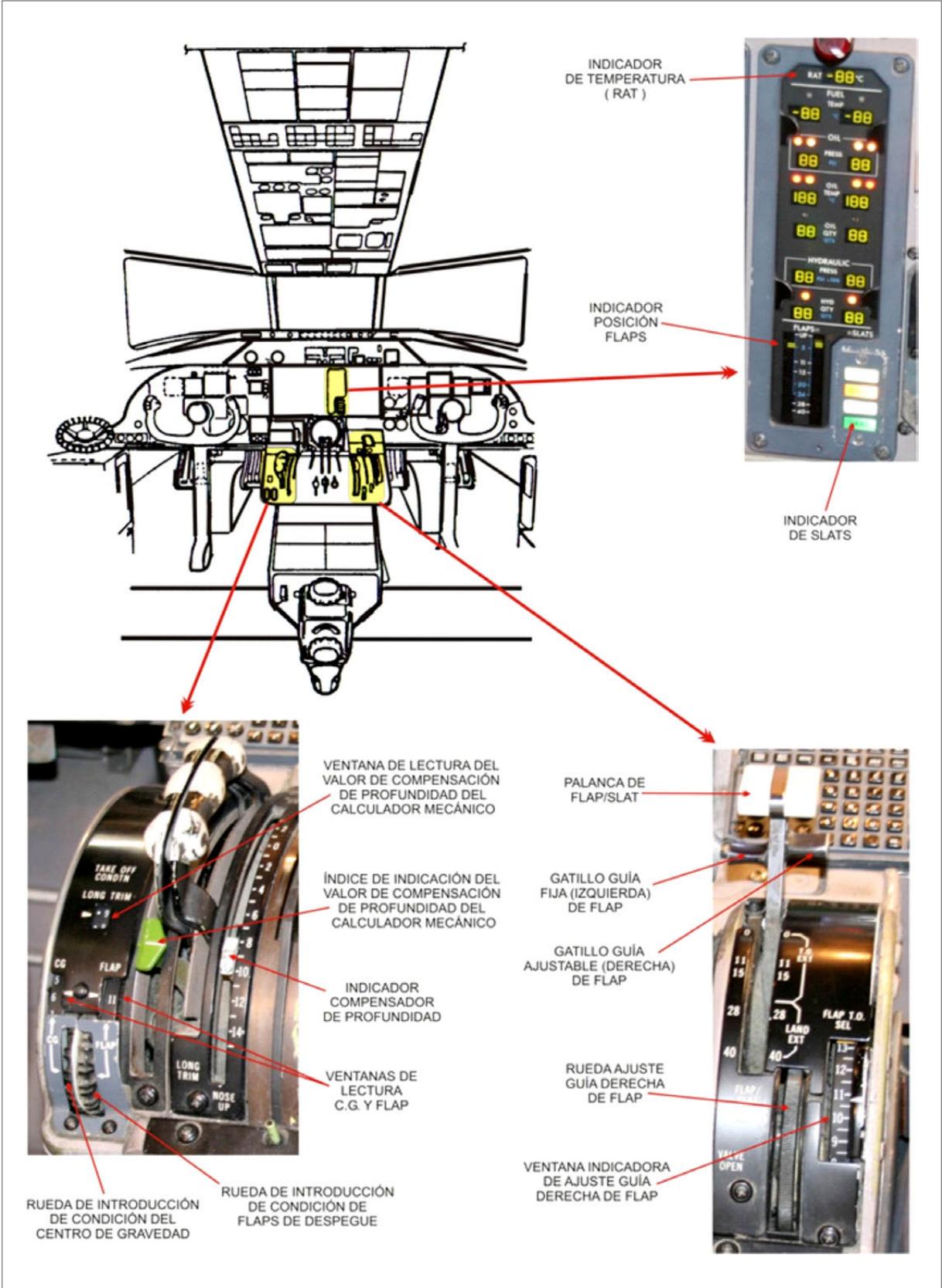


Figura 2. Controles e indicadores de flaps/slats

articulación que posiciona un microinterruptor de aviso de *flap* para el despegue. Cuando la selección hecha con la palanca de control de *flap/slat* 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.

El TOWS también proporciona un aviso acústico si el compensador de profundidad no está correctamente posicionado para el despegue. El calculador mecánico determina el ajuste correcto del compensador y posiciona un interruptor. Una leva actuada por el cable de indicación de posición del compensador acciona este interruptor, cuando el compensador está correctamente posicionado, suprimiendo el aviso.

1.6.2.1.3. *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 aviso de pérdida y a los ordenadores de guiado digital de vuelo (DFGC).

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

El indicador de *flaps* consiste en una escala lineal 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 horizontales para cada lado, formadas por pantallas de cristal líquido (LCD), que cambian de color rojo a verde en la posición de la escala correspondiente a la posición de los *flaps*.

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 mando de *flap/slat* posicionada en la gama de despegue –(1) *slats* en MID, *flaps* menos de 26°, y la palanca de control de *flap/slat* posicionada en MID, o (2) *slats* en EXT, *flaps* menos de 26° y la palanca de control de *flap/slat* posicionada en EXT.
- 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 mando de *flap/slat*, o bien la posición de ésta está en desacuerdo con la selección de *flaps* para el aterrizaje.
- AUTO: los *slats* se han extendido automáticamente a su posición máxima EXT, a través del sistema de aviso de entrada en pérdida.

- LAND: los *flaps* están desplegados en la gama de aterrizaje, más de 26°, los *slats* están totalmente extendidos y la palanca de mando de *flap/slat* está posicionada en EXT.

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 aviso de entrada en pérdida.

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

1.6.2.2. 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*
- Dispositivos de ruptura de sustentación (*spoilers*)
- Ajuste del estabilizador horizontal (*stabilizer*)
- Freno de aparcamiento (*parking brake*)
- Freno automático (*auto brake*)
- Dispositivos de ruptura de sustentación automáticos (*auto spoilers*)

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 tengan 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 (entre paréntesis, la voz sintética):

- Avión en tierra,
- Ambas palancas de empuje adelantadas y

- Una o cualquier combinación de las siguientes:
 - *Flaps* en desacuerdo con la posición seleccionada en la ruedecilla de ajuste de la posición de flaps en el calculador de la posición del compensador de profundidad para el despegue («FLAP»).
 - *Slats* retraídos («SLAT»)
 - *Palanca de spoilers* en posición de no retraídos («SPOILERS»)
 - Posición del estabilizador horizontal en desacuerdo en más de 1,5° con la posición fijada en el calculador de despegue («STABILIZER»)
 - Freno de aparcamiento no liberado («BRAKE»)
 - Selector de freno automático no situado en posición de despegue con los *spoilers* armados para el despegue («AUTO BRAKE»)
 - *Spoilers* no armados para el despegue con el selector de freno automático situado en posición de despegue («AUTO SPOILER»)

El TOWS sólo se habilita con el avión en tierra y está inhabilitado cuando el avión está en vuelo.

Los componentes del sistema central de avisos (CAWS) que realizan las funciones del TOWS reciben corriente continua de 28 V procedente de la fuente de alimentación número 2, de las tres que alimentan el CAWS, a través de un disyuntor de protección, identificado como P-38 en el panel inferior de los situados detrás del asiento izquierdo de la cabina de vuelo de la aeronave y que está rotulado como «CAWS, SSRS-1, LDG GR, T/O, A/P, SP BK, CAB ALT».

1.6.2.3. 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 (véase 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.

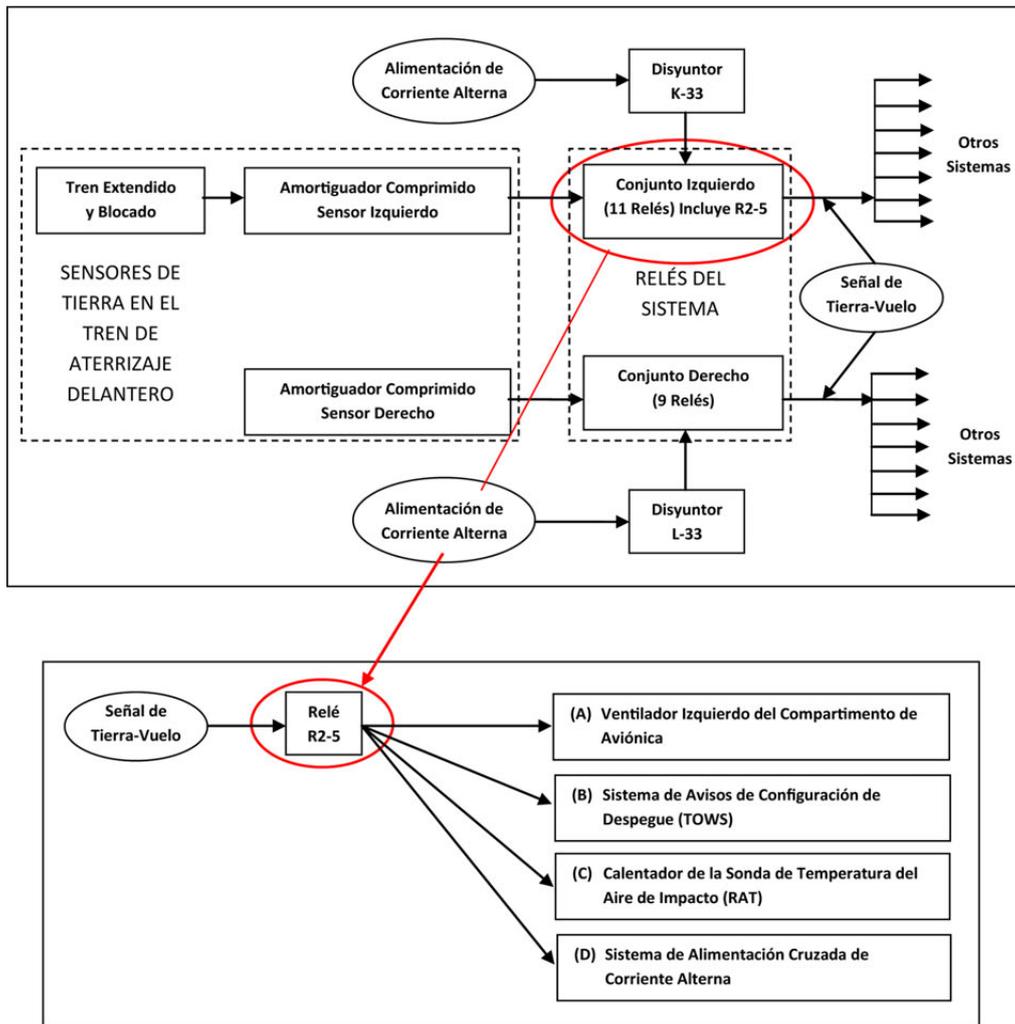


Figura 3. Esquema general del sistema de sensación de tierra. El relé R2-5

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-33²² en el panel superior de los situados detrás del asiento izquierdo de la cabina de vuelo de la aeronave y que está rotulado como «*Left Ground Control Relay*».

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-33 en el mismo panel de la cabina de vuelo detrás del asiento izquierdo y que está rotulado como «*Right Ground Control Relay*».

²² 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, denominadas «A», «B», «C» y «D», con tres contactos cada una, 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 1 y 2 en la condición de tierra. Los contactos están dentro de una carcasa cerrada herméticamente, en cuya parte superior se encuentran los terminales a los que se conectan los cables de los circuitos eléctricos de la aeronave que utilizan la bobina y las secciones del relé.

En el conjunto izquierdo de relés se encuentra el denominado como R2-5, que es un elemento electromecánico fabricado por Leach Corporation con número de parte (P/N) 9274-3642. El relé R2-5 recibe corriente directamente a través del disyuntor K-33. Después del relé R2-5 la corriente se distribuye, entre otros, al R2-58, que suministra información sobre la condición tierra-vuelo del avión al sistema de protección de entrada en pérdida y al R2-308 del sistema de ralentí de aproximación. El relé R2-5 transmite la condición tierra-vuelo a los cuatro sistemas que se relacionan a continuación:

- **Sección «A»:** Indicación del 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 electrónico de avisos en el techo (EOAP).
Por la sección A del relé R2-5 circula una señal de 12 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 17,3 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 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

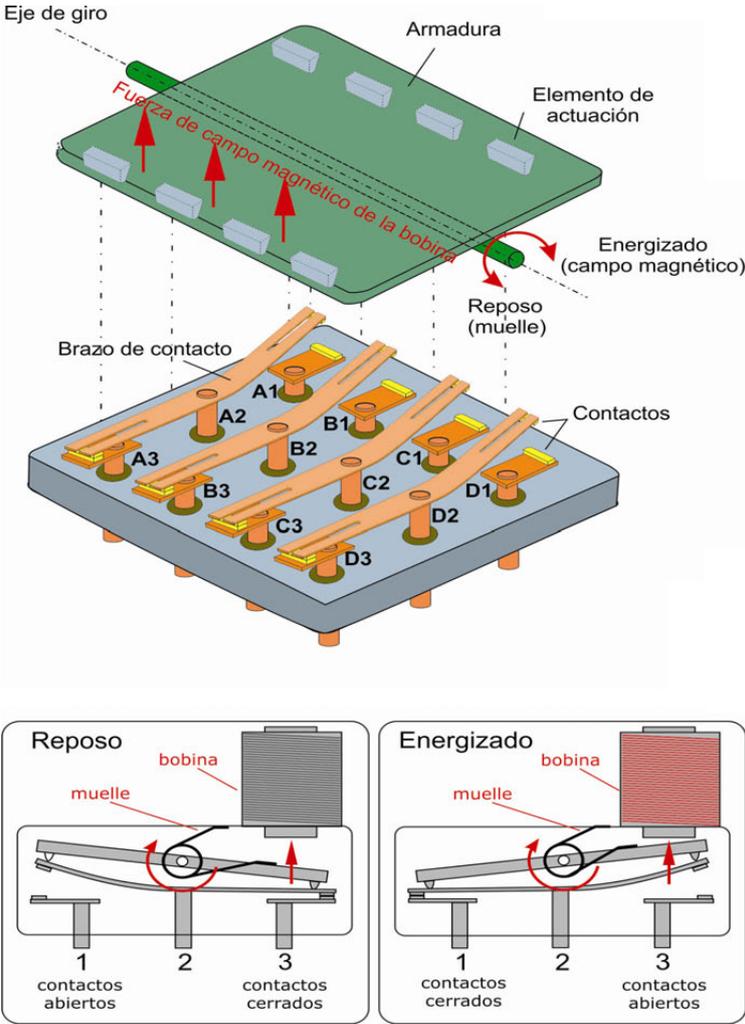


Figura 4. Esquema del interior del relé R2-5

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.

En cuanto a sus características mecánicas, el relé R2-5 está constituido por una armadura pivotante que actúa sobre los ocho pares de contactos, dos por cada sección.

Un muelle hace que la armadura gire en un sentido, mientras que una bobina hace que la armadura gire en sentido contrario cuando por ella circula corriente eléctrica (bobina energizada). La bobina se energiza cuando el avión está en tierra y se sitúa en reposo con el avión en vuelo.

En lo que a sus especificaciones nominales se refiere, el relé está diseñado para que la bobina funcione con corriente alterna de 115 V/400 Hz y 0,10 A de intensidad máxima a 25 °C, y para que por sus contactos pueda circular corriente alterna de 115 V/400 Hz o corriente continua de 28 V, y 10 A de intensidad en los dos casos. Tiene prevista una vida mínima en servicio de 100000 ciclos. En lo que a condiciones ambientales se refiere, está diseñado para funcionar correctamente entre - 60 y + 71 °C, hasta una altitud de 80000 ft y soportar impactos de 25 g aplicados en un tiempo máximo de 9 milisegundos.

1.6.2.4. 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 de todos los sensores de datos del aire, mediante el conmutador rotatorio (*Rotary switch meter selector and heat*) situado en el panel de instrumentos en el techo y rotulado como «*Meter Sel & Heat*» del sistema de protección anti hielo (*Ice and Rain Protection*), 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. El

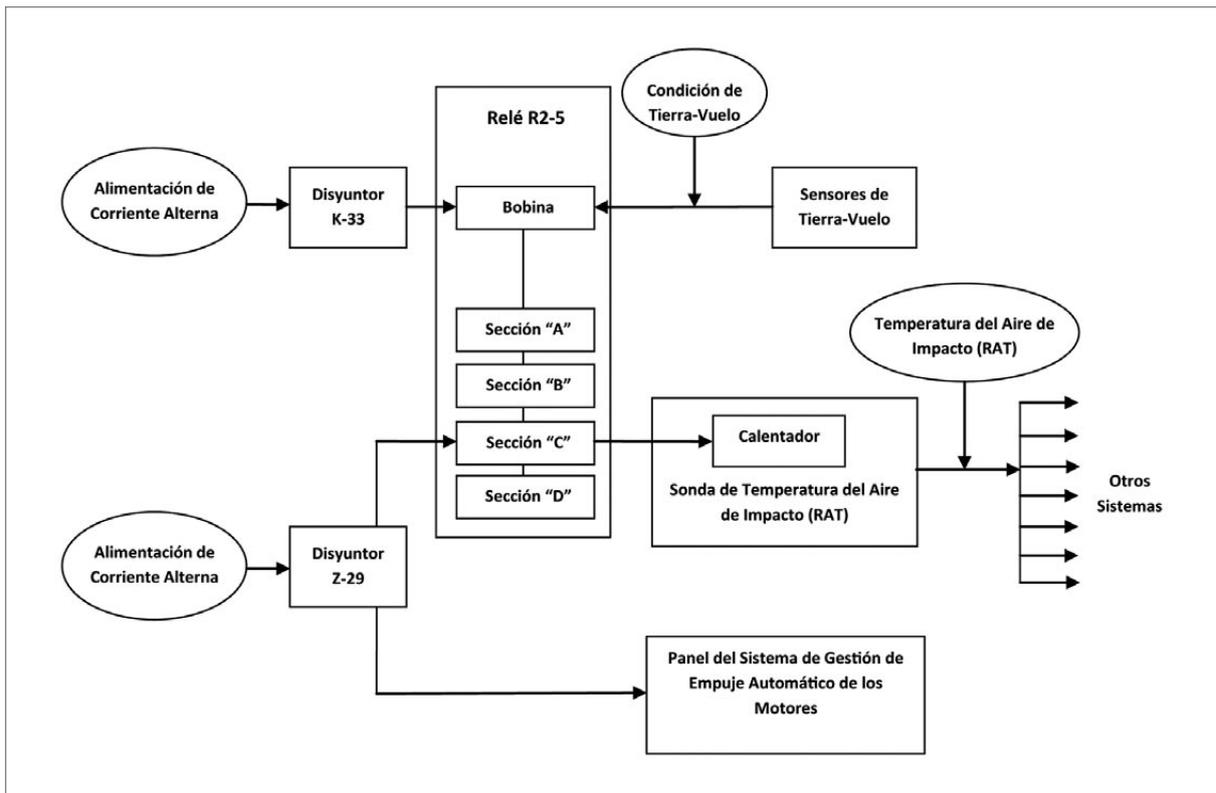


Figura 5. Esquema del calentador de la sonda RAT

conmutador rotatorio permite, además, realizar la comprobación en tierra del funcionamiento de la calefacción de todos los sensores de datos del aire.

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.

1.6.2.5. Sistema de protección de entrada en pérdida (*Stall protection system*)

El MD82 está equipado con un sistema de detección y protección de entrada en pérdida basado en dos computadores (SWC1 y SWC2), de manera que cada computador puede

detectar de forma independiente una aproximación a la entrada en pérdida y accionar el sistema. Cada computador monitoriza el ángulo de ataque de la aeronave (AOA), su régimen de variación y la configuración de la aeronave (posición de los *flaps/slats* y deflexión del estabilizador horizontal), con objeto de producir diversos avisos para los pilotos. El sistema se energiza cuando se extienden completamente los amortiguadores del tren principal, de manera que la extensión del tren izquierdo habilita el computador número 1 (SWC1) y la extensión del tren derecho habilita el computador número 2 (SWC2). Además, el sistema realiza una comprobación del ángulo de ataque cuando el avión inicia la rotación en carrera de despegue, de manera que el computador número 1 la realiza cuando recibe señal de vuelo del sistema de sensación de tierra izquierdo, a través de la sección D del relé R2-58, y el computador número 2 la realiza cuando recibe señal de vuelo del sistema de sensación de tierra derecho a través de la sección D del relé R2-6. Se ha comprobado del estudio del DFDR que esto se produce aproximadamente 4 segundos después de que se haya extendido el amortiguador del tren de morro tras la rotación.

Cuando cualquiera de los computadores detecta una aproximación a la entrada en pérdida, se producirán indicaciones de reconocimiento previas a la entrada en pérdida por actuación de unos vibradores instalados en las columnas de mando (*Stick shaker*). Cuando cualquiera de los computadores detecta condiciones de entrada en pérdida proporcionará señal al sistema de extensión automática de los *slats* (*Autoslat*) y los extenderá completamente si están en posición intermedia, y activará los avisos luminosos (luces con la indicación STALL a los dos lados de la visera de la cabina de mando) y acústicos (distintos tonos y la expresión *stall*) correspondientes.

Si los dos computadores detectan simultáneamente condiciones de entrada en pérdida que persisten por encima de unos valores programados (6 segundos de duración o 3° de aumento del ángulo de ataque) y los *slats* están totalmente extendidos, se activa un sistema impulsor posterior a la entrada en pérdida (*Post stall pusher system* – PSPS) que acciona a la vez las dos columnas de mando hacia delante mediante un empujador mecánico (*Stick pusher*), haciendo que la aeronave pique en el sentido de morro abajo. Simultáneamente, se encenderán las luces con la indicación STICK PUSHER PUSH TO INHIBIT situadas a la izquierda de las de indicación de entrada en pérdida.

Las indicaciones de reconocimiento previas a la entrada en pérdida y los avisos e indicaciones de reconocimiento de entrada en pérdida se producen con tanta mayor anticipación como sea necesario, para que el sistema actúe con mayor rapidez a medida que la aproximación a la entrada en pérdida se produzca con regímenes más elevados de variación del ángulo de ataque.

Por último, cuando los *slats* están retraídos (palanca de mando de *flaps/slats* en la posición UP/RET), la extensión automática de los *slats* (*Autoslat*) y la actuación del sistema impulsor posterior a la entrada en pérdida PSPS están deshabilitados.

Los avisos luminosos y acústicos se activan a través del sistema central de avisos (CAWS) como consecuencia de la detección por parte de uno solo de los computadores del sistema de protección (SWC1 o SWC2) o de los dos simultáneamente.

En el caso de detección de algún fallo en uno de los dos computadores, o de desacuerdo entre ellos, se producirá el aviso *STALL IND FAILURE* (SIF – Fallo en la indicación de pérdida) en el panel electrónico de avisos situado en la parte superior de la cabina (EOAP).

En el CAWS hay dos módulos (SSRS1 y SSRS2) que se activan simultáneamente al recibir señal de cualquiera de los computadores del sistema de protección de la pérdida, SWC1 o SWC2. El SSRS1 recibe energía de la fuente de alimentación número 2 de las tres que alimentan el CAWS y envía un tono y la voz sintética «*stall*» al altavoz colocado en la consola del comandante e ilumina el aviso del lado del comandante. El SSRS2, que recibe energía de la fuente número 3, hace lo mismo con el altavoz y la luz de aviso del lado del copiloto. Aunque ambos módulos se activan simultáneamente, al enviar la palabra «*stall*» a sus respectivos altavoces lo hacen con un desfase en el tiempo, de manera que hay un retraso en la emisión del sonido entre ambos altavoces que produce un efecto de eco.

1.6.2.6. Sistema de empuje automático (*Autothrottle*)

El empuje automático de los motores (*Autothrottle*) puede seleccionarse desde el despegue hasta el aterrizaje. Este automatismo mueve las palancas de gases para mantener la velocidad o el empuje exigido en función del modo seleccionado y la configuración del avión. Existe el control automático de los gases para las siguientes maniobras: despegue, subida, crucero, espera, aproximación, recogida y motor y al aire (*go-around*).

La función *Autothrottle* se conecta al mover el interruptor situado en el panel de control de guiado de vuelo (FGCP), de la posición OFF a AUTO THROT.

El interruptor permanecerá en esa posición mediante la acción de un solenoide, siempre que se cumplan todos los requisitos de conexión. Sin embargo, con el Director de Vuelo en el modo despegue, el solenoide que mantiene el interruptor del sistema de gases automáticos en la posición AUTO THROT no se activará a menos que en el panel de gestión de empuje (TRP) se haya seleccionado el modo despegue (TO) o despegue flexible (TO FLEX).

La secuencia para activar el empuje automático comienza seleccionando TO o TO FLEX en el TRP, pulsando el botón TO/GA situado en las palancas de gases y conectando el interruptor de *Autothrottle* en el FGCP. Para iniciar el modo de despegue los flaps deben estar en una posición de despegue (palanca de flaps en posición distinta a UP/RET) y la aeronave debe llevar en tierra más de 20 s.

Cuando se produce la conexión del *Autothrottle* anteriormente indicada, si el modo elegido en el TRP es de despegue normal (TO), el sistema de gases automáticos avanzará la palanca de gases hasta que se alcance el límite de EPR y en el indicador EPR la pínula de referencia se colocará automáticamente en ese valor. Cuando el avión alcance 60 KIAS se activará el modo «*clamp*», que bloqueará las palancas de gases.

1.6.2.7. Sistema de reserva automática de empuje

El sistema de reserva automática de empuje (ARTS) está diseñado para suministrar un empuje adicional en caso de que se produzca el fallo de un motor en despegue. El ARTS recibe información sobre el régimen de giro de la sección generadora de gases (N1) de los dos motores y la compara. En el caso de que detecte una diferencia del 30% o mayor, incrementa el empuje del motor que tiene un valor más alto de N1, aumentando el flujo de combustible en ese motor mediante la actuación de un solenoide situado en su unidad de control de combustible.

El sistema se autocomprueba automáticamente. Cuando la tripulación sitúa el actuador correspondiente en la posición AUTO y los *slats* están extendidos en posición MID ó EXT, se enciende la luz rotulada «READY», de color verde en un indicador situado en el panel central de instrumentos. Cuando el sistema actúa al producirse un fallo de motor en el despegue, se enciende en el indicador la luz rotulada «ART», de color ámbar.

El sistema se desactiva automáticamente cuando se repliegan los *slats*.

El sistema ART no se emplea cuando se selecciona el modo de despegue flexible (o de potencia reducida) (TO FLEX) en el panel de gestión de empuje (TRP).

1.6.2.8. Sistema de control de ralentí de aproximación (*approach idle control*)

El MD82 está equipado con un sistema de control de ralentí de aproximación, cuya misión consiste en adecuar el régimen de ralentí de los motores al correspondiente a la aeronave en tierra o en vuelo, dependiendo de la situación en que se encuentre ésta.

Para cada motor, el sistema reconoce la condición de tierra o vuelo del avión a través del sensor de extensión del tren de aterrizaje delantero y la información del sistema de sensación de tierra. En el circuito correspondiente al motor izquierdo, están conectados en serie un interruptor situado al lado izquierdo del tren de aterrizaje delantero, que detecta la condición de extensión de éste, y la sección A del relé denominado como R2-308, perteneciente al conjunto izquierdo de relés del sistema de sensación de tierra. De manera análoga, en el circuito correspondiente al motor derecho, están conectados en serie un interruptor situado al lado derecho del tren de aterrizaje delantero, que también detecta la condición de extensión de éste, y la sección B del relé denominado como R2-8, perteneciente al conjunto derecho de relés del sistema de sensación de tierra.

Cuando para cada motor, se dan las condiciones avión en tierra, y tras un retardo de 5 sg, se activa un solenoide situado en el control de combustible de dicho motor, de manera que con la palanca de gases en posición *Idle*, el flujo de combustible se regula para que el motor se sitúe en régimen de ralentí de tierra. Cuando está el avión en vuelo y la palanca de gases en *Idle*, el solenoide no actúa y el flujo de combustible al motor es el correspondiente a ralentí de vuelo.

Los circuitos de los dos motores están interrelacionados de modo que, en el caso de que uno detecte condición de vuelo y el otro condición de tierra se activa una indicación luminosa en el panel de control de mantenimiento del compartimento de sistemas rotulada como «*APPROACH IDLE INOP*», que sólo desaparece cuando se reasienta el sistema en dicho panel.

De acuerdo con los datos grabados en el DFDR, durante todo el tiempo que la aeronave estuvo en tierra antes del accidente, los dos motores mantuvieron regímenes similares. Cuando las palancas de potencia estuvieron retrasadas, ambos motores mostraron valores de revoluciones N1 y N2 correspondientes a ralentí de tierra.

1.6.2.9. Sistema de grabación de datos de vuelo

El sistema de grabación de datos de vuelo permite recoger, recibir y almacenar los datos previos al vuelo y del propio vuelo.

El sistema de grabación incluye un registrador de datos de vuelo (DFDR), una unidad de adquisición de datos (FDAU), un acelerómetro y un registrador de acceso rápido (QAR) que permite la obtención de información de vuelo rápidamente. La arquitectura del sistema es la siguiente:

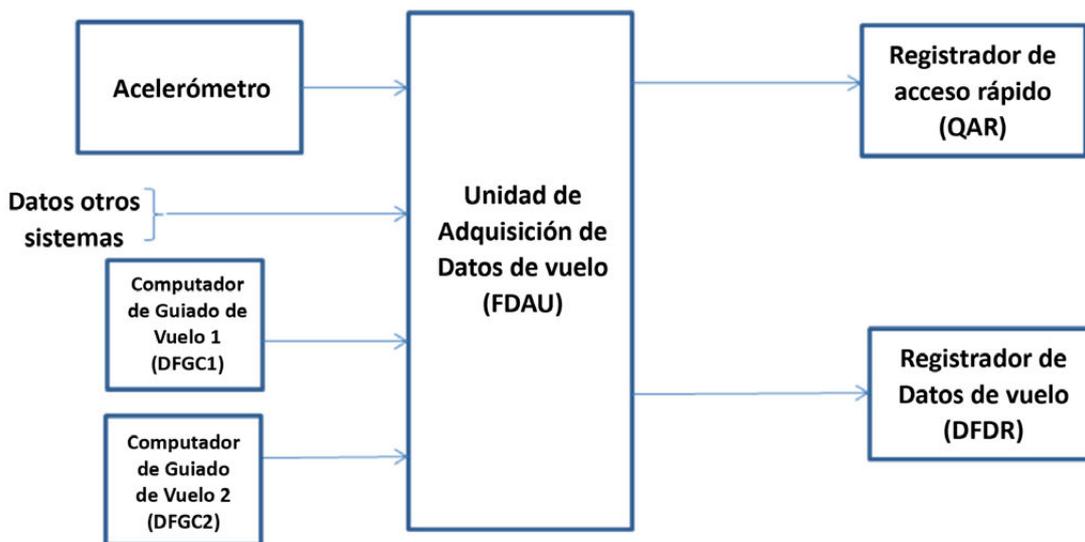


Figura 6. Arquitectura del sistema de grabación de datos de vuelo

La FDAU obtiene y acondiciona todos los datos recogidos de diversos sensores, computadores y sistemas y los envía al DFDR y al QAR para su grabación.

Uno de los sistemas que proporciona información a la FDAU es el computador digital de guiado de vuelo (DFGC). Este sistema está duplicado, por lo que existen el DFGC1 y el DFGC2. Ambos funcionan continuamente, pero el que enviará la información será el DFGC1 en caso de que el sistema de vuelo automático (AP) seleccionado sea el 1 y el DFGC2 en caso de que el sistema de vuelo automático seleccionado sea el 2. Cada DFGC se comunica con la FDAU de forma independiente y a través de un bus exclusivo.

1.6.3. Información de mantenimiento

1.6.3.1. Programa 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 MRBR del fabricante Boeing, revisión 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 15500 FH, lo que ocurra primero
7	D	10 años, 30000 FH o 25000 FC, lo que ocurra primero

El avión contaba con 31963 horas totales de vuelo y 28133 ciclos totales. Se entregó al operador el 24 de julio de 1999 con 9.821 horas totales y 10986 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 31282 h y 27645 ciclos.

1.6.3.2. Funcionamiento defectuoso de la calefacción de la sonda RAT

1.6.3.2.1. Indicaciones de temperatura excesiva de la sonda RAT en tierra en el EC-HFP

Entre los días 18 y 20 de agosto de 2008 el DFDR registró 6 casos en los que la sonda de temperatura RAT indicó valores excesivamente altos en el EC-HFP.

A continuación se muestran unas tablas que recogen los movimientos cronológicos del avión durante los días 18, 19 y 20 de agosto de 2008, los momentos en los que el DFDR registró indicación de alta temperatura RAT, las anotaciones que registraron las tripulaciones del vuelo en el ATLB del avión y las respuestas proporcionadas por mantenimiento de la compañía. Del total de seis eventos, sólo tres de ellos fueron anotados en el ATLB y en todos los casos por tripulaciones distintas. A excepción del último evento de alta temperatura detectado previamente al despegue del accidente, en todos los casos anteriores el avión despegó con indicación de alta temperatura RAT.

La descripción detallada de cada uno de estos eventos, así como la representación gráfica de diversos parámetros obtenidos de la lectura del DFDR se presenta más adelante en este informe, en el apartado «1.16.4. Patrones de comportamiento de indicaciones de alta temperatura de la sonda RAT en el EC-HFP»²³.

Día 18 de agosto de 2008

N.º	Hora UTC	Hora Local	Trayecto	Lugar	Descripción del evento	Observaciones
1	17:10H	19:10H	LCG-MAD	EN VUELO	Duración 47 minutos. La tripulación informa: «DURING APPU AUTO SLAT FAIL LIGHT ON WHEN F15° SELECTED»	
2	18:50H	20:50H	—	Madrid	PFC	
3	19:00H	21:00H	—	Madrid	Mantenimiento contesta: «SYSTEM, CHECKED AND STALL WARNING COMPUTER TEST PERFORMED SATISFACTORY AND P.S.U. TEST PERFORMED OK. PLS INFO IN NEXT FLIGHT»	
A	19:15 - 19:23	21:15 - 21:23	PREVIO A DESPEGUE	Madrid	DFDR. RAT temperatura elevada.	Este evento no es registrado en el ATLB por la tripulación. El avión despegó con una indicación de temperatura RAT en cabina de aproximadamente 40 °C.
4	19:25H	21:25H	MAD-AGP	EN VUELO	Duración 48 minutos	
5	20:30H	22:30H	—	Málaga	PFC	
6	21:15H	23:15H	AGP-MAD		La tripulación proporciona información a Mantenimiento indicando que no se ha encendido la luz de «Auto Slat Fail» y que el vuelo ha durado 50 minutos.	

²³ Para una mejor identificación con referencias posteriores en este informe, la secuencia cronológica ha sido numerada mientras que se han asignado letras a los casos en que el DFDR registra indicaciones de alta temperatura RAT.

Día 19 de agosto de 2008

N.º	Hora UTC	Hora Local	Trayecto	Lugar	Descripción del evento	Observaciones
7	03:30H	05:30H	—	Madrid	Mantenimiento agradece la información y hace la DAILY CHECK.	
8	05:00H	07:00H	—	Madrid	PFC	
9	05:53H	07:53H	MAD-BCN	EN VUELO	Duración: 49 minutos.	
10	07:55H	09:55H	—	Barcelona	PFC	
B	08:29 - 08:43H	10:29 - 10:43H	PREVIO A DESPEGUE	Barcelona	DFDR. RAT temperatura elevada.	Este evento no es registrado en el ATLB por la tripulación. El avión despega con indicación de alta temperatura RAT en cabina (por encima de 100 °C).
11	08:50H	10:50H	BCN-GRX	EN VUELO	Duración: 1 hora y 10 minutos.	
12	10:10H	12:10H	—	Granada	PFC	
C	10:44 - 10:49H	12:44 - 12:49H	PREVIO A DESPEGUE	Granada	DFDR. RAT temperatura elevada.	Este evento no es registrado en el ATLB por la tripulación. El avión despega con indicación de temperatura RAT en cabina de aproximadamente 50 °C.
13	10:48H	12:48H	GRX-BCN	EN VUELO	Duración: 55 minutos.	
14	12:05H	14:05H	—	Barcelona	PFC	
D	13:32 - 13:50H	15:32 - 15:50H	PREVIO A DESPEGUE	Barcelona	DFDR. RAT temperatura elevada. La tripulación anota en el ATLB: «DURING TAXI FOR THREE TIMES THE RAT GOES TO 90° AND THE CORRESPONDING EPR'S BELOW 1.30»	Primera anotación en ATLB de alta indicación temperatura por parte de una tripulación. La anotación es realizada una vez que el avión ha aterrizado en el aeropuerto de destino aunque la anomalía se presentó en el despegue previo, el cual se efectuó con indicación de alta temperatura RAT en cabina (por encima de 100 °C).
15	13:50H	15:50H	BCN-MAD	EN VUELO	Duración 1 hora.	
16	15:30H	17:30H	—	Madrid	Mantenimiento anota en el ATLB: «RESET TESTED; OK PLS INFO IF FAILS AGAIN.»	La anotación anterior del ATLB es atendida en Madrid por el denominado como TMA 1.
17	15:35H	17:35H	—	Madrid	PFC	
E	16:10 - 16:21H	18:10 - 18:21H	PREVIO A DESPEGUE	Madrid	DFDR. RAT temperatura elevada. La tripulación anota en el ATLB: «DURING TAXI, RAT GOES TO 90°, EPR'S BELOW 1.30 (SAME AS SEQ 36)»	Segunda anotación en ATLB de alta indicación temperatura por parte de una tripulación. La anotación es realizada una vez que el avión ha aterrizado en el aeropuerto de destino aunque la anomalía se presentó en el despegue previo, el cual se efectuó con indicación normal de temperatura RAT en cabina.
18	16:22H	18:22H	MAD-BCN	EN VUELO	Duración 52 minutos.	

Día 20 de agosto de 2008

N.º	Hora UTC	Hora Local	Trayecto	Lugar	Descripción del evento	Observaciones
19	01:00H	03:00H	—	Barcelona	Mantenimiento anota en el ATLB: «RAT/TRI TEST PERFORMED ACC AMM 34-18-00 RESULTING SATISFACTORY» y se realizan otras acciones de mantenimiento.	La anotación anterior del ATLB es atendida en Barcelona por el denominado como TMA 2.
20	05:30H	07:30H	—	Barcelona	PFC	
21	06:55H	08:55H	BCN-MAD	EN VUELO	Duración 53 minutos.	
22	08:30H	10:30H	—	Madrid	PFC	
F	11:10 - 11:43H	13:10 - 13:43H	PREVIO A DESPEGUE	Madrid	DFDR. RAT temperatura elevada. La tripulación anota en el ATLB: «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»	Tercera anotación en ATLB de alta indicación temperatura por parte de una tripulación. La tripulación decide regresar al estacionamiento para recibir asistencia de Mantenimiento.
23	11:00H (hora estimada de salida)	13:00H (hora estimada de salida)	MAD-Las Palmas Retornan a punto remoto a las 13:33H	Madrid	REGRESO A PUNTO REMOTO R-11.	
24	11:55H	13:55H	—	Madrid	Mantenimiento anota en el ATLB: «C/B Z-29 PULLED AND PLACARED TX TO HIL SYSTEM MUST BE CHECKED A/C RELEASED ACC MEL»	La anotación anterior del ATLB es efectuada en Madrid por los denominados como TMA 3, TMA 4.
25	12:24H	14:24H	DESPEGUE	Madrid	Accidente.	

1.6.3.2.2. Instrucciones en los manuales del fabricante Boeing

El Manual de Mantenimiento (AMM) del avión DC-9-82 (MD-82) tiene una estructura en capítulos o subcapítulos que generalmente comienzan con una primera sección dedicada a la descripción y operación del sistema o subsistema de que se trate, una segunda sección en la que se desarrollan los procedimientos de detección de averías o problemas de ese sistema (*troubleshooting*) y una tercera para describir las prácticas o instrucciones de mantenimiento que se deben seguir.

En el capítulo 30-30-00 del AMM, dedicado a la protección contra el hielo, dentro de la sección de *troubleshooting*, hay uno 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, entre los que se encuentra la calefacción de la sonda de temperatura. En el caso de la calefacción de la sonda 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 en vuelo, pero no se especifica concretamente ninguna indicación sobre qué

hacer en el caso de que la calefacción suministre calor a la sonda cuando el avión se encuentra en tierra.

Existen referencias a la sonda RAT y a su calefacción en otras partes del AMM y de otros manuales. En el capítulo 30-30-00 del AMM se puede encontrar una descripción básica del sistema de calefacción de la RAT (capítulo 30-30-00, página 1) y diagramas de bloques de circuitos eléctricos (capítulo 30-30-00, página 106) que muestran el circuito y los componentes incluyendo una relación entre la calefacción de la sonda RAT y el relé R2-5. En ese capítulo, dentro de la sección de prácticas de mantenimiento (capítulo 30-30-00, página 204, «*Adjustment/Test Static, Pitot, and Anti-ice Heaters*»), existe un procedimiento para comprobar el funcionamiento de la calefacción de la sonda RAT (D «*Test Ram Air Temperatura Probe Heater*»). En las instrucciones de esa prueba se indica que la sonda RAT no debería encontrarse calefactada en tierra por un tiempo superior a 2 minutos con el fin de evitar daños a la misma.

En el capítulo 30-31-02 del Manual de Diagramas de Cableado (*Wiring Diagram Manual* WDM) se identifican los cables eléctricos y posiciones de los contactos del relé R2-5.

El capítulo 34-18-00, página 201 del Manual de Mantenimiento, el apartado «*Ram Air Temperature and Thrust Rating System*» incluye instrucciones para llevar a cabo una prueba general al sistema de la sonda de temperatura RAT y al sistema de ajuste de empuje. También existen en el AMM procedimientos para comprobar la calefacción de la sonda RAT en la sección 34-16-02, titulada «*Ram Air Temperature (RAT) Probe – Maintenance practices*».

En el Manual de Operaciones del fabricante (FCOM) se aportan indicaciones de carácter general a las tripulaciones respecto a la manipulación de disyuntores (*circuit breakers*). Concretamente se indica que el hecho de sacar o pulsar de forma indiscriminada los disyuntores de los circuitos eléctricos de los sistemas puede ocasionar efectos no previstos como consecuencia de la interrelación entre sistemas.

Para la incorporación de procedimientos de detección de averías (*troubleshooting*) en los manuales de mantenimiento de sus aeronaves, el fabricante Boeing se basa en la existencia de alguna de las siguientes situaciones:

- Se conoce o fue conocida una anomalía específica.
- La información descriptiva y/o esquemática en el manual es insuficiente para localizar fácilmente el origen de una avería.
- Probablemente la anomalía ocurrirá de manera frecuente durante la vida en servicio.

1.6.3.2.3. La Lista de Equipamiento Mínimo (MEL) del operador

En relación con la Lista de Equipamiento Mínimo (MEL) del operador, ésta se localizaba en la Parte B del Manual de Operaciones de la compañía. Este documento contenía la

relación de sistemas o componentes que pueden encontrarse inoperativos al comienzo del vuelo y para los cuales el avión podía ser despachado con tal de que se observasen los procedimientos operacionales y de mantenimiento que pudieran estar asociados a cada uno de ellos.

El apartado 2 «*Contents of MEL*» del Subcapítulo 2 «*Introduction*» indicaba que «*Todos los elementos que estén relacionados con la aeronavegabilidad del avión y que no se encuentren incluidos en esta lista son automáticamente requeridos que se encuentren operativos.*» El Sistema de Aviso de Configuración de Despegue, TOWS, no estaba incluido en dicha lista, y por tanto, debía encontrarse operativo al comienzo del vuelo. De hecho, algún punto de la MEL de Spanair contemplaba la verificación del correcto funcionamiento del TOWS como requisito previo para el despacho de la aeronave con determinados elementos inoperativos²⁴.

El punto 30.8 de la MEL de Spanair (ver Apéndice 1) permitía al despacho del avión con la calefacción de la sonda RAT inoperativa siempre que el vuelo no fuera realizado en condiciones conocidas o previstas de presencia de hielo, debiendo proceder a la corrección de la avería en dicho sistema en un plazo no superior a los 10 días de calendario desde su descubrimiento.

Por otro lado, el punto 34.9 de la MEL de Spanair (véase Apéndice 1) permitía el despacho del avión en caso de que se encontrara inoperativa la sonda RAT y el sistema de gestión de empuje (*RAT/Thrust Rating Systems*) haciéndose hincapié de que en ese caso, el modo de límite de EPR (*EPR Limit*) se encontraría inoperativo y los límites para este parámetro de motor deberían ser calculados e introducidos en el sistema de manera manual.

1.6.3.2.3. *Declaraciones de las tripulaciones de vuelo y del personal de mantenimiento en relación con las indicaciones de alta temperatura RAT*

La tripulación de vuelo del caso de alta temperatura de la RAT que se produjo el día 18 de agosto de 2008 en Madrid antes del despegue con destino al aeropuerto de Málaga, no lo advirtió y no lo anotó, por tanto, en el ATLB. Remarcaron que en la realización de los «*Final Items*» de la lista de verificación previa al despegue siempre se revisan los parámetros asociados a los motores y la temperatura RAT y también se revisan los disyuntores.

Eran conscientes de que la calefacción de la sonda de temperatura RAT en tierra provoca una disminución del valor límite de EPR, y por tanto, no podría obtenerse el máximo del empuje del motor si se recurriese al control automático de gases.

²⁴ En el punto 32.8 de la MEL, relacionado con el Sistema Anunciador de Frenos de Estacionamiento (*PARKING BRAKES ON Annunciator System*) establece que este sistema puede encontrarse inoperativo si al completar un procedimiento de mantenimiento definido se verifica que el Sistema Antideslizamiento (*Anti-Skid*) y el TOWS funcionan adecuadamente.

La tripulación de vuelo del día 19 de agosto detectó el problema de indicación de alta temperatura RAT antes de su último vuelo entre Barcelona y Madrid. Durante el rodaje y habiendo finalizado ya la lista de «taxi», observaron que la temperatura RAT aumentaba y disminuía. Recuerdan que también se encendió la luz de fallo de *Autoslat*, la cual no volvió a iluminarse después de llevar a cabo un reasentamiento del disyuntor correspondiente. No consultaron la MEL y decidieron despegar con selección manual del empuje y durante el ascenso intentaron conectar con éxito el sistema de empuje automático (ATS). Una vez que aterrizaron en Madrid continuaron observando la indicación de temperatura RAT, esta vez sin observar que se elevara y anotaron la avería detectada previa al despegue en el ATLB.

En el primer vuelo del día entre Madrid y Barcelona no recordaron haber observado nada anormal y en concreto sí recordaban que mientras permanecieron en el punto de espera antes del despegue la temperatura indicada fue normal.

El técnico de mantenimiento (TMA1) que atendió esta primera avería recogida en el ATLB el día 19 de agosto de 2008 en Madrid consultó el ATLB (secuencia 36L) y comprobó que la indicación de temperatura de la sonda RAT era de 34 ó 35 °C, lo cual es un valor bastante normal en verano y no indicaba que la sonda RAT estuviera calefactada. Reasentó el disyuntor Z-29, que activa el paso de corriente eléctrica a través de la resistencia que suministra calefacción a la sonda RAT, sacándolo y volviéndolo a pulsar, y observó que la temperatura era normal. Después realizó una inspección visual de la sonda misma, no observando nada extraño y posteriormente procedió a tocarla con la mano constatando que no estaba caliente en ese momento.

Tras esto, con el conmutador rotatorio (*Rotary switch meter selector and heat*), comprobó que no había consumo de corriente eléctrica en la calefacción de la sonda RAT, esto es, que funcionaba correctamente puesto que esta sonda sólo debe calentarse en vuelo.

Posteriormente, procedió a realizar una simulación de las condiciones de vuelo para lo que procedió a saltar los disyuntores de los relés del sistema de sensación de tierra (*Ground Control Relays*) izquierdo (K-33) y derecho (L-33²⁵) con el fin de simular que el avión se encontraba en modo vuelo, comprobando que la calefacción de la sonda RAT funcionaba, tal como debía ocurrir en esas condiciones.

Tras esto, procedió a realizar la prueba de funcionamiento del TRI (*Thrust Rating Indicator*) de memoria y sólo acudió a consultar el Manual de Mantenimiento para comprobar un parámetro.

Tras llevar a cabo estas acciones, no logró reproducir la discrepancia descrita en el ATLB. Finalmente, informó a la tripulación del siguiente vuelo que no había detectado la avería

²⁵ Véase nota 22 sobre la distinta nomenclatura que pueden adoptar estos dispositivos en otros aviones del modelo MD-82.

anotada en la secuencia 36L, pidiéndoles que informasen si el sistema volvía a fallar de nuevo.

La tripulación consultó el ATLB y la MEL en los puntos 30.8, relacionado con la calefacción de la sonda RAT, y 34.9 relacionado con la propia sonda RAT y los sistemas de selección de empuje. Cuando iniciaron el rodaje detectaron en dos ocasiones que la indicación de la temperatura RAT era excesiva y decidieron realizar el despegue en modo manual. Durante el vuelo no observaron ninguna anomalía. Una vez que aterrizaron en el aeropuerto de Barcelona, el rodaje duró aproximadamente dos minutos en los que no consultaron el valor de la temperatura RAT.

El día 19 de agosto de 2008 el avión pernoctó en Barcelona. El técnico de mantenimiento (TMA2) que se hizo cargo de la avería entró a trabajar en turno de noche. Después de revisar el ATLB, comprobó con el conmutador rotatorio (*Rotary switch meter selector and heat*) de cargas de calefacción de RAT que el indicador se iba a cero, lo que indicaba que ninguna corriente eléctrica circulaba por el calefactor de la sonda y, por tanto, no se repetía la avería descrita por la tripulación. Otros dos técnicos de mantenimiento, que eran jefes de turno comprobaron también que la sonda de temperatura no tenía calefacción en tierra.

Después de estas comprobaciones, el TMA2 consultó el Manual de Mantenimiento (AMM), concretamente el capítulo AMM 34-18-00 relativo a la descripción y operación de la RAT y el TRI, y procedió a llevar a cabo el apartado 2 «*Adjustment Test*» de ese capítulo ayudado por otro técnico de mantenimiento. Todas las comprobaciones de la prueba resultaron satisfactorias y terminó haciendo la anotación en el ATLB.

El día 20 de agosto de 2008 en Madrid, dos técnicos de mantenimiento (TMA3 y TMA4) acudieron al puesto de estacionamiento R11, donde se encontraba el avión, por aviso de su jefe de equipo después de que la tripulación detectara la alta temperatura de la RAT. Como información adicional a la ya recogida en el punto 1.1 Antecedentes del vuelo, el TM3 afirmó que tras ver la Lista de Equipamiento Mínimo (MEL) y comprobar que el avión se podía despachar con la calefacción de la RAT inoperativa, no se planteó consultar otra documentación del avión como el manual de mantenimiento, ni sospechó que pudiera existir relación entre la sonda RAT y el TOWS, según sus palabras.

Comentó que la compañía nunca le había impuesto ningún tiempo determinado para resolver las averías que se presentan en línea, ni tampoco ha percibido nunca reticencia en caso de ser necesaria la sustitución de una aeronave por otra por motivos técnicos.

El día 20 de agosto de 2008 el Jefe de Mantenimiento de Spanair en el aeropuerto de Madrid-Barajas, que ejerce funciones de coordinación y control administrativo, productivo y organizativo de la base de Madrid, entró a trabajar a las 6:45 h. Realizó el relevo con los jefes de turno de la noche y de la mañana. No le comunicaron nada en el momento en que la tripulación del avión decidió que regresaba al aparcamiento por

problemas técnicos y no intervino, ni estuvo informado, de la acción de mantenimiento llevada a cabo para atender la avería, puesto que, según manifestó, su participación está supeditada a que el avión se declare en situación de AOG. Tampoco tuvo conocimiento de que el Departamento de Operaciones de la compañía en Palma de Mallorca había autorizado el posible cambio del avión.

Respecto al protocolo de actuación y reparación de esta avería, dijo que una vez que el EC-HFP hubiera finalizado sus vuelos programados del día 20 de agosto de 2008, un técnico de mantenimiento habría examinado la lista de averías pendientes de resolución (HIL) y hubiera intentado resolver definitivamente la avería.

En su opinión, no era necesario mirar ningún otro punto adicional al 30.8 de la Lista de Equipamiento Mínimo (MEL), como por ejemplo, el punto 34.9, porque la MEL no establecía vínculos entre ambos.

Ante la pregunta formulada en sede judicial sobre por qué se habían aplicado soluciones distintas a la misma avería, refiriéndose a las revisiones en Barcelona la noche anterior y a la intervención de los técnicos el día del accidente, respondió que esta última actuación fue efectuada en línea y la otra durante la inspección diaria del avión, por lo que en este segundo caso se utilizó el AMM y no la MEL. Le parecía normal que no se hubiera consultado el Manual de Mantenimiento durante la inspección en la plataforma de Barajas puesto que para ello el avión tendría que haber sido considerado fuera de servicio y así poder acudir a la oficina para consultar los manuales.

1.6.3.3. Registros de mantenimiento

1.6.3.3.1. *Requisitos sobre los registros de mantenimiento*

El libro de vuelo de la aeronave (ATLB) es un documento de utilización conjunta entre tripulación de vuelo y personal de mantenimiento cuya misión es registrar todos los defectos encontrados durante la operación de la aeronave y la acción de mantenimiento llevada a cabo para solucionarla.

El libro de vuelo es un requisito contenido en el Reglamento 2042/2003, en su párrafo M.A. 305 b) «Sistema de registro del mantenimiento de la aeronavegabilidad».

Por otro lado, el punto M.A. 401 «Datos de mantenimiento» del mismo reglamento comunitario indica en su punto a) lo siguiente:

«La persona u organización que realice el mantenimiento de una aeronave deberá tener acceso y utilizar únicamente los datos de mantenimiento actuales que sean aplicables para la realización de actividades de mantenimiento, incluidas las modificaciones y reparaciones»

El punto b) define lo que se consideran datos de mantenimiento aplicables a efectos del reglamento:

«Cualquier requisito aplicable, procedimiento, norma o información emitida por la autoridad competente.

Cualquier directiva de aeronavegabilidad aplicable.

Instrucciones de mantenimiento de la aeronavegabilidad aplicables y emitidas por titulares de certificados de tipo y certificados de tipo suplementarios y cualquier otra organización que publique datos de esta índole según lo especificado en la parte 21.

Todos los datos aplicables emitidos según lo especificado en 145.A.45.d)²⁶»

Por último, el apartado c) del punto M.A. 401 establece que la persona u organización establecerá un sistema de tarjetas o fichas de trabajo o hará referencia precisa a la tarea o tareas de mantenimiento concretas que contengan dichos datos de mantenimiento.

1.6.3.3.2. *Los procedimientos de Spanair para la anotación en el ATLB*

El documento «*Technical Logbook Procedures*» de la compañía, con fecha de edición 11 de abril de 2008, indica que la certificación de mantenimiento de aptitud para el servicio (CRS) deberá ser realizada por personal de mantenimiento y de acuerdo a EASA PART 145 respecto a la acción de mantenimiento exclusivamente a la que se hace referencia. El párrafo 145.A.50 especifica que todo el mantenimiento solicitado debe ser realizado correctamente por la organización y utilizando datos de mantenimiento especificados en 145.A.45.

Este mismo documento indica que el certificado de aptitud para el servicio, significa, entre otras cosas, que todos los defectos han sido corregidos o procesados de acuerdo a documentación de mantenimiento aprobada.

1.6.3.3.3. *Registros de mantenimiento en el ATLB del EC-HFP*

Como parte de la investigación se recopiló y analizó la información contenida en el libro de vuelo de la aeronave (ATLB) correspondiente a los 6 meses previos al accidente

²⁶ Este punto del reglamento indica lo siguiente: «*La organización sólo podrá modificar las instrucciones de mantenimiento con arreglo a un procedimiento especificado en la memoria de la organización de mantenimiento. Con respecto a dichos cambios, la organización demostrará que con ellos se obtienen niveles de mantenimiento equivalentes o mejorados y los comunicará al titular del certificado de tipo. Instrucciones de mantenimiento son, a los efectos de este apartado, instrucciones sobre la forma de realizar una determinada tarea de mantenimiento. No incluyen el diseño técnico de reparaciones ni modificaciones.*»

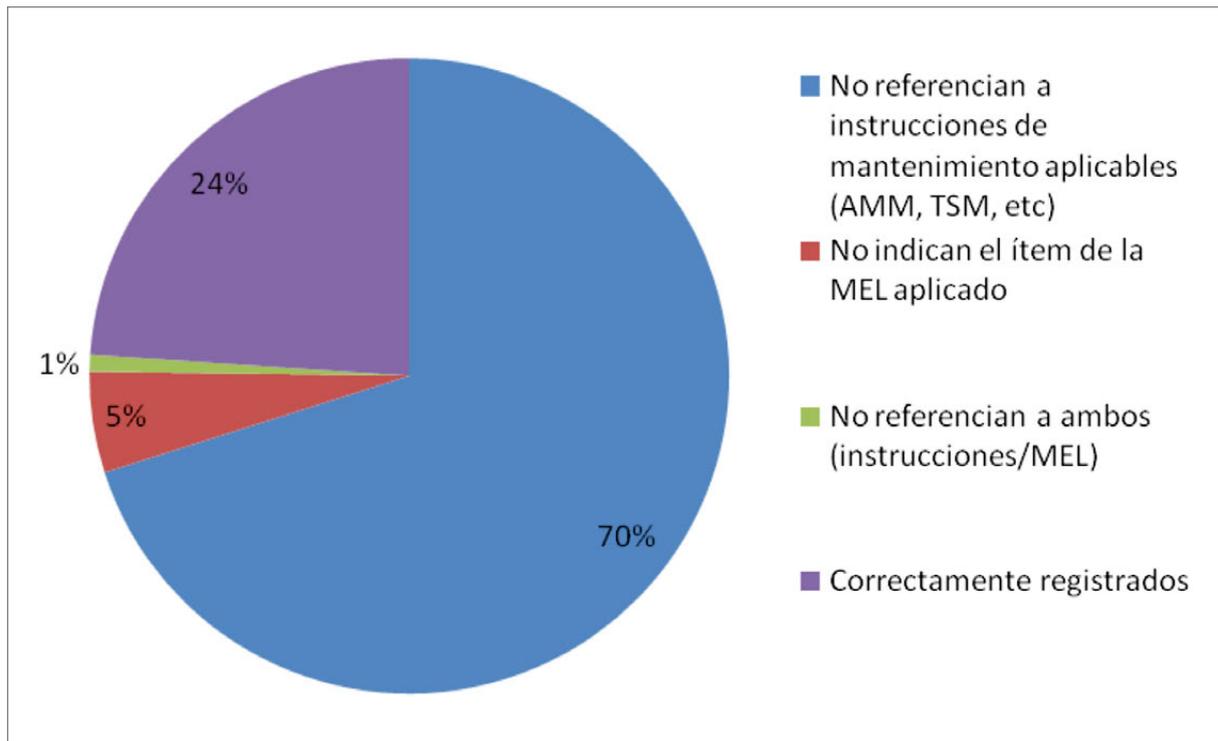


Figura 7. Desglose de las observaciones detectadas del estudio del libro de vuelo (periodo 21 de febrero - 20 de agosto de 2008)

(periodo 21 de febrero de 20 de agosto de 2008). Del estudio que se llevó a cabo se excluyeron aquellas anotaciones que hacían referencia a las inspecciones diarias y prevuelo.

Del tratamiento del resto de las anotaciones contenidas en el libro de vuelo se obtuvo la siguiente información:

- Aproximadamente un 76% de las anotaciones no hacían referencia a ningún dato de mantenimiento aplicable (AMM, TSM²⁷, etc).
- Tan sólo un 24% de las anotaciones hacían referencia correctamente a datos de mantenimiento aplicables.

1.6.4. *Peso y centrado*

En Barajas se repostó el avión con 10130 litros (18000 libras²⁸) de combustible JET A-1 y se embarcó el pasaje y la carga. Según consta en la hoja de carga, el peso máximo al

²⁷ TSM: *Trouble Shooting Manual*: Manual de Localización de Averías.

²⁸ Se ha considerado la densidad media a 15 °C, entre los valores mínimo y máximo (0,775-0,84 kg/m³) que proporciona la especificación ASTM D4052 (American Society for Testing Materials).

despegue (MTOW) era de 147000 libras. El peso total de la carga era de 5190 libras y el de los pasajeros, de 27655 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 142448 libras, que se distribuía de la siguiente forma:

- Peso seco operativo (DOW): 84318 libras
- Pasajeros: 28210 libras
- Carga: 5190 libras
- Combustible: 24730 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 141648 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 24730 libras iniciales, con lo que el segundo rodaje se inició de nuevo con un peso de 142448 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 141648 libras.

1.7. Información meteorológica

La información meteorológica que se muestra a continuación corresponde a los informes METAR proporcionados por la oficina meteorológica del aeropuerto de Madrid-Barajas, la información ATIS que se divulga por radio y la información proporcionada por el controlador en el momento de autorizar el despegue.

1.7.1. Información METAR

Los informes METAR proporcionados por la oficina meteorológica del aeropuerto de Madrid-Barajas en el intervalo de tiempo del transcurso del accidente (correspondientes a las 14:00, 14:30 y 15:00 h) son los siguientes:

METAR LEMD 201200Z 35002KT CAVOK 28/06 Q1019 NOSIG

METAR CORRESPONDIENTE AL AEROPUERTO DE MADRID BARAJAS DEL DÍA 20 A LAS 12:00 HORAS UTC, VIENTO DE 350° 2 KT, VISIBILIDAD CAVOK, TEMPERATURA 28° PUNTO DE ROCÍO 06°, QNH 1.019, TENDENCIA: NO SE ESPERAN CAMBIOS SIGNIFICATIVOS EN LOS PRÓXIMOS 30 MINUTOS

METAR LEMD 201230Z 18007KT 090V240 CAVOK 28/02 Q1018 NOSIG

METAR CORRESPONDIENTE AL APTO DE MADRID BARAJAS DEL DÍA 20 A LAS 12:30 HORAS UTC, VIENTO DE 180° 7KT CON VARIACIONES DE DIRECCIÓN ENTRE LOS 90° Y LOS 240°, VISIBILIDAD CAVOK, TEMPERATURA 28° PUNTO DE ROCÍO 02°, QNH 1.018, TENDENCIA: NO SE ESPERAN CAMBIOS SIGNIFICATIVOS EN LOS PRÓXIMOS 30 MINUTOS

METAR LEMD 201300Z 14004KT CAVOK 29/03 Q1018 NOSIG

METAR CORRESPONDIENTE AL APTO DE MADRID BARAJAS DEL DÍA 20 A LAS 13:00 HORAS UTC, VIENTO DE 140° 4KT, VISIBILIDAD CAVOK, TEMPERATURA 29° PUNTO DE ROCÍO 03°, QNH 1.018, TENDENCIA: NO SE ESPERAN CAMBIOS SIGNIFICATIVOS EN LOS PRÓXIMOS 30 MINUTOS

1.7.2. Información ATIS

La información proporcionada por el ATIS minutos previos al accidente y posteriores a éste se reflejan a continuación:

- Información L (LIMA) proporcionada de forma automática por el ATIS a las 14:10:34 h:

12:10:34 Automático ATIS_ DEPARTURE LEMD INFO DEP L TIME 1210 RWY IN USE FOR DEP 36L AND 36R AND FOR ARR 33R AND 33L TRL 140 ACFT MUST BE RDY TO STARTUP BFR CONTACT CLR DELIVERY FREQ 130 075 EB AND FREQ 130 350 WEST AND NB FLOCK OF LARGE BIRDS IN FNA IN DEP WIND 200 DEG 3 KT VIS CAVOK T 28 DP 4 QNH 1018 NOSIG

- Información M (MIKE) proporcionada de forma automática por el ATIS a las 14:20:34 h:

12:20:34 Automático ATIS_ DEPARTURE LEMD INFO DEP M TIME 1220 RWY IN USE FOR DEP 36L AND 36R AND FOR ARR 33R AND 33L TRL 140 ACFT MUST BE RDY TO STARTUP BFR CONTACT CLR DELIVERY FREQ 130 075 EB AND FREQ 130 350 WEST AND NB FLOCK OF LARGE BIRDS IN FNA IN DEP WIND 230 DEG 4 KT VIS CAVOK T 28 DP 3 QNH 1018 NOSIG

La información de estas dos notificaciones ATIS es la que probablemente utilizó la tripulación del JKK 5022 aunque en las comunicaciones con Torre no se indica explícitamente.

En la información introducida por torre de forma manual en el ATIS a las 14:37:15 se avisa de que la pista disponible para despegues es sólo la 36 R. En el ATIS de las 14:53:39 h se avisa de que la pistas disponibles para despegues y aterrizajes son la 33L y las 33R, es decir implica el cierre de la 36R, y en el ATIS a las 17:19:13 h se establece la apertura de nuevo de la pista 36R para despegues.

1.7.3. Datos de viento

En todas las cabeceras de las pistas hay dos medidores de viento (anemocinemógrafos), uno de ellos de reserva. Se instalan a 300 m desde el umbral (punto de contacto) y a 150 m en la perpendicular al eje de pista.

Cada segundo se toma un valor del sensor dirección y se integran los pulsos del sensor velocidad. Esta velocidad, que se toma como media en un segundo, se promedia a su vez con la del segundo anterior, siendo éste último valor el que se toma como velocidad instantánea. Es decir la velocidad instantánea es la velocidad media en 2 segundos. En cuanto a la dirección se toma como instantánea la de cada segundo.

Los datos mostrados en los paneles indicadores de viento en las posiciones de control de la Torre se obtienen de la información extraída de los dos anemocinemógrafos situados en cada pista. Según los datos proporcionados por la oficina meteorológica del aeropuerto, los datos de viento instantáneo grabados cada 10 segundos para el periodo que comprende la autorización de despegue y el despegue (14:23:22 -14:23:40 h) en la pista 36L/18R, fueron:

Fecha	Hora	VIC36L ²⁹	DIC36L ³⁰
20/08/2008	14:23:10	06 kt	208°
20/08/2008	14:23:20	05 kt	180°
20/08/2008	14:23:30	05 kt	264°
20/08/2008	14:23:40	03 kt	270°

²⁹ VIC36L, VIC18R Velocidades instantáneas cabeceras 36L y 18 R, respectivamente.

³⁰ DIC36L, DIC 18R Direcciones instantáneas cabeceras 36L y 18 R, respectivamente.

Fecha	Hora	VIC18R	DIC18R
20/08/2008	14:23:10	04 kt	270°
20/08/2008	14:23:20	03 kt	264°
20/08/2008	14:23:30	03 kt	264°
20/08/2008	14:23:40	05 kt	264°

Los datos proporcionados por los anemocinómetros situados en la pista 36L-18R revelan en general vientos muy variables en dirección aunque con intensidad débil. No obstante, la información relativa al momento del despegue (aproximadamente a las 14:23:40) indica datos de viento en el anemocinómetro próximo a la cabecera 36L de apenas 3 kt y 270° y en el más próximo a cabecera 18R, viento de 5 kt y 264°.

1.7.4. Datos de autorización de control

La información proporcionada por el controlador a la aeronave inmediatamente anterior a la del accidente (un minuto y 20 segundos antes) fue de viento 250° 07 kt. La información de viento proporcionada por el controlador a la aeronave JKK5022 en la autorización de despegue fue de 210° 05 kt³¹.

1.8. Ayudas a la navegación

Las ayudas de navegación no son relevantes para esta investigación. No obstante no existieron anomalías en su funcionamiento antes o después del accidente.

1.9. Comunicaciones

La aeronave JKK5022 estuvo en comunicación con los servicios de Control del aeropuerto de Barajas a través de las diferentes frecuencias de Rodadura (GND), Autorizaciones (Clearance, CLD) y Despegues (DEP). Todas las comunicaciones se desarrollaron con normalidad y quedaron registradas en las instalaciones de Control del aeropuerto de Madrid-Barajas. Se han transcrito de las cintas de grabación.

La aeronave también contactó por radio con el agente de asistencia en tierra de la compañía en Madrid-Barajas. Estas comunicaciones no han quedado grabadas.

³¹ Ambas informaciones se refieren al viento instantáneo proporcionado por el céfiro.

1.10. Información de aeródromo

1.10.1. Datos generales y situación

El Aeropuerto de Madrid-Barajas (IATA: MAD, ICAO: LEMD), está situado en el noreste de Madrid (coordenadas del punto de referencia 402820N 0033339W), con una elevación de 610 m/2.001 ft, en el distrito de Barajas, a 13 kilómetros del centro de la ciudad. Las terminales se localizan en el término municipal de Madrid, pero las pistas se extienden principalmente por los términos municipales de Madrid y de Alcobendas y, en menor medida, por los de San Sebastián de los Reyes y Paracuellos del Jarama. Está gestionado por la empresa pública Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea (AENA), dependiente del Ministerio de Fomento.

El aeropuerto tiene 4 pistas de vuelo asfaltadas: 15R/33L, 15L/33R, 36R/18L y 36L/18R. La clave de referencia³² de aeródromo es 4-E según los requisitos del Anexo 14 de OACI.

La pista 36L/18R tiene una longitud de 4.349 m y una anchura de 60 m. El umbral de la cabecera 36L tiene una elevación de 605 m y el umbral de la cabecera 18R, 606,9 m. La pendiente longitudinal de la pista 36L no excede en ningún caso el 1% ni el 0,8% en toda su longitud. La longitud de la franja de pista es de 4470 m (cuyos límites son 60 metros más allá de los extremos pista) y su anchura 150 m (75 m a cada lado del eje de pista). Las dimensiones del área de seguridad de extremo de pista (RESA) son de 90 × 150 m. La zona libre de obstáculos (CWY) es de 260 × 150 m. La pista 36L sólo se utiliza para despegues y la 18R sólo se utiliza para aterrizajes.

1.10.2. Accesos al lugar del accidente

El lugar del accidente se encuentra situado entre las pistas 36L-18R y 36R-18L. Los restos principales ocupaban un área próxima a la cabecera 18R por donde discurre el arroyo de la Vega. La cota del arroyo en ese lugar es de 590 m y la de la franja de la pista 36L es de 606 m y el desnivel entre un punto y otro es continuo, con mayor pendiente en las proximidades del arroyo.

El recinto aeroportuario dispone de un vallado interior y otro exterior. En concreto, el interior, en el área del suceso, está configurado por una base de hormigón de unos 0,4 m de alto que soporta una alambrada de aproximadamente 2 m de alto y que en su longitud tiene habilitadas puertas de paso aseguradas mediante un cierre con llave.

³² La clave de referencia es un código consistente en un número y una letra asignados según la aeronave crítica de referencia que opera en el aeródromo y está relacionado con la longitud de campo necesaria para esa aeronave en el caso del número y con la envergadura alar y la anchura exterior entre ruedas del tren de aterrizaje principal en el caso de la letra clave.

Este vallado constituía el cierre perimetral exterior antes de la última ampliación de las instalaciones del aeropuerto, realizada en el año 2005 y no se eliminó debido a que se valoró que su mantenimiento contribuía a incrementar la seguridad frente a posibles incursiones de animales o de personas.

El punto de paso de la valla más cercano estaba a una distancia de los restos de 940 m aproximadamente, considerando el camino seguido por los servicios de emergencia.

En el capítulo 9 del Anexo 14 de OACI en su apartado de «Caminos de acceso de emergencia», se recomienda: «En un aeródromo donde las condiciones topográficas permitan su construcción, deberían proveerse caminos de acceso de emergencia para reducir al mínimo el tiempo de respuesta. Debería dedicarse especial atención a la provisión de fácil acceso a las áreas de aproximación hasta una distancia de 1000 m del umbral o, al menos, dentro de los límites del aeródromo. De haber alguna valla, debería tenerse en cuenta la necesidad de contar con acceso conveniente a las zonas situadas más allá de la misma».

1.10.3. Información sobre el control de tráfico del aeropuerto (TWR)

El aeropuerto de Madrid-Barajas cuenta con 3 torres de control (véase figura 8):

- La Torre Sur (TWR S) situada dentro del terminal T2 y antiguamente la única Torre de Control que operaba en el aeropuerto hasta el comienzo del funcionamiento de la Torre Norte.
- La Torre Oeste (TWR W) situada junto al edificio terminal T4 y que se construyó para dar apoyo a la rodadura por las inmediaciones del edificio terminal T4.
- Y la Torre Norte (TWR N) situada junto al edificio satélite y Torre principal del aeropuerto.

En condiciones normales de operación las TWR S y W se ocupan de la rodadura dentro de sus respectivas zonas aledañas separadas por sectores y en la TWR N se localizan las autorizaciones de aterrizajes (ARR) y despegues (DEP), rodaduras (GND) de sectores anexos y autorizaciones de puesta en marcha (CLD).

La TWR N está situada en la confluencia de las 4 pistas paralelas. Su posición está alineada con el lugar donde quedaron los restos de la aeronave en dirección paralela a las pistas 36L Y 36R. La distancia del fanal a la zona de restos era de 4100 m. La torre se eleva 70 m sobre la cota del terreno (603 m), tiene forma octogonal y en Configuración Norte consta de 10 posiciones de control y un puesto de supervisión. La posición correspondiente a autorizaciones de despegue por la 36L está orientada hacia esta pista (véase figura 9).

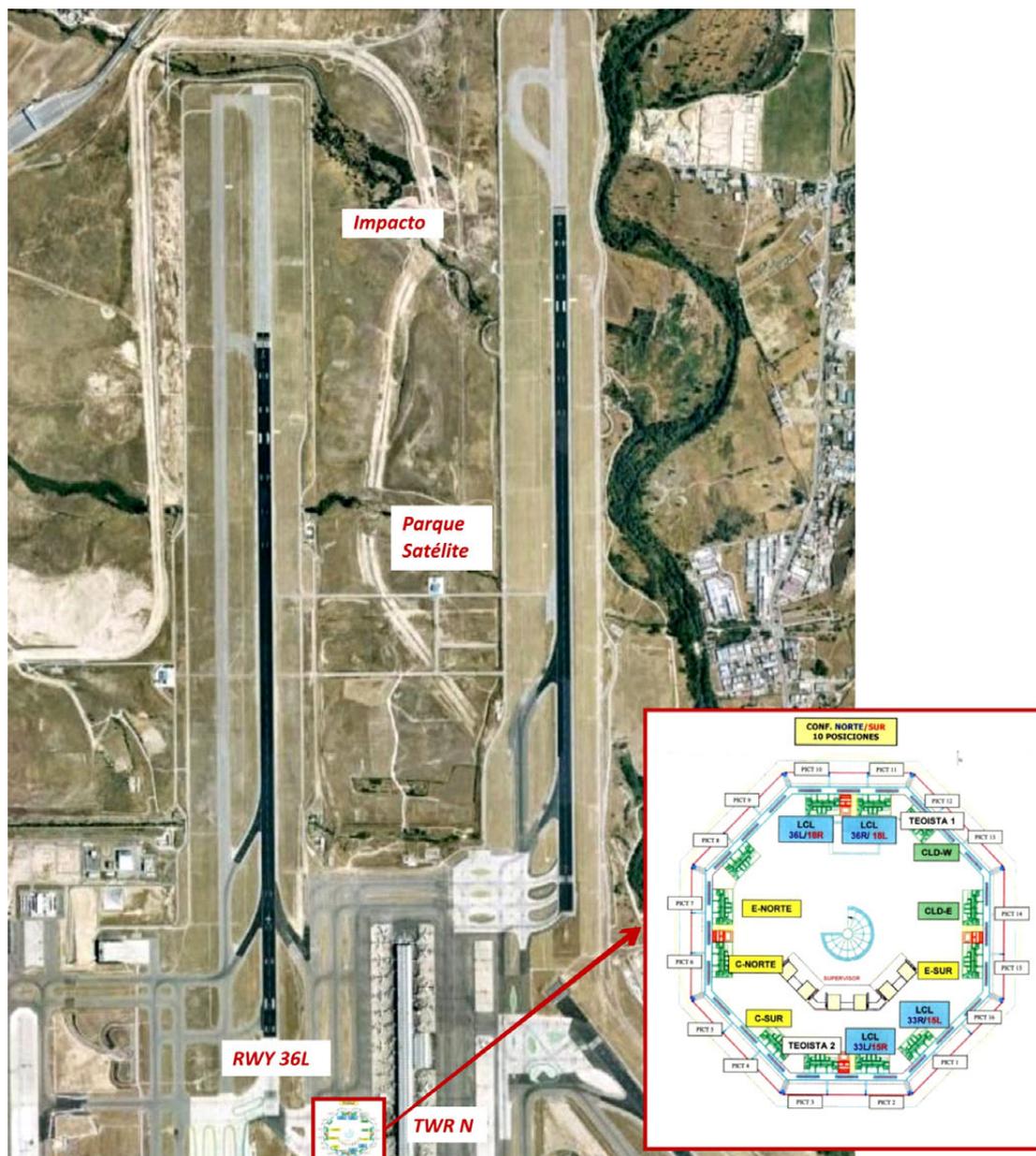


Figura 9. Situación de la TWR N con respecto a las pistas y al impacto

En el momento del accidente, por la demanda de tráfico existente, se encontraban operativas 7 posiciones de control:

- 2 de autorización de despegues para las pistas 36R y 36L
- 2 de autorización de aterrizajes para las pistas 33R y 33L
- 2 de autorización de rodadura
- 1 de autorizaciones de puesta en marcha.

También estaba ocupado el puesto de supervisor, que no se dedica a la vigilancia exterior del área de movimiento.

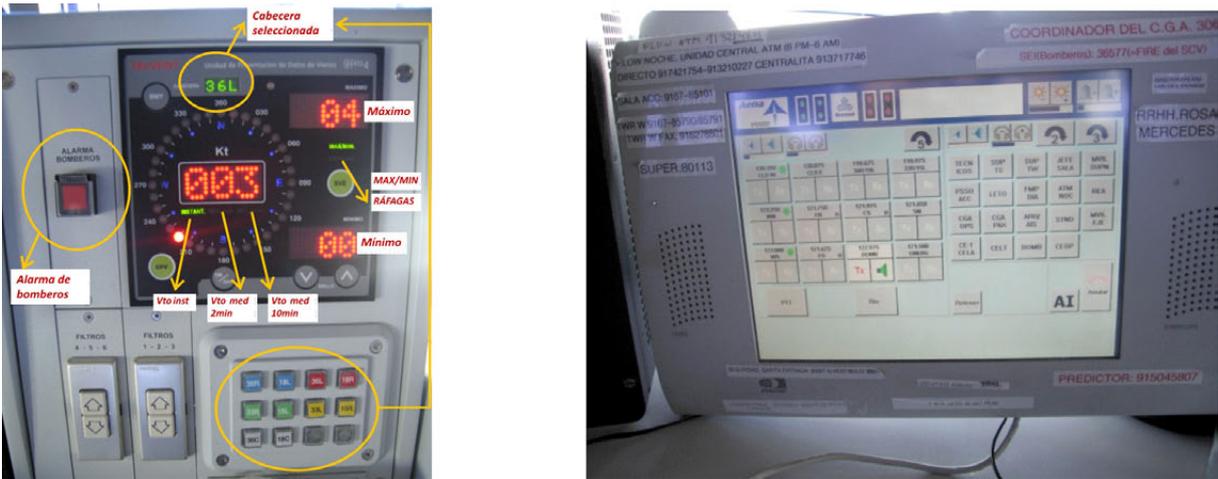


Figura 10. Monitor de viento (céfiro) con el dispositivo de alarma SSEI y monitor de frecuencias (CD30) en el puesto de Supervisión

A las 14:37 h se suspendieron los despegues en la pista 36L y a las 14:53 h los de la pista 36R.

En cada posición de la torre de control existe un monitor de viento o céfiro en el cual se sitúa un dispositivo de activación inmediata de alarma de bomberos. En el monitor del puesto de supervisión existe un panel de frecuencias, otro de líneas telefónicas y otro de líneas calientes con las cuales se puede comunicar directamente con el Centro de Control de Tráfico Aéreo (ACC), el Servicio de Salvamento y Extinción de Incendios (SSEI) y el Puesto de Mando Principal en el Centro de Gestión Aeroportuaria (CGA).

1.10.4. Servicio de Salvamento y Extinción de Incendios (SSEI)

De acuerdo con el Documento 9137-AN/898, Manual de Servicios de Aeropuertos, Parte 1 «Salvamento y extinción de incendios» de OACI, el aeropuerto de Madrid-Barajas posee una categoría de protección de incendios igual a 9³³, siendo la categoría máxima de 10. Los requisitos del nivel 9 de protección se resumen en el siguiente cuadro:

Categoría	Número mínimo de vehículos	Tiempo de respuesta	Agente extintor		
			Tipo	Cantidad mínima	Régimen de descarga
9	3	2 a 3 minutos	Espuma de eficacia B	24.300 L de agua	9.000 L de solución de espuma/min
			Producto químico en polvo	450 kg	

³³ El nivel de protección que debe proporcionarse en un aeródromo está basado en las dimensiones de las aeronaves que lo utilizan con los ajustes que exijan la frecuencia de las operaciones que soporta (criterio de los 700 movimientos diarios en los 3 meses consecutivos de mayor actividad).

El aeropuerto dispone de un SSEI compuesto por tres dependencias: Parque de Bomberos Central, Satélite y Plataforma. Esta última da cobertura en las labores diarias de atención por derrames, repostados de combustible de aeronaves con pasaje a bordo, incidentes, etc. que se produzcan en la plataforma de estacionamiento de aeronaves, a la vez que apoya a los otros dos parques en los incidentes y labores que se puedan tener en sus áreas de influencia.

El Parque de Bomberos Central se sitúa entre las pistas 15R-33L y 15L-33R. El Parque de Bomberos Satélite se ubica entre las pistas 18R-36L y 18L-36R y el Parque de Bomberos de Plataforma está próximo al Edificio Terminal T3 y cercano a las calles de rodadura asociadas a la pista 15R-33L (figura 11). Tanto al Parque de Bomberos Central como el Parque de Bomberos Satélite disponen de enlaces directos con las pistas a las que dan cobertura.

Considerando la categoría del aeropuerto, el Plan de Emergencias Aeronáuticas (PEA) recoge la dotación mínima de efectivos, que es de 15 bomberos más 2 jefes de dotación. El día 20 de agosto de 2008 la dotación de los parques era de 21 bomberos y 3 jefes de dotación. La distribución de personal y medios era la siguiente:

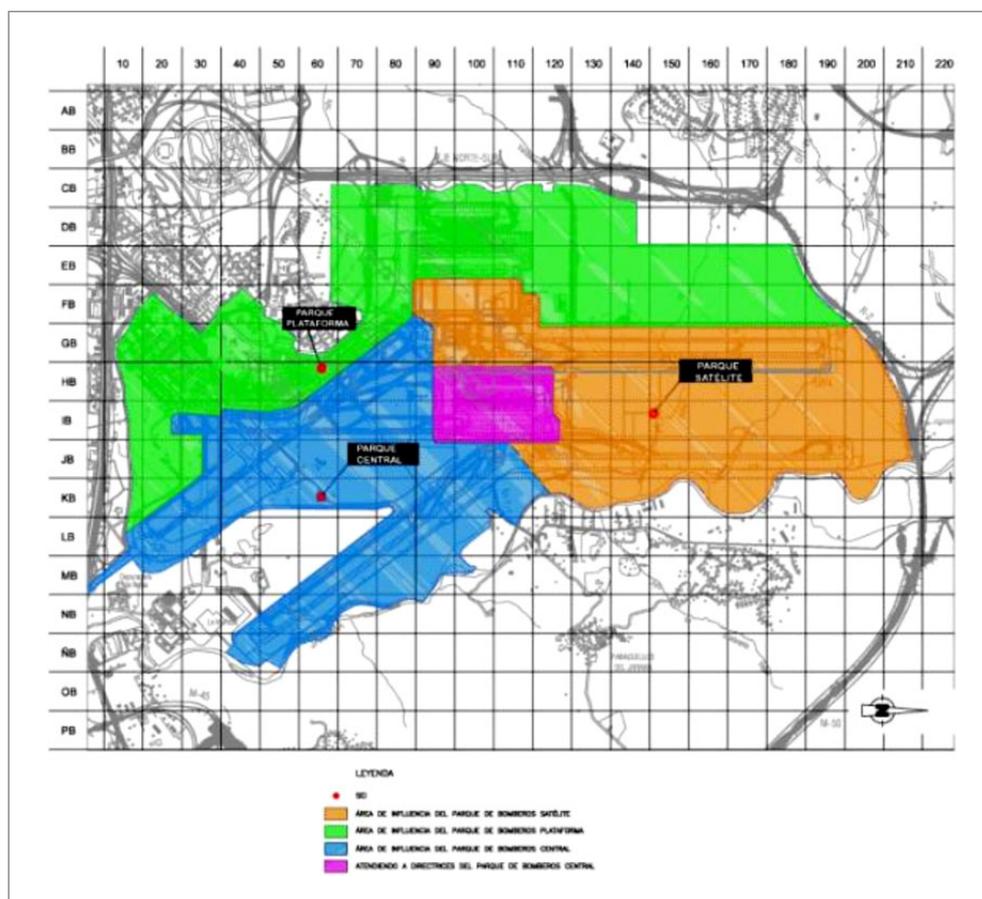


Figura 11. Situación y área de cobertura de los parques del SSEI

- Parque Plataforma:
 - 1 jefe de dotación
 - 6 bomberos
 - 1 bombero en el Centro de Observación y Alarma o Sala de Guardia (COA)
 - 2 vehículos pesados (autoextintores)
 - 1 vehículo de mando³⁴

- Parque Satélite:
 - 1 jefe de dotación
 - 7 bomberos
 - 3 vehículos pesados (autoextintores)
 - 1 vehículo de mando

- Parque Central:
 - 1 jefe de dotación
 - 7 bomberos
 - 3 vehículos pesados (autoextintores)
 - 1 vehículo de mando

El bombero que ocupa el Centro de Observación y Alarma (COA) tiene como cometido apoyar a los Jefes de Dotación en la labor de obtención de los datos disponibles sobre la situación de riesgo. En este centro se recibe la comunicación de la alarma o bien se detecta por la observación directa del área de movimiento. Recibida la comunicación de la situación de emergencia, el COA activa la sirena de los parques de bomberos, caso de no haber sido activada previamente por TWR.

AENA tiene definido un plan de formación para el personal del SSEI que distingue a los jefes de dotación y a los bomberos. El plan incluye actividades obligatorias y recomendadas, de carácter presencial o a distancia basadas en soporte electrónico (on-line). En total, el programa anual prevé hasta 150 horas de formación. La mayoría de la formación es de carácter presencial (hasta 120 horas anuales) y se centra en prácticas con fuego real, en el conocimiento de las actividades en plataforma, de los sistemas de emergencia de las aeronaves, en materias relacionadas con el fuego en interiores y ventilación y hay un módulo dedicado al rescate de víctimas con una duración de 20 horas lectivas. Los jefes de dotación tienen programadas 35 horas de formación en control y mando en emergencias. La formación *on-line* está enfocada a temas de normativa y de seguridad aeroportuaria básica.

³⁴ El vehículo de mando (VM) normalmente es un vehículo de intervención rápida (VIR).

Los registros de formación del personal del SSEI desde el año 2003 hasta el año 2008 muestran que la cantidad de formación impartida en realidad fluctúa de unos años a otros. Los jefes de dotación emplean más tiempo en entrenamiento, por encima de las 70 horas anuales en el año 2008, por ejemplo. Sin embargo, para la categoría de bomberos se detecta en general un menor tiempo destinado a formación y una mayor disparidad, oscilando entre 36 y 52 horas aproximadamente la instrucción anual impartida. Prácticamente todo el personal, a excepción de dos jefes de dotación, fueron instruidos en primeros auxilios en una sola ocasión, durante 5 horas, en jornadas que se llevaron a cabo en el año 2008 después del accidente, de acuerdo con la planificación realizada en el mes de abril de 2008. En rescate de víctimas habían recibido formación en varias ocasiones, siendo la última de ellas antes del accidente la impartida entre octubre y noviembre de 2006 a todo el colectivo.

Por informaciones proporcionadas por los responsables del aeropuerto, los miembros del SSEI participantes en el accidente habían hecho las últimas prácticas con fuego en abril-mayo de 2007. En noviembre de 2008 se volvieron a realizar prácticas con fuego para todos los bomberos en las que se tuvo en cuenta la familiarización con el terreno del aeropuerto y el uso del plano del aeropuerto dividido en cuadrículas para la mejor localización de la emergencia y que se lleva a bordo de los vehículos de intervención.

1.11. Registradores de vuelo

De acuerdo con la normas de operaciones en vigor³⁵ en el momento de accidente, el avión estaba equipado con un registrador digital de datos de vuelo (DFDR) y con un registrador de voces de cabina de vuelo (CVR). También llevaba instalado un registrador de acceso rápido (QAR).

El DFDR y el CVR se recuperaron de los restos de la aeronave en la tarde 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 QAR se recuperó de los restos de la aeronave en días posteriores al accidente. 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.

³⁵ Reglamento (CE) n.º 8/2008 de la Comisión de 11 de diciembre de 2007. 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.

La compañía Spanair había comenzado a realizar descargas de los datos de QAR hacía poco tiempo, no más de dos meses. En ese tiempo no detectaron que la información que contenían los discos grabados era incorrecta.

1.11.1. Registrador de datos de vuelo (DFDR)

Las características del registrador digital de datos de vuelo eran:

Fabricante: Honeywell
Modelo: SSFDR
P/N: 980-4700-042
S/N: SSFDR-13470

El DFDR grababa 64 parámetros y registraba un periodo de 100 h.

El avión iba equipado con dos computadores de guiado digital de vuelo (DFGC), de manera que ambos funcionaban continuamente y uno de ellos se encontraba activo durante la operación del avión mientras que el otro se mantenía de reserva (*standby*). Se ha comprobado que durante el rodaje y el despegue que antecedieron al accidente, el DFGC que estaba activo 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 operador no realizaba comprobaciones periódicas relativas a la correcta transformación de los datos en bruto (*raw data*) grabados en el registrador de datos de vuelo a unidades de ingeniería, dado que la normativa en vigor no las exigía

La compañía Spanair, de acuerdo como se recoge en OPS 1.160.a. (4) (ii), proporcionó la información³⁶ para transformar los datos contenidos en el registrador en unidades técnicas. Con esta información no se pudo realizar la transformación de los datos y fue necesario utilizar un documento proporcionado por el fabricante del avión, Boeing³⁷.

³⁶ Documento MD-80 DFDR PARAMETER REDUCTION DATA, MSN 53148, Variable 80E010. Boeing.

³⁷ MD-80 FDAU INTERFACE CONTROL DOCUMENT» referencia MDC 93K9055 Revisión E de fecha 2 de diciembre de 2005. Boeing.

Dado que, como se ha dicho anteriormente, la compañía no hacía comprobaciones periódicas relativas a la correcta transformación de los datos en bruto a unidades de ingeniería, tampoco comprobó si la información de la que disponía (algoritmos de transformación) para descifrar la grabación del DFDR era la correcta.

En el Apéndice 2 de este informe se recogen gráficos con la evolución de los parámetros de vuelo más relevantes para la investigación.

1.11.2. Registrador de voz en cabina de vuelo (CVR)

Las características del registrador de voz en cabina de vuelo eran:

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

El CVR constaba de cuatro (4) canales de grabación de sonido en los que han quedado registrados los 32 minutos anteriores al momento del accidente. La calidad del sonido obtenido es buena.

1.11.3. Registrador de acceso rápido (QAR)

Las características del registrador de acceso rápido eran:

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

1.11.4. Normativa relativa a la comprobación de funcionamiento de los registradores de vuelo

En la normativa EU-OPS, en vigor en el momento del accidente y actualmente y que es de aplicación en España, no existe ningún requisito para la comprobación del correcto funcionamiento de los registradores de voces de cabina y de datos de vuelo. El propósito de esta comprobación no sólo es verificar que los registradores realmente graban la información, sino que los datos tienen suficiente calidad (en términos de rango, precisión, periodo de muestreo y resolución en el caso de los parámetros del DFDR, o de inteligibilidad de la señal, para los CVR).

En algunos países del entorno europeo, en concreto en Francia y el Reino Unido³⁸, las autoridades nacionales sí requerían una verificación periódica del correcto funcionamiento de los registradores de datos de vuelo, mediante la correlación y validación de la información grabada durante un vuelo de línea suficientemente representativo, en el que puedan activarse el mayor número de parámetros posible.

EASA tiene en marcha un proceso de modificación de la reglamentación de operaciones (NPA 2009-2b), cuyo periodo de consulta finalizó en febrero de 2011 y que debería culminar con la entrada en vigor de las nuevas disposiciones en abril de 2012. En esa propuesta normativa se recoge, entre otras cosas, la necesidad de verificar periódicamente el correcto funcionamiento de los registradores de datos de vuelo y voces de cabina.

Por otro lado, el 9 de diciembre de 2009, EASA emitió un boletín de información (Safety Information Bulletin, 2009-28) donde se recomendaba la verificación del correcto funcionamiento de los registradores de vuelo y de voces de cabina de acuerdo con lo recogido en el Anexo 6 de OACI³⁹ y en el documento de EUROCAE ED-112.

1.11.5. *Normativa sobre programa de análisis de datos de vuelo (Flight Data Monitoring. FDM)*

Según EU-OPS 1.037.a (4) el operador debe disponer de un programa para el estudio y análisis de datos de vuelo. En el momento en que ocurrió el accidente, Spanair había realizado la instalación de QAR en toda su flota y había iniciado la descarga de información de la flota MD-80 aunque no se contaba con capacidad para el análisis de dichos datos.

1.11.6. *Sincronización de 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.

³⁸ La normativa francesa que recoge la obligación de comprobar el funcionamiento de los registradores es letter #98159 del SFACT del 13 febrero 1998.

La normativa inglesa que recoge la obligación de comprobar el funcionamiento de los registradores anualmente es CAP731 Approval, Operational Serviceability and Readout of Flight Data Recorder Systems. 3 de julio 2006.

³⁹ El párrafo 6.3.4.3 del Anexo 6, Parte I, «Continued serviceability» especifica: «Operational checks and evaluations of recordings from the flight recorder systems shall be conducted to ensure the continued serviceability of the recorders».

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

1.12.1. Trayectoria seguida por la aeronave sobre el terreno y distribución general de restos

Tras la rotación, la aeronave se elevó sobre la pista de vuelo hasta alcanzar una altura máxima de 40 ft sobre ésta. Después comenzó a perder altura, a la vez que se produjeron varios movimientos de alabeo a ambos lados, durante los cuales se desvió hacia la derecha. El primer impacto con el suelo se produjo con la zona del cono de cola del avión y casi simultáneamente con la punta del ala derecha y los capós del motor derecho. Las huellas de esos impactos se localizaron en el lado derecho de la franja de pista visto en la dirección de despegue, a una distancia de 60 m, medida perpendicularmente al eje de la pista y a 3207,5 m del umbral, medidos en la dirección de la pista.

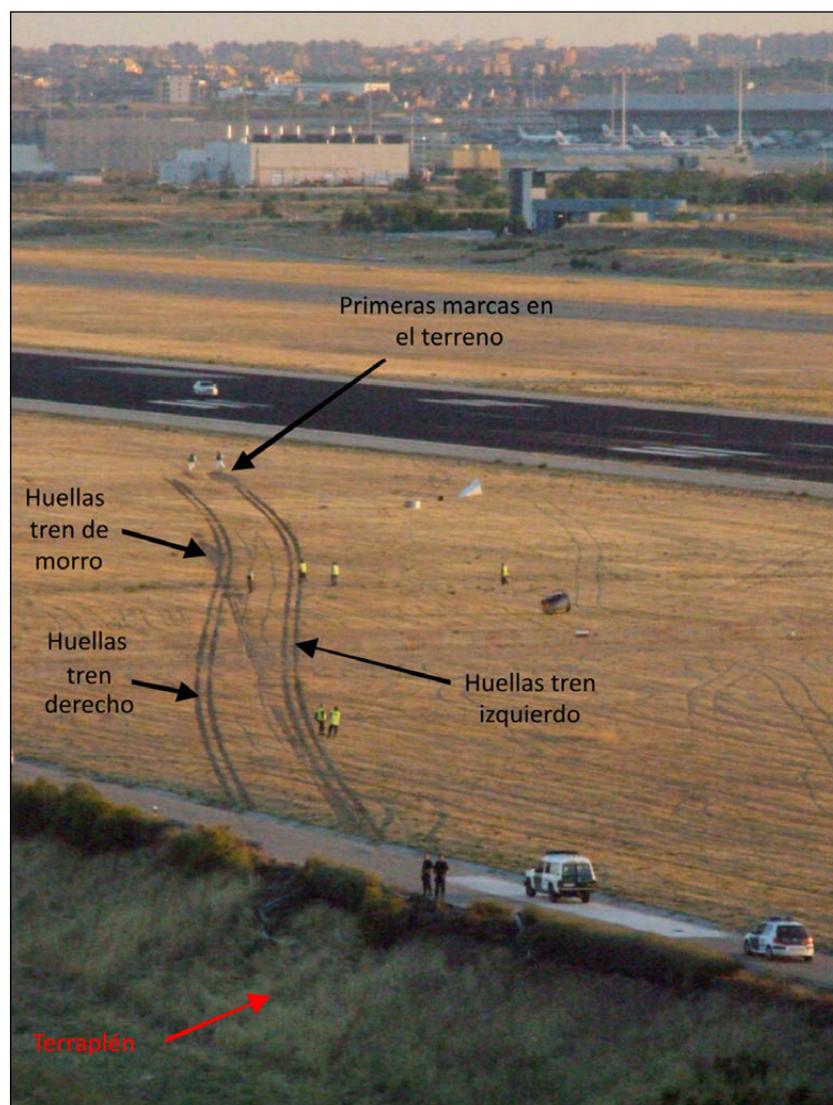


Figura 12. Huellas dejadas por la aeronave en su recorrido por la franja de pista

Cuarenta y cinco metros más allá de la primera marca comenzaban las dos huellas correspondientes a ambas patas del tren de aterrizaje principal. Las huellas de la pata de morro se localizaron a 113,5 m de la primera marca, y se encontraban ligeramente a la derecha de la huella de la pata derecha del tren principal.

La aeronave continuó rodando por el suelo a lo largo de 448 m hasta llegar al extremo lateral de la franja de pista. Las huellas dejadas por las patas principales hacían un pequeño quiebro a la derecha y posteriormente a la izquierda. La huella de la pata de morro, que comenzaba a la derecha de la huella de la pata derecha, se mantuvo durante todo este recorrido prácticamente rectilínea, de forma que se cruzaba con la huella de la pata derecha, y al final del recorrido casi coincidía con la huella de la pata izquierda. Este recorrido de la aeronave en el suelo formaba un ángulo de unos 16° con respecto al eje de la pista.

Durante este trayecto se fueron desprendiendo elementos de la aeronave. Así, pocos metros más allá del punto en el que comienzan las huellas del tren de aterrizaje, y a la izquierda de la trayectoria, se encontró el mástil de drenaje del APU, el cono de cola, la tobera de salida de gases del motor 2, la guía de flujo secundario del motor 2 y un trozo de carenado de este motor. Más adelante se encontró un muelle de la tijera de torsión de la pata de morro, y ya hacia la mitad del recorrido se encontraron varios elementos de la pata de morro, el mástil de drenaje de la cocina (*galley*) delantera, parte del capó inferior trasero del motor 2 y la reversa de este motor.

Después, la aeronave perdió el contacto con el suelo al alcanzar un terraplén situado más allá del extremo lateral de la franja de pista y volvieron a encontrarse de nuevo

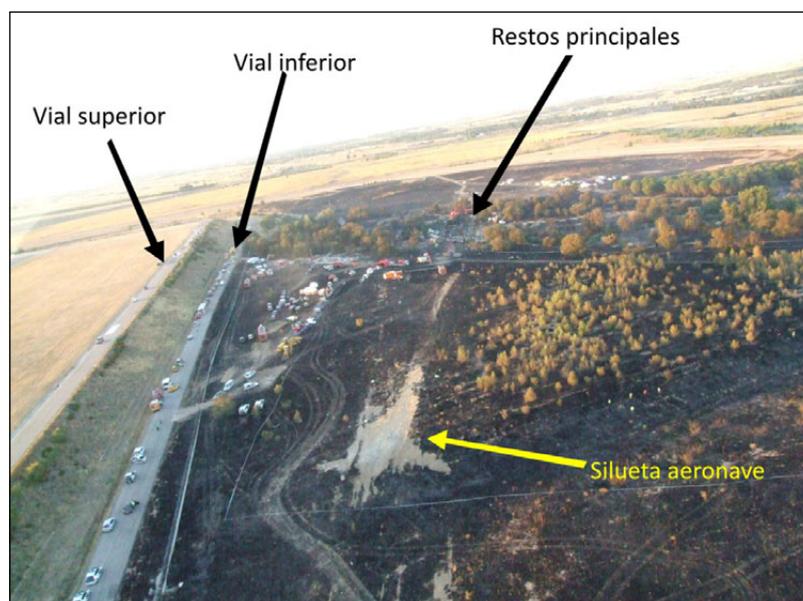


Figura 13. Vista aérea del recorrido final de la aeronave donde se puede apreciar la silueta de ésta marcada sobre el terreno

huellas en el terreno a 150 m de distancia, sobre la carretera perimetral del aeropuerto, cuya cota está 5,50 m por debajo de la franja de pista. A continuación, la aeronave atravesó un vallado que flanquea la carretera y continuó rodando por el terreno, que en esta zona tenía una vegetación de matorral bajo y herbáceas. Saltó sobre una pequeña vaguada que discurría en dirección transversal a la trayectoria, y volvió a contactar con el terreno en la vertiente ascendente de la vaguada. En este impacto, que fue de gran intensidad y que dejó la silueta de la aeronave marcada sobre el terreno, ésta perdió su integridad estructural. En esta zona se encontraron, entre otros restos, la viga de la quilla, que se ubica entre ambas patas del tren principal, la rampa de la puerta trasera y la puerta de la bodega. Posiblemente en este impacto también se produjo la rotura de la pata de morro, desprendiéndose el pistón con las ruedas.

El avión continuó desplazándose, y un poco más allá se clavó la pata de morro en el terreno, a consecuencia de lo cual la aeronave comenzó a girar, primero a derechas sobre esa pata, e inmediatamente después sobre su eje longitudinal. Durante este movimiento la aeronave se desintegró: se rompieron ambos planos y se desprendieron los dos motores, la cola y las tres patas del tren de aterrizaje, que salieron proyectados en la dirección de la trayectoria que seguía la aeronave.

A continuación, los restos principales del avión continuaron desplazándose a lo largo de un terreno irregular que descendía hasta el cauce del arroyo de la Vega, a donde llegó la estructura principal con un alto grado de desintegración.

En el Apéndice 3 puede verse el croquis de la distribución general de restos de la aeronave.

1.12.2. *Fuselaje*

En su posición final, el fuselaje se encontraba severamente fraccionado y afectado por el fuego. El primer tercio de su longitud estaba situado sobre el cauce del arroyo de la Vega y el resto en el margen norte del mismo, donde se encontraba la parte de fuselaje situada a nivel de las alas.

La cabina de vuelo se encontró colapsada hasta la primera fila de la cabina de pasaje sobre el talud del terreno de la orilla izquierda del arroyo. Entre sus restos se localizaron el panel de disyuntores de techo del comandante, el panel principal de disyuntores, la puerta de pasaje delantera izquierda, un trozo del marco de esta puerta, parte del aseo delantero izquierdo y el asiento delantero de tripulación de cabina de pasajeros.

La zona delantera de la cabina de pasaje, correspondiente al primer tercio de la longitud del fuselaje (correspondiente a las primeras 17 ventanillas), se encontró en su mayor parte sobre el lecho del arroyo e invertida. Presentaba el agolpamiento de los elementos interiores, sin separaciones verticales y filas de asientos boca abajo. Fue la única parte de la aeronave que conservaba su forma.

Los dos tercios restantes de la cabina de pasaje, hasta el mamparo de presión posterior, resultó destruida por el fuego. Estos restos, que incluían el propio mamparo de presión posterior y parte de un aseo y de la cocina posterior, se encontraban en el margen norte del arroyo, junto a los restos del cajón central del ala.

Para llevar a cabo las labores de rescate de personas fue imprescindible remover el fuselaje y los elementos internos del mismo hacia los márgenes del arroyo.

Algunos elementos de la cabina de pasaje, como los asientos, resultaron desprendidos del conjunto de restos en el impacto final, manteniendo unidos a ellos mediante el cinturón de seguridad a los pasajeros que los ocupaban.

1.12.3. Superficies primarias de control

Entre los restos de la aeronave solamente se encontró una porción del herraje de unión del alerón izquierdo a la estructura del ala izquierda.

El conjunto del empenaje de cola se encontraba en el margen derecho del arroyo. El estabilizador horizontal estaba unido al estabilizador vertical y el empenaje se había desprendido de la aeronave por la rotura de la parte de fuselaje a la que va unido. Había resultado ligeramente afectado por el fuego que se declaró tras el accidente.

Las secciones exteriores de ambos timones de profundidad estaban rotas y se habían separado del estabilizador horizontal. El timón izquierdo se encontró en su mayor parte unido al estabilizador horizontal, permaneciendo unidas a éste las aletas de control y engranadas. La sección exterior se encontraba separada del estabilizador, como se ha dicho antes, aunque aún se mantenía unida a la sección interior. Unida a ella se encontraba la aleta antiflotación. La sección interior del timón derecho estaba unida al estabilizador horizontal, permaneciendo unida a ella la aleta de control.

Se abrieron varios registros para observar los componentes internos de control de estas superficies. El actuador del timón de profundidad derecho no mostraba visualmente signos de fractura o daños de impacto. El actuador del timón izquierdo tampoco mostraba evidencias de fracturas o daños de impacto.

Se observó que al mover el timón izquierdo a mano no se movían las conexiones asociadas en la parte inferior del estabilizador vertical. Se desmontó una sección del tubo de torsión observándose que el cilindro interior de éste se encontraba roto.

El timón de dirección permanecía unido al estabilizador vertical, pero se habían desprendido de él las aletas. El actuador hidráulico del timón y el amortiguador de guiñada permanecían conectados a la estructura del empenaje.

Se examinó visualmente la unidad de control de potencia del timón de dirección (PCU), P/N 5918161-5507-001, S/N 04401, no apreciándose ningún daño. Se midió la longitud del pistón de la PCU que estaba actuado, obteniéndose una medida de 8,5 pulgadas, que es coherente con la deflexión totalmente a la izquierda que presentaba la superficie de mando.

No se observó ningún daño en el actuador del amortiguador de guiñada, Honeywell P/N 2589445-331, S/N 231221.

1.12.4. Superficies en el ala. Flaps/slats

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, aunque no había quedado bloqueado, ofrecía bastante resistencia al movimiento, de manera que no podía moverse a mano.

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* # 0 Se movía de manera limitada.
- Carril de arrastre del panel de *slat* # 0 Bloqueado en posición de totalmente replegado.
- Carril de soporte del panel de *slat* # 1 Se movía de manera limitada.
- Carril de arrastre del panel de *slat* # 1 Bloqueado en posición de totalmente replegado.

Semiala derecha:

- Carril de arrastre del panel de *slat* #1 Bloqueado en posición de totalmente replegado.
- Carril de soporte del panel de *slat* #1 Bloqueado. No permitía determinar su posición.

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



Figura 14. Parte del *flap* izquierdo exterior y actuador central

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.

1.12.5. *Estabilizadores*

El estabilizador vertical estaba prácticamente intacto, con el timón de dirección unido a él.

En el estabilizador horizontal se desmontaron varios registros para examinar el husillo del estabilizador horizontal. Éste apareció lubricado y no se observó ninguna fractura o daños debidos a impacto. La parte superior del husillo asomaba 11 hilos de rosca, en tanto que la parte inferior dejaba a la vista 36 hilos de rosca. De acuerdo con los cálculos de Boeing, a esa posición del husillo le correspondería un ajuste del estabilizador de 7,9° de encabritado.

El extremo exterior izquierdo del estabilizador horizontal estaba roto, pero permanecía unido al resto. El extremo exterior derecho se encontraba igualmente roto.

1.12.6. *Alas*

Ambas semialas estuvieron expuestas al incendio que se originó con posterioridad al accidente, hasta el punto que gran parte de ellas fue consumida por el fuego, recuperándose únicamente algunos fragmentos.

La sección central del ala se recuperó en dos partes:

- El cajón central del ala, que alberga el depósito central de combustible, con la raíz del ala izquierda y con el actuador de la aleta n.º 0 de los *slats* en su lugar, que exhibía grandes daños por fuego, que había consumido gran parte de él.

- Raíz del ala derecha, con una guía de la aleta n.º 1 de los *slats* en su lugar y el actuador de la misma aleta fuera de su lugar y unido al conjunto mediante cables y metal fundido.

Semiala izquierda:

Se localizó una porción exterior de esta semiala, a la que le faltaba el revestimiento superior. Ni los *flaps*, ni los *slats*, ni el alerón, ni el borde de salida fijo, se encontraron unidos a esta sección de semiala.

La superficie de extremo de ala (*wing tip*) fue localizada entre los restos. Estaba unida a una parte de la costilla exterior de esta semiala, concretamente el fragmento comprendido desde el borde de ataque hasta el larguero posterior.

Semiala derecha:

De esta semiala se encontraron muy pocos componentes. Además de los elementos indicados en el apartado 1.12.4.1 *flaps/slats*, se localizaron las siguientes partes:

- *Wing tip*, al que se encontraba unida la costilla exterior de esta semiala.
- Panel de repostaje.

1.12.7. Motores

El avión estaba propulsado por dos (2) motores Pratt & Whitney modelo JT8D-219, configurados como 217C. Los números de serie de los motores n.º 1 (izquierdo) y n.º 2 (derecho) eran P728154 y P725716, respectivamente. Los motores se desprendieron de la aeronave durante su desplazamiento sobre el terreno.

El conjunto de reversa⁴⁰ del motor derecho se localizó aproximadamente a 235 m al norte de las primeras huellas dejadas por el avión en la franja de pista y a unos 846 m al sur del lugar donde se encontró el cuerpo principal del motor. Sus compuertas de inversión de empuje no estaban desplegadas. Los registros de mantenimiento muestran que la reversa había sido desactivada, impidiéndose la apertura de las compuertas y precintando la palanca de actuación en cabina, como medida que servía de aviso a la tripulación.

El conjunto de reversa del motor izquierdo, que también se había separado del cuerpo del motor, se encontró a 913 m al norte de la primera huella y a 144 m al sur del

⁴⁰ Los inversores de empuje (reversas) del MD-82 son de tipo escudo constituidos por dos compuertas, una superior y otra inferior que se desplazan hacia atrás y giran para capturar la corriente de aire que se expulsa por la tobera del motor y así redirigirla hacia delante.

cuerpo principal del motor. Sus compuertas de inversión de empuje se encontraron desplegadas.

Los daños de ambos conjuntos de reversa y la posición de las compuertas del motor izquierdo, como se describen anteriormente, son consistentes con los daños que había sufrido la aeronave durante su recorrido sobre el terreno. No se encontraron evidencias que indicaran la existencia de un comportamiento anómalo en los sistemas de reversa.

La hierba que cubría el terreno donde quedaron los restos estaba quemada, y los árboles y arbustos presentaban una destrucción consistente con un fuego forestal. El motor n°1 estaba rodeado por hierba quemada.

La parte inferior trasera del soporte del motor n° 1 mostraba daños producidos por un fuego intenso, en una zona en la que varias líneas de hidráulico, que se habían soltado de la bomba, habían quedado atrapadas entre el soporte y el suelo. En la posición en que quedó el motor, el lado derecho del soporte había quedado apoyado en el terreno, en tanto que su lado izquierdo estaba por encima de éste. Las fundas de protección de las líneas hidráulicas ya aludidas mostraban daños de fuego solamente en la cara que había quedado hacia el suelo.

Los daños observados en el soporte, líneas hidráulicas y capós son consistentes con el daño que produciría un fuego en tierra, con el motor en la posición en que quedó finalmente.

La inspección visual en el lugar del accidente de ambos motores reveló que no había evidencias de perforaciones producidas por componentes internos del motor, ni de fuego en vuelo, ni de impactos de elementos blandos en los álabes del ventilador (*fan*). El examen puso de manifiesto la existencia de impactos de elementos duros en los bordes de ataque de los álabes del ventilador en dirección opuesta a la rotación, lo que es consistente con impactos de los motores contra el suelo producidos mientras los motores giraban con potencia.

Durante la investigación posterior se desmontaron e inspeccionaron los elementos internos de los motores. El resultado de esta tarea se describe en el apartado 1.16.4.

1.12.8. *Tren de aterrizaje*

Se identificaron partes de la estructura del tren de morro en el lugar del accidente, así como a lo largo de la trayectoria seguida por la aeronave en tierra.

La pata de morro se encontró separada de la estructura de soporte. Asimismo, la parte inferior del pistón estaba separada del cilindro, y se localizaron en diferentes sitios.

La pata principal izquierda se encontró entre los restos principales en la ribera este del arroyo. La pata y sus herrajes de sujeción se habían desprendido de la estructura del ala. El pistón y el eje estaban separados del cilindro. El cilindro mostraba daños de exposición a fuego. El herraje principal estaba intacto y a él se encontraba unido parte de la estructura del ala. El cilindro estaba intacto, salvo una pequeña deformación en su extremo.

El pistón y el eje de esta pata se encontraron cerca del cilindro y exhibían daños debidos a fuego. El pistón estaba intacto y visualmente no se apreciaban fracturas. A él se encontraba unida la parte inferior de la tijera. Ambos neumáticos y llantas estaban sujetos a sus ejes, aunque estaban rotos y quemados.

La pata derecha del tren principal fue identificada entre los restos principales. Se había desprendido de la estructura del ala y mostraba daños intensos por fuego. Enrollado alrededor del pistón se encontró alambre procedente de la tela metálica de una alambrada. El pistón estaba conectado al cilindro, no mostrando ninguno de ellos roturas. La rueda exterior (n.º 4) se había desprendido del eje. Al herraje de unión al ala se encontraba todavía unido un trozo de la estructura de ésta. El bloqueo de tren abajo estaba roto. El neumático interior estaba roto y quemado. Se encontró el paquete de freno de la rueda exterior, que estaba separado de la pata y de la rueda.

La unidad de control del sistema antibloqueo (*antiskid*) y el panel frontal de la caja de control del sistema automático de frenos fueron recuperadas en el lugar donde quedaron los restos principales.

El patín de cola se encontró unido a una sección pequeña del fuselaje. Mostraba daños y marcas longitudinales de rasponazos en su superficie.

1.12.9. *Sistemas*

1.12.9.1. Aire acondicionado

Entre los restos de la aeronave se localizaron ambos paquetes de aire acondicionado. Asimismo, se encontraron partes del sistema de control de presión en cabina.

1.12.9.2. Vuelo automático

Se recuperó el panel de control del guiado de vuelo. Los interruptores se encontraron en las siguientes posiciones:

- Interruptor del sistema de gases automáticos (*Autothrottle*) – OFF
- Interruptor piloto automático (AP) 1 or 2 DFGC – «2» (posición derecha)

- Interruptor piloto automático (AP) On/Off – OFF (posición abajo)
- Interruptor Director de Vuelo comandante – OFF (posición abajo)
- Interruptor Director de Vuelo copiloto – OFF (posición abajo)

1.12.9.3. Energía eléctrica

Se localizaron e identificaron los siguientes componentes del sistema eléctrico, que posteriormente fueron retirados del lugar del accidente y preservados:

- Unidad modular de energía
- Unidades de suministro de corriente continua (2 unidades)
- Unidad de control de generador (2 unidades)
- Panel de energía externa.

Se identificó el chasis de una batería eléctrica, fabricada por Soft America, con número de parte 02194000, y número de serie 090472, que mostraba daños por impacto. Los componentes internos se encontraron separados del chasis.

Asimismo, se recuperaron bastantes relés del sistema eléctrico, que fueron inspeccionados visualmente, quedando documentado el estado en el que se encontraron.

1.12.9.4. Combustible

La pantalla de la unidad selectora de carga se encontró entre los restos de la aeronave. Se había desprendido de la aeronave y tenía evidencias apreciables de haber estado sometida al fuego. No se pudo obtener ninguna indicación.

1.12.9.5. Comunicaciones

Entre los restos de la aeronave se localizaron e identificaron 3 unidades radio VHF, un receptor SELCAL, un reproductor de avisos al pasaje y un transmisor receptor de radio. Se localizaron también dos paneles de comunicaciones de los que no se pudo obtener ninguna indicación relevante.

1.12.9.6. Navegación

En el lugar del accidente se localizaron e identificaron los siguientes componentes relacionados con el sistema de navegación:

- Computadores de guiado digital de vuelo (DFGC) (2 unidades)
- Computadores del sistema de protección de pérdida (SWC) (2 unidades)
- Computador del sistema mejorado de aviso de proximidad al terreno (EGPWS)
- Unidad del sistema central de avisos (CAWS) (sólo panel frontal)
- Computadores de datos de aire (ADC) (2 unidades)
- Transpondedor de enlace de datos (Modo S) (2 unidades)
- Computador TCAS II
- Unidades de referencia inercial láser (2 unidades)
- Receptores VOR-ILS (2 unidades)
- ADF
- Computador avanzado de gestión de vuelo (1 unidad)
- Equipo medidor de distancia (DME) (2 unidades)

El tubo pitot del timón de dirección estaba unido al estabilizador vertical, aunque se encontraba roto y doblado.

1.12.9.7. Sistema de indicación

1.12.9.7.1. Paneles de instrumentos

Se recuperaron los siguientes paneles de instrumentos:

- Panel principal de instrumentos del copiloto.
- Panel central de techo.
- Panel de la pantalla de control de navegación

Se documentaron y anotaron las indicaciones y las posiciones de los interruptores. Las indicaciones más relevantes que ofrecían eran las siguientes:

a) *Panel principal de instrumentos del copiloto*

- Altímetro: 700 ft. QNH 1020 hPa (30,11 pulgadas de mercurio).
- Los cristales de las pantallas PFD y NAV CRT estaban rotos, no ofreciendo ninguna indicación.
- Panel de bombas sistema hidráulico:
 - Interruptor sistema 1 – «High»
 - Interruptor sistema 2 – «Off»
 - Interruptor «Trans» – «Off»
 - Interruptor bomba auxiliar – No localizado
- Panel de temperatura de frenos:

- Indicaba una temperatura de frenos de 40 °C
- El interruptor estaba situado en la posición interior derecha.

- RMI y reloj – No localizados.
- Pantalla de control de Navegación – Pomos rotos. Sin información.
- VSI/TCAS – CRT – Pantalla rota, sin indicación
- FMA – Pantalla rota, sin indicación.
- Anemómetro:

- Indicaba cero.
- Visibles las banderas OFF y roja A/S.
- La aguja marcaba aproximadamente 258 KIAS
- Pínulas:

- Pínula 1 – Rota parcialmente. Seleccionada en 135 KIAS
- Pínula 2 - Seleccionada en 145 KIAS
- Pínula 3 - Seleccionada en 152 KIAS
- Pínula 4 - Seleccionada en 158 KIAS

b) *Panel central de techo y de la parte inferior de la consola:*

- Interruptor CADC – Normal
 - Interruptor FLT DIR – Ambos en 2
- Indicador del registrador de voces en cabina (CVR) – Posición extrema izquierda.
- Subpanel AC bus izquierdo y derecho – Faltaba una parte importante del panel frontal y los interruptores mostraban daños por impacto severo.
 - Interruptor PWR R BUS – OFF
 - Indicador de carga DC izquierdo – escala izquierda 0, escala derecha 0
 - Indicador de carga DC derecho – escala izquierda 1, escala derecha 0
- Panel de energía eléctrica. Los indicadores estaban bastante dañados por impacto

c) *Panel de control de la pantalla de navegación, Honeywell PIN 5961016-17.*

- MOD Switch – MAP (of ROSE/ARC/MAP/PLN)
- ADF/OFF Switch – OFF

1.12.9.7.2. Cuadrante de gases

El pedestal central del cuadrante de gases se localizó entre los restos principales de la aeronave. Mostraba importantes daños causados por impacto, y se había desprendido de su estructura. Debido a los daños que presentaba no fue posible determinar las posiciones de las palancas ni el estado de los elementos internos.

En el pomo de la palanca de reversa del motor n.º 2 había fijada una etiqueta en la que estaba escrito a mano el término «DEACT». La palanca de esta reversa estaba asegurada con alambre de frenado a la palanca de gases del motor n.º 2.

1.13. Información médica y patológica

Se realizó la autopsia a todas las personas fallecidas en el accidente. De las 154 personas que fallecieron (148 pasajeros y los 6 miembros de la tripulación), los estudios forenses reflejan que 119 (73%) se vieron directamente afectadas por el fuego (en distintos grados). La figura 15 refleja la posición que ocupaban a bordo las personas cuya causa fundamental de fallecimiento fue las quemaduras sufridas. En los 35 (27%) casos restantes las causas de la muerte fueron: 32 por lesiones traumáticas, 2 ahogados por agua y 1 por asfixia por humo.

Las autopsias del comandante y copiloto indican que sufrieron la violencia del impacto en sus cuerpos. En el caso del comandante, la causa fundamental de la muerte fue la destrucción de centros vitales y traumatismo torácico-abdominal, y la causa inmediata una parada cardiorrespiratoria. En el caso del copiloto la causa fundamental de la muerte que refleja el informe forense fue un traumatismo craneo-encefálico severo y la causa inmediata una parada cardiorrespiratoria. El estudio toxicológico fue negativo en ambos casos para la totalidad de los tóxicos evaluados, por lo que no puede asociarse limitación cognitiva dependiente de la utilización de drogas o fármacos.

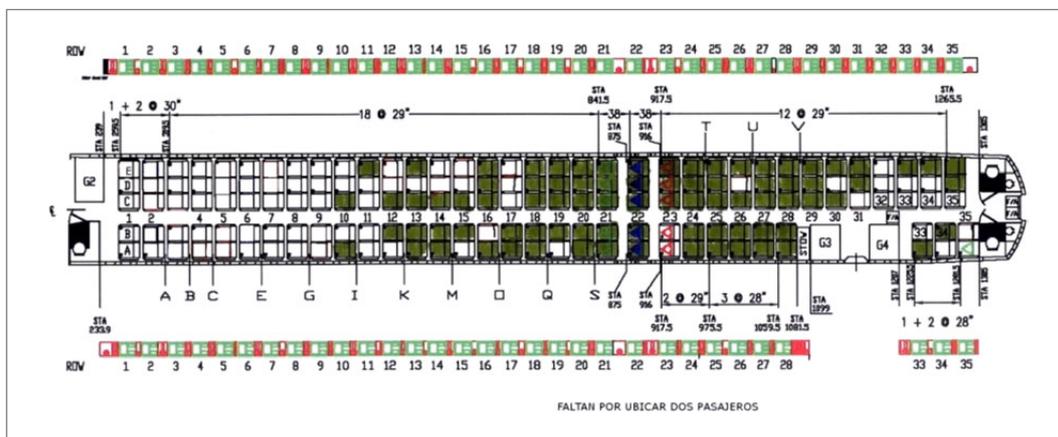


Figura 15. Distribución de fallecidos por quemaduras

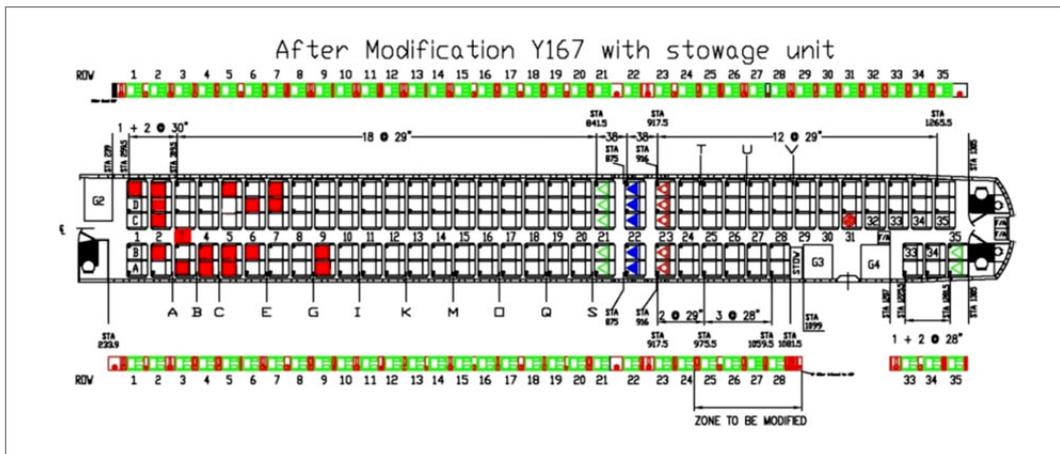


Figura 16. Localización de los supervivientes

No se han identificado lesiones en órganos vitales (corazón, grandes vasos y encéfalo) que hagan pensar en la incapacitación súbita de alguno de los tripulantes de vuelo por enfermedad preexistente. En el último examen médico al que se sometió el comandante, el día 22 de julio de 2008 con motivo del reconocimiento para mantener en vigor su licencia, se anotó que no tenía antecedentes médicos de interés. Lo mismo sucedió para el copiloto, que había pasado su último reconocimiento médico el día 17 de junio de 2008.

La tripulación de cabina de pasajeros sufrió lesiones similares a la de los anteriores y acordes con el impacto y colapso de la estructura. Las quemaduras que presentaban dos de estos tripulantes han permitido estimar que la posición que guardaban en la aeronave en el momento del accidente era en la zona trasera.

El total de supervivientes fue de dieciocho (18) personas, tres (3) de ellas menores de edad. Se localizaron entre las filas 1 y 9 de la cabina de pasajeros (ver figura 16). Las lesiones de los heridos tuvieron su origen en traumatismos con diferentes complicaciones debido a los órganos afectados. Por otra parte, el fuego afectó básicamente a dos (2) de ellos: uno con lesiones por inhalación y otro con quemaduras en el brazo. Los últimos pacientes abandonaron el hospital el 24 de octubre de 2008. Una de las pacientes tuvo que ser trasladada al Hospital Nacional de Paraplégicos de Toledo y fue dada de alta con fecha 30 de abril de 2009.

1.14. Incendio

La aeronave, tras recorrer la franja de la pista 36L, se precipitó por un talud de 5,5 m de altura y, después de plantar el tren de aterrizaje en el vial que transcurría al pie del citado talud, atravesó uno de los vallados para salvar un nuevo desnivel. Librado éste, la aeronave impactó con toda su superficie sobre la ladera de un promontorio donde quedó marcada su figura en planta.

La violencia de este impacto produjo el derrame masivo de combustible y su deflagración. La distancia desde este punto hasta la posición final de los restos principales fue de 270 m.

El foco principal del fuego se localizó en la zona donde permanecieron las alas y la cola de la aeronave.

El fuego se propagó favorecido por la acción del viento y la alta temperatura del día y terminó afectando a una superficie de unas 45 Ha (véase Figura 17).

El terreno afectado estaba compuesto por una masa arbolada de 817 árboles que se encontraban repartidos en un área de 26 Ha y donde se entremezclaban arbustos de tallo leñoso de menor porte y plantas herbáceas. La zona se encuentra delimitada por los viales que la circundan y que hicieron de cortafuegos.



Figura 17. Panorámica de la superficie quemada

1.15. Aspectos de supervivencia

El avión estaba configurado para 167 pasajeros. En la cabina de vuelo había dos (2) puestos para la tripulación de vuelo y un transportín para un observador. Además había cuatro (4) asientos para la tripulación de cabina de pasajeros, dos (2) en la parte delantera y dos (2) en la parte trasera.

La cabina de vuelo se encontró colapsada hasta la primera fila de la cabina de pasaje. La tripulación de la cabina de vuelo sufrió el impacto directo contra el talud de la orilla izquierda del arroyo de la Vega y la violencia del choque hizo inviable su supervivencia

La zona delantera de la cabina de pasaje, correspondiente al primer tercio de la longitud del fuselaje (primeras 17 ventanillas), se encontró en su mayor parte sobre el lecho del arroyo e invertida. Presentaba el agolpamiento de los elementos interiores, sin separaciones verticales, y las filas de asientos estaban boca abajo. Era la única parte de la aeronave que conservaba su forma (véase Figura 18). Los dos tercios restantes de la cabina de pasaje, hasta el mamparo de presión, resultaron destruidos por el fuego (véase Figura 19). Únicamente la zona de los baños y cocinas traseros era reconocible (véase Figura 20).



Figura 18. Zona superior delantera de la aeronave



Figura 19. Restos cabina pasajeros



Figura 20. Cocina (*galley*) posterior

1.15.1. Respuesta a la emergencia

1.15.1.1. Información sobre la extinción y el rescate de las víctimas

A las 14:24:36⁴¹ h la tripulación del vuelo IBE6464, situada en el área de movimiento, informó a la torre de control del aeropuerto de la observación de un posible accidente. El controlador de rodadura que recibió la comunicación activó la alarma, que sonó en los tres parques del SSEI del aeropuerto. Ante la activación de la alarma en las dotaciones del SSEI, el parque satélite se puso en marcha con sus tres vehículos pesados autoextintores y otro de intervención rápida, advirtiendo la columna de humo hacia la cabecera de la pista 18R. A las 14:25:25 h se pidió información a TWR desde la sala de guardia (COA) del parque de plataforma sobre el motivo de la alarma y TWR respondió: «INMEDIATAMENTE A LA TREINTA Y SEIS IZQUIERDA... HA HABIDO UN ACCIDENTE... RÁPIDAMENTE».

A las 14:25:55 TWR dio aviso al Centro de Gestión Aeroportuaría⁴² (CGA) de que ha habido un accidente en la pista 36L.

La dotación del parque satélite fue la primera en aproximarse al lugar del accidente pero se encontró con el obstáculo de la valla perimetral interna que rodea la franja de la pista 36L/18R. Las comunicaciones realizadas revelan que se había alcanzado ese punto a las

⁴¹ Los tiempos de TWR, Centro de Gestión de Red del aeropuerto y Servicio de Emergencias 112 de la Comunidad de Madrid se han sincronizado con del CVR.

El Centro de Gestión de Red es una unidad de AENA que funciona ininterrumpidamente en horario 24H para la gestión de todo tipo de incidencias.

⁴² La función del CGA durante las emergencias está definida en el PEA. En esta oficina se realiza un seguimiento de toda la operatividad de las instalaciones coordinando las acciones que han de activarse ante problemas que afecten a más de una dependencia del aeropuerto.

a las 14:26:56 h, dos minutos y veinte segundos después de la activación de la alarma⁴³. Uno de los vehículos pesados autoextintores franqueó la valla sin dificultad. No se conoce con exactitud el tiempo que transcurrió hasta que pudo salvar la valla el resto de la dotación y llegar al lugar de los restos en la zona del margen derecho del arroyo. Se sabe que el vehículo de intervención rápida no franqueó la valla.

La dotación al completo del parque de plataforma acudió también al lugar del accidente guiados en principio por la columna de humo. En el trayecto se unieron al vehículo de intervención rápida del parque satélite que se volvió al llegar a la valla y juntos accedieron a los restos por el margen izquierdo del arroyo.

Desde las emisoras a bordo de los vehículos del SSEI se intentó en varias ocasiones comunicar con la torre por la frecuencia de emergencia para aportar o solicitar información sobre el accidente, pero no se recibió respuesta. La torre se percató de estas llamadas cuando los bomberos del parque central contactaron a través de la frecuencia de control de rodadura (GND S-N).

La tercera dotación, del parque central, se dirigió en principio a la plataforma de la terminal T4S para poder mantener la operatividad del aeropuerto, tal como indican los procedimientos en caso de emergencia⁴⁴. Ante la gravedad del suceso, según la información recabada de las comunicaciones internas entre las dotaciones, se trasladó también al lugar del accidente, donde llegó a las 14:39:31 h. En estas circunstancias, y con las tres dotaciones de bomberos movilizadas al lugar del accidente, el aeropuerto quedó sin cobertura del SSEI ante otra contingencia durante un periodo estimado de 20 minutos.

Junto con los medios del SSEI participaron en la extinción bomberos de la Comunidad de Madrid, 12 dotaciones de los ayuntamientos colindantes de Torrejón de Ardoz, Coslada y Alcobendas y también hubo apoyo de medios aéreos con tres helicópteros. Las primeras unidades de bomberos de estos destacamentos llegaron al lugar del accidente a las 14:50 h aproximadamente.

La primera medida que tuvieron que adoptar los bomberos fue abrir vías de paso hacia los restos a través del fuego.

Para llevar a cabo las labores de rescate de las víctimas fue imprescindible remover el fuselaje y los elementos internos del mismo hacia los márgenes del arroyo para facilitar el acceso a los pasajeros.

⁴³ Se considera que el tiempo de respuesta es el período entre la llamada inicial al servicio de salvamento y extinción de incendios y la aplicación de espuma por los primeros vehículos que intervengan, a un ritmo como mínimo de un 50% del régimen de descarga especificado en la tabla 9-2 del Anexo 14 de OACI.

En el Anexo 14 se especifica que el objetivo operacional del servicio de salvamento y extinción de incendios consistirá en lograr un tiempo de respuesta que no exceda de tres minutos hasta el extremo de cada pista operacional, en condiciones óptimas de visibilidad y superficie.

⁴⁴ El procedimiento PO-08 (Posicionamiento de vehículos del SSEI en situaciones de riesgo) del aeropuerto contempla, entre otros aspectos, la distribución de los medios de forma que se conserve su operatividad en una situación de emergencia o alarma.

Los medios se distribuyeron entre la asistencia a los supervivientes y la sofocación del incendio para crear zonas seguras. Dos vehículos autoextintores, uno a cada margen del arroyo, se encargaron de extinguir los restos en llamas de la aeronave y el resto de efectivos humanos se concentró en labores de excarcelación de los supervivientes que permanecían atrapados entre los restos y en la evacuación de las personas que se encontraban en la zona del fuselaje situado en el cauce del arroyo, ya que fuera de allí las víctimas fueron alcanzadas por el fuego o por la onda de calor emanada de la combustión.

El rescate de las personas que cayeron al arroyo se vio dificultado por grandes trozos de fuselaje que había en esa zona y que evitaban la salida del agua de los que quedaron sumergidos.

Testimonios del personal de emergencia señalaron que las dificultades principales para el rescate fueron el fuego, por el humo generado y el riesgo de quemaduras, y el caudal del arroyo, que era más alto de lo habitual en esa época del año.

1.15.1.2. Respuesta médica

Los medios de asistencia externos (CECOP, SUMMA, SAMUR-Protección Civil etc.) fueron advertidos en primer lugar por las llamadas recibidas en sus centros de ciudadanos que observaron el suceso. Por este motivo a las 14:27 h, el Centro Coordinador de Emergencias 112 activó los servicios anticipándose a la notificación desde el CGA, la cual se produjo a las 14:29:26 h tras varios intentos fallidos de comunicación.

Los primeros medios de asistencia médica externos llegaron al lugar del accidente a las 14:39 h por vía aérea en un helicóptero medicalizado del SUMMA. Un segundo helicóptero del SUMMA aterrizó a las 14:47 h. El personal de ambos helicópteros inició labores de triaje⁴⁵ con los heridos.

Los servicios médicos del aeropuerto de la terminal T4 fueron alertados por el CGA a las 14:30 h, los de la terminal T4S un minuto después. Y los ubicados en el terminal T2 a las 14:38 h. Llegaron al lugar del accidente guiados por vehículos de señaleros a las 14:50 h aproximadamente, junto con bomberos de unidades externas al aeropuerto.

La actuación médica sólo se pudo realizar al tiempo que los medios de extinción iban asegurando el acceso y habilitando zonas para el traslado de los supervivientes. La presencia de dos médicos entre los supervivientes facilitó la actuación del personal que llevaba la evacuación al priorizar la asistencia hacia los más graves.

⁴⁵ El triaje es un método de selección y clasificación de pacientes basado en sus necesidades terapéuticas y los recursos disponibles para su atención, según el Programa Avanzado de Apoyo Vital en Trauma para Médicos (*Advance Trauma Life Support*. ATLS) desarrollado por el Colegio de Cirujanos de los Estados Unidos.

Según la información aportada por Centro Coordinador de Emergencias 112 de Madrid los vehículos de asistencia médica desplazados al lugar fueron 8 ambulancias con unidad de vigilancia intensiva (UVI), 2 ambulancias de gran capacidad, 20 ambulancias normales, 4 vehículos de intervención rápida (VIR) que no son aptos para el transporte de heridos y 1 camión equipado con medios para actuaciones en catástrofes. Además, se unieron a estos medios 3 ambulancias tipo UVI de los servicios médicos del aeropuerto.

Un primer contingente de ambulancias partió del punto de reunión hacia el lugar del accidente a las 14:52 h. Después se sucedieron otros cuatro convoyes hasta las 15:35 h. La evacuación de los heridos finalizó a las 15:55 h.

Los heridos se trasladaron a cuatro hospitales de Madrid y uno de San Sebastián de los Reyes.

1.16. Ensayos e investigación

1.16.1. Exámenes de los elementos de mando e indicación de flaps/slats

1.16.1.1. Examen de la palanca de mando de flaps/slats

Se recuperó de los restos de la aeronave el pedestal central de cabina (véase figura 21), 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 mando 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 mando 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 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



Figura 21. Detalles del examen de la palanca de mando de *flaps/slats*

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.

La palanca de mando de flaps/slats presentaba múltiples daños en los distintos elementos que la forman. En particular, 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 mando 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.

1.16.1.2. Examen de las luces indicadoras de *slats*

Se recuperó de los restos el panel central de instrumentos (véase figura 22), que presentaba fuertes daños por impacto.

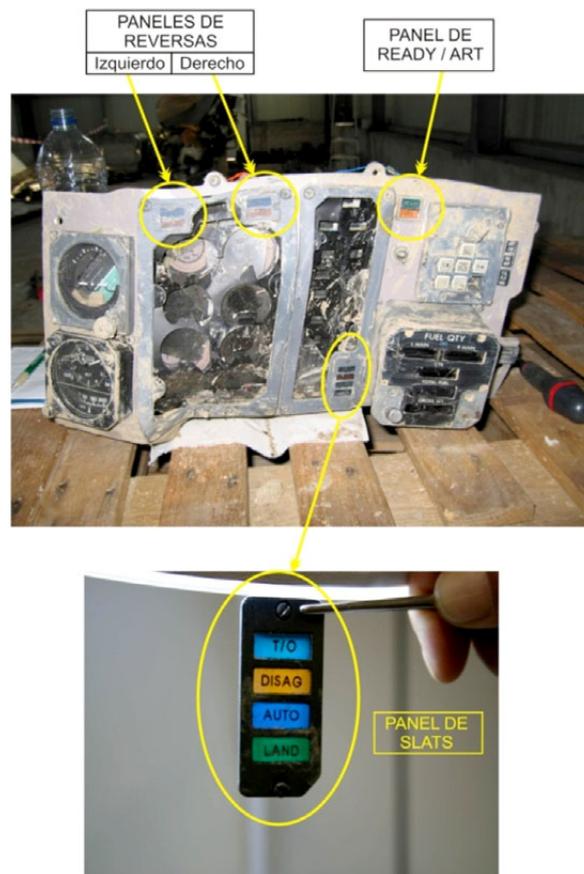


Figura 22. Panel central de instrumentos

Con objeto de realizar un examen detallado, se extrajeron de este panel las lámparas incandescentes instaladas en los paneles indicadores de reversas, de disponibilidad de empuje automático adicional en el caso de fallo de un motor (READY/ART) y de *slats*.

Estas lámparas se enviaron al laboratorio del Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA) para su análisis y determinación de las condiciones operativas cuando la aeronave sufrió los sucesivos impactos con el terreno. Además, para estudiar las características de este tipo de lámparas y comparar con los resultados obtenidos, se enviaron lámparas similares procedentes de indicadores de no fumar y de cinturones de seguridad abrochados de la propia aeronave accidentada. También se enviaron lámparas operativas y fundidas en servicio, procedentes de otra aeronave del mismo tipo, y lámparas nuevas.

Las características encontradas en las lámparas procedentes de los paneles indicadores de reversas y de disponibilidad de empuje automático adicional en el caso de fallo de un motor, no permitían afirmar nada concreto en relación con el funcionamiento de estos sistemas.

En lo que se refiere a las lámparas procedentes del panel de *slats* (dos para cada indicación), se obtuvieron los siguientes resultados:

- T/O: Las dos bombillas estaban apagadas, es decir, los *slats* no estaban en posición de despegue.
- DISAG: No se pudo determinar la condición de una de las lámparas y la otra estaba apagada, es decir, es probable que no hubiera discrepancias entre las posiciones de *flaps* y *slats*.
- AUTO: Las dos bombillas estaban apagadas, es decir, no estaba activado el sistema de deflexión de *slats* en modo automático (*autoslat*).
- LAND: No se pudo determinar la condición de una de las lámparas y la otra estaba apagada, es decir, es probable que los *slats* no estuvieran en posición de aterrizaje.

Estos resultados son coherentes con las indicaciones que se presentarían con la palanca de mando de *flaps/slats* en la posición UP/RET, cuando la aeronave sufrió los sucesivos impactos con el terreno.

1.16.2. Estudio del Relé R2-5 del sistema de sensación de tierra

Debido a los daños sufridos por la aeronave, sólo se recuperó y pudo estudiarse uno de los elementos del sistema TOWS, de avisos de configuración de despegue, y a la vez del sistema de calefacción de la sonda RAT, de temperatura de impacto: el relé R2-5 del sistema de sensación de tierra.

Asimismo, no fue posible recuperar y estudiar otros componentes del conjunto izquierdo del sistema de sensación de tierra que hubieran podido aportar información sobre otros posibles fallos, distintos de los del propio relé.

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 terminales 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 100000 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 (véase figura 23). Presentaba daños por impacto en los terminales 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.



Figura 23. Conjunto de relés recuperado, donde se sitúa el R2-5

El relé R2-5 se inspeccionó con el objetivo de determinar si pudo fallar. En un primer estudio, se le sometió a una inspección visual, a una inspección boroscópica, a un examen radiológico y se realizaron pruebas de continuidad y una prueba funcional. En un estudio posterior en el que participó la CIAIAC y que se desarrolló bajo dirección judicial, se abrió la carcasa exterior con objeto de estudiar minuciosamente sus componentes internos. Se realizaron de nuevo las pruebas de continuidad y funcional, antes y después de abrir la carcasa; se sometieron los componentes internos a una inspección visual y se midieron las características eléctricas de estos. En un tercer estudio en el que también participó la CIAIAC y que también se desarrolló bajo dirección judicial, se realizaron pruebas de continuidad y funcionales en cámara térmica, y se estudió el material de los contactos C2 y C3, en los que se habían observado posibles depósitos.

1.16.2.1. Primer estudio, realizado en junio de 2009

Como se ha indicado anteriormente, se sometió el relé a una inspección visual, a una inspección boroscópica, a un examen radiológico y se realizaron pruebas de continuidad y una prueba funcional.

Se observó que en el exterior de la cubierta había abundantes depósitos de residuos, con una gran proporción de arena entre todos los terminales. Una vez eliminados los residuos, se comprobó que dos terminales se habían deformado hasta llegar a unirse. 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 terminales y las respectivas entradas en la zona sellada del relé.

La inspección radiológica consistió en la realización de radiografías y de una tomografía computarizada con escáner de alta resolución. 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. Como medida preliminar, se introdujo una pequeña lámina de teflón entre los terminales 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



Figura 24. Comparación entre el relé recuperado y uno nuevo del mismo modelo

de 115 V, consistente en que alcanzaba una temperatura de 57 °C (en un relé nuevo no superó los 40 °C), y se producía una reducción general del aislamiento entre los terminales. Además, en la sección C con la tensión nominal aplicada, los contactos 1 y 2, que debían estar cerrados, se llegaron a separar cuando el relé se calentaba. Por lo tanto, se observó que en la prueba realizada el relé instalado en la posición R2-5 del sistema de sensación de tierra de la aeronave mostró un funcionamiento defectuoso.

Los resultados obtenidos no permitieron 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 el fallo del TOWS en el transcurso del accidente. Por otra parte, no se pudo concluir con las pruebas realizadas si el comportamiento defectuoso manifestado por el relé fue consecuencia o no de los daños que sufrió en el accidente.

1.16.2.2. Segundo estudio, realizado en octubre de 2010

Como se ha indicado anteriormente, se abrió la carcasa exterior del relé, con objeto de estudiar minuciosamente sus componentes internos. Se realizaron de nuevo las pruebas de continuidad y funcional, antes y después de abrir la carcasa. Se sometieron los componentes internos a una inspección visual y se midieron las características eléctricas de estos.

Las pruebas de continuidad y funcionales arrojaron resultados similares a los obtenidos en las realizadas en el primer estudio, tanto sobre el relé íntegro, como sobre el relé desprovisto de su carcasa exterior. No obstante, cuando se retiraron los trozos de cables que permanecían unidos a los terminales del relé desde que se recuperó de entre los restos de la aeronave (véase figura 24), desapareció la reducción general del aislamiento entre los terminales del mismo, por lo que esta se atribuyó al ruido inducido por la fuente de alimentación y por el campo electromagnético de las bobinas del propio relé. Cuando se energizó a la tensión nominal de 115 V el comportamiento de todos los contactos fue normal.

Como pruebas adicionales, se realizaron ciclos de operación del relé simulando varias configuraciones de contactos «pegados», manteniéndolos unidos con pinzas: C2-C3, correspondientes al circuito de calefacción de la sonda RAT, B2-B3 y B2-B1, correspondientes al circuito del TOWS; el resto de los contactos siguieron funcionando con toda normalidad en las tres configuraciones.

En lo que a la temperatura alcanzada se refiere, se mantuvo alrededor de los 50 °C antes de abrir la carcasa.

La observación visual de los elementos internos del relé y la medición de sus características eléctricas no revelaron anomalías que pudieran afectar a su operatividad.

Como síntesis de los resultados obtenidos en este estudio, en el relé instalado en la posición R2-5 del sistema de sensación de tierra de la aeronave no se ha detectado un funcionamiento defectuoso.

1.16.2.3. Tercer estudio, realizado en marzo de 2011

Como se ha indicado anteriormente, se sometió el relé a pruebas de continuidad y funcionales en cámara térmica, y se estudió el material de los contactos C2 y C3, en los que se habían observado posibles adherencias.

En las pruebas de continuidad y funcionales se sometió el relé a condiciones correspondientes a las especificaciones límites de diseño; para ello, se introdujo el relé en una cámara térmica, estabilizando la temperatura en su interior de manera escalonada, cada 5 °C entre 40 y 70 °C, y midiendo sus características eléctricas y funcionales en cada escalón. Estas pruebas mostraron un comportamiento correcto del relé, de acuerdo con sus especificaciones.

Se separó el bloque de contactos del resto del relé y se extrajeron de éste, para su estudio los contactos C2 y C3, que presentaban indicios de posibles depósitos, el contacto D2, para identificar el material de la pletina, y el contacto D3, para su análisis a efectos de comparación.

En primer lugar, se observó e identificó el material de los contactos C2, C3 y D3. Se realizó una primera observación a ojo desnudo y con lupa binocular; a continuación, una observación más exhaustiva y la determinación semicuantitativa de la composición química del material de los contactos y de los posibles depósitos en los mismos, mediante microscopio electrónico de barrido por emisión de campo (MEB-EC) equipado con un sistema de microanálisis por dispersión de energías de rayos X (EDE). Posteriormente, los resultados obtenidos mediante esta técnica, se confirmaron con un análisis semicuantitativo por fluorescencia de rayos X (FRX).

La composición química del material de las pletinas de los contactos D2 y D3 se determinó mediante un análisis químico semicuantitativo por fluorescencia de rayos X (FRX) y un análisis químico cuantitativo por absorción atómica.

De los resultados del estudio realizado sobre estos contactos, cabe destacar:

- Todos los contactos estudiados constan de una pletina de aleación de cobre en el extremo, que actúa de tope, y del brazo del contacto propiamente dicho, que tiene una composición aproximada de plata/10% óxido de cadmio (Ag/10% OCd).
- Todas las zonas analizadas presentaban contaminación que, con toda probabilidad, se había producido con posterioridad al accidente, habiéndose roto en algún momento el sellado del relé, y pudiendo haber penetrado en su interior.

- De la observación realizada, se desprende que los contactos C2 y C3, que están contrapuestos y en contacto en el proceso de cierre (correspondiente a modo vuelo), estaban dañados como consecuencia de la fusión del material, debida a un sobrecalentamiento de la superficie y que había podido generar la soldadura de los dos contactos. La soldadura de los dos contactos en algún momento parecía comprobada ya que había partes de la zona dañada del contacto C2, con mayor relieve, que son una imagen especular de la zona dañada que aparece en el contacto C3, zona con la que coincide en el proceso de cierre. Posteriormente las superficies de los dos contactos se habían vuelto a separar.

De todo lo anterior se desprende que se había producido en algún momento la soldadura de los contactos C2 y C3, y que se habían separado posteriormente. No se pudo determinar si este proceso de soldadura-separación se habría repetido varias veces. En el momento del examen realizado los contactos estaban separados, y tampoco se pudo determinar si la separación se había producido antes, durante o después del accidente.

1.16.3. *Estudio de los sonidos emitidos por el sistema de protección de entrada en pérdida*

En el CVR quedaron registrados los sonidos de la bocina y de la voz sintética (*stall*) que se activaron cuando el avión se fue al aire. Se ha comparado el sonido de la palabra *stall* con una muestra de sonidos obtenidos de pruebas en cabina en las que se han reproducido tres situaciones distintas:

- Altavoz del lado del comandante conectado solamente.
- Altavoz del lado del copiloto conectado solamente.
- Ambos altavoces conectados.

Se ha verificado que en el caso del accidente la palabra *stall* suena con eco y que el sonido es análogo al que se emite cuando ambos altavoces están funcionando.

1.16.4. *Apertura e inspección de los motores*

Los dos motores de la aeronave se desmontaron y se inspeccionaron. En una primera etapa se desmontaron a nivel modular el compresor de baja presión (LPC), el compresor de alta presión (HPC), la combustión, la turbina de alta presión (HPT) y la turbina de baja presión (LPT) y posteriormente algunos de estos módulos, concretamente los módulos de combustión de ambos motores y el compresor de baja presión (LPC) del motor n.º 2, se desmontaron hasta el nivel de componente.

Los daños encontrados en ambos motores evidencian que se produjeron al impactar contra el terreno, mientras giraban a alta velocidad, probablemente una vez desprendidos de la aeronave, por lo que se concluye que funcionaron bien hasta el momento del choque con el suelo.

1.16.5. *Patrones de comportamiento de indicaciones de alta temperatura de la sonda RAT en el EC-HFP*

Como parte de las tareas de la investigación, se realizó 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 ya se comentó en el apartado 1.6.4.2.1 «Indicaciones de temperatura excesiva de la sonda RAT», entre los días 18 y 20 de agosto de 2008 se registraron 6 episodios de indicación de alta temperatura de la sonda RAT en el DFDR, mientras el avión se encontraba en tierra. En el resto de la grabación del DFDR, que correspondía a días anteriores al 18 de agosto, no se registraron casos de indicación de alta temperatura en el DFDR. Estos 6 casos han sido identificados con las letras A, B, C, D, E y F tanto en la tabla que contiene el análisis cronológico del apartado «Indicaciones de temperatura excesiva de la sonda RAT» como en las figuras que se adjuntan a continuación. La hora indicada en la gráfica es UTC.

En el ATLB del avión, las tripulaciones anotaron únicamente 3 de esos 6 casos de indicación de alta temperatura. Cada una de esas 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.

De la observación 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 de agosto.
- La calefacción de la sonda RAT estuvo funcionando en tierra en 6 ocasiones. La duración media de los sucesos fue de 14 minutos y 50 segundos, con una gran desviación típica (máximo 33 minutos, mínimo 5 minutos).
- Los eventos registrados de alta temperatura 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, éste último 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 del avión durante el rodaje refrigerase la sonda provocando una disminución de su temperatura.
- Después de los despegues, la indicación de temperatura registró valores normales posiblemente debido al enfriamiento de la sonda por el aire de impacto, aunque siguiera funcionando la calefacción.
- No se registraron casos de calentamiento de la sonda tras el aterrizaje al ser desconectada la calefacción por la tripulación actuando sobre el conmutador rotatorio (*Rotary switch meter selector and heat*).

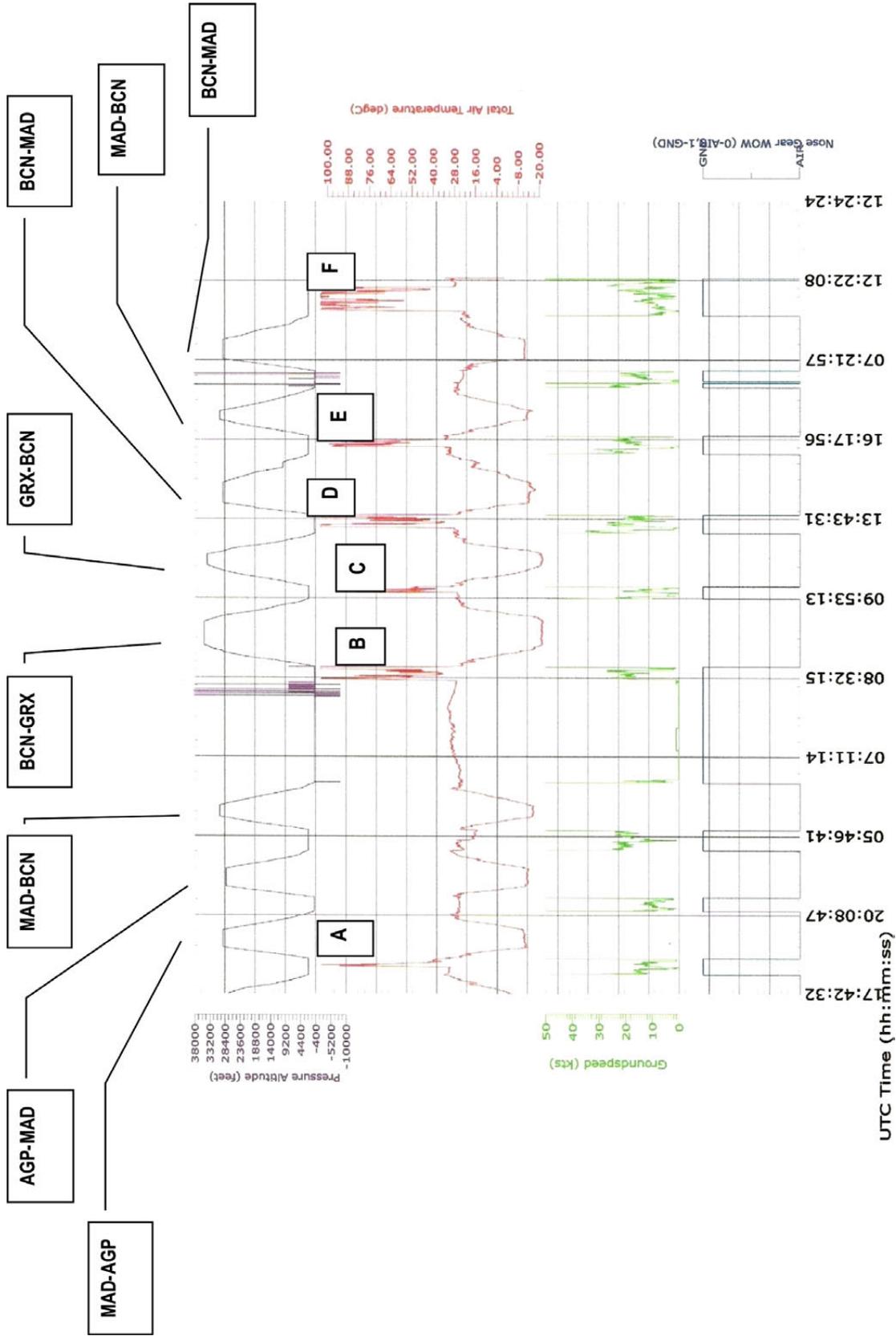
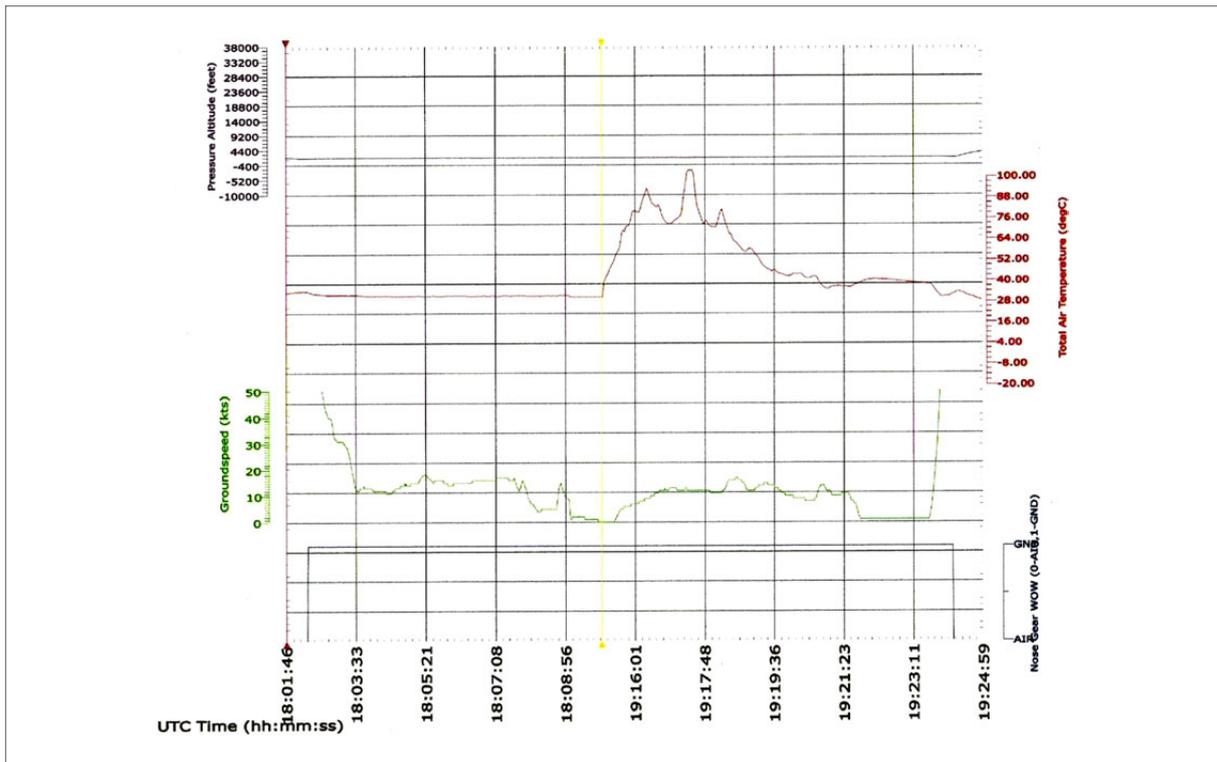


Figura 25. Casos de alta temperatura de la sonda RAT registrados en el DFDR

CASO A (18.08.08 Madrid)



CASO B (19.08.08 Barcelona)

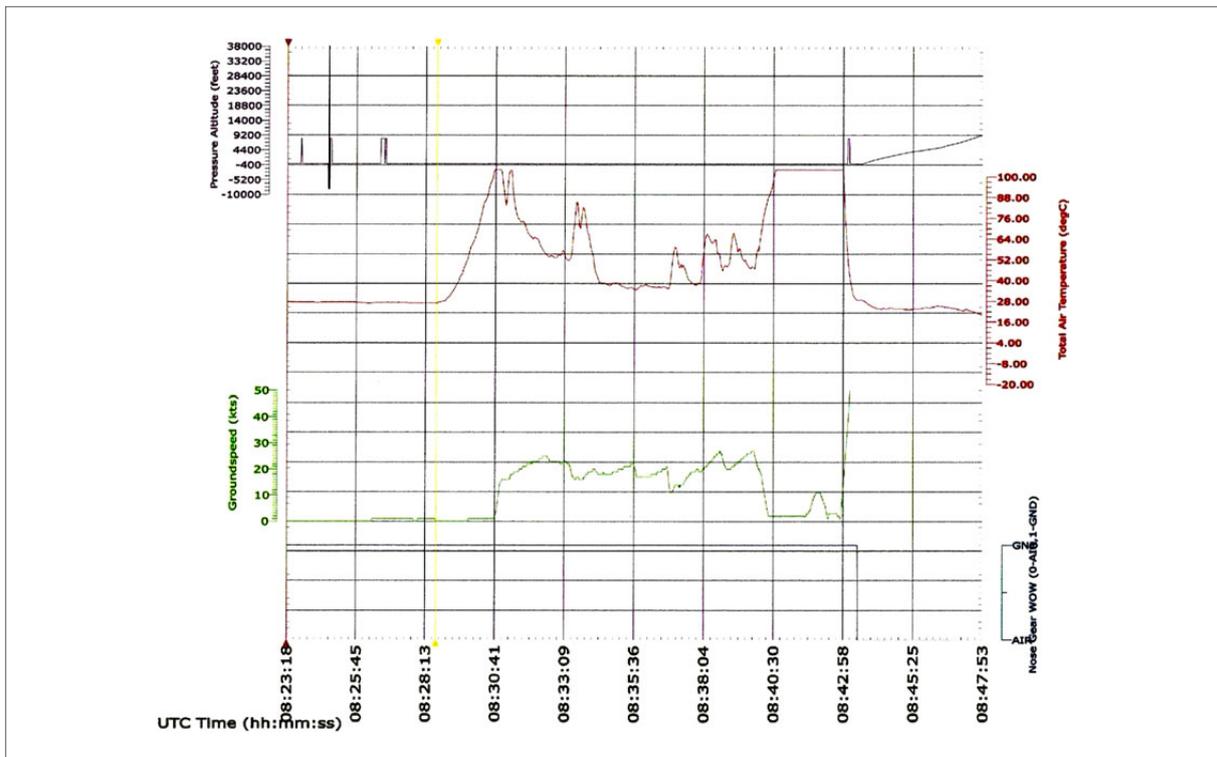
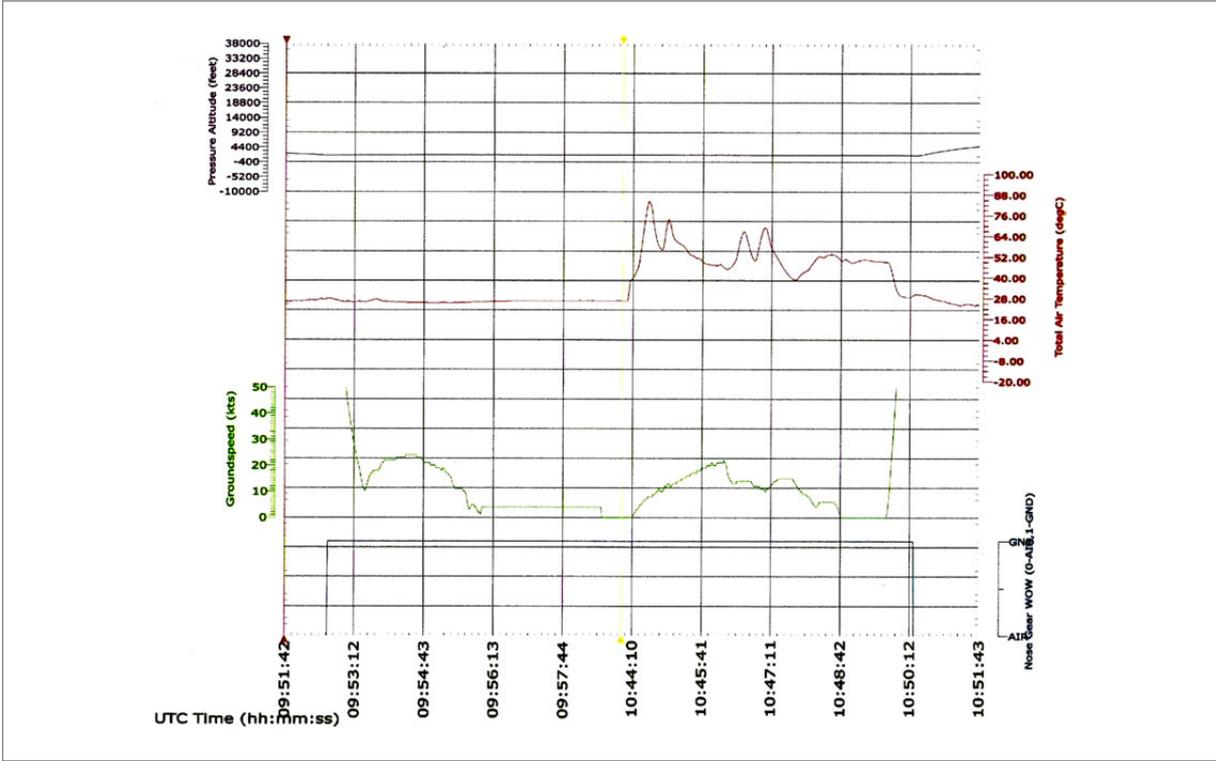


Figura 25. Casos de alta temperatura de la sonda RAT registrados en el DFDR (continuación)

CASO C (19.08.08 Granada)



CASO D (19.08.08 Barcelona)

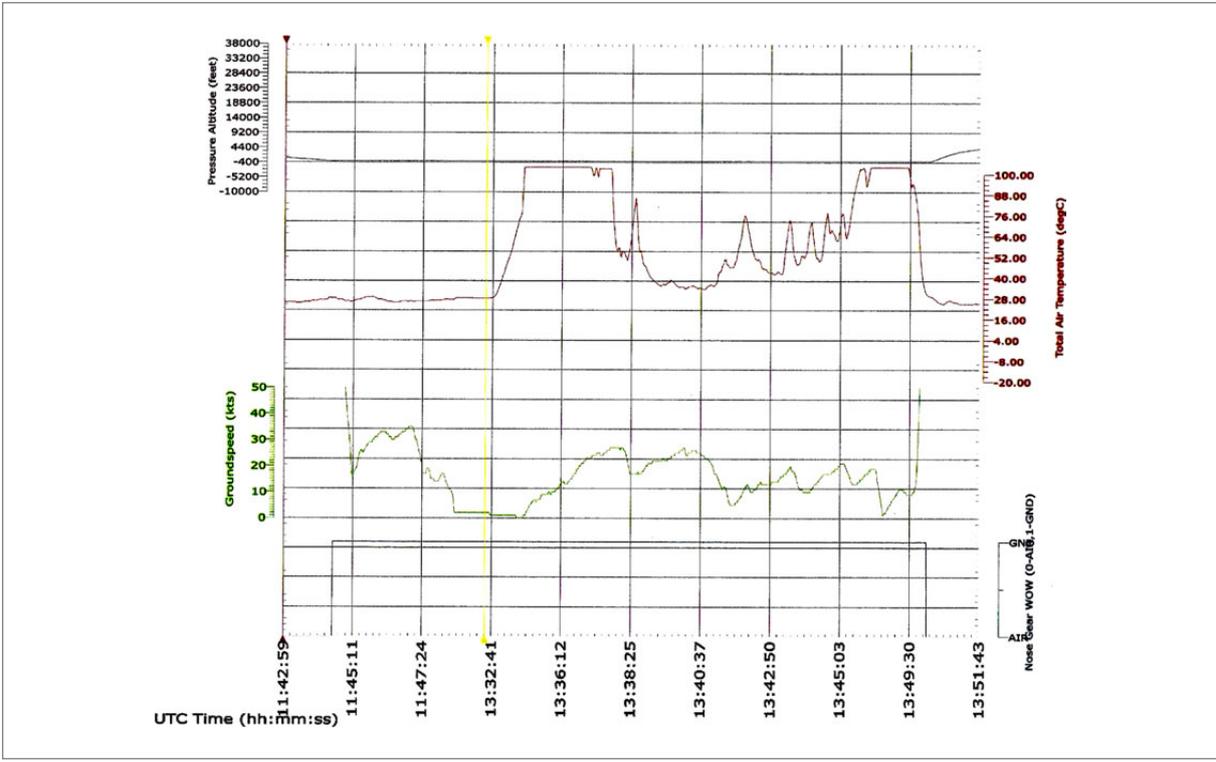
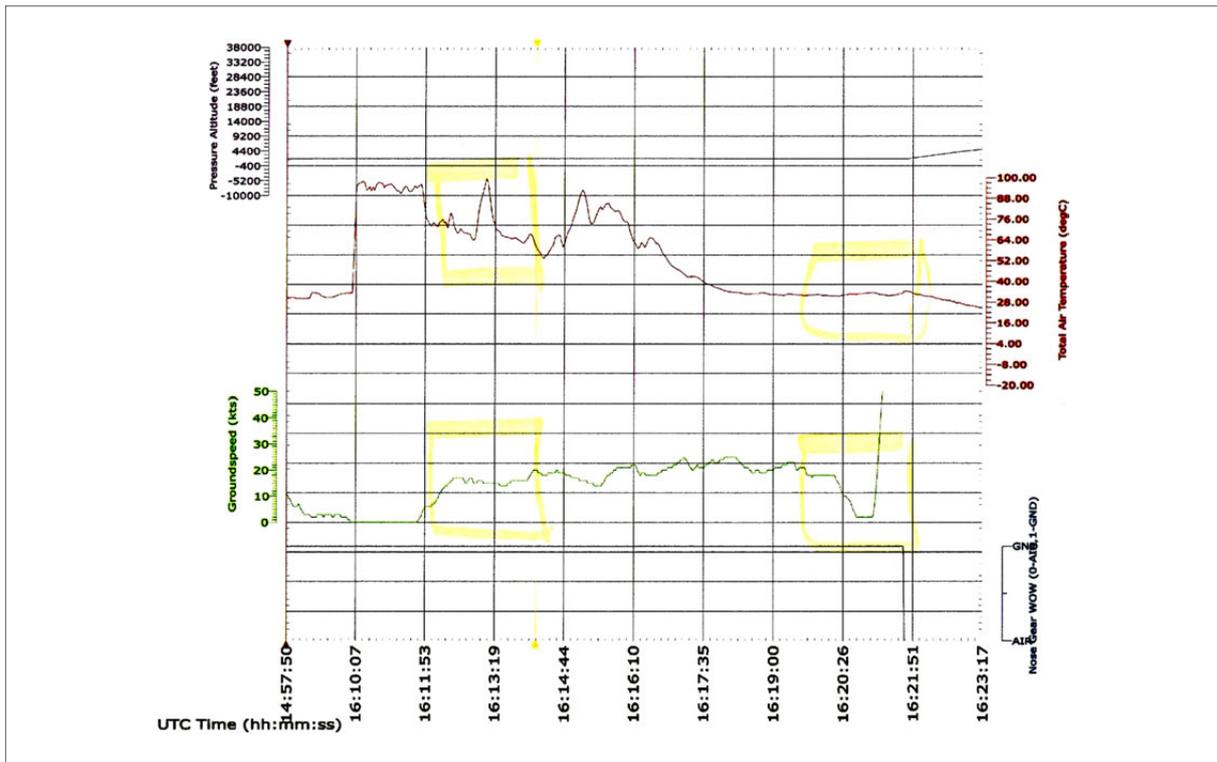


Figura 25. Casos de alta temperatura de la sonda RAT registrados en el DFDR (continuación)

CASO E (19.08.08 Madrid)



CASO F (20.08.08 Madrid)

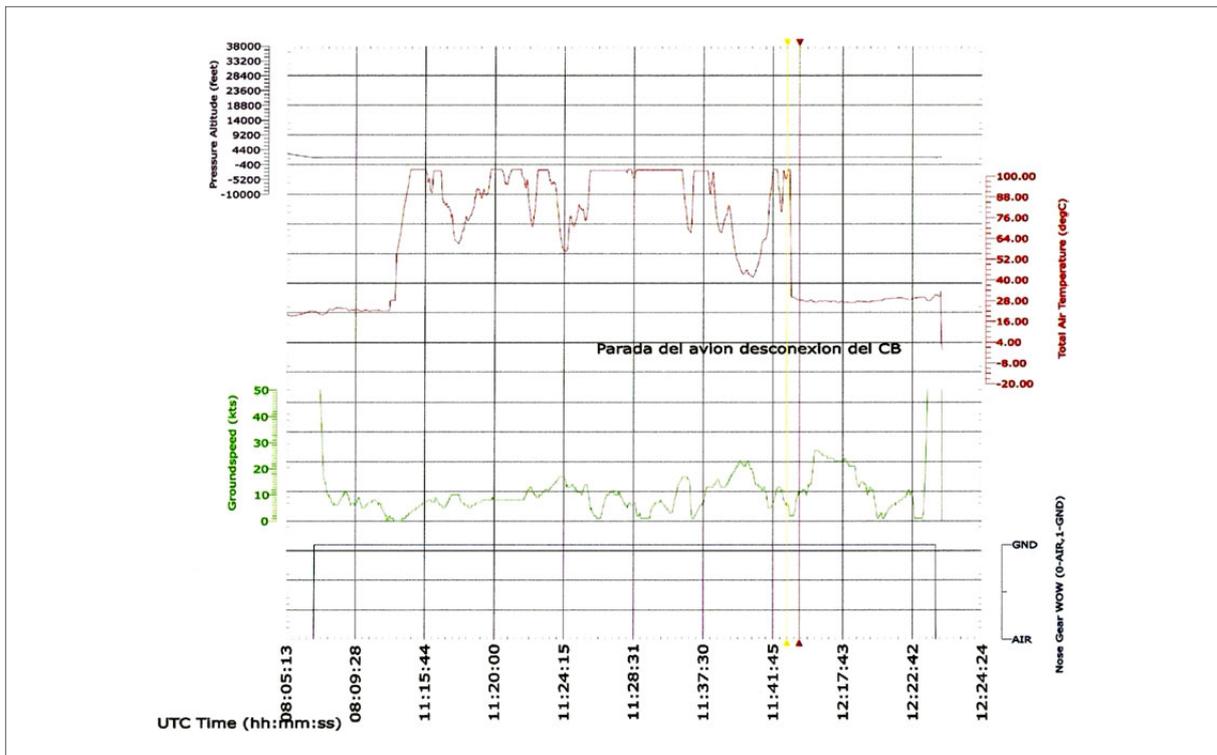


Figura 25. Casos de alta temperatura de la sonda RAT registrados en el DFDR (continuación)

1.16.6. Estudio de actuaciones

Se han estudiado las actuaciones de la aeronave en las condiciones conocidas de la operación, con un peso al despegue de 142000 lb y centrado en el 8,05% MAC (véase 1.6.4); condiciones ambientales de elevación 2.000 ft, temperatura exterior 29 °C y vientos suaves, de acuerdo con los datos meteorológicos expresados en el punto 1.7. Para las comparaciones con los parámetros de vuelo reales alcanzados por la aeronave del accidente se han tenido en cuenta los datos de los registradores DFDR y CVR convenientemente sincronizados, como se expresa en 1.11.6, con errores inferiores a 2 segundos.

En el despacho del vuelo se tuvieron en cuenta las actuaciones certificadas de acuerdo con el manual de operaciones, que consideran un posible fallo de un motor en la carrera de despegue tras alcanzar la velocidad $V1^{46}$, y se planificó hacerlo con una configuración 11°/MID, es decir, *slats* en posición media y flaps extendidos 11°. En esas condiciones se obtienen, siguiendo los procedimientos normales de despacho, unas velocidades $V1 = 141$ KIAS, $Vr^{47} = 145$ KIAS y $V2^{48} = 151$ kt. El ajuste de potencia de despegue, según esos procedimientos es de $EPR = 1,95$. En estas condiciones las prestaciones del avión indican que debe irse al aire con una velocidad $V_{lift-off}^{49} = 148$ KIAS, que debe alcanzar tras unos 40 sg de carrera, en una longitud de unos 2000 m. Después del despegue la aeronave, aún con fallo de un motor, es capaz de ascender con un gradiente de 2,7%, aproximadamente unos 490 ft/min.

Para el MD-82 con 142000 lb de peso, las velocidades de pérdida, dependientes de su configuración son: 160 KIAS en configuración 0°/RET, es decir, *slats* y *flaps* retraídos; 130 KIAS en configuración 0°/MID, es decir, *slats* en posición media y flaps retraídos; 123 KIAS en configuración 11°/MID. Para el peso considerado, se especifica una velocidad de transición de 196 KIAS antes de comenzar a retraer los *slats*.

Al iniciar el despegue en el vuelo del accidente, la tripulación seleccionó correctamente la potencia $EPR 1,95$ en ambos motores. Los datos del DFDR y CVR indican que la aeronave aceleró con normalidad hasta unas velocidades verbalizadas por la tripulación de $V1 = 154$ KIAS y $Vr = 157$ KIAS, que son unos doce nudos más altas que las calculadas siguiendo los procedimientos de despacho, consignadas anteriormente, y tras una carrera de 1.950 m. Rotó, con velocidad angular de 5°/sg, hasta más de 14° de ángulo de asiento, en los tiempos en que se iba al aire. Un segundo después de

⁴⁶ $V1$ o velocidad de decisión en el despegue, es la máxima velocidad a la que el piloto debe tomar la primera acción con el objetivo de parar el avión dentro de la pista.

⁴⁷ Vr es la velocidad de rotación a la que se inicia la rotación del avión sobre su tren principal, para alcanzar la $V2$ a los 35 ft de altura.

⁴⁸ $V2$ o velocidad segura en el despegue, es la velocidad demostrada en despegue a 35 ft de altura sobre la pista con un motor inoperativo.

⁴⁹ $V_{lift-off}$ o velocidad de despegue, es la velocidad a la que una vez efectuada la rotación, el avión efectivamente separa las ruedas del suelo.

despegar se activaron las alarmas de aviso de pérdida (stick-shaker, bocina y voz sintética de «stall»). En los 10 segundos que duró el vuelo, la aeronave ascendió hasta 40 ft de altura radioaltimétrica, mientras la velocidad oscilaba entre 155 KIAS y 175 KIAS; el ángulo de asiento llegó hasta los 18,3°; cayó el ala derecha en dos ocasiones, primero 20° de alabeo y segundos más tarde 32°. En un corto intervalo, alrededor de un segundo, se disminuyeron los gases bajando en ambos motores el EPR a 1,65. A continuación se seleccionó potencia máxima, llevándose las palancas de gases hasta los topes mecánicos, alcanzándose 2,20 EPR, por encima de la máxima certificada para el despegue. Sin embargo la aeronave no ascendía y no aceleraba. Comenzó a descender suavemente mientras se desviaba a la derecha y el gradiente de descenso alcanzó unos 15 ft/sg poco antes de producirse un primer impacto.

Para mejor determinar la capacidad del avión para volar en circunstancias similares a las del accidente, durante la investigación se han realizado simulaciones en ordenador con algoritmos de cálculo que reproducen la mecánica de vuelo del avión en distintas configuraciones, las acciones sobre los mandos de un pilotaje normal, los intervalos de tiempo de actuación de mecanismos o retrasos de los mandos y el influjo de los factores ambientales reseñados al principio. Se repitieron las simulaciones con distintas configuraciones de *flaps* y *slats*: 11°/MID, 0°/MID y 0°/RET. En todos los vuelos simulados, con tren abajo y empuje de los motores a potencia de despegue, se ha acelerado el avión hasta la velocidad de rotación establecida en los manuales para la configuración normal de 11°/MID. Después del despegue se han simulado diversos escenarios para comprobar el comportamiento del avión:

- Manteniendo una velocidad de subida de V_{2+10} correspondiente a la configuración citada, o bien
- Manteniendo un ángulo de asiento constante, repitiéndose para distintos valores de ese ángulo, o bien
- Tomando acciones de extensión de superficies hipersustentadoras (*flaps/slats*), o bien
- Disminuyendo el ángulo de asiento tres segundos después de la activación de las señales y avisos acústicos de pérdida (*stick-shaker* y bocina).

En las simulaciones con un avión en configuración 0°/RET, que trata de mantener la velocidad V_{2+10} establecida para la configuración 11°/MID, no se consigue ascender y mantener el avión en vuelo. Tampoco lo consigue la simulación en la que la aeronave, en configuración 0°/RET, trata de mantener ángulo de asiento de 14° o superiores.

En todas las simulaciones realizadas en configuraciones 0°/MID se consigue mantener el vuelo, ya sean con velocidad $V = V_{2(11°/MID)} + 10$, o bien, con ángulos de asiento entre 12° y 20°.

Las simulaciones en configuración 0°/RET consiguen mantenerse en vuelo y ascender con ángulo de asiento máximo de 12° o 13°. También tienen éxito las simulaciones en las que, tras la rotación y el despegue en configuración 0°/RET a velocidad $V = V_{2(11°/MID)} + 10$, se

toman acciones para la recuperación de la pérdida tres segundos después de los avisos pérdida. Las acciones incluyen poner configuración 15°/EXT, es decir *slats* extendidos y *flaps* bajados 15°, ajustando potencia a $EPR 2.0$. De igual manera, en estas simulaciones se consigue mantener el vuelo cuando, a los tres segundos de las activaciones de las alarmas de pérdida se baja el morro para volar el avión con una actitud justo por debajo de la de activación del *stick-shaker*.

Se ha analizado también el efecto de la reducción momentánea de potencia tras el despegue. Manteniendo el ángulo de asiento constante a 13°, se han reproducido tres condiciones distintas:

1. Considerando empuje de despegue $EPR 1,95$ constante en ambos motores, correspondiente al valor calculado de despacho para una configuración 11°/MID.
2. Partiendo de un empuje de despegue $EPR 1,95$ constante, se ha reducido momentáneamente el empuje hasta $EPR 1,65$ para volver a incrementarlo hasta el valor inicial de $EPR 1,95$ en ambos motores (figura 26).
3. Considerando los valores de EPR realmente grabados en el DFDR, que incluyen un descenso momentáneo desde $EPR 1,95$ a $1,65$ y luego un incremento hasta $EPR 2,20$ en ambos motores (figura 27).

Las simulaciones demostraron que el efecto de disminuir el empuje y aumentarlo inmediatamente conforme a la secuencia que se produjo en el accidente (caso 3) tenía un efecto ligeramente beneficioso en las actuaciones del avión en comparación con el mantenimiento del régimen de potencia constante de despegue para 11°/MID (caso 1): la velocidad del avión y el régimen de ascenso que se produjeron en el accidente serían superiores a los que se hubieran obtenido si las palancas de gases no se hubieran movido.

El efecto de la disminución momentánea del empuje se aprecia mejor comparando los casos 1 y 2 anteriores. El retraso de las palancas perjudica las prestaciones del avión en comparación con el régimen de potencia constante, pero lo hace ligeramente, de manera que se rebajan la velocidad y el régimen de ascenso (véase figura 26).

En estos tres supuestos el vuelo era posible con el avión en configuración 0°/RET manteniendo el ángulo de asiento por debajo de 13°.

También se completó una simulación específica para valorar las fuerzas en los controles de profundidad. Para ello, con el avión configurado con *slats* y *flaps* replegados (0°/RET), se compensó el avión para la configuración correspondiente a 11°/MID y se comprobó que el avión descompensado requería fuerzas ligeramente menores para encabritar.

Se debe advertir que no se pudieron reproducir exactamente en las simulaciones todas las condiciones de vuelo registradas en el DFDR, debido a la falta o ausencia de grabación de determinados parámetros. El factor más importante de desviación entre el

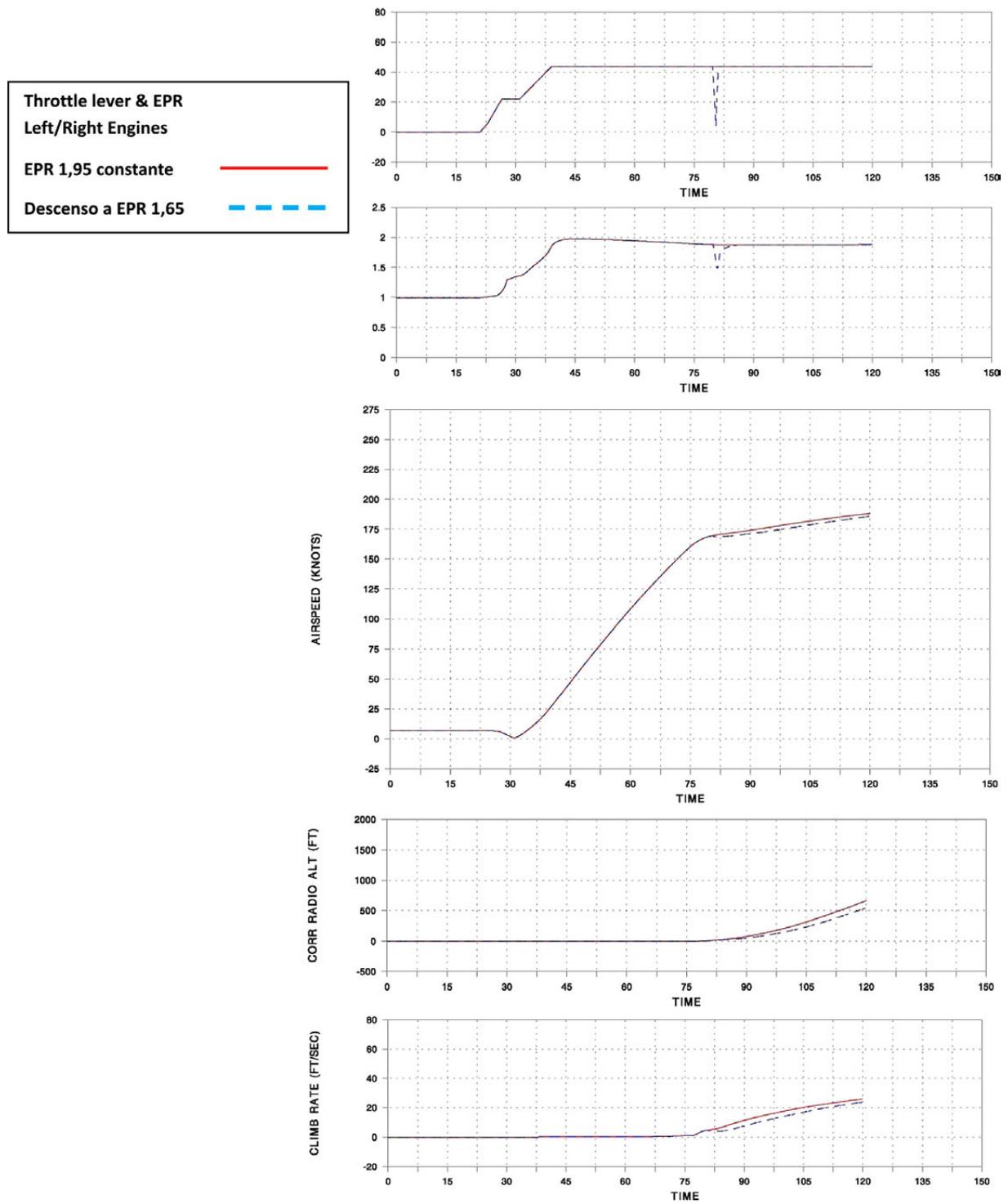


Figura 26. Efecto reducción momentánea de potencia desde EPR 1,95 constante

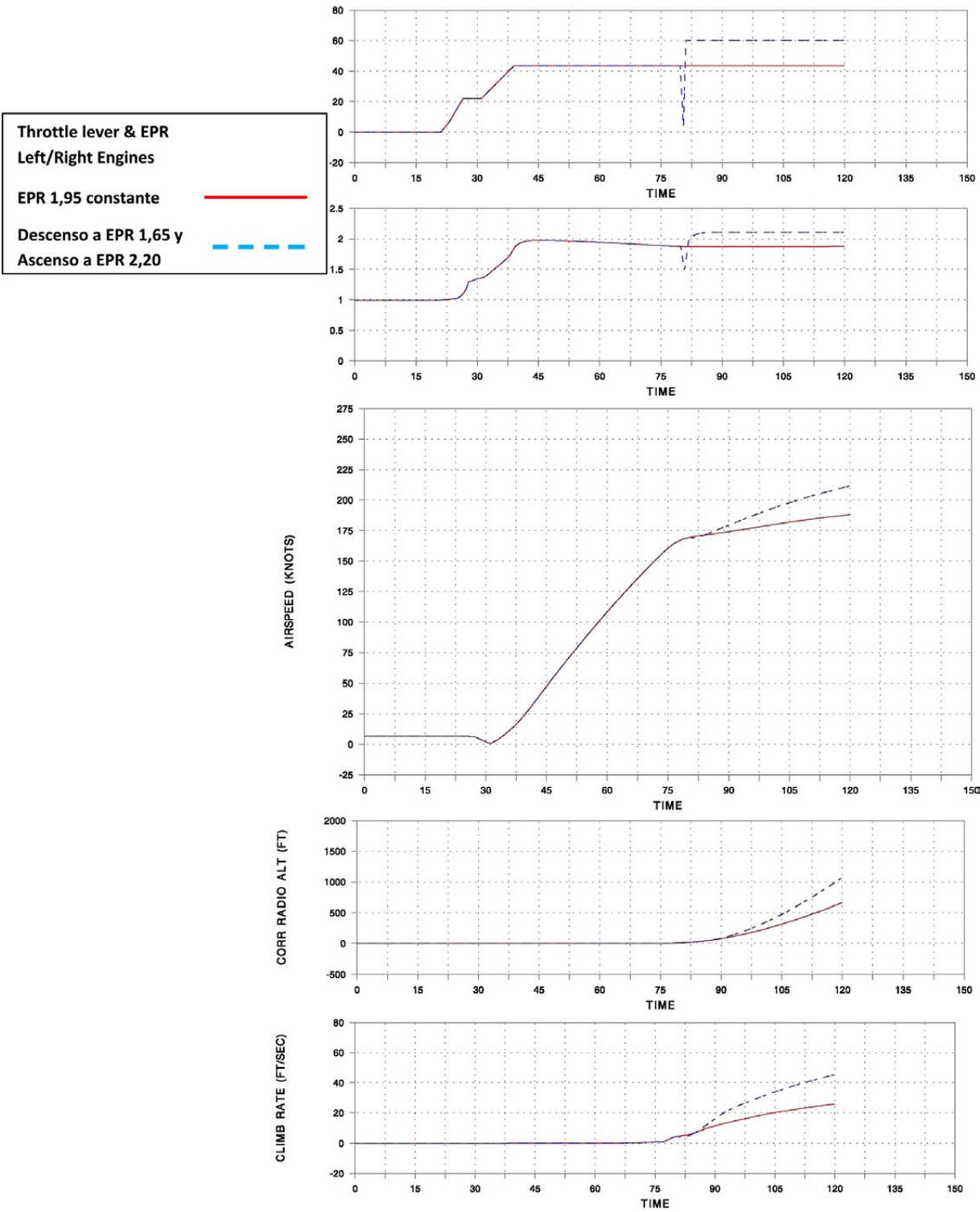


Figura 27. Efecto reducción momentánea de potencia a EPR 1,65 y ascenso

análisis teórico y al comportamiento real del avión fue al gran alabeo que se produjo inmediatamente después del despegue. El efecto más relevante del alabeo fue la pérdida de sustentación efectiva, ya que la fuerza de sustentación se aleja de la vertical por la inclinación del ala, y el consiguiente aumento de la velocidad de pérdida.

Un alabeo de 32°, que fue el máximo que se midió en el DFDR, hace aumentar la velocidad de pérdida en configuración de ala limpia de los 160 KIAS, correspondiente a la pérdida en vuelo con las alas niveladas, hasta los 172 KIAS, correspondiente a la pérdida en un viraje estabilizado con esa inclinación. Las simulaciones no permiten reproducir las oscilaciones de alabeo que experimentó el avión debido a las asimetrías que se producen en la sustentación cuando la aeronave entra en la pérdida, y asimismo, porque se desconocen las deflexiones que tomaron las superficies de control, las cuales no se grabaron en DFDR. Por esta razón los resultados de las simulaciones no se consideran totalmente aplicables al caso real.

Por otro lado, la programación de los algoritmos puede no representar rigurosamente la aerodinámica del MD-82 con efecto suelo. Sin embargo, en contraposición a lo dicho respecto al alabeo, los datos del DFDR indican que las alas entraron en pérdida a un ángulo de ataque superior al que hubiera predicho el programa de software para condiciones del ala limpia, con efecto suelo, subestimando la verdadera actuación y prestaciones de la aeronave, con lo cual los resultados del estudio realizado se consideran conservativos en este aspecto.

1.16.7. *Pruebas funcionales en tierra con avión similar*

En apoyo a la CIAIAC en la investigación del accidente, en octubre de 2008 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, en lo que se refiere a un posible fallo del relé R2-5 o del conjunto izquierdo del sistema de sensación de tierra. 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 Z-29 del circuito de calefacción de la sonda RAT, abierto.
- Disyuntor K-33 del conjunto izquierdo de relés del sistema de sensación de tierra, abierto.
- Simulación de fallo del relé R2-5 (cable desconectado de la alimentación).
- Simulación de fallo del relé R2-5 y disyuntor Z-29 abierto.
- Disyuntores K-33 y Z-29, abiertos.

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.
- Con el relé R2-5 desconectado de la fuente de energía y el disyuntor Z-29 abierto, la indicación de la temperatura total del aire (TAT) no aumentó dado que la calefacción de la sonda RAT no estaba conectada por la apertura del disyuntor Z-29 y el sistema TOWS no emitió ningún aviso cuando se adelantaron las palancas de gases. En esta situación tampoco había evidencias para los participantes de la prueba del estado y condición del relé R2-5 y del TOWS.
- Con los disyuntores K-33 y Z-29 abiertos se reprodujo la misma situación que cuando se abrió el K-33, salvo que la temperatura indicada por la sonda RAT no ascendió.

1.16.8. *Simulaciones de maniobras de recuperación de pérdidas en despegue*

Con objeto de valorar los procedimientos de recuperación de la pérdida a fecha del accidente se realizaron pruebas en un simulador de vuelo del modelo MD-88 con distintas configuraciones de despegue: diferente selección de *flaps/slats* y variaciones del centro de gravedad.

Tanto el avión accidente como el simulador de vuelo disponían de sistema electrónico de instrumentos de vuelo (EFIS). El simulador está diseñado para reproducir las misma

longitud que el MD-82 y se programó para reproducir las prestaciones de los motores Pratt & Whitney, modelo JT8D-217C como los del avión accidentado.

Las pruebas se llevaron a cabo por una tripulación formada por dos pilotos con habilitación y experiencia en aviones de la serie MD-80.

Se simularon los siguientes escenarios:

- Despegue con *flaps 0*, *slats* retraídos y centro de gravedad 8%MAC, utilizando el procedimiento de recuperación de pérdida que figura en el FCOM de Boeing para el MD-82 a fecha del accidente.
- Despegue con *flaps 0* y *slats* retraídos, C.G. 8, utilizando un procedimiento de recuperación de pérdida que incluye la verificación y actuación sobre la de la palanca de mando de *flaps/slats*.

Las conclusiones obtenidas fueron las siguientes:

- El tiempo de reacción es clave para la recuperación de una pérdida dadas las limitaciones de altura sobre el terreno que existen.
- Para reducir el tiempo de reacción es muy importante reconocer inmediatamente la situación de pérdida.
- Se trata del único supuesto en el que la voz de aviso de pérdida (*stall warning*) y la vibración de la columna de mando (*stick shaker*) se activan simultáneamente.
- La recuperación de la pérdida es bastante más rápida con el procedimiento que propone la verificación y consiguiente extensión de *flaps/slats*.
- En la maniobra de recuperación con *flaps/slats* retraídos hay que realizar una fuerza superior a la normal para disminuir el ángulo de asiento (*pitch*) y mantenerlo.
- Se observa que a medida que se hacen ensayos la recuperación de la pérdida por parte de la tripulación es más efectiva.
- El entrenamiento es tan importante como una buena definición del procedimiento ya que permite a las tripulaciones tener rápidamente identificada la situación y reduce el tiempo de reacción dado el poco margen que existe para recuperar la pérdida.

1.17. Información sobre organización y gestión

1.17.1. El operador Spanair

1.17.1.1. Situación general

La compañía Spanair se creó en 1986 como sociedad participada por las Líneas Aéreas de Escandinavia (SAS) y el grupo Teinver⁵⁰, pero no empezó su operación hasta marzo

⁵⁰ Teinver es una sociedad española con negocios en el sector de las agencias de viajes y en el sector aeronáutico. Era también accionista mayoritaria del agente de asistencia en tierra de Spanair.

de 1988. Inicialmente sólo realizaba vuelos chárter y fue en 1994 cuando comenzó a realizar vuelos regulares. En 1997 estableció vuelos regulares internacionales al continente americano con aviones 767 de la serie 300.

En 2001 Spanair canceló sus vuelos al continente americano y se deshizo de los 767 como consecuencia de la crisis que sufrieron las líneas aéreas durante ese año.

En junio de 2007 SAS anunció la puesta en venta de su participación en Spanair. El proceso de venta se extendió hasta enero del 2009 con diferentes ofertas y posibles compradores. Actualmente el accionista mayoritario de Spanair es IEASA (Iniciatives Empresariales Aeronàutiques, S.A.), un grupo empresarial español con sede en Cataluña, sin vinculación previa al sector aeronáutico, aunque SAS todavía conserva un porcentaje de la compañía.

En agosto de 2008 la compañía había iniciado un expediente de regulación de empleo con objeto de reducir la plantilla como parte de un plan de viabilidad. Este proceso afectaba a un 25% de los empleados e incluía tanto a personal de mantenimiento como a pilotos. En cifras absolutas suponía la pérdida de unos 1000 puestos de trabajo de un total próximo a los 4000 que constituían la plantilla de la compañía. El Plan incluía medidas como la reducción de la capacidad productiva en un 24%, la disminución de costes y un plan de ahorro de gastos de 90 millones de euros para 2009. El impacto en los medios técnicos de la compañía implicaba la retirada del servicio de 15 aviones entre el 15 de septiembre y el 1 de noviembre de ese año, lo que equivalía a una reducción del 24% de la capacidad operativa de Spanair, así como la eliminación de 9 rutas y la reducción de las frecuencias más deficitarias de otras rutas.

En esta época, las aeronaves aprobadas de acuerdo a su AOC, número E-AOC-003 en vigor desde el 16 de julio de 2008, eran MD-82, MD-83, MD-87, A-320, A-321 y B-717. Este AOC incluía el transporte de pasajeros y de carga. El negocio de la compañía se distribuía en un 80% de vuelos regulares y el resto chárter.

La base principal estaba en Palma de Mallorca aunque contaba con un total de 7 bases (Madrid, Barcelona, Palma de Mallorca, Málaga, Bilbao, Tenerife y Las Palmas). En la fecha del accidente la política de bases, de acuerdo con la reestructuración de la compañía, cambió con objeto de eliminar las menos importantes y concentrar a todo el personal en Madrid y Barcelona.

1.17.1.2. La organización de Spanair

A continuación se muestra la estructura organizativa de Spanair en las áreas de operaciones y mantenimiento según se recoge en su Manual de Operaciones Parte A.

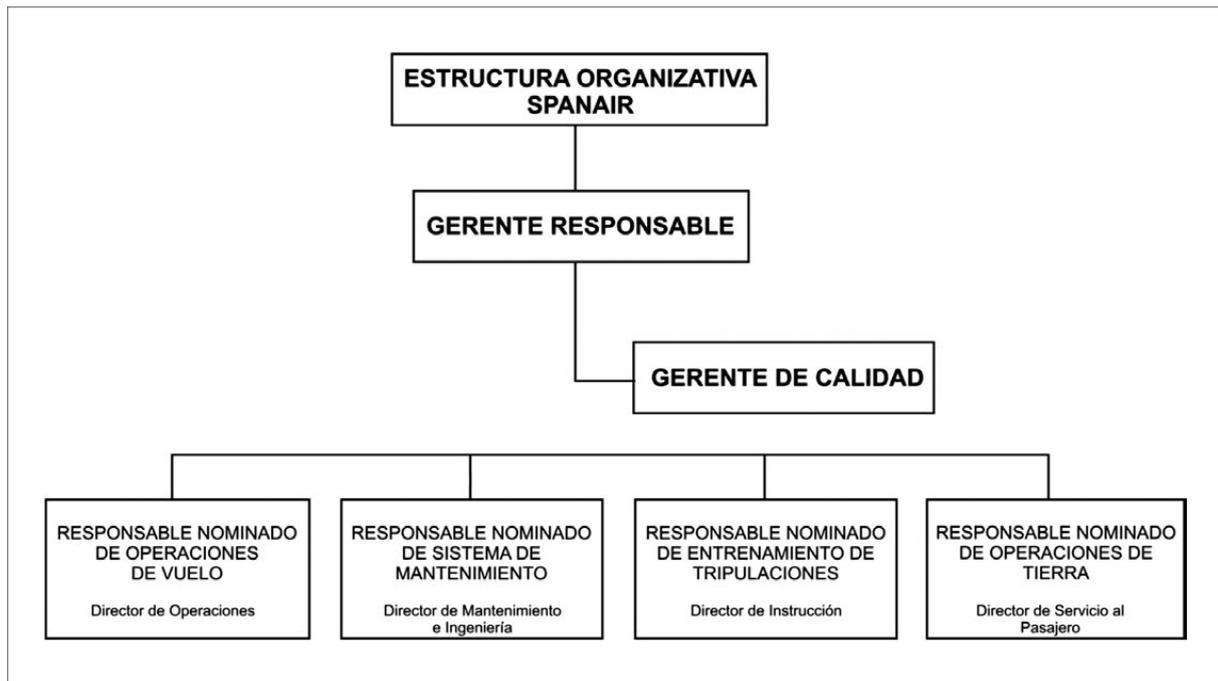


Figura 28. Estructura organizativa de Spanair a efectos de AOC

Dependiendo del Gerente Responsable estaban el responsable de operaciones de vuelo que era a su vez el Director de Operaciones de Vuelo, el responsable del sistema de mantenimiento, que era el Director de Mantenimiento e Ingeniería, el responsable de entrenamiento de tripulaciones, que era el Director de Instrucción dentro de la Dirección de Operaciones y el responsable de operaciones de tierra, que era el Director de Servicio al Pasajero. El Gerente de Calidad dependía directamente del Gerente Responsable.

1.17.1.3. La organización de Operaciones

1.17.1.3.1. Estructura general

La Dirección de Operaciones estaba estructurada en tres subdirecciones, de Gestión y Comunicación, de Operaciones y Supervisión y Control de actividades en vuelo y la Subdirección de Instrucción.

El Director de Operaciones de Vuelo comunicaba todas las cuestiones sobre seguridad operacional al Gerente Responsable y garantizaba que las operaciones siguieran el calendario previsto, minimizando las interrupciones y retrasos. Por su parte el Subdirector de Instrucción era el responsable del entrenamiento de tripulaciones, tanto de vuelo y como de cabina de pasajeros.

El Subdirector de Operaciones y Supervisión y Control de Actividades en Vuelo era el responsable de programar las verificaciones en línea de los pilotos y también de los procedimientos operativos estándar (SOP). De esta subdirección dependen los jefes de flota y el jefe del departamento técnico.

1.17.1.3.2. *Procedimientos operacionales en Spanair*

1.17.1.3.2.1. Criterios generales aplicables a las listas de comprobación establecidos por Spanair

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

La parte del Manual de Operaciones de Spanair (MOS) aplicable a la flota MD80 vigente en el momento del accidente, especificaba, al hablar de los criterios generales de las listas de comprobación expandidas⁵¹, que las listas debían leerse y responderse con voz alta y clara. Se explicaba que el uso de los términos «set» o «checked» como respuestas eran la indicación de que se había ajustado el elemento de que se trataba o que el equipo correspondiente operaba con normalidad. También se explicaba 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 indicaban que al final de la lista debía pronunciarse el nombre de la lista seguido de la expresión «*checklist completed*».

La lista de comprobación denominada «*Prestart*» se debía realizar completa incluyendo la comprobación de los equipos antes del primer vuelo del día o cuando el comandante lo estimara necesario. En los relevos de tripulación o en las paradas intermedias, si ambos pilotos abandonaban la aeronave se realizaría la lista completa, pero sin que fuera necesario realizar los puntos destinados a las comprobaciones de los equipos, comprobando solamente la posición de los interruptores. No era necesario realizar los puntos sombreados de la lista si uno de los pilotos permanecía a bordo.

En la compañía Spanair el método que se utiliza para realizar las listas de comprobación normales es el de «*do-verify*». En tierra, el PF y PNF debían realizar las acciones de la lista, tal como figurara en la definición de las listas expandidas, y luego leería la lista el piloto que ocupara el puesto derecho en la cabina (R/P) y las contestaría el piloto que ocupara el asiento de la izquierda (L/P).

El Manual de Operaciones de Spanair (MOS) no abordaba concretamente las interrupciones en las tareas de preparación de los vuelos cuando sucedían averías por

⁵¹ OM-B MD-80. Section 2. Normal Procedures. Chapter 1. Normal Check List. Subchapter 2. Expanded Check List. Rev. 00 (02.05.2007).

las que hubiera que regresar a la plataforma. Se hacía una referencia al caso de que una lista no se llegara a completar, tomando entonces la precaución de colocarla en un lugar que llamara la atención de los pilotos para que así les recordara que la tarea había quedado inconclusa.

Durante la investigación se revisó el material que las tripulaciones de vuelo usaban a bordo de la aeronave como referencia para la lectura de las listas de comprobación. Dicho material no recogía como último punto de cada una de las listas el ítem «*checklist completed*».

1.17.1.3.2.2. Listas de comprobación antes del despegue de los aviones de la serie MD-80

Según la información recopilada en las entrevistas realizadas al personal de operaciones de la compañía, las listas de comprobación que se utilizaban eran una herencia de las que usaba SAS en 1986 cuando se fundó la compañía. A partir de ese momento las listas de comprobación de Spanair evolucionaron independientemente, aunque mantenían contacto con SAS y recibían información sobre las modificaciones que SAS realizaba.

Las listas de comprobación antes de iniciar el vuelo para la serie MD-80 las componían los siguientes números de puntos o *items* (véase Apéndice 4):

Lista de comprobación	N.º items
<i>Prestart</i>	59 (primer vuelo del día) 26 (si uno de los pilotos permanece a bordo en las paradas intermedias)
<i>Before start</i>	8
<i>After start</i>	9
<i>Taxi</i>	8
<i>Take off imminent</i>	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. A todas las acciones y comprobaciones que deben efectuar los pilotos en esta fase de preparación del vuelo hay que añadir las correspondientes al arranque de los motores.

Lista *Prestart*

La comprobación del TOWS figuraba en el puesto n.º 49 de la lista. Se trata de un elemento sombreado y esto significaba que sólo había que realizarlo obligatoriamente

antes del primer vuelo del día. Se advertía en este punto que si no sonaba la bocina al hacer la comprobación del sistema se requería acción de mantenimiento antes de despegar.

En el puesto n.º 31 se encontraba 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 «Down the line»⁵² 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.

Lista *After start*

En el último lugar de esta lista (punto n.º 9) se encontraba la selección de *flaps/slats*.

Según las listas expandidas de Spanair (OM B, revisión 1, 15 de febrero de 2008) la descripción de las acciones a realizar en el punto n.º 9 era:

9. FLAPS & SLATS.....SET & CHECKED..R/P

When Clear Signal is received:

- Select flaps according Take Off performance calculations.
- Check slats sequence as follows:

FLAP 0-13	15- 24
* Disagree	* Disagree
* T/O	* T/O
* Disagree-auto	
* Disagree	
* T/O	

- Check flap position indication to agree with selected flap. (Both).
- Check SLAT T/O light to be on and all other SLAT advisory lights off.
- Check for no AUTO SLAT FAIL caution on annunciation panel. (L/P)

La respuesta a este punto era «SET & CHECKED». En la descripción que se detalla en las listas expandidas aparecía una nota específica que indicaba que debían accionarse los *flaps* cuando se hubiera recibido la señal de que en tierra la zona estaba despejada.

⁵² La expresión «Down the line» que aparece en esta lista de comprobación se corresponde con la locución «below the line» que se escucha en el CVR (véase apartado 1.1).

La selección de *flaps/slats* es 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* al accionar la palanca 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* con la palanca 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 manipulando el conmutador rotatorio de las calefacciones (*Rotary switch meter selector and heat*). La respuesta a este punto es «*SET*».

Lista *Taxi*

En el punto número 5 de la lista de *Taxi* se indica que se comprueben la disponibilidad de empuje automático adicional en caso de fallo de motor en despegue (ART) y los valores de potencia calculada para el despegue (EPR).

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.

También se dice expresamente que se haga referencia a las condiciones específicas del vuelo como condiciones meteorológicas adversas, estado de la pista, procedimientos de atenuación de ruidos, restricciones por MEL, etc.

Lista *Take off imminent*

En el último puesto de la lista (punto número 6) figuran los puntos de verificación final (*final items*). 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*.

1.17.1.3.2.3. Procedimiento de recuperación de la pérdida

El Manual de Operaciones de Spanair para la serie MD-80 recoge en su procedimiento normal de recuperación de la pérdida lo siguiente:

- Call «Stall-full power»
- Aplicar máximo empuje. Si el contacto con el terreno es inminente aplicar empuje hasta el tope mecánico.
- Desconectar piloto automático. Estar alerta para no contrarrestar excesivamente la actitud de trimado de morro arriba.
- Nivelar planos y ajustar pitch para minimizar la pérdida de altitud o para obtener margen de franqueamiento con los obstáculos.

A continuación se diferencia si la aeronave está por debajo de FL 250 o por encima.

- Por encima de FL250 aceptar una pérdida de altitud mientras se acelera. Mantener la configuración.
- Por debajo de FL250 extender slats si la aeronave se encuentra en configuración limpia. Acelerar a la velocidad mínima para la configuración de la aeronave y entonces ajustar la configuración como se requiera.

1.17.1.3.2.4. El Manual de Operaciones de Spanair (MOS) versus el Manual de Operaciones del fabricante Boeing (FCOM)

En la introducción de la parte de procedimientos normales del FCOM del MD-82 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* o *scan flow*) 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 se dice que el término «*AS REQUIRED*» no se debería usar como respuesta, debiendo especificarse la posición o indicación leída del elemento.
- Al final de cada lista se debe pronunciar el nombre de la lista seguido de la expresión «*checklist completed*».

Lista *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.

Lista *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.

Procedimiento de recuperación de la pérdida

Boeing distingue la fase en la que se encuentra la aeronave:

Para las configuraciones de despegue, aproximación, aterrizaje o motor y al aire (*go around*) tras la primera indicación de aproximación a la pérdida, las acciones a realizar son:

- Aplicar el máximo empuje y si hay riesgo de contacto con el terreno aplicar potencia hasta el tope mecánico.
- Ajustar el ángulo de asiento (*pitch*) como se requiera mientras se nivelan las alas para minimizar la pérdida de altura o para proporcionar el margen de franqueamiento de obstáculos.
- Mantener la configuración de *flaps/slats* y tren de aterrizaje.
- Acelerar a la velocidad mínima de maniobra para la configuración determinada y entonces ajustar la configuración como se deseé.

En el caso de avión en configuración limpia, tras la primera indicación de aproximación a la pérdida, las acciones a realizar son:

- Aplicar máximo empuje. Si hay riesgo de contacto con el terreno aplicar empuje hasta el tope mecánico.
- Ajustar ángulo de asiento (*pitch*) para minimizar la pérdida de altura.
- Extender *slats* (cuando se esté por debajo de la velocidad límite con *slats*).
- Acelerar hasta velocidad mínima de maniobra.

- Ajustar configuración de acuerdo a lo requerido.
- Volver a la altitud y velocidad deseada.

Por último, se considera el caso de avión con configuración limpia a altitudes donde las actuaciones están limitadas. En este caso, el procedimiento de recuperación es:

- Aplicar empuje máximo.
- Aceptar una pérdida de altitud mientras se acelera a la velocidad mínima de maniobra.
- Ajustar configuración de acuerdo a lo requerido.
- Volver a la altitud y velocidad deseada.

1.17.1.3.3. Formación del operador

1.17.1.3.3.1. Formación recurrente

Según el Manual de Operaciones, Parte D, del operador es necesario realizar verificaciones de competencia en un simulador cada 6 meses. El operador ha desarrollado un programa que se divide en 6 sesiones y se completa en un total de 36 meses, donde se entrenan los procedimientos normales y los procedimientos anormales y de emergencia.

En todas las sesiones de simulador se entrena el fallo de motor en despegue tanto por los comandantes como por los copilotos.

Dentro del programa se efectúa en una sesión una simulación de encuentro con cizalladura en despegue y en otra sesión una simulación de encuentro con cizalladura en aproximación.

1.17.1.3.3.2. Formación CRM

La formación CRM se contemplaba en la Parte D del Manual de Operaciones (OM-D). Todos los tripulantes de vuelo de Spanair recibían un curso de formación inicial sobre CRM al entrar en la empresa. Tras completar la formación de habilitación de tipo y entrar a formar parte de un departamento de flota, cada tripulante recibía formación recurrente cada año. Dicha formación abarcaba todo el programa de CRM a lo largo de un ciclo de tres años.

Los programas de CRM de los cursos iniciales y recurrentes incluían lo siguiente:

- El síndrome de la prisa (*hurry up syndrome*).
- El estrés producido por presiones «ambientales»; operacionales, psicológicas o autoinducidas.

- Equivocaciones, descuidos, errores, infracciones deliberadas.
- Cadena de errores, análisis de incidentes y accidentes.
- Comunicación y coordinación.
- Asertividad y conducta asertiva en las comunicaciones.
- Fenómeno *expectation-bias*.

Además de los cursos iniciales y recurrentes anuales, Spanair también impartía programas específicos de CRM para lo siguiente:

- Cursos de conversión (conversiones de tipos de aeronaves y operadores). Liderazgo, ascenso a Comandante o a Supervisor de Tripulación de Cabina.
- Formación de inspectores e instructores.

La formación en CRM se llevaba a cabo en aulas situadas en CAE (una organización de formación situada en Madrid) y se impartía mediante equipos audiovisuales. La duración y el contenido de los cursos se especificaban en el OM-D de Spanair. Los temas de CRM normalmente hacían uso de presentaciones en *PowerPoint*®, que incluían ejemplos apropiados de incidentes y accidentes.

La práctica establecida por Spanair era que toda la formación en CRM fuese llevada a cabo por instructores de CRM formados por la compañía con un curso inicial de formador de CRM y aceptados por la autoridad de aviación civil.

La práctica establecida por el Departamento de Formación de Spanair era seleccionar los instructores de CRM a partir de candidatos voluntarios, basándose exclusivamente en criterios profesionales.

Spanair evaluaba y llevaba un seguimiento de la eficacia de la formación CRM por parte de los miembros de la tripulación durante las operaciones de vuelo. El operador ha informado que apreciaba un buen nivel general en la aplicación de las técnicas de CRM.

1.17.1.3.3.3. Verificaciones en línea realizadas por el operador

Se han revisado en la investigación registros de verificaciones en línea realizadas por el operador a sus pilotos. Estos registros contienen los formularios empleados en las evaluaciones. Se facilitaron un total de 12 verificaciones en línea, 9 en aviones de la flota Airbus y 3 en aviones de la flota MD. Del total, 6 habían sido realizadas en 2008 antes del accidente y el resto habían sido realizadas en 2009. Seis eran verificaciones en línea a comandantes y seis a copilotos y cada verificación constaba de dos vuelos, en uno el evaluado actuaba como PF y en el otro como PNF.

Todos los resultados fueron satisfactorios. Solo en un caso se recomendaba aplicar el procedimiento en vigor y revisar el DFGS antes de despegar. En el resto de las

verificaciones manejadas, las observaciones hechas por los instructores eran en el sentido de que se cumplían los procedimientos de la compañía.

Como guía facilitada por el operador a sus instructores para las evaluaciones de los pilotos en estas verificaciones, el operador informó que a partir del año 2010 empezó a utilizar las «*Observation Sheets*» extraídas del programa LOAS⁵³ (*Line Operations Assessment System*) y publicadas por el Departamento de Apoyo a las Operaciones de Vuelo de AIRBUS (*Flight Operations Support*) en septiembre de 2002.

1.17.1.3.4. *Procesos de gestión de procedimientos operacionales*

Según el Manual de Gestión de la Dirección de Operaciones de Spanair, Sección 7, capítulo 7.10 Procedimiento de edición de Manuales, para modificar el Manual de Operaciones Parte B es necesario recibir una propuesta de modificación de Jefatura de Flota.

La Jefatura de Flota es responsable de revisar y proponer los cambios y actualizaciones de los manuales operativos y remitirlos al Departamento Técnico que se encargará de la edición. Según el Manual de Gestión el origen de una modificación de un manual podría estar en el fabricante, organismos públicos o la propia compañía, derivados de los resultados de auditorías, revisión de procedimientos, etc.

Dentro del proceso de modificación del Manual de Operaciones Parte B, cuando los cambios afecten a los SOP, se convoca al Comité de Procedimientos. En el Manual de Gestión de la Dirección de Operaciones se describe en la sección 6. Flotas, capítulo 6.8, la composición y convocatorias del Comité de Procedimientos. El Comité de Procedimientos lo constituían los Jefes y Adjuntos a Flota, Jefe de Instrucción de la Flota afectada, Jefe del Departamento CRM, Jefe de Supervisión y Jefe de Seguridad en Vuelo, aunque la presencia de todos los miembros no era siempre obligatoria en las sesiones. El Comité de Procedimientos tiene como objeto analizar e implementar las actualizaciones y/o modificaciones que puedan derivar de los cambios de documentación que afecten a los SOP.

Entre sus pautas de funcionamiento no estaba el verificar las diferencias de los SOP con los del fabricante ni estudiar cambios previos.

Según la compañía, los cambios a las listas de comprobación propuestos estuvieron sujetos a una evaluación de riesgos basada en las opiniones profesionales de personal

⁵³ De acuerdo con la información incluida en las *Observations Sheets*, el programa LOAS utiliza la metodología del programa LOSA (*Line Operation Safety Audit*) desarrollado por la Universidad de Texas. El programa LOSA se basa en la recopilación de datos en el entorno de las operaciones de vuelo normales. Está diseñado como una herramienta usada en un contexto no punitivo para las tripulaciones sujetas a observación. Tanto OACI como IATA han respaldado esta metodología.

de operaciones con gran experiencia en reuniones del Comité de Procedimientos. En el Manual de Operaciones de Spanair aparecía el director de flota como responsable de implantar los cambios acordados. Los documentos elaborados por el comité se grababan y se archivaban durante tres años. En el transcurso de la investigación no se ha podido recoger evidencias de estos hechos.

Tampoco ha sido posible establecer en la investigación trazabilidad de los cambios que se han introducido en los procedimientos de vuelo (listas expandidas) o en las listas de comprobación (normales) aplicables a la flota MD y los motivos que los han promovido a partir de la información gestionada por el Comité de Procedimientos.

1.17.1.3.5. Instrucciones para la utilización de teléfonos móviles

En el Manual de Operaciones de Spanair, parte A, sección 8, Procedimientos operativos, capítulo 3, Procedimientos de vuelo, punto 8.3.15.G, Uso de equipos electrónicos a bordo, se recoge la prohibición del uso de dispositivos electrónicos portátiles a bordo de la aeronave.

Esta prohibición se basa en la Resolución del 9 de enero de 2002 de la DGAC por la que se establecen criterios operacionales para la aplicación uniforme del requisito establecido en JAR-OPS 1.110, relativo al uso de dispositivos electrónicos portátiles a bordo.

En concreto dicho requisito dice:

*«OPS 1.110 Dispositivos electrónicos portátiles
El operador no permitirá el uso a bordo de un avión de dispositivos electrónicos portátiles que puedan afectar al correcto funcionamiento de los sistemas y equipos del avión, y tomará las medidas razonables para impedirlo.»*

La citada resolución de 9 de enero de 2002 recoge que:

«2.3.2. Los tripulantes de vuelo y los de cabina de pasajeros deberán evitar el uso de teléfonos celulares u otros dispositivos de transmisión durante procedimiento de pre-vuelo críticos, como , por ejemplo, al cargar la información de la ruta en el sistema de navegación o cuando controlen la carga de combustible. Por otro lado, los tripulantes de vuelo y el resto del personal involucrado en el despacho de la aeronave observarán las mismas restricciones que las establecidas para los pasajeros respecto al uso de estos dispositivos.»

Spanair no había establecido en el momento del accidente instrucciones operacionales sobre el uso de teléfonos móviles por las tripulaciones en las distintas fases del vuelo.

1.17.1.4. La organización de calidad y seguridad de vuelo en Spanair

1.17.1.4.1. Dirección de Calidad

Del Gerente Responsable depende el Director de Calidad del que a su vez depende el Departamento de Seguridad en Vuelo.

Dentro de las responsabilidades del Director de Calidad se encuentran asegurar que el Programa de Garantía de Calidad está correctamente establecido, documentado, implantado y mantenido, incluido el establecimiento de un marco y un calendario para las auditorías periódicas dentro de las unidades pertinentes.

No se ha podido constatar durante la investigación que se realizaran auditorías internas ni que existiera un plan anual de auditorías en Spanair.

1.17.1.4.2. Departamento de Seguridad en Vuelo

El departamento lo dirigía el Jefe de Seguridad en Vuelo del que dependían un Gestor FDM, los Oficiales de Seguridad en Vuelo tanto de tripulación técnica (al menos uno por cada flota) como de tripulación de cabina de pasajeros y el equipo de investigación. No había personal exclusivamente asignado para la investigación de accidentes e incidentes, por lo que los Oficiales de Seguridad en Vuelo también ejercían las labores de investigación en caso de accidente, formando parte del equipo de investigación que dirigía el Jefe de Seguridad en Vuelo.

1.17.1.4.3. Programa de seguridad operacional (Safety Culture)

Las prioridades que se deben seguir, según se recoge en el Manual de Seguridad en Vuelo⁵⁴, son, en este orden:

1. Seguridad operacional.
2. Puntualidad.
3. El resto de servicios.

A este respecto, es conocida públicamente la Garantía de Puntualidad que Spanair incorporó para mejorar el servicio y los estándares de calidad a sus clientes. Este sistema se concretaba con una serie de compensaciones al pasajero en caso de que las puertas del avión se cerraran con más de 15 minutos de demora sobre la hora programada de salida y se deba a causas imputables a la compañía.

⁵⁴ Manual de Seguridad en Vuelo, Rev. 7, 1/07/2007.

De acuerdo con el manual, el programa de seguridad de vuelo de la compañía tiene como objeto el identificar y controlar las posibles amenazas para la seguridad en vuelo. Para lograrlo el manual dice que hay que monitorizar y analizar la operación y el entorno operacional con objeto de identificar tendencias adversas para poder tomar medidas como pueden ser modificación de procedimientos, entrenamiento o concienciación de los posibles riesgos.

Las herramientas para detectar estas tendencias son:

1. Fóruns de seguridad en vuelo (FSQB. Flight Safety Quality Board y FSC. Flight Safety Committee).
2. Sistema de reportes de seguridad y base de datos.
3. Auditorías de seguridad.
4. Análisis de tendencias de seguridad.
5. Investigaciones de la compañía y de accidentes e incidentes.
6. Programas FDM.
7. Programa de información de seguridad.
8. Coordinación con otros departamentos y las autoridades.

De acuerdo con el Manual de Seguridad de Vuelo la información que se distribuía era:

- *Flight Safety Magazine* cada 6 meses.
- *Cabin Crew Magazine* cada 6 meses.
- *Flight Safety Bulletin*, mensualmente.
- *Flight Safety Notice*, cuando sea necesario.

Según la información recogida en la investigación el Departamento de Seguridad en Vuelo distribuía avisos de seguridad de vuelo (en forma de *Flight Safety Notices*) cuando era necesario y boletines (*Flight Safety Bulletin*) cada dos meses. En estos últimos se recogía información sobre incidentes de la compañía en distintas flotas y otras noticias sobre seguridad operacional.

Los responsables de Seguridad de Vuelo informaron que no se recibían muchos reportes, un máximo de 7 al mes. No había reportes sobre avisos de configuración insegura en el despegue. Por otro lado, se tiene información de que Spanair comunicó al sistema nacional de notificación de sucesos 410 casos durante el año 2010.

En el año 2008 se emitieron 15 avisos (*Flight Safety Notice*). El emitido el 21 de mayo de 2008 incidía en el cumplimiento de los procedimientos tal como vienen reflejados en los SOP de la compañía después de un problema de posición incorrecta de una válvula de control de presurización tras labores de mantenimiento. En otro aviso publicado el 1 de agosto de 2008, el Departamento de Seguridad de Vuelo advertía de la delicada situación en que se encontraba la compañía y hacía hincapié en ser más estrictos y cuidadosos en el cumplimiento de las listas de comprobación, los procedimientos estándar y el uso eficiente de todos los recursos disponibles con objeto de mitigar errores, minimizar el riesgo y aumentar la seguridad.

1.17.1.4.4. Programa de análisis de datos de vuelo (*Flight Data Monitoring. FDM*)

El programa FDM se encarga de recopilar y analizar los datos de vuelo archivados electrónicamente por los sistemas de grabación del avión, para identificar y corregir posibles riesgos operacionales en las compañías aéreas.

Según la normativa de operaciones en vigor en el momento del accidente⁵⁵ el programa FDM era obligatorio para los operadores europeos.

En el momento del accidente Spanair sólo estaba realizando el control de los datos en la flota de A320. En el caso de la flota de MD se había realizado la instalación de QAR en todas las aeronaves y se había iniciado la descarga de información, aunque no se contaba con capacidad para el análisis de dichos datos.

1.17.1.5. La organización de mantenimiento

1.17.1.5.1. Estructura/organización

Spanair poseía una aprobación PARTE M, Subparte G, de acuerdo al Reglamento 2042/2003 de la Comisión Europea, como organización para la gestión de la aeronavegabilidad continuada, para las flotas contenidas en su AOC y aprobación PARTE-145 para realizar el mantenimiento de aeronaves y componentes de aeronaves hasta el alcance establecido en su licencia de aprobación, mientras que el resto de actividades de mantenimiento necesario, de acuerdo con cada Programa de Mantenimiento aprobado, era contratado a otras organizaciones aprobadas.

En el momento del accidente se encontraba en vigor la revisión n.º 2.1 del MOE de fecha 18 de junio de 2008 y la revisión n.º 2 del CAME de fecha 11 de abril de 2008. Ambas fueron aprobadas por la Oficina de Seguridad en Vuelo n.º 7 de la DGAC con fecha 19 de mayo de 2008.

Bajo la dependencia del Director Técnico, se desarrollan los organigramas de las organizaciones de mantenimiento y gestión de la aeronavegabilidad, las cuales mantenían en común la mayoría de sus responsables y áreas.

La principal diferencia entre ambas estructuras residía en que la organización de mantenimiento cuenta con el departamento de Mantenimiento en Línea, mientras que la organización CAMO cuenta con el departamento de Mantenimiento en Base.

En el momento de la edición de la revisión 2 del CAME (11 de abril de 2008), la plantilla de Spanair, como Organización de Gestión de la Aeronavegabilidad Continuada, contaba con un total de 84 personas distribuidas de la siguiente manera:

⁵⁵ Párrafo OPS 1.037. Anexo III. Reglamento (CE) n.º 8/2008 de 11 de diciembre de 2007.

Área	Efectivos
Dirección Técnica	7
División de Calidad	11
Control Técnico	11
Subdirección de Mantenimiento e Ingeniería	3
<i>División de Ingeniería</i>	11
<i>División de Materiales, Logística y Talleres Auxiliares</i>	1
<i>División de Mantenimiento en Base</i>	1
MCC	7
<i>División de Motores</i>	5
<i>División de Planificación</i>	27
TOTAL	84

En el momento de la edición de la revisión 2.1 del MOE, (18 de junio de 2008), la plantilla de Spanair, como organización de mantenimiento, contaba con un total de 411 personas, distribuidas de la siguiente manera:

Área	Efectivos
Dirección Técnica	7
División de Calidad	11
Control Técnico	11
Subdirección de Mantenimiento e Ingeniería	3
<i>División de Ingeniería</i>	11
<i>División de Materiales, Logística y Talleres Auxiliares</i>	1
<ul style="list-style-type: none"> • Logística y Material • Compras • Almacén • Taller Ruedas y Frenos • Taller Electricidad, Baterías y Calibraciones 	<p>1 4 45 12 2</p>
<i>División de Mantenimiento en Línea</i>	3
<ul style="list-style-type: none"> • MCC • Taller Estructuras • Base PMI • Base LPA • Base MAD • Base BCN • Estación TFS • Estación AGP • Estación BIO 	<p>7 6 70 33 65 51 15 12 9</p>
<i>División de Motores</i>	5
<i>División de Planificación</i>	27
TOTAL	411

Muchos de los recursos de la organización de mantenimiento y de la CAMO eran coincidentes a ambas organizaciones.

En el punto 1.9 a) del CAME «Ingeniería desarrollada por Spanair» menciona que las actividades básicas de la División de Ingeniería y la División de Motores de Spanair consistían, entre otras, en:

- Proporcionar asistencia inmediata al mantenimiento de línea en todos los casos necesarios. Los casos no cubiertos por los manuales o más allá de los límites de los manuales, serán propuestos a las Agencias de Ingeniería contratadas y/o a los países fabricantes de las aeronaves y componentes, para recibir instrucciones de la acción requerida.
- Realizar investigaciones técnicas, preparar informes con respecto a averías defectos técnicos u ocurrencias repetitivas experimentados durante la operación diaria. En las averías, daños o incidentes más significativos, se contactará con las Agencias de Ingeniería contratadas y/o los fabricantes de las aeronaves y sus componentes.
- Desarrollar acciones correctoras para eliminar o prever defectos repetitivos y comprobar la eficacia de las acciones correctoras.
- Preparar instrucciones de resolución de averías (*troubleshooting*) en los casos que se requieran.

En el MOE se especifica que los responsables del mantenimiento en línea deben asegurarse que todos los trabajos que se realicen en los distintos centros de mantenimiento se lleven a cabo en la forma apropiada observando el cumplimiento de las regulaciones en materia de aeronavegabilidad y seguridad en vuelo de los aviones y componentes, siguiendo en todo caso los procedimientos y sistema de calidad desarrollado en el MOE.

Se incide en garantizar y controlar el correcto uso y cumplimentación de los documentos de trabajo (tarjetas de trabajo, órdenes de trabajo, partes de vuelo, etc), asegurando igualmente que la documentación de consulta y manuales utilizados sean los apropiados y estén debidamente actualizados.

Los jefes de las bases están encargados de seguir diariamente las incidencias sucedidas durante la operación de las flotas informando de las posibles deficiencias y acciones correctivas tomadas al Jefe de Estaciones de Línea y/o al Jefe de División de Mantenimiento en Línea. También se relaciona con el MCC cuando los aviones tengan que pasar a situación AOG manteniéndose informado del defecto y la evolución del desarrollo de la corrección de los defectos y hora estimada de puesta en servicio del avión.

1.17.1.5.2. Descripción general de las instalaciones de mantenimiento de la compañía

El Manual de Organización de Mantenimiento clasifica sus destacamentos de mantenimiento en Bases y Estaciones. En el momento del accidente Spanair contaba con

cuatro (4) bases (Palma de Mallorca, Las Palmas de Gran Canaria, Madrid-Barajas y Barcelona) y tres (3) estaciones (Tenerife Sur, Málaga y Bilbao).

Aunque no se describe de manera explícita en los manuales de la compañía en función de qué consideraciones un destacamento es considerado Base o Estación, lo cierto es que las bases de la compañía disponen por norma general de un mayor número de recursos humanos y materiales que las estaciones.

Distribución de Recursos Humanos en los destacamentos de Spanair

• Base Palma de Mallorca	70
• Base Las Palmas de Gran Canaria	33
• Base Madrid-Barajas	65
• Base Barcelona	51
• Estación Tenerife Sur	15
• Estación Málaga	12
• Estación Bilbao	9

En concreto, en la base de Palma de Mallorca radicaba la sede central del mantenimiento de Spanair, disponiendo en ella de un centro Informático que gestiona una red a nivel global en la compañía, un centro de comunicaciones. El Departamento de Control y Seguimiento (MCC) se encontraba ubicado en esta base.

La base de Madrid-Barajas era la segunda de la compañía en cuanto a número de efectivos humanos. Contaba con oficinas para el jefe de la base, los jefes de turno y resto del personal, un centro de comunicaciones, almacén de repuestos, medios informáticos autónomos y centralizados y colección de los manuales de documentación necesarios.

1.17.1.5.3. *El departamento de Seguimiento y Control (MCC)*

Este departamento formaba parte de la estructura de la Organización de Mantenimiento de Spanair y dependía de la División de Mantenimiento en Línea, teniendo sus instalaciones en la sede de la compañía en Palma de Mallorca.

De acuerdo con la descripción del personal de los departamentos de Spanair como Organización de Mantenimiento, el MCC disponía de un total de 7 personas.

Este departamento se ocupaba de dar asistencia técnica de mantenimiento 24H a toda la flota en las operaciones en línea. Daba soporte en tiempo real a todas las estaciones

donde operaba Spanair, incluyendo a las tripulaciones de vuelo en caso de averías en aquellos aeropuertos donde no había existencia de mantenimiento propio o contratado. En los casos de aviones con dificultades técnicas que resultaran en una cancelación, condición de emergencia y/o posible incidente técnico, el MCC debía estar al corriente del desarrollo de la resolución del problema.

Era el departamento que informaba a la Dirección de Operaciones de la situación técnica de los aviones, en caso de averías o estado de mantenimiento, dando las estimaciones para la vuelta al servicio.

EL MCC también investigaba las averías y participaba en la persecución de averías diferidas. Daba también asesoramiento en la confección de la MEL de las distintas flotas y en clarificación de las anotaciones en los cupones de los ATLB.

1.17.1.5.4. *El tratamiento de las averías y defectos repetitivos en la organización de Spanair*

El tratamiento de las averías y defectos repetitivos en Spanair afectaba tanto a la organización de gestión de la aeronavegabilidad como a la organización de mantenimiento.

En la sección 1 del CAME, dentro del apartado «Acontecimientos y defectos repetitivos», se indica que el sistema informático sirve como soporte para reportar los problemas que van surgiendo en los aviones de las distintas flotas de Spanair. El proceso de introducción de datos consiste en que el personal de la División de Planificación introduce la información procedente de los cupones del ATLB, mientras que MCC los codifica a cuatro (4) dígitos y realiza el análisis de dichos reportes.

El CAME de Spanair describe que el sistema informático considera dos criterios para la emisión de un aviso en el tratamiento de los defectos repetitivos, que son la importancia de la avería por un lado, y su repetitividad: «*Dependiendo de la importancia de la avería y de su repetitividad el sistema informático da un aviso del suceso*».

Según la compañía, el sistema informático avisaba siempre que se repitiese un mismo código ATA⁵⁶ tres (3) veces en el mismo avión y dentro de siete (7) días consecutivos de calendario. Dicho criterio podía ser variado puntualmente en la forma en que se estimase oportuna en caso de considerarlo necesario por alguna razón particular o seguimiento específico de alguna incidencia.

El Manual de Organización de Mantenimiento (MOE) contempla el tratamiento de las averías o defectos repetitivos en su Sección L2 «Procedimientos Adicionales de

⁵⁶ ATA: Se trata de una clasificación de los diferentes sistemas del avión de acuerdo a capítulos.

Mantenimiento en Línea». Estos procedimientos son prácticamente coincidentes con los contenidos en el CAME.

Otras modificaciones del MOE tuvieron su origen en propuestas internas. En particular, el apartado 2.27 del MOE «Procedimiento de notificación de datos de mantenimiento incorrectos, incompletos o ambiguos al autor de los datos de mantenimiento».

1.17.1.5.5. *Procedimientos de gestión y tratamiento de la MEL*

La MEL de Spanair aplicable a la aeronave EC-HFP estaba basada en la revisión n.º 37 de la MMEL aprobada por la FAA para la flota DC-9 con fecha 23 de marzo de 2007, que constituía la revisión más actualizada de la MMEL a fecha 20 de agosto de 2008.

La MEL aplicable a la aeronave EC-HFP se encontraba incluida en la Parte B del Manual de Operaciones de Spanair, fue aprobada por la DGAC el 16 de abril de 2008 y correspondía a su revisión 9A de fecha 12 de marzo de 2008.

En dicha aprobación se indica expresamente que: *«Los textos de los procedimientos de Mantenimiento (M) y operacionales (O) a cumplimentar antes del despacho de la aeronave con ciertos ítems inoperativos, no forman parte de la presente aprobación»*.⁵⁷

Puesto que la MEL es un documento de utilización conjunta por mantenimiento y tripulación de vuelo, Spanair la consideraba tanto en el Manual de Operaciones, como en el MOE y CAME.

1.17.1.5.5.1. La MEL en la organización de gestión de la aeronavegabilidad continuada CAMO

El apartado 1.1.2 del CAME «Aplicación del MEL» en vigor en el momento del accidente, comenta extensamente todos los aspectos involucrados en la aplicación y utilización de la MEL.

En este epígrafe se definía la MEL aprobada para cada tipo de avión como una ayuda para la tripulación y mantenimiento en sus esfuerzos por despachar el avión a tiempo desde cualquier estación. Textualmente, en el punto 1.1.2.1. «General», se mencionaba: *«Especifica para cada tipo de avión, sistemas o componentes que tienen que estar totalmente operativos, o que pueden estar completamente o parcialmente inoperativos sin sacrificar la seguridad en vuelo o reducir seriamente el confort de los pasajeros»*.

⁵⁷ Según JAR MEL/MMEL.35. Procedimientos. Operativos y de mantenimiento.

(b) El propósito de estos procedimientos deberá ser identificado durante el proceso de aprobación de la MMEL. Sin embargo, los procedimientos en sí mismos no estarán sujetos a aprobación.

También se indicaba que el Personal Certificador debía estar familiarizado con la MEL, para asegurar una eficiente comunicación con la tripulación en el que caso de que se difiera la rectificación de un defecto.

El punto 1.1.2.3. del CAME, «Aplicación», describía una serie de pautas a llevar a cabo por el Personal Certificador en el caso de que el avión fuera despachado de acuerdo a la MEL:

«...»

- *Informe al comandante cuando sea evidente que el equipo/sistema no se pueda reparar antes de la salida del avión.*
- *Detalle la información en el ATLB a bordo del avión, de los elementos/sistemas inoperativos.*
- *Señalice como inoperativo el control y/o indicador relacionado con las unidades o componentes/sistemas inoperativos que sean accesibles a la tripulación durante la operación...»*

El punto 1.1.2.4. del CAME, «Aceptación por la tripulación» establecía que el comandante tenía autoridad para requerir la reparación incluso cuando el despacho pudiese estar permitido de acuerdo al contenido de la MEL.

Respecto a la gestión de los límites de tiempo de la MEL, el manual CAME especificaba que debía ser objetivo prioritario del Personal Certificador el que no se despachara avión alguno desde las Bases o Estaciones de Línea donde se realizara una inspección de tipo diario o de tipo «Service», con algún punto que afectara a la MEL sin resolver.

Por otro lado, el CAME especificaba también que un elemento aplazado o diferido (HIL) se consideraría resuelto cuando, una vez tomada la acción apropiada de acuerdo a los datos aprobados, se hubieran superado satisfactoriamente las pruebas requeridas en dichos datos aprobados.

1.17.1.5.5.2. La MEL en el Manual de Operaciones de la compañía

El apartado 8.6 A «MEL. Utilización» de la Parte A del Manual de Operaciones de Spanair indicaba que: «*Cuando se descubra que un elemento está inoperativo, se informará escribiendo en el libro de registro técnico (TLB). El elemento será entonces reparado, o bien, diferido o aplazado, de acuerdo con la MEL.*».

Por otro lado, el apartado 4 «Maintenance Action» de la sección 09 – MEL, Capítulo 01 – Introducción de la Parte B del Manual de Operaciones, indicaba que el comandante debía ser informado por Mantenimiento tan pronto como fuera posible, si resultara imposible rectificar el elemento inoperativo previamente al despacho de la aeronave.

1.17.1.5.5.3. La MEL en la organización de mantenimiento

1.17.1.5.5.3.1. Averías en rampa

La Sección L2 «Procedimientos adicionales de Mantenimiento en Línea» contenida en el MOE de Spanair en vigor el día del accidente contenía un flujograma destinado al tratamiento de las anotaciones de los pilotos en el ATLB, en el que se requería, como paso previo a la comprobación con MEL, dar respuesta a la pregunta: «¿Se puede corregir antes del despacho del avión?». En caso afirmativo se procedería a su corrección y registro de acuerdo a los procedimientos de la compañía. En caso negativo, se ofrecían 4 opciones posibles a tomar como paso previo a determinar si la aeronave se encontraba en estado aceptable para la operación:

- Comprobación con MEL / Procedimientos MEL.
- Comprobación límites con Manuales.
- Comprobación límites con Ingeniería.
- Reparación Provisional.

Tras el seguimiento de estos pasos se debía dar respuesta a la pregunta: «¿Aceptable para la operación?», que en caso afirmativo permitiría el despacho de la aeronave de acuerdo a los procedimientos de la compañía y aplicación del MEL y en caso negativo, desembocaría en una situación de AOG⁵⁸ hasta la corrección del defecto.

1.17.1.5.6. Utilización del «Technical Log System» del avión

El «Technical Log System» es el sistema empleado por toda la organización cuyos principales cometidos son la recopilación de datos estadísticos del programa de fiabilidad y ayuda para la detección del origen de averías (*troubleshooting*).

La descripción del «Technical Log System» está contenida en el punto 1.1 del CAME.

Incluye todos los registros técnicos referidos a detalles técnicos, operacionales y defectos de vuelo o aparecidos durante las inspecciones del avión, así como las acciones tomadas por mantenimiento, reflejando el cambio de elementos y el tipo de inspección realizada.

El ATLB forma parte del «Technical Log System» del avión y está constituido por:

- Una secuencia de cupones numerados correlativamente y de copias múltiples, no permitiéndose que cada uno de ellos pueda ser relacionado con más de un vuelo o ciclo.

⁵⁸ AOG: Siglas de *Aircraft on Ground*, «Aeronave en tierra», denota la situación en la que una aeronave debe permanecer en tierra por cualquier motivo.

- La portada con la matrícula del avión, el nombre de Spanair y una carpeta interior que contiene la dirección de Spanair y cómo contactar con MCC de Spanair si se necesitara.
- El «*Running HIL*», que consiste en la copias de color verde del ATLB y contiene los diferidos de mantenimiento.

1.17.2. Auditorías al operador

1.17.2.1. Auditorías internas del operador

Según la información proporcionada por Spanair, en el 2008 se realizaron dos auditorías relacionadas con operaciones. La primera relativa a la entrada en vigor de EU OPS que se inició en abril del 2008 y se completó con la entrada en vigor de EU OPS el 16 de julio de 2008. Esta auditoría se realizó a instancias de la autoridad aeronáutica, que obligó a los operadores a presentar un análisis de carencias y un plan de acción para dar cumplimiento a las nuevas normas de operaciones. En dicha auditoría se detectó que no estaban instalados los QAR en toda la flota de MD con objeto de realizar análisis de datos de vuelo para dar cumplimiento al párrafo EU-OPS 1.037.

La segunda auditoría programada se realizó en noviembre de 2008 y tenía el objetivo de evaluarse internamente de cara a la auditoría IOSA que estaba prevista para febrero de 2009. Se contaba con un total de seis personas que constituían el equipo auditor.

Se identificaron un total de 95 no conformidades y 12 observaciones⁵⁹.

Entre las no conformidades se encontraban las siguientes:

- No estaba documentada la política para tratar las violaciones intencionadas y deliberadas de las políticas de operaciones de vuelo por el personal de operaciones en vuelo.
- No existía una política definida para el establecimiento y desarrollo de procedimientos y listas de comprobación por las tripulaciones de vuelo. El desarrollo de los procedimientos y las listas de comprobación a partir de los procedimientos y listas del fabricante debería estar basado en consideraciones operacionales.
- No se incluía en la documentación los principios y la política relativa a CRM.
- No se incluía en la documentación la definición de la política general de la compañía para el uso de listas de comprobación, el reparto de tareas entre el PF y PNF durante todas las fases del vuelo y durante el vuelo automático.

⁵⁷ Observation: The documented statement by the IOSA Auditor based on factual evidence gathered during an Audit that indicates an Operator has not fulfilled an IOSA Recommended Practice.

Finding: The documented statement based on factual evidence that indicates an Operator is not in conformity with an IOSA Standard.

- No se recogía en la documentación la definición de la política de la compañía para las comprobaciones cruzadas y la confirmación de las acciones críticas.
- No se definía el proceso para la selección de instructores, evaluadores e inspectores de vuelo (*line check airmen*).

Todas estas no conformidades de acuerdo a la auditoría se corrigieron y se cerraron.

En cuanto al mantenimiento, durante los años 2005 a 2008, ni las auditorías internas de calidad de Spanair, ni la que tenía como objetivo la evaluación interna de la compañía de cara a preparar la auditoría IOSA de 2009, detectaron discrepancias relacionadas con la ausencia de referencia a datos aplicables de mantenimiento en los registros técnicos de las tareas de mantenimiento llevadas a cabo.

1.17.2.2. Auditorías al operador por otras entidades

1.17.2.2.1. Auditorías de IATA por Aviation Quality Services (AQS)

El programa IOSA (IATA Operational Safety Audit) consiste en un sistema de evaluación voluntario, reconocido y aceptado internacionalmente que está diseñado para evaluar los sistemas de gestión y control operacional de una aerolínea.

En las auditorías IOSA se estudian un total de 8 áreas que incluyen organización y gestión, operaciones de vuelo, control operacional y procedimientos de despacho de vuelo, ingeniería y mantenimiento, servicios de asistencia en tierra (*handling*), operaciones de cabina de pasajeros, operaciones de carga y seguridad (*security*).

Spanair se sometió voluntariamente a la auditoría y obtuvo la calificación IOSA en 2005. En 2007 y 2009 realizó auditorías para renovar esta calificación.

Informe auditoría IOSA 2007

Se llevó a cabo del 29 enero al 2 febrero de 2007. El equipo auditor lo componía un jefe de equipo, tres auditores y 2 auditores en formación. Se identificaron un total de 21 no conformidades, de las cuales 3 caían en el área de organización y gestión y 6 en operaciones de vuelo. Además se hicieron 5 observaciones en estas áreas, 2 en organización y gestión y 3 en operaciones de vuelo.

Dentro de las observaciones se encontraba, en el área de organización y gestión, que no se realizaba una distribución de la documentación relativa a calidad al personal de operaciones para promocionar el interés y formación continuada. También se incluía que el operador debería tener un programa para recoger datos de seguridad a través de observaciones en la cabina de vuelo.

En el área de operaciones en vuelo se recogían observaciones relativas a que el operador debería tener un proceso de selección de instructores, examinadores y supervisores en línea que incluyera la revisión de los registros de formación, las recomendaciones de gestión y los departamentos de formación y la evaluación por más de una persona.

Informe auditoría IOSA 2009

Del 23 al 27 de febrero se realizó una auditoría IOSA a Spanair. El equipo auditor estaba compuesto por un jefe de equipo y cuatro auditores. Se identificaron un total de 29 no conformidades, 2 en el área de organización y gestión y 11 en el área de operaciones en vuelo y 17 observaciones, 7 en el área de organización y gestión y 4 en el área de operaciones en vuelo.

En el informe de la auditoría se decía que todas las no conformidades que aparecieron en la última auditoría interna de Spanair en 2008 se habían corregido y estaban cerradas.

Dentro de las observaciones y no conformidades que se recogían en el área de organización y gestión se encontraba que no se disponía de un sistema de gestión del riesgo en la organización aplicable a las operaciones, mantenimiento y a las funciones de seguridad (*security*) y también aplicable a nuevas iniciativas que puedan afectar a las operaciones, mantenimiento y funciones de seguridad.

Otro aspecto que se mencionaba es que no existía un sistema de control y gestión para almacenar los registros que documenten el cumplimiento de los requisitos operacionales que incluya, pero no se limite, los requisitos de cualificación y entrenamiento del personal operativo.

De nuevo, igual que en la auditoría de 2007, se volvía a realizar la observación de que no se contaba con un programa de adquisición de datos y análisis de las actuaciones de las tripulaciones de vuelo durante vuelos normales de línea. Spanair adujo que no había requerimiento legal para un programa de adquisición y análisis de datos de actuaciones de tripulaciones técnicas en vuelos normales de línea.

En el área de operaciones en vuelo se recogía como no conformidad que no existía evidencia de que el entrenamiento en los procedimientos normales, anormales y maniobras para MD80 y B717 incluyera la importancia que tiene el principio de *aviate, navigate, communicate* (vuela, navega y comunica). Como resultado Spanair modificó el prefacio de los procedimientos de emergencia del manual de operaciones, parte B, OM-B.

En el ámbito del mantenimiento, se constató también en esta auditoría de 2009 que el operador debería asegurarse que las organizaciones de mantenimiento que realizasen

tareas para él, generara documentación donde aparecieran detalles básicos del mantenimiento llevado a cabo y referencias a los datos aprobados usados.

Algunas de esas discrepancias tuvieron como resultado modificaciones al manual de organización de mantenimiento (MOE).

En concreto, en la revisión 2.5 del MOE de fecha 16 de Marzo de 2009 se incorporó en el apartado 2.13 «Documentación de Mantenimiento utilizada y su cumplimentación», que trata sobre la manera en que debe cumplimentarse, entre otros documentos el ATLB, el siguiente párrafo final:

«Además se incluirá una referencia clara de los datos aprobados usados, excepto si se refiere a un paquete de trabajo (BOW, JSS, etc), work order (WO), job card, engineering order (EO) u otra hoja de trabajo que ya incluya las apropiadas referencias de los datos aprobados usados.»

El apartado 2.16.1.3 del MOE «Actividades de mantenimiento a certificar mediante CPS⁶⁰» de esta misma revisión del manual también fue modificado, por discrepancias detectadas en esta auditoría IOSA, en el mismo sentido que el párrafo expuesto anteriormente, de la siguiente manera:

«En el CPS se incluirá una referencia clara a los datos de mantenimiento aprobados usados, excepto si se refiere a un paquete de trabajo (BOW, JSS, etc), work order (WO), job card, engineering order (EO) u otra hoja de trabajo que ya incluya las apropiadas referencias de los datos aprobados usados.»

No obstante lo anterior, en el conjunto de formatos MOE asociados a la revisión 3 de este manual, de fecha efectiva 19 de junio de 2009, se muestran como ejemplos dos certificados de puesta en servicio a través de cupones del ATLB cumplimentados en los que no se hace mención al dato de mantenimiento aprobado en el que se apoya la tarea de mantenimiento realizada.

Por otro lado, durante la investigación se ha recopilado información que indica que la compañía publicó instrucciones internas con ejemplos explicando cómo debían realizarse los asientos de mantenimiento en los TLB como acción correctora: *Maintenance Information Notes* (de distribución interna) y *Technical Logbook Procedures*.

1.17.2.2.2. Auditoría de SAS

La auditoría se realizó entre el 20 y el 23 de noviembre de 2007 por un equipo compuesto por 3 auditores. En la auditoría se identificaron 34 no conformidades y 4 observaciones. Se realizaron dos inspecciones en vuelo.

⁶⁰ CPS: Certificado de Puesta en Servicio. En inglés RSA (*Release to Service Authorisation*).

La impresión general de la auditoría es que Spanair era una compañía con organización de seguridad bien estructurada, pero determinaba una serie de áreas que podrían ser mejoradas. Entre éstas estaban:

- Los recursos destinados a aseguramiento de la calidad y el departamento de seguridad en vuelo no eran suficientes.
- No estaba clara la política de la compañía en lo que se refiere al idioma que se utiliza en los manuales.
- La organización de aseguramiento de la calidad con dos gerentes de calidad, según se describe en los manuales, funcionaba de una forma distinta a como se describía en el OM-A.

Según el equipo auditor, el origen de las no conformidades se encontraba probablemente en la documentación, los recursos y las actividades de aseguramiento de la calidad.

Algunas no conformidades encontradas fueron que el sistema de reportes de la compañía no incluía a mantenimiento.

1.17.2.2.3. Auditoría de Boeing

Del 5 de noviembre al 14 de noviembre del 2007 Spanair fue objeto por parte de Boeing de una evaluación en el área de operaciones.

Se hicieron observaciones en simulador de vuelo y en operaciones normales de vuelo tanto para la flota de MD como de B717. En función de esas observaciones se emitieron recomendaciones.

En lo que se refiere al simulador se observó adherencia a los procedimientos normales y anormales y en especial la disciplina en la ejecución de listas se encontraba por encima de la media y la actuación de los instructores y la preparación de las sesiones se calificó como meticulosa y detallada.

Las observaciones en línea se señaló un buen CRM y un buen conocimiento de los sistema básicos del avión y de los procedimientos.

Durante la fase de preparación del vuelo se observó que no se hacían verificaciones cruzadas en la introducción de datos en CDU⁶¹ (*Control Display Unit*) antes de ejecutarlos y se recomendó que se hiciera la doble verificación.

⁶¹ Según los procedimientos de Boeing la introducción de datos en el CDU debe ser hecha por un tripulante y verificada por el otro antes de su ejecución.

Los *briefings* de despegue y aproximación resultaban muy memorizados y resultaban largos, por lo que se recomendaba que se revisaran para resaltar los puntos de interés.

Se observó que algunos *call out's* se omitían por lo que se recomendaba que en instrucción se prestara especial atención a este aspecto. Se señalaba que una de las bases del CRM es que cada tripulante debe ser capaz de suplementar o actuar de apoyo del otro tripulante y que una adherencia apropiada a los *call out's* estándar es un elemento esencial de una cabina de vuelo bien gestionada.

En este mismo informe en relación a la gestión de la seguridad de vuelo quedó reflejado que Spanair necesitaba desarrollar un programa FOQA para la flota de MD80 y B717.

1.17.3. *Supervisión del operador por la autoridad aeronáutica española.* *AESA/DGAC*

1.17.3.1. Supervisión de Operaciones

Hasta la entrada en vigor de EU-OPS en julio de 2008, las actividades de supervisión de la DGAC, o ahora de AESA, a los operadores aéreos como Spanair incluían una serie de inspecciones que se desarrollaban a lo largo del año de vigencia del certificado de operador aéreo (AOC), tales como supervisiones en ruta a la cabina de vuelo y de pasajeros, despacho, planificación y supervisión del vuelo, control de actividad aérea, inspecciones en rampa (programas SANA y SAFA⁶²), y las realizadas para la renovación del certificado propiamente. También se realizaban inspecciones a las aeronaves de las compañías como parte de la renovación de los certificados de aeronavegabilidad, o a su instrumentación y equipamiento, según los requisitos de las subpartes K y L de la normativa JAR-OPS 1.

AESA ha informado que durante el año 2008 hasta la fecha del accidente, Spanair recibió 352 inspecciones de distinto alcance en el ámbito de la seguridad operacional. La investigación ha tenido acceso a parte de esta información y a algunos de los procedimientos de inspección empleados.

AESA aportó información a la investigación de las inspecciones anuales de renovación llevadas a cabo entre 2003 y 2008. Todas, excepción de la última, tuvieron una duración de un día, y la llevada a cabo en el año 2008, se extendió a dos días, el 2 y 3 de junio de ese año y en ella participaron tres personas.

⁶² El programa SAFA establecido por la Unión Europea se basa en inspecciones realizadas a aeronaves de terceros países. Las inspecciones siguen los mismos procedimientos en todos los Estados Miembros y en aquellos otros Estados adheridos (hasta 42 Estados). Si se identifican importantes irregularidades con un impacto inmediato en la seguridad operacional, se puede llegar a inmovilizar la aeronave si no se toman las medidas correctoras oportunas. El programa SANA maneja conceptos y metodología similares al SAFA y se aplica a aeronaves nacionales del Estado que realiza la inspección.

La inspección anual de renovación de AOC consistía en una inspección completa de todas las áreas. Como herramienta de apoyo para realizar las inspecciones anuales, desde 2003 hasta 2008 incluido, se utilizó un formulario (AISV-018 de julio de 2003) en forma de lista de comprobación donde aparecía una relación de aspectos a valorar, con la normativa asociada, que era la JAR-OPS 1 en el estado de enmiendas del año 2001⁶³, y una columna donde se debía marcar SAT (satisfactorio), INSAT (insatisfactorio) y N/A (no aplicable) dependiendo si el requisito se cumplía o no, o si no era aplicable. En una nota del formulario se especificaba que si se marcaba la casilla de insatisfactorio se requeriría una explicación en el apartado de observaciones.

El formulario AISV-018 no contenía información de cómo valorar los aspectos que se relacionaban en cada uno de los puntos. Responsables de AESA comentaron a los investigadores que tenían dificultades para conocer con exactitud las comprobaciones realizadas por los inspectores a la hora de cumplimentar los apartados del formulario.

En las inspecciones de renovación suministradas no aparecía ningún punto calificado como insatisfactorio. En los años 2003, 2005 y 2006 no se anotaron discrepancias. El año 2004 se anotaron dos discrepancias sobre la necesidad de incluir las *performances* de navegación requeridas (RNP) en el manual de operaciones y la definición de los programas de entrenamiento correspondientes. En el año 2007, se hizo la siguiente observación:

«Se observan fallos en la cumplimentación del formulario JAR FCL 1.240 (prueba de pericia y verificación de competencia), referentes a que falta por rellenar los ejercicios obligatorios en la columna de prueba de pericia/ verificación de competencia. Esta situación se da con cierta frecuencia. Se insta al Subdirector de Operaciones a corregir la situación.»

- *Se detectan grandes diferencias de criterio entre SFE's y TRE's al restringir horas/sectores de vuelo en línea bajo supervisión.»*

En la inspección del año 2008 se realizaron muestreos en las áreas de instrucción, flotas y despacho de vuelos, lo que justificó que la inspección se prolongara. No se hicieron anotaciones de mención.

AESA elaboró un nuevo procedimiento para la aprobación del certificado de operador aéreo en 2007 (P-AOC, «Aprobación de un certificado de operador aéreo (AOC)», Rev. 01, del 2 de enero de 2007), que establecía un programa de vigilancia del operador donde se incluían las inspecciones y auditorías que se proponían antes de realizar la renovación.

⁶³ La JAR-OPS 1 se adoptó en España a través del REAL DECRETO 220/2001, de 2 de marzo, por el que se determinan los requisitos exigibles para la realización de las operaciones de transporte aéreo comercial por aviones civiles.

Se asignaba a un responsable como encargado de una compañía, aunque el equipo que realizaba las inspecciones no tenía por qué limitarse al responsable de la compañía.

Según informó AESA, este procedimiento tenía en cuenta que a partir del 16 de julio de 2008 entraba en vigor la nueva normativa europea EU-OPS con la que los certificados de operador aéreo pasarían a ser indefinidos. En el procedimiento se establecía que una vez transcurrido el primer año desde la aprobación o desde la última renovación conforme a la normativa anterior, el AOC pasaba a ser indefinido y el programa de vigilancia continuado tendría una extensión de dos años de forma que en ese periodo se cubrieran todas las áreas a inspeccionar.

Al procedimiento de aprobación se adjuntaban un total 8 formularios para realizar inspecciones. Los formularios cubrían distintos aspectos entre los que se encontraban el Manual de Operaciones, el cumplimiento de la aeronave y su equipamiento con JAR OPS, mercancías peligrosas, instalaciones de la estación, operaciones en rampa, operaciones en cabina de pasajeros, la base de la compañía y operaciones en ruta. Para la emisión o denegación del AOC era necesario emitir un dictamen técnico, recomendando o no la aprobación. También debía hacerse constar las deficiencias encontradas y su cierre o no en el periodo de subsanación. Como parte del procedimiento P-AOC uno de sus formularios, identificado por el formato AOC/F/05 (antiguo formato AISV-018) Evaluación del Manual de Operaciones, Rev. 01 de 30 noviembre 2006, servía para revisar en detalle las parte A, B, C y D del Manual de Operaciones.. Al final del mismo aparecía una nota donde se daban instrucciones relativas al propio formulario. Decía lo siguiente:

INSTRUCCIONES RELATIVAS AL FORMATO AOC/F/05 (AISV-018) DE LA DGAC

Para cada apartado de la lista de comprobación las siglas significan:

S: Si el resultado de la inspección de ese apartado es suficiente.

I: Si el resultado de la inspección de ese apartado es insuficiente

NA: Si el apartado no es aplicable para esta inspección.

En cada apartado de la lista de comprobación se encuentra en negrita la definición del elemento a inspeccionar y, posteriormente, los criterios generales que pueden dar una guía o criterio a la inspección. Asimismo en la columna de la izquierda se encuentran las referencias normativas y documentales en las que se puede encontrar más información sobre el elemento de la lista de comprobación.

No debe olvidarse completar los datos a pie de página de esta lista de comprobación. Asimismo debe comprobarse que el representante de la compañía firma en los lugares adecuados.

En junio de 2008 Spanair obtuvo la renovación de su AOC con carácter indefinido, adelantándose a la entrada en vigor de EU-OPS.

La investigación también ha revisado la información suministrada sobre las supervisiones en ruta a Spanair. Los inspectores de operaciones eran pilotos contratados que acumulaban gran experiencia en vuelo, superando en algunos casos los 50 años de vida profesional, que habían poseído generalmente varias habilitaciones de tipo y habían ostentado cargos de responsabilidad en operadores. No se exigía tener la habilitación en el modelo de aeronave que inspeccionaban. Según indicaron responsables de AESA, las inspecciones se diseñaban para optimizar los tiempos de inspección, de manera que los inspectores realizaban normalmente varios vuelos al día en distintas aeronaves y compañías tratando de completar la programación que el inspector tuviera prevista.

En estas supervisiones se observaba la operación en general. Como apoyo para realizar la supervisión se utilizaba un formulario a modo de lista de comprobación donde aparecía una relación de los puntos a observar. Entre los puntos a observar se encontraban el uso adecuado de las listas de comprobación y el CRM, entre otros.

En el periodo que comprende desde el 6 de agosto de 2007 hasta el 13 de agosto de 2008 AESA llevó a cabo un total de 75 supervisiones en ruta a Spanair y se detectaron discrepancias en 19. Las discrepancias eran en general muy similares y se referían a que no se recogían las horas de vuelo en el libro de la aeronave o que el comandante del vuelo no aceptaba el LIR (*Load Instruction Report*).

El plan de formación del año 2007 para el personal inspector de operaciones de AESA cubría las siguientes áreas:

- Formación de auditores de sistemas de la calidad en empresas de servicios. 5 días.
- Organizaciones de formación de habilitación de Tipo (TRTO) de avión. 2 días.
- EU-OPS 1 y procedimientos de inspección asociados. 4 días
- JAR FCL 1 y 3. Relativo a Licencias de pilotos de aviones civiles y requisitos médicos asociados. 2 días.
- Seguros de aviación comercial. 1 día.
- Sistemas de gestión de la seguridad. 3 días.

También incluía talleres de un día de duración como:

Supervisión en ruta, inspección de despacho de vuelos, análisis de la Circular Operativa 16B⁶⁴ y aplicación, inspección SANA/SAFA y aprobación de examinadores instructores.

⁶⁴ La Circular 16B de la DGAC sobre limitaciones de tiempo de vuelo, máximos de actividad aérea y periodos mínimos de descanso para las tripulaciones constituía la reglamentación aplicable en la materia en España antes de la entrada en vigor de la Subparte Q del Reglamento 8/2008 de la Comisión de 11 de diciembre de 2007.

Según los datos facilitados durante la investigación los inspectores del servicio de operaciones de vuelo habían realizado cursos relativos a sistemas de calidad.

El plan de formación de AESA para 2011 contempla cursos en materia de sistemas de gestión de la seguridad operacional.

1.17.3.2. Supervisión del mantenimiento

Se revisaron las discrepancias detectadas en las inspecciones para la renovación del certificado de aeronavegabilidad de las aeronaves de Spanair llevadas a cabo por la DGAC (ahora AESA) durante los años 2007 y 2008 hasta la fecha del accidente. El número de discrepancias fue de 139, todas ellas cerradas. Se realizaron 34 inspecciones a la flota Airbus 320/321, 49 inspecciones a la flota MD80s, y 2 de la flota B717. Se observaron algunos casos asociados a asientos incompletos y falta de referencias en los registros de mantenimiento.

Existen algunos otros ejemplos similares, todos ellos solventados mediante la correspondiente incorporación en el ATLB de los asientos completos, incluyendo las referencias a los datos de mantenimiento aprobados, así como la actualización de la carta de daños del avión.

También se ha revisado la información aportada por AESA en relación con auditorías a las organizaciones aprobadas CAMO y Parte 145 de Spanair. Durante una inspección del año 2009, ya dentro las actuaciones del plan de vigilancia continuada, se siguieron encontrando irregularidades con el registro de los datos de mantenimiento en los asientos de los ATLB.

1.17.3.3. Supervisión económica

El Reglamento (CEE) n.º 2407/92, vigente en la fecha del accidente, establecía el análisis y evaluación de los estados financieros para las compañías aéreas⁶⁵.

Spanair fue objeto de supervisión económica por la DGAC desde marzo de 2007⁶⁶. En ese año se analizó su proyecto de mejora de resultados y reducción de costes. En

⁶⁵ Actualmente la normativa que regula esta materia en la Unión Europea es el Reglamento n.º 1008/2008, que derogó los Reglamentos (CEE) n.º 2407/92, 2408/92 y 2409/92.

⁶⁶ En el año 2007 la DGAC constituyó el denominado Comité de Seguridad de Operadores Aéreos. El comité se constituyó, entre otras causas, como fruto de las lecciones aprendidas de la crisis ocasionada por la suspensión de actividad de la compañía Air Madrid. En el comité se analizaba la información relacionada con la seguridad operacional y la supervisión económica de las compañías. Como fruto de este análisis, se proponían medidas de mitigación del riesgo, que podían ir desde el incremento del número de inspecciones, hasta el inicio de un procedimiento de suspensión o revocación del certificado de operador aéreo (AOC).

el primer semestre del año, la compañía arrojaba un balance de resultados positivo tras algunos años con pérdidas. A principios del año 2008, la DGAC comenzó a evaluar el proceso de venta de Spanair y como resultado de los datos económicos presentados relativos al primer trimestre del año, la DGAC elevó el nivel de alerta de la compañía al de «*situación negativa continuada*»⁶⁷ el 1 de julio de 2008 y se aumentaron las inspecciones SANA. A mediados de julio, Spanair informó de su plan de viabilidad.

1.17.4. *Visitas de estandarización de EASA a la autoridad española de aviación civil*

EASA ha realizado visitas de estandarización a la DGAC española en 2007 y a AESA en 2009. En la visita del año 2007 destacaba que era preciso mejorar la formación del personal inspector de operaciones y en el mantenimiento de la aeronavegabilidad EASA puntualizó que no había seguridad de que las discrepancias detectadas por la inspección en los centros de mantenimiento se cerraran.

1.17.5. *Auditoría de la vigilancia de la seguridad operacional por la OACI*

Dentro del Programa Universal para la Vigilancia de la Seguridad Operacional (USOAP), la OACI llevó a cabo una auditoria al sistema de aviación civil de España entre el 6 y el 16 de julio de 2010.

La auditoría reconocía que AESA había iniciado actividades para preparar la implantación de sistemas de gestión de la seguridad operacional (SMS) por parte de los titulares de un certificado de explotador de servicios aéreos (AOC) y por las organizaciones de mantenimiento aprobadas y había impartido un curso básico de SMS para sus inspectores de operaciones. También se concluía con que AESA estaba desarrollado un sistema para tener visibilidad de las auditorías internas y del seguimiento y cierre de las deficiencias identificadas en las organizaciones de gestión de la aeronavegabilidad continuada y en las organizaciones de mantenimiento, aunque aún no estaba disponible.

⁶⁷ En la época del accidente de Spanair la DGAC tenía establecidas, a nivel económico-financiero, tres clases de categorías de conformidad a la evaluación de los estados financieros de las compañías: Situación Crítica, Situación Negativa Continuada, y Situación Negativa y/o Normal, recomendando en el caso de las dos primeras la vigilancia y supervisión exhaustiva. Desde enero de 2009, esa categorización se establece numéricamente de 0 a 5 conjugando tanto aspectos objetivos del análisis de la situación económico-financiera de las sociedades como otros aspectos significativos secundarios, derivados de los anteriores, como por ejemplo el anuncio y notificación de la puesta en marcha de un expediente de regulación de empleo (ERE). En particular, este caso se categoriza con la máxima puntuación -5- correspondiente al nivel más elevado de alerta.

1.18. Información adicional

1.18.1. Las listas de comprobación

1.18.1.1. Guías para el diseño y aplicación de listas de comprobación

En la década de los ochenta, ocurrieron dos accidentes muy similares en Estados Unidos. El 16 de agosto de 1987 un DC-9-82 de la compañía Northwest Airlines se estrelló en Detroit cuando sus tripulantes intentaron despegar sin extender los flaps y slats. La investigación reveló que la lista de verificación de rodaje (*taxi checklist* o lista de chequeo de rodaje) no fue realizada. Aproximadamente un año después, el 31 de agosto de 1988, un Boeing 727-232 de la compañía Delta Airlines despegó sin flaps ni slats en Dallas como resultado de una realización incorrecta en la lista de verificación de rodaje.

En un estudio⁶⁸ realizado por el NTSB se pone de manifiesto la necesidad de prestar mayor atención a la influencia de los factores humanos en el diseño y uso de listas de comprobación.

A raíz de estos dos sucesos y del estudio realizado por el NTSB, se realizaron investigaciones sobre uso y diseño de listas de comprobación normales. En estos estudios se presentaban conclusiones para la mejora del diseño de las listas de comprobación. Algunas de las pautas que surgieron de todos esos trabajos⁶⁹ y que serían aplicables a este caso son, por ejemplo:

«...»

- *Las listas de comprobación deberían contener el menor número de ítems posibles.*
- *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)”.*
- *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.*

⁶⁸ National Transportation Safety Board, Safety Study; A Review of Flightcrew-involved, Major Accidents of U.S. Air Carriers, 1978 through 1990. Report No. NTSB/SS-94/01

⁶⁹ 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.

- *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.*
- ...»

Por su parte la CAA del Reino Unido ha desarrollado una guía⁷⁰ para el diseño presentación y uso de las listas anormales y de emergencia. En dicha guía se propone un proceso de modificación de las listas de comprobación donde se indica que se utilice una herramienta recogida en el propio documento para evaluar que la modificación se adhiere a los principios de factores humanos, que se verifique que el procedimiento se corresponde con el AFM y por último se verifique en un simulador.

1.18.1.2. Normativa en la Unión Europea relativa al diseño y aprobación o aceptación de listas de comprobación

El párrafo OPS 1.210 de la norma que regula las operaciones de la aviación civil comercial⁷¹ en la Unión Europea indica:

- «a) *El operador establecerá unos procedimientos e instrucciones para cada tipo de avión, en los que se indicarán las funciones del personal de tierra y de los tripulantes para todos los tipos de operaciones en tierra y en vuelo.*
- b) *El operador establecerá un sistema de listas de comprobación en todas las fases de operación del avión, en condiciones normales, anormales y de emergencia, según el caso, para uso de los miembros de la tripulación, a fin de garantizar que se siguen los procedimientos del manual de operaciones.*
- c) *Durante las fases críticas del vuelo, el operador no podrá obligar a un miembro de la tripulación a realizar otras tareas que no sean las necesarias para la operación segura del avión.»*

En el apéndice 1 del párrafo OPS 1.1045, referente al contenido del manual de operaciones Parte B, aspectos operacionales relacionados con el tipo de avión, se especifica que se deben incluir:

⁷⁰ CAP 676. Guidance on the Design, Presentation and Use of Emergency and Abnormal Checklists. CAA, UK (January 2006).

⁷¹ A la fecha de publicación de este informe la normativa de operaciones para el transporte aéreo comercial en España están definidas en el Reglamento (CE) n.º 859/2008 DE LA COMISIÓN de 20 de agosto de 2008. A fecha del accidente era de aplicación el Reglamento (CE) n.º 8/2008. El contenido de los párrafos a los que se hace referencia en este punto es el mismo en ambos reglamentos.

«2.1 Los procedimientos y funciones normales asignadas a la tripulación, las correspondientes listas de comprobación y el procedimiento de utilización de las mismas y una declaración sobre los procedimientos de coordinación necesaria entre las tripulaciones de vuelo y de cabina de pasajeros.»

En cuanto a los requisitos sobre el contenido de los manuales de operaciones, el párrafo EU-OPS 1.1040, establece que:

«b) El operador garantizará que el contenido del manual de operaciones, incluyendo todas las enmiendas o revisiones, no contravenga las condiciones contenidas en el Certificado de Operador Aéreo (AOC) o cualquier reglamento aplicable, y sea aceptable para la Autoridad o, cuando corresponda, aprobado por ésta.»

Las Autoridades Conjuntas de Aviación Civil Europeas (JAA) tienen publicado material guía⁷², en el que se dan directrices a las autoridades nacionales en relación a las partes específicas del manual de operaciones que requieren aprobación o aceptación de la Autoridad. Las listas de comprobación de cada aeronave no forman parte del material que requiere aprobación. El apéndice 7 de tales guías, página 7-4, recoge lo que se debe aceptar del Manual de Operaciones por parte de la autoridad, indicándose en el punto 13:

«Operations Manual and other Documents

- | | |
|---------------------------|---|
| JAR-OPS 1.130(a)(3) - | Authority may accept that the Ops. Manual contains necessary Flight Manual information |
| JAR-OPS 1.135(b) - | Operational documents, if not on printed paper, to be to an acceptable standard of accessibility etc. |
| JAR-OPS 1.1040(b) - | Content of the Operations Manual must be acceptable |
| JAR-OPS 1.1045(c) - | Detailed structure of Operations Manual to be acceptable |
| App.1 to JAR-OPS 1.1045 - | Acceptable Performance data to be included in the Part 'B' 4.1.2 Operations Manual |
| App.1 to JAR-OPS 1.1065 - | Operational documents to be stored in an acceptable form» |

AESA confirmó que las listas de comprobación para un operador, contenidas en el Manual de Operaciones, Parte B, no eran aprobadas, sólo aceptadas⁷³. AESA ha

⁷² Administrative and Guidance Material. Section Four: Operations Part Two: Procedures.

⁷³ 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.

puntualizado que «no se exige la aprobación de las listas de chequeo; no se exige la aceptación de las listas de chequeo, sino en todo caso como proceso de aceptación del contenido o de la estructura detallada del manual». Los aspectos que evalúa la autoridad española para la aceptación de las listas de comprobación, según informaron son:

- Que sean relevantes para la operación pretendida.
- Que no aporten información superflua.
- Que especifiquen cómo el operador cumple con los requisitos.
- Que contengan datos relevantes y limitaciones aplicables a las rutas, aeronaves o equipos.

En cuanto a si la autoridad exige algún procedimiento al operador para la modificación de las listas de comprobación, AESA se refirió al Manual de Operaciones de Spanair Parte A, capítulo 0. Administración y control del Manual de Operaciones, 0.2. Enmiendas y Revisiones, 0.2.A. Enmiendas y revisiones. Generalidades:

«(g) Spanair proporcionará a la Autoridad las enmiendas y revisiones previstas antes de su fecha de entrada en vigor. Cuando la enmienda afecte a cualquier parte del Manual de Operaciones que deba ser aprobada de acuerdo con OPS, esta aprobación se obtendrá antes de la entrada en vigor de la enmienda.»

Dado que las listas de comprobación no requieren aprobación sólo sería necesario proporcionar a la Autoridad las enmiendas y las revisiones previstas antes de su fecha de entrada en vigor.

Por su parte EASA, informó que, aunque las listas de comprobación no requieren aprobación específica, la autoridad nacional debe revisarlas para su aceptación del mismo modo que otros elementos del Manual de Operaciones que lo requieren, como por ejemplo la MEL.

1.18.1.3. Normativa en los Estados Unidos relativa a aprobación de listas de comprobación

La normativa que regula la aprobación de las listas de verificación en USA se recoge en la FAR 121, en concreto la FAR 121.315, requiere que cada línea aérea publique una lista de verificación aprobada por la FAA de tal manera que el tripulante no tenga que depender de su memoria para realizar los procedimientos del manual de operaciones.

En Estados Unidos, la FAA ha elaborado guías⁷⁴ destinadas a sus inspectores de operaciones (POI) donde se recogen los principios mencionados anteriormente sobre el

⁷⁴ 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.

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.

1.18.1.4. Métodos de ejecución de listas de comprobación

Existen diferentes métodos para ejecutar las listas de comprobación. El método más utilizado por los operadores para realizar las listas de comprobación normales es el de «acción y verificación», también conocido como «*do and verify*». Este método está previsto, como su nombre indica, para ayudar a la tripulación a verificar que las acciones se han realizado de acuerdo con un flujo de acciones memorizado, es decir, en primer lugar se realizan un número de acciones o tareas de memoria que cada uno de los miembros de la tripulación tienen asignadas y a continuación uno de los pilotos lee un ítem de la lista en voz alta y el otro verifica que se ha completado y así lo manifiesta verbalmente. A su vez el piloto que ha leído el ítem vigila que la respuesta que da el otro piloto se corresponda con el estatus real del ítem.

Otro tipo de listas de comprobación son las de «pregunta-acción-verificación», conocidas como «*challenge-do-verify*» que se usan habitualmente para procedimientos de emergencia. En estas listas cada ítem que se va a realizar primero se lee en voz alta y a continuación se realiza por el piloto que corresponda.

Por último existe el tipo de listas silenciosas en las que el piloto que monitoriza selecciona y comprueba los ítems en silencio sin involucrar al piloto que vuela. Estas listas se utilizan en momentos donde la carga de trabajo es elevada, por ejemplo después de despegar.

1.18.2. *Normativa e instrucciones sobre cabina estéril y uso de teléfonos móviles en cabina de vuelo*

1.18.2.1. Normas e información emitida por la FAA

El concepto de cabina estéril se incluyó en 1981 dentro de la regulación de la FAA⁷⁵. Según las normas de operaciones para el transporte aéreo comercial FAR 121 y FAR 135, no están permitidas actividades de la tripulación que puedan distraerles de sus ocupaciones durante las fases críticas de vuelo, tales como iniciar conversaciones o comunicaciones sobre cuestiones irrelevantes para la seguridad operacional. Esas normas definen como fases críticas de vuelo todas las operaciones en tierra, incluyendo el

⁷⁵ FAR 121.542 y FAR 135.100.

rodaje, despegue y aterrizaje y las operaciones de vuelo por debajo de 10000 ft, excepto la fase de crucero.

La circular informativa AC 91-21 de la FAA aclara que el uso de teléfonos móviles en la cabina de vuelo no está autorizado una vez que se inicie el rodaje, aunque precisa más al decir que los teléfonos deben apagarse en los preparativos del vuelo.

Durante una inspección en línea a una compañía aérea en USA se produjo un suceso que se categorizó como un potencial peligro para la seguridad.⁷⁶ En la fase de despegue, justo antes de alcanzar V1, se escuchó un fuerte sonido similar a un gorgojeo que detectaron ambos tripulantes. Más tarde se comprobó que el sonido provenía del teléfono móvil del copiloto, que se había quedado encendido. El sonido del teléfono distrajo a la tripulación que pudo haber realizado un aborto de despegue innecesario.

Posteriormente la tripulación informó que en su Manual de Operaciones no existía ninguna prohibición dirigida a la tripulación para que los teléfonos móviles permanecieran encendidos. Cuando se revisaron las listas de comprobación se comprobó que no había ningún ítem que requiriera que la tripulación apagara los teléfonos móviles. Este hecho puso de manifiesto que los principios de cabina estéril que se recogían en la normativa americana (FAR 135.100 y FAR 121.542) no se cumplirían en el caso de que se produjeran sucesos de este tipo en las fases críticas de vuelo.

Todo lo anterior dio lugar a que la FAA emitiera una alerta de seguridad a todos los operadores, SAFO 09003, el 4 de febrero de 2009 que recomendaba a los directores de operaciones que realizaran una revisión de sus manuales de operaciones para determinar si existían procedimientos apropiados que recordaran a las tripulaciones de vuelo la necesidad de apagar los teléfonos móviles en la preparación del vuelo. La recomendación se refería también a cualquier persona que se encontrara en la cabina de vuelo ocupando el transportín. El SAFO incidía también en la necesidad de que los operadores revisaran la efectividad de los programas de instrucción en lo referente al concepto de cabina estéril.

1.18.2.2. Normativa e información de la Unión Europea

Aunque el concepto de cabina estéril no se incluye explícitamente en las normas de operaciones para el transporte comercial por avión, pueden identificarse referencias tácitas en el párrafo EU-OPS 1.085, *Responsabilidades de la tripulación*, donde dice:

- «f) El comandante...
- 9) *No permitirá que ningún miembro de la tripulación lleve a cabo actividad alguna durante el despegue, ascenso inicial, aproximación final y aterrizaje, excepto las funciones que se requieran para la operación segura del avión.*

⁷⁶ Este antecedente se utiliza en la parte expositiva del SAFO 09003.

...

- 11) *Decidirá si acepta o rechaza un avión con elementos que no funcionen, aunque ello esté permitido por la CDL o la MEL».*

Como ya se ha mencionado (véase apartado 1.18.1.2. de este informe), EU-OPS 1.210 recoge que:

- «c) *Durante las fases críticas del vuelo, el operador no podrá obligar a un miembro de la tripulación a realizar otras tareas que no sean las necesarias para la operación segura del avión.»*

1.18.2.3. Instrucciones del operador

En el Manual de Operaciones de Spanair, parte A, sección 8.3.15.B6, Cockpit estéril, revisión 9 de 14 de mayo de 2008, se describe la cabina estéril en los siguientes términos:

«Se define como sterile cockpit las fases comprendidas desde que:

- *Se enciende la señal "Fasten Seat Belts", antes de la puesta en marcha de los motores, hasta que durante el ascenso se apaga dicha señal.*
- *Se enciende la señal "Fasten Seat Belts" durante el descenso hasta que, una vez el avión parado en el parking con los motores detenidos, se apaga dicha señal.*

Durante esta fase, con el fin de no interferir con las tareas de los pilotos, no se realizarán llamadas a cockpit a excepción de las emergencias».

En el apartado 8.4.3.A.1, *Establecimiento de procedimientos*, del mismo manual se recoge que:

- «• *Spanair no requerirá a ningún miembro de la tripulación que realice cualquier actividad durante las fases críticas del vuelo que no sean las requeridas para la operación segura del avión.*
- *El Comandante no permitirá que ningún miembro de la tripulación lleve a cabo actividad alguna durante las fases críticas del vuelo, excepto las funciones que se requieran para la operación segura del avión.*

Fases críticas de vuelo en este contexto son carrera de despegue, despegue y ascenso inicial, aproximación final y aterrizaje, incluida la carrera de aterrizaje, y cualquier otra fase de vuelo a discreción del Comandante.»

1.18.3. Circular informativa de la FAA para la certificación de los sistemas de aviso de configuración al despegue (TOWS)

En el momento de la certificación⁷⁷ 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 25⁷⁸. A pesar de que la normativa no tenía carácter retroactivo, los grandes fabricantes de aeronaves incluyeron el TOWS en los modelos Boeing 707, 727, 737, 747, McDonnell Douglas DC-8, DC-9, DC-10 y MD-80, Lockheed L1011 y Airbus A300 y A310, que se habían certificado previamente a la aparición del requisito FAR 25. 703.

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 usó la FAA para certificar estos sistemas después de la adopción del requisito FAR 25.703 fue el de considerarlos como una barrera de seguridad adicional (*back-up*) para las tripulaciones y por tanto se encuadró 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 JAA⁷⁹. El requisito de instalar el TOWS figura en el párrafo CS25.703, en vigor desde enero de 1979⁸⁰. En líneas generales, los requisitos y criterios de la FAA y de la Agencia Europea de Seguridad Aérea respecto al TOWS son los mismos.

En respuesta a las evidencias iniciales encontradas durante la investigación del accidente de la aeronave McDonnell Douglas MD-82 en Detroit, el 16 de Agosto de 1987, la División de Certificación de Aeronaves de la FAA creó un grupo de trabajo para llevar a cabo una revisión general de los sistemas de aviso de configuración en el despegue, con especial énfasis en el diseño existente en las aeronaves del tipo MD-80.

Esta revisión tenía como objetivo sopesar la posibilidad de nuevos requisitos regulatorios, así como revisar las dificultades encontradas durante la operación, incidentes y

⁷⁷ 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.

⁷⁸ Este párrafo fue añadido a la Parte 25 a través de la enmienda 25-42 con fecha de efectividad 1 de marzo de 1978.

⁷⁹ 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.

⁷³ JAR-25, Amendment 5.

accidentes que se habían producido hasta la fecha y en las que los sistemas de aviso de la configuración para el despegue había estado involucrados.

La FAA hacía mención al hecho de que para la mayoría de los aviones que llevaban instalado un TOWS en aquel momento, un fallo del mismo resultaba inapreciable para la tripulación a la vez que no se requerían o recomendaban inspecciones prevuelo de este sistema. Sin embargo, con la excepción aislada de algunos aviones a título individual, la MEL no permitía entonces ni permite ahora el despacho del avión con el TOWS inoperativo. El informe⁸¹ que elaboró el grupo de trabajo de la FAA también afirmaba que: «...*todos los sistemas revisados cumplirían con los requisitos en vigor en términos de fiabilidad, siempre que se siguieran las comprobaciones recomendadas por los fabricantes*».

La transición de diseños analógicos a circuitos de estado sólido tuvo como resultado unas mejores características de autocomprobación de los sistemas. Los microprocesadores y sistemas de instrumentos electrónicos fueron capaces de generar sistemas TOWS con circuitos redundantes, supervisión y autocomprobación completo, y presentación de avisos del sistema en pantalla⁸².

Los fabricantes de aeronaves indicaron que esas mejoras no se incorporaron por requisitos de certificación, sino por exigencia de los operadores para extender los intervalos de mantenimiento y mejorar las posibilidades de despacho de los aviones desde estaciones remotas alejadas de su base de mantenimiento principal. Se consideró, no obstante, que la incorporación de estas mejoras produjo mayores márgenes de seguridad.

Sin embargo, los fallos latentes podían presentarse incluso en los TOWS que empleaban circuitos de estado sólido. Para la mayoría de los sistemas incluidos en este estudio no se requería un análisis de fiabilidad como parte del proceso de certificación de tipo original.

La FAA concluyó con una serie de recomendaciones sobre el TOWS que ayudarían a prevenir futuros accidentes por configuración incorrecta de despegue:

- La realización de una prueba del TOWS antes de cada vuelo. Aún así, se reconocía que una comprobación completa del TOWS antes del despegue resulta prácticamente imposible y su realización no prevendría frente a fallo posterior a la prueba o desactivación intencionada del sistema.

⁸¹ Los trabajos del grupo constituido por la FAA se plasmaron en el informe: «Review of takeoff configuration warning systems on large jet transports», NW Mountain Region Aircraft Certification Division, FAA. La cita que se menciona está en la página 13 del informe y dice textualmente en inglés: «*The Team believes that all of the systems reviewed would meet the current requirements in terms of reliability, provided the manufacturers' recommendations for the system checks were followed in service*».

⁸² Esas mejoras no estaban contempladas en el diseño del TOWS de las aeronaves DC-9-80.

- La instalación de una luz de aviso para anunciar que el TOWS no está recibiendo energía eléctrica para su funcionamiento.
- La mejora de la fiabilidad del TOWS requiriendo que fueran diseñados para cumplir con los requerimientos de FAR 25.1309 de equipamiento «esencial», según se define en la AC 25-1309. Esto podría lograrse mediante redundancia, incremento de la supervisión, inspecciones de mantenimiento más frecuentes o una combinación de las anteriores medidas.
- La eliminación de los avisos molestos relacionados con el TOWS durante el rodaje de motor reducido. Se ofrecían dos alternativas para solucionar este problema que se presentaba con el nivel de desarrollo de los diseños de entonces: la emisión de una directiva de aeronavegabilidad de la FAA requiriendo la modificación del TOWS para eliminar estos avisos durante el rodaje de motor reducido o la prohibición por parte de la FAA de las operaciones de rodaje que no utilicen todos los motores.

La última de estas recomendaciones llevó a la FAA a emitir la directiva de aeronavegabilidad AD 90-04-05 con efectividad DC-9 y MD-80 y con fecha 3 de agosto de 1990, que requería la modificación del TOWS a través del boletín de servicio SB 31-34 de McDonnell Douglas de fecha 20 de diciembre de 1989, con el fin de eliminar los avisos molestos durante el rodaje de motor reducido.

Después de una recomendación de seguridad operacional⁸³ 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 podían dar lugar a una condición de fallo mayor o catastrófico⁸⁴. 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, como recomendaba el estudio de la FAA de 1988 ya mencionado.

⁸³ La Recomendación A-88-66 emitida por el NTSB pedía a la 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.

⁸⁴ La AC 25.1309-1A 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. La AMC 25.1309 añade además las clasificaciones de «sin efecto sobre la seguridad» como la de menor severidad y la de «peligroso» entre mayor y catastrófico.

1.18.4. *Comprobación del TOWS, selección de flaps y encendido de la calefacción de los sensores (incluida la sonda de temperatura) en diferentes compañías europeas*

Se estudiaron tras el accidente los procedimientos de cinco compañías europeas que operaban flota MD para ver si se verificaba el funcionamiento del TOWS en cada vuelo, en qué momentos se seleccionaban los *flaps* y cuando se encendía la calefacción de los sensores del sistema de datos del aire del avión.

Las conclusiones fueron:

- Tres de las cinco compañías que se estudiaron comprobaban el TOWS antes de cada vuelo.
- Dos compañías seleccionaban los *flaps* en el rodaje, mientras que las otras tres lo hacían después de poner en marcha los motores.
- Todas las compañías encendían la calefacción de los sensores después de la puesta en marcha.

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

Boeing informó que tenía conocimiento de 13 casos que le habían sido notificados por operadores en el periodo comprendido entre los años 2000 y 2008 en los que se había 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.

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

1.18.6.1. 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,

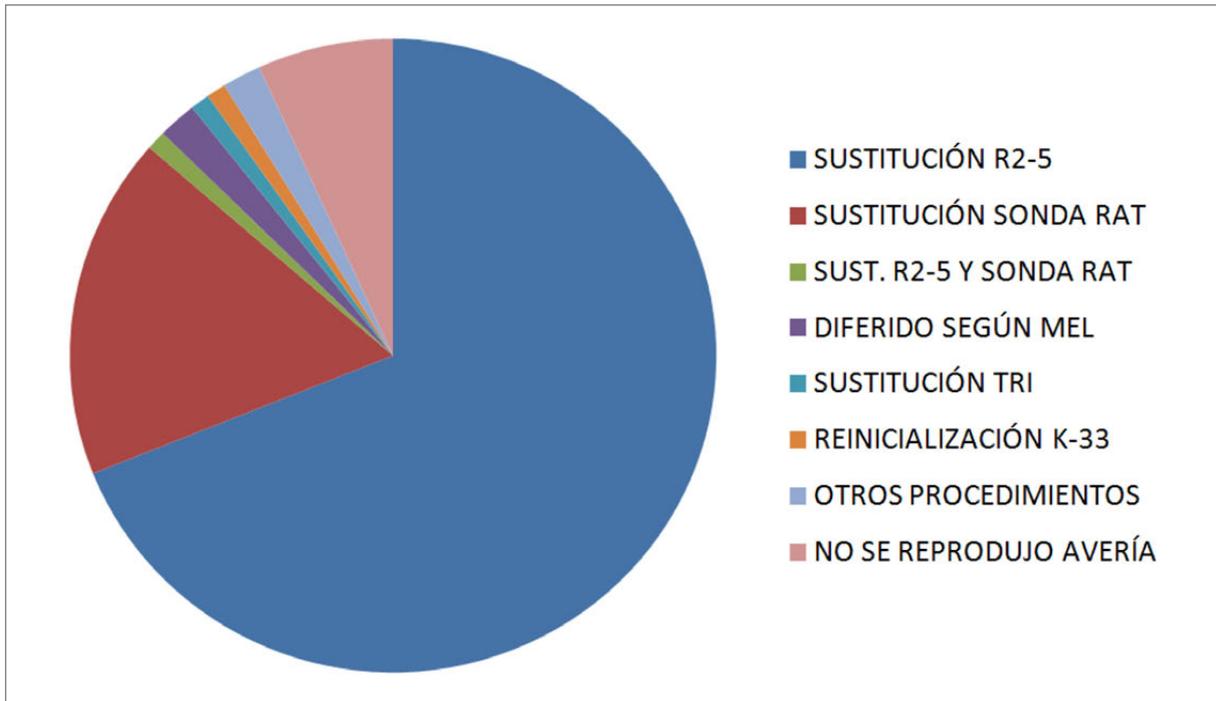


Figura 29. Antecedentes de alta temperatura sonda RAT en tierra. Casos recopilados por Boeing (periodo 2000-2008)

- 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 bloqueado 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.

1.18.6.2. Casos registrados por Spanair

En los registros de mantenimiento de Spanair existen 3 sucesos con alta temperatura de la RAT en tierra en aviones de su flota MD distintos del accidentado. Dos de ellos se produjeron antes del accidente y el otro en fecha posterior al mismo.

1.18.6.2.1. Suceso en septiembre de 2006

El 1 de septiembre de 2006 en el aeropuerto de Barcelona, el avión regresó a la plataforma hasta en 3 ocasiones durante su rodaje para solucionar la avería. Según describe la tripulación en el ATLB, en el primer episodio detectado durante el rodaje la temperatura de 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.

1.18.6.2.2. Suceso en mayo 2008

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 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 de 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 abrió el disyuntor Z-29, interrumpiendo la corriente eléctrica a la resistencia de la sonda, registrando esta avería como diferida según los puntos 30.8 y 34.9 de la MEL. Antes de que el avión realizara el siguiente vuelo, el Departamento de Despacho de Vuelos y Control de la Operación, perteneciente a la Dirección de Operaciones 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.

1.18.6.2.3. Suceso en julio 2009

El 2 de julio de 2009, un MD-87 que se disponía a partir desde Palma de Mallorca a Barcelona, registró indicación de alta temperatura RAT durante el rodaje. En concreto la temperatura indicada aumentó hasta el límite de indicación (dos dígitos) de 99 °C. Al percatarse la tripulación de esta situación y recordando la similitud de este caso con el del avión accidentado, decidieron llevar a cabo de nuevo la prueba funcional del TOWS, que no fue superada satisfactoriamente. Tras esto, y todavía con la indicación de temperatura excesiva en cabina, comprobaron que la configuración de la aeronave era la correcta para el despegue y decidieron partir hacia Barcelona, anotando previamente dicha incidencia en el ATLB del avión.

Una vez en Barcelona, el avión no tenía programados más vuelos para ese día y fue atendido por personal de mantenimiento de la compañía, el cual recibió instrucciones para realizar un proceso de detección de averías (*troubleshooting*) del sistema a través de un «Aviso de Información de Mantenimiento» (MIN 92), en el que se indicaba realizar un proceso de *troubleshooting* del TOWS de acuerdo al Manual de Mantenimiento de la aeronave y, finalmente, en el caso de que no se encontrara ninguna discrepancia, se procediera a sustituir el relé R2-5. Se realizaron las pruebas del TOWS sin detectarse ninguna anomalía por lo que se procedió a sustituir el relé R2-5 de acuerdo con las instrucciones. Tras esta acción de mantenimiento, no se volvieron a reproducir episodios de indicación de alta temperatura RAT en esta aeronave en los vuelos posteriores.

1.18.6.3. 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 europeos que cuentan con aviones de la serie MD. En total, la muestra escrutada comprende una flota de más 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 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.

1.18.7. Aspectos básicos de la MMEL y la MEL

1.18.7.1. Información general de la MMEL y la MEL

La MMEL es un documento que contiene una lista de aquellos elementos de la aeronave que pueden encontrarse inoperativos temporalmente, manteniendo el nivel de seguridad pretendido por las correspondientes especificaciones de la certificación de aeronavegabilidad.

En aquellos Estados de la UE que han adoptado las normas JAR-MMEL/MEL dentro de su ordenamiento jurídico (entre los cuales se encuentra España), la MMEL es elaborada por el organismo responsable del diseño del tipo de aeronave y aprobada por el Estado de diseño. En EE.UU., la MMEL es elaborada por una Junta de Evaluación de Operaciones de Vuelo (FOEB), que está formada por la FAA, el fabricante de la aeronave y los operadores y finalmente es aprobada por la FAA.

La MEL es un documento que contiene una lista de aquellos elementos de la aeronave que pueden encontrarse inoperativos temporalmente al inicio del vuelo. Está elaborado por el operador para cada aeronave concreta y es aprobado por la autoridad aeronáutica, no pudiendo en ningún caso ser menos restrictivo que la MMEL para el tipo de aeronave. La MEL forma parte del Manual de Operaciones del operador, y es un documento de utilización conjunta por parte de la tripulación de vuelo y el personal de mantenimiento.

La aplicabilidad de la MEL se extiende hasta el comienzo del vuelo⁸⁵. Algunos elementos contenidos en la MMEL/MEL pueden requerir la realización de determinadas actividades de mantenimiento previas, el seguimiento de ciertos procedimientos de operación de la aeronave o la observación de ciertas limitaciones, como condición previa al despacho del avión con dicho elemento inoperativo.

Todos aquellos componentes o sistemas relacionados con la aeronavegabilidad que no se encuentren incluidos en la MMEL/MEL deberán encontrarse operativos en el momento del inicio del vuelo⁸⁶.

⁸⁵ De acuerdo al Real Decreto 1762/2007, el comienzo del vuelo se define como «El momento a partir del cual una aeronave comienza a moverse con su propia potencia con el propósito de prepararse para el despegue».

⁸⁶ Estos elementos son denominados comúnmente «Elementos NO GO».

La MEL establece límites temporales dentro de los cuales está permitida la operación de una aeronave con un determinado elemento inoperativo, si bien es importante que la recuperación de ese elemento se lleve a cabo en la primera oportunidad posible con objeto de mantener un nivel aceptable de seguridad y fiabilidad.

No obstante, en los Estados miembros de la Unión Europea, queda a criterio del comandante aceptar o rechazar la operación con una aeronave con elementos que no funcionen aunque ello esté permitido por la MEL⁸⁷. No existen requisitos en la Unión Europea que obliguen a diagnosticar el origen de fallos o funcionamientos defectuosos antes de recurrir a la MEL para permitir el despacho de las aeronaves. En esta cuestión EASA opina que no se obtiene ningún beneficio para la seguridad operacional tratando de encontrar el origen del fallo si la MEL se utiliza correctamente.

1.18.7.2. Definición de elemento, componente o sistema inoperativo

El Reglamento (CE) n.º 2042/2003 de la Comisión de 20 de noviembre de 2003⁸⁸, establece que, entre otros casos, se considerará que un elemento se encuentra fuera de servicio cuando existan evidencias de defectos o fallos de funcionamiento.

En España, el Anexo JAR-MMEL/MEL al Real Decreto 1762/2007⁸⁹ define el término «inoperante» como: *«que el equipo no cumple su cometido definido o bien no está funcionando dentro de los límites o tolerancias de su diseño. Algunos equipos han sido diseñados para ser tolerantes al fallo y son supervisados mediante ordenadores que transmiten mensajes de fallo a un ordenador central a los efectos de mantenimiento. La presencia de esta categoría de mensajes no significa necesariamente que el equipo esté inoperativo»*.

El Anexo 6 de OACI se refiere a elementos inactivos o que dejen de funcionar, sin especificar una definición precisa⁹⁰.

⁸⁷ Punto f) 11) del apartado 1.085 «Responsabilidades de la tripulación» del ANEXO III al Reglamento (CE) n.º 859/2008 de la Comisión de 20 de agosto de 2008 (publicado en el DOUE el día 20 de septiembre de 2008) por el que se modifica el Reglamento (CEE) n.º 3922/91 del Consejo en lo relativo a los requisitos técnicos y los procedimientos administrativos comunes aplicables al transporte comercial por avión. El día 20 de agosto de 2008 se encontraba en vigor el Reglamento (CE) n.º 8/2008 de 11 de diciembre de 2007 (publicado en el DOUE el día 12 de enero de 2008), el cual no muestra diferencias con el anterior respecto a este punto.

⁸⁸ Punto a) 4. del apartado M.A. 504 «Control de elementos fuera de servicio» del Reglamento (CE) n.º 2042/2003 de la Comisión de 20 de noviembre de 2003 sobre el mantenimiento de la aeronavegabilidad de las aeronaves y productos aeronáuticos, componentes y equipos y sobre la aprobación de las organizaciones y personal que participan en dichas tareas.

⁸⁹ Real Decreto 1762/2007 de 28 de diciembre, por el que se determinan los requisitos relativos a la lista maestra de equipo mínimo y la lista de equipo mínimo, exigidos a las aeronaves civiles dedicadas al transporte aéreo comercial y a los trabajos aéreos.

⁹⁰ En concreto, el punto 6.1.3 del Anexo 6 de OACI indica: «El explotador incluirá en el manual de operaciones una lista de equipo mínimo, aprobada por el Estado del explotador, para que el piloto al mando pueda determinar si cabe iniciar el vuelo, continuarlo a partir de cualquier parada intermedia, en caso de que algún instrumento, equipo o sistemas dejen de funcionar».

El ANEXO III al Reglamento (CE) n.º 859/ 2008 de la Comisión de 20 de agosto de 2008⁹¹ no contiene ninguna definición específica de elemento, componente o sistema inoperativo y se refiere únicamente a «elementos que no funcionen».

No existe excesiva diferencia entre la definición de la FAA para la MMEL contenida en el documento «DC-9 Dispatch Deviations Guide» y la detallada en la MEL de Spanair para la aeronave DC-9-MD-82. En ambos documentos se indica que un equipamiento o sistema se considerará inoperativo cuando no cumpla su propósito pretendido y/o no funcione coherentemente dentro de sus límites o tolerancias de diseño. La definición contenida en la MEL de Spanair, vigente en agosto de 2008, incluye además la misma observación contenida en el Real Decreto 1762/2007 respecto a ciertos equipos que han sido diseñados para ser tolerantes al fallo y vigilados por ordenadores los cuales podrían transmitir mensajes de fallo que no implicarían necesariamente que dicho sistema esté inoperativo.

Existen algunos textos de ayuda y orientación sobre aspectos relacionados con la MEL en los que también se incluyen definiciones de lo que se considera elemento inoperativo. En concreto, el documento de Airbus «Getting to Grips with MMEL and MEL», editado en agosto de 2005, incluye una definición más exhaustiva que las contenidas en los textos anteriormente mostrados. Según este documento de Airbus, un elemento debería ser considerado inoperativo:

«cuando no cumpla satisfactoriamente con su función pretendida, con independencia de la razón.

Por tanto, un elemento será considerado inoperativo cuando:

- *No funcione por completo, o*
- *No realice una o más funciones para las cuales fue diseñado, o*
- *No funcione coherentemente dentro de los límites de diseño o tolerancias de operación, o*
- *Se requiera que sea considerado inoperativo debido a las condiciones de despacho, o*
- *No se encuentre disponible debido a un fallo primario.»*

1.18.7.3. Procedimientos de mantenimiento (M) y operacionales (O)

Previamente al despacho de una aeronave con alguno de sus elementos, componentes o sistemas inoperativos de acuerdo a la MEL, puede ser necesaria la realización de algún

⁹¹ Reglamento (CE) n.º 859/2008 de la Comisión de 20 de agosto de 2008 (publicado en el DOUE el día 20 de septiembre de 2008) por el que se modifica el Reglamento (CEE) n.º 3922/91 del Consejo en lo relativo a los requisitos técnicos y los procedimientos administrativos comunes aplicables al transporte comercial por avión.

procedimiento de mantenimiento⁹², la observación de determinadas limitaciones o condiciones, o la planificación y ejecución en su caso de algunos procedimientos operacionales⁹³.

El punto 9 del Adjunto G del Anexo 6 de OACI especifica que: «*Para que un determinado sistema o componente del equipo se acepte como inactivo, tal vez sea necesario establecer un procedimiento de mantenimiento, que deberá cumplimentarse antes del vuelo, a fin de desactivar o de aislar el sistema o equipo*».

En consonancia con lo dispuesto en el requisito JAR MMEL/MEL.035 del Anexo al RD 1762/2003, los procedimientos operacionales (O) y de Mantenimiento (M) son necesarios para sustentar ciertos elementos de la MMEL. Estos procedimientos deberán ser elaborados y publicados por el titular del Certificado de Tipo o el titular del Suplemento al Certificado de Tipo, según corresponda y referenciados en la MMEL. Cuando la MMEL sea revisada, los procedimientos deberán ser adecuadamente modificados.

El propósito de estos procedimientos deberá ser identificado durante el proceso de aprobación de la MMEL. Sin embargo, los procedimientos en sí mismos no estarán sujetos a aprobación por la Autoridad⁹⁴.

1.18.8. Accidentes e incidentes previos con configuración inapropiada en despegue

1.18.8.1. 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

⁹² Estos procedimientos de mantenimiento están identificados con la letra (M) en la columna 4 *Remarks and Exceptions* (Comentarios y Excepciones) del documento MEL / MMEL.

⁹³ Estos procedimientos operacionales están identificados con la letra (O) en la columna 4 *Remarks and Exceptions* (Comentarios y Excepciones) del documento MEL / MMEL.

⁹⁴ Véase JAR-MMEL/MEL.035 b).

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, Douglas Aircraft Company emitió un telex a todos los operadores de DC-9-80, entre los que se encontraba SAS. En el telex se recomendaba que se modificaran las listas de comprobación para que el TOWS se verificara antes de cada vuelo.

La NTSB emitió la siguiente recomendación dirigida a la FAA:

«Issue an Air Carrier Operations Bulletin-Part 121 directing all principal operations inspectors to emphasize in MD-80 initial and recurrent training programs on stall and windshear recovery the airplane's lateral control characteristics, potential loss of climb capability, simulator limitations, and flight guidance system limitations when operating near the supplemental stall recognition system activation point (stall angle of attack) (Class U, Priority Action) (A-88-70).»

En respuesta a esa recomendación la FAA emitió la circular AC 00-54 *Pilot Windshear Guide* donde daba guías claras para la recuperación de la aeronave en caso de encuentro con cizalladura. No desarrolló información adicional sobre la recuperación de la pérdida porque consideraba que estaba ya contemplado ese tema en la regulación Parte 121, al tratar el entrenamiento (Apéndice E del parte 121) y las verificaciones de competencia (Apéndice F de la Parte 121), donde se exige el entrenamiento de la pérdida. La recomendación se cerró con la consideración de acción alternativa aceptable.

1.18.8.2. 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.

El NTSB emitió la siguiente recomendación dirigida a la FAA:

«Direct all principal operations inspectors to review the training and operations manuals of their assigned, air carriers and ensure that the verification of flap position during stall recognition and recovery procedures as a part of those procedures. (A-89-122).»

Como respuesta, la FAA publicó el boletín ACOB (*Air Carrier Operations Bulletin*) 8-90-5 «*Verification of flap position during stall recognition and recovery*», donde se instruía a los inspectores de operaciones (POI) para que se cercioraran de que en los manuales de los operadores se incluía la verificación de la posición de la palanca de flaps en el procedimiento de reconocimiento y recuperación de la pérdida. La recomendación se cerró con la consideración de acción aceptable.

1.18.8.3. 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 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.

1.18.8.4. MD-83 MAP. Lanzarote (España), 2007⁹⁵

El 5 de junio de 2007 a las 10:45 hora local, la aeronave MD-83 operada por la compañía MAP, matrícula OE-LMM, despegó por la pista 03 del aeropuerto de Lanzarote. Nada más despegar la aeronave comenzó a albear bruscamente a ambos lados. Los albeos cesaron cuando la aeronave alcanzó una velocidad superior a los 200 KIAS. A continuación la aeronave regresó al aeropuerto y aterrizó con normalidad.

El informe de la investigación elaborado por la CIAIAC recoge lo siguiente:

«Según la información facilitada por Boeing la velocidad de pérdida de la aeronave con el peso y la configuración de flap 0° y slats retraídos era de 161 KIAS. Cuando la aeronave comenzó a albear la velocidad era de 159 KIAS. Con las oscilaciones la velocidad de pérdida se incrementó hasta aproximadamente 202 KIAS.

Las oscilaciones laterales continuaron hasta que la velocidad superó los 200 KIAS. Aunque otros factores como el centro de gravedad o la deflexión de los spoilers afectan a la velocidad de pérdida, se consideran de relativa menor importancia en una situación tan dinámica como la que se produjo. Boeing informó que la respuesta de la aeronave es coherente con un comportamiento típico de reactores de transporte con ala en flecha cuando vuelan por debajo de la velocidad de pérdida.»

Los datos del DFDR que se incluyen en el informe indican que la aeronave tuvo seis (6) oscilaciones a la derecha, en las que dos (2) llegaron a alcanzarse casi 60° de inclinación, y otras seis (6) a la izquierda, con ángulos de inclinación también del orden de 60° en tres (3) ocasiones. En cada movimiento de albeo la aeronave perdía altura de vuelo, llegando a bajar hasta 140 ft en el más acusado. Ese régimen se mantuvo durante los primeros 30 segundos de vuelo, en los que la velocidad no se incrementó, variando ligeramente en torno a los 190 KIAS.

La investigación concluyó que la tripulación perdió el control de la aeronave después de la rotación, como consecuencia de la entrada en pérdida de la aeronave inmediatamente después del despegue, debido a que éste se realizó con una configuración no aprobada,

⁹⁵ Incidente grave ocurrido el 5 de junio de 2007 a la aeronave OE-LMM. McDonnell-Douglas MD83, matrícula OE-LMM, operada por Mapjet. Aeropuerto de Lanzarote (Las Palmas. España). Informe Técnico IN-022/2007. CIAIAC.

es decir, con *slats* retraídos y *flaps* 0°, por falta de disciplina de la tripulación en el cumplimiento de los procedimientos de operación estándar y en concreto en las listas de comprobación.

No se produjo ningún aviso del TOWS durante la carrera de despegue porque el disyuntor K-33 (Left Ground control relay), que controla el sistema izquierdo de sensación tierra/vuelo estaba abierto, y en esas condiciones la información que recibía el TOWS, como el resto de equipos del sistema izquierdo de sensación tierra/vuelo, era que la aeronave se encontraba en vuelo, por lo que el TOWS no se activó.

1.18.8.5. Incidentes notificados al sistema ASRS 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 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

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 ft 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.

En otra consulta realizada también a la base de datos del sistema de notificación de sucesos de la NASA, y que abarcaba el periodo 1988-2009, se buscaron sucesos que se

habían producido en las fases de vuelo de despegue y ascenso inicial relacionados con la tripulación de vuelo y en el que los *flaps* eran un factor a considerar. Se obtuvieron un total de 365 reportes de los que 88 correspondían a avisos de despegue inseguro debido a un incorrecto calaje de *flaps/slats*.

1.18.9. *Antecedentes con modificación de listas de comprobación*

El 21 de julio de 2007 la aeronave A320-232, matrícula VH-VQT, realizó una aproximación frustrada a la altura de decisión porque no tenían referencias visuales debido a la niebla. El piloto al mando no realizó el procedimiento correctamente y el avión descendió hasta 38 ft sobre el terreno antes de iniciar el ascenso.

En el intervalo que transcurrió entre la altura de decisión y el inicio del ascenso la tripulación no fue consciente del modo de vuelo de la aeronave. El operador había cambiado los procedimientos estándar de motor y al aire (*go-around*) y como resultado la tripulación no tenía que confirmar el modo de vuelo de la aeronave hasta que otros ítems del procedimiento hubieran sido completados. Este hecho originó que el avión no ascendiera inicialmente y que la tripulación que estaba ocupada por un incremento en la carga de trabajo, intentando identificar alarmas y avisos que no esperaban, no comprobara el modo de vuelo de la aeronave.

El operador no había realizado un análisis de riesgos al cambiar del procedimiento.

Como resultado de este incidente, el operador modificó su procedimiento de *go around* para que reflejara lo mismo que el del fabricante y su sistema de gestión de seguridad (SMS) para requerir que se realizara un proceso formal de gestión de riesgo ante cualquier propuesta de modificación en un procedimiento operacional de una aeronave.

1.18.10. *Identificación de los fallos de motor en vuelo*

1.18.10.1. Entrenamiento periódico de la tripulación de vuelo requerido por la normativa europea

En el párrafo OPS 1.965 de la norma que regula las operaciones de la aviación civil comercial⁹⁶ en España se indica:

«b) *Verificación de competencia del operador*

⁹⁶ Véase nota al pie n.º 81.

1) *El operador garantizará que:*

i) cada miembro de la tripulación de vuelo sea sometido a verificaciones de competencia del operador a fin de demostrar su competencia en la realización de procedimientos normales, anormales y de emergencia y ...»

En el apéndice 1 a OPS 1.965 se definen los procedimientos que se deben realizar en cada verificación de competencia, cuando sea aplicable. Estos son:

«1) Verificaciones de competencia del operador;

i) cuando sea aplicable, las verificaciones de competencia del operador deben incluir las siguientes maniobras:

...

B) despegue con fallo de motor entre V1 y V2 o tan pronto como lo permitan las consideraciones de seguridad;

...»

1.18.10.2. Boletín de información de seguridad n.º 2009-09 emitido por EASA

El 27 de abril de 2009 EASA publicó el SIB n.º 2009-09 donde se adhería y apoyaba la SAFO n.º 09008 emitida por la FAA el 6 de abril de 2009 que trataba sobre la adecuada identificación y procedimientos en un fallo de motor en vuelo. El objeto de esta SAFO era recordar a los operadores la importancia de verificar adecuadamente la indicaciones de un fallo de motor y aplicar los procedimientos adecuados.

Uno de los ejemplos que se incluían era el caso de una tripulación que durante una aproximación, cuando se iluminó una luz de «*engine ignition*» sin ninguna otra verificación, asumió que se había producido un fallo de motor y continuó la aproximación.

Cuando intentaban realizar la aproximación frustrada con un solo motor, la tripulación perdió el control de la aeronave y se estrelló. La investigación reveló que durante el entrenamiento realizado por la tripulación la luz de «*engine ignition*» sólo se había encendido conjuntamente con un fallo de motor.

Entre las acciones que recomendaba para evitar interpretaciones erróneas de fallo de motor estaba incluir en el entrenamiento inicial y periódico un amplio rango de escenarios de fallo de motor, incluyendo fallos que pueden erróneamente interpretarse como un fallo de motor.

1.18.11. *Medidas adoptadas tras el accidente*

1.18.11.1. Conferencia mundial sobre seguridad operacional (marzo 2010) y 37º periodo de sesiones de la Asamblea de OACI

En la transcurso de la Conferencia de Alto Nivel sobre Seguridad Operacional celebrada en Montreal del 29 de marzo al 1 de abril de 2010, se debatieron cuestiones relativas al mejoramiento de las prácticas y los procedimientos actuales asociados a las listas de verificación del puesto de pilotaje y de la configuración de la aeronave como componentes integrales de la gestión de la seguridad operacional⁹⁷.

En ese sentido España presentó, en nombre de la Unión Europea, de los países de la CEAC (Conferencia Europea de Aviación Civil) y de Eurocontrol, el documento de trabajo HLSC-2010 WP/26 titulado: «*La aplicación de los principios de gestión de la seguridad operacional en el diseño de las actividades del puesto de pilotaje*».

Según el informe⁹⁸ de la conferencia, se trataron los aspectos relativos a procedimientos operacionales normalizados y el uso de las listas de verificación y se consideró que era necesario revisar los requisitos aplicables teniendo en cuenta el aumento de la automatización y aplicando los principios de gestión de amenazas y errores (TEM) y de gestión de la seguridad operacional (SMS).

Se concluyó que la OACI debería examinar las disposiciones y los textos de orientación existentes relacionados con las actividades en el puesto de pilotaje a fin de evaluar si se requerían medidas adicionales y también que la OACI debería proporcionar la información más actualizada sobre este tema a la próxima reunión de la Asamblea.

En la 37º periodo de sesiones de la Asamblea de OACI, celebrado del 28 de septiembre al 8 de octubre de 2010 se presentaron los resultados de los exámenes que había realizado OACI en lo referente a los requisitos existentes relativos a las actividades en el puesto de pilotaje, las listas de verificación y la elaboración de procedimientos operacionales normalizados⁹⁹.

De estos exámenes se concluyó que sería recomendable la introducción del concepto de fases críticas de vuelo en las disposiciones de la OACI y la definición de las actividades aceptables durante dichas fases. Se prevé que el examen inicial de la enmienda propuesta se lleve a cabo en 2011.

Por otro lado, se concluyó, en lo que se refiere a listas de verificación y elaboración de procedimientos operacionales normalizados, proponer que se actualizarán las

⁹⁷ Epígrafe 3.2 de la agenda: Iniciativas en materia de seguridad operacional resultantes de accidentes recientes.

⁹⁸ Doc 9935, HLSC 2010 de OACI.

⁹⁹ Documentos de trabajo A37-WP/73 y A37-WP/74.

disposiciones relativas a las listas de verificación y a los procedimientos operacionales normalizados del Anexo 6 – Operación de aeronaves, y de los Procedimientos para los servicios de navegación aérea – Operación de aeronaves, Volumen I — Procedimientos de vuelo, Parte III (Doc 8168, PANS-OPS).

En particular algunos de los aspectos que se están examinando son:

La introducción en los PANS-OPS del concepto de «piloto a los mandos» y de «piloto supervisor» con respecto al uso de las listas de verificación, aplicando las mejores prácticas de la industria y consideraciones sobre factores humanos. También consideran que debería ampliarse la orientación sobre los requisitos relativos a los procedimientos operacionales normalizados (SOP) para cada fase de vuelo y el uso de las listas de verificación normales respectivas, a fin de abarcar las actividades/listas de verificación apropiadas para las fases críticas de vuelo. Esta orientación se preparará teniendo en cuenta plenamente los principios de gestión de la seguridad operacional y, en particular, la identificación y el análisis de peligros. Se prevé completar un examen inicial en 2011.

1.18.11.2. Medidas adoptadas por EASA

1.18.11.2.1. *Directiva de aeronavegabilidad AD 2008-0197*

A partir de los datos iniciales de la investigación aportados por la CIAIAC, la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) emitió la Directiva de Aeronavegabilidad AD 2008-0197 el 29 de Octubre de 2008. La Directiva enmienda el manual de vuelo de los aviones 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.

1.18.11.2.2. *Boletín de información de seguridad n.º 2009-10*

El 14 de mayo de 2009 EASA publicó el SIB n.º 2009-10 en el que se recomienda a los operadores el control de las posiciones de los *flaps/slats* por parte del personal de apoyo en tierra durante las operaciones en plataforma previas al rodaje de los aviones para el despegue. Se hace hincapié en la importancia de llevar a cabo el ajuste y selección de los *flaps/slats* antes de que la aeronave inicie la marcha, lo que permitiría comunicarse con la tripulación de vuelo en caso de detectarse desde tierra que no se ha configurado el avión.

En dicho boletín también se recuerda que la modificación de los procedimientos puede requerir la aprobación de la autoridad competente y entrenamiento adicional para las tripulaciones de vuelo.

1.18.11.3. Medidas adoptadas por AESA

AESA ha desarrollado material guía para listas de verificación-comprobación en cabina de vuelo. Este material recoge información relativa al diseño y ejecución de las listas de comprobación, así como el proceso de aceptación por la autoridad.

1.18.11.4. Medidas adoptadas por la FAA

1.18.11.4.1. *Mensaje de alerta emitido el 5 de noviembre de 2008 (SAFO 08021)*

El 5 de noviembre de 2008, la FAA emitió un mensaje de alerta (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.*) en la que 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 garantizar 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 y operaciones en el seguimiento de los procedimientos aprobados para el tipo de avión.

Las instrucciones contenidas en el SAFO no tienen carácter obligatorio.

1.18.11.4.2. *Información a operadores sobre listas de comprobación emitida el 16 de marzo 2010 (InFO 10002)*

El 16 de marzo de 2010 la FAA emitió un documento de información para operadores donde se recogían una lista de referencias con las mejores prácticas en la industria. La emisión de este documento tenía su origen en el accidente que ocurrió en Barajas en Agosto de 2008 y en la identificación a lo largo de la investigación de la necesidad de mejorar la seguridad operacional en las operaciones de las compañías aéreas.

El objetivo de este documento era consolidar una guía con las mejores prácticas en la industria en el área de diseño de listas de comprobación, entrenamiento, procedimientos, gestión de recursos en cabina e identificación de errores.

Para cumplirlo proporcionaba una página web disponible para operadores y tripulaciones de vuelo donde se recogía información sobre dichos aspectos en la operación.

Por último recomendaba a los responsables de la seguridad operacional, operaciones y entrenamiento familiarizarse con la documentación y referencias que se recogía en la página web y en particular se dirigía a los directores de operaciones y responsables de entrenamiento para que revisaron sus programas y procedimientos operacionales y determinaran si era necesario implementar mejoras basadas en los documentos que se recogen en el listado de mejores prácticas.

1.18.11.5. Medidas adoptadas por el fabricante Boeing

1.18.11.5.1. *Modificaciones del FCOM*

Tras un suceso ocurrido en 2007 en el que un MD-80 despegó con los flaps y slats replegados, Boeing inició un proceso de revisión de los manuales de operaciones (FCOM) de los modelos de aviones DC-9, MD-80 y MD-90 para incluir un nuevo punto de comprobación de *flaps/slats* en la lista «*Before Take Off*». Los cambios fueron adoptándose en los FCOM de los distintos modelos de aviones conforme a los plazos establecidos para las revisiones normales. Antes del accidente se editaron las revisiones de los modelos DC-9 y MD-90 y después del accidente, en octubre de 2008, se editó la revisión del MD-80. Esta comprobación adicional de los *flaps/slats* ya aparecía en esa lista del Manual de Operaciones de Spanair (MOS) en la fecha del accidente.

En marzo de 2009, Boeing editó otra revisión del FCOM del modelo MD-80 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:

- Que 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.
- Que todos los enlaces eléctricos de datos (*buses*) permanezcan energizados durante el periodo en tierra.
- Que todos los puntos a comprobar en el primer vuelo del día se hayan completado.
- Que no se realicen acciones de mantenimiento que no sean las normales.
- Que se reajusten las unidades de referencia inercial (IRU).

1.18.11.5.2. *Procedimiento de recuperación de las pérdidas en despegue*

En la revisión del FCOM MD-80 del 15 de octubre del 2009, en la sección donde se describe el procedimiento y técnicas de recuperación de una aproximación a la pérdida

del Volumen II, se incluyó una advertencia indicando que durante el despegue, la activación de la vibración de la columna de control (*stick shaker*) en la rotación puede indicar una configuración inapropiada de *flaps/slats* y que en ese caso se debe inmediatamente verificar que los *flaps* y *slats* están adecuadamente seleccionados.

1.18.11.6. Medidas adoptadas por el operador Spanair

1.18.11.6.1. Modificación del Manual de Operaciones

Desde la fecha del accidente Spanair ha revisado en tres ocasiones su Manual de Operaciones¹⁰⁰, en septiembre de 2008, marzo de 2009 y en junio 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.
- 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).
- Se incluyó la definición de los términos «*First Flight of the Day*» y «*Through Flight*» de acuerdo con la edición del FCOM de Boeing de marzo de 2009.

Según información facilitada por el operador, tiene previsto incluir en su próxima modificación del Manual de Operaciones la advertencia sobre el procedimiento de recuperación de la pérdida que ha emitido Boeing en la revisión del 15 de octubre de 2009.

En la sección 3 Abnormal and Emergency Procedures, capítulo 1 Emergency Checklist, se modificó el prefacio donde se incluyó la distribución de tareas (*tasksharing*) entre el piloto a los mandos y el que no lo está.

¹⁰⁰ Spanair OM-B MD-80, revisión 2 de 12/09/2008, revisión 3 de 01/03/2009 y revisión 4 de 10/06/2009.

1.18.11.7. Medidas adoptadas por AENA

AENA modificó el Plan de Emergencias Aeronáuticas de Madrid-Barajas que estaba vigente en la fecha del accidente por el actualmente llamado Plan de Autoprotección. El Plan de Autoprotección responde a nuevos criterios normativos¹⁰¹ y está en vigor desde octubre de 2009.

En el nuevo plan se definen escenarios de accidentes, que se clasifican en dos tipos y se localizan en 20 ubicaciones dentro del área aeroportuaria. Cada ubicación está delimitada por un área circular en el plano de superficie del aeropuerto. El plan indica que normalmente el centro detector de una situación de emergencia será la Torre de Control¹⁰² y detalla la información que debe transmitir al activar la alarma al SSEI y al CGA. La información incluye, entre otras cosas, la ubicación exacta del lugar donde se ha producido la emergencia por referencia al plano de escenarios, el número de personas a bordo de la aeronave afectada, la cantidad de combustible y la posible presencia de mercancías peligrosas.

¹⁰¹ Real Decreto 393/2007, de 23 de marzo, por el que se aprueba la Norma Básica de Autoprotección de los centros, establecimientos y dependencias dedicados a actividades que puedan dar origen a situaciones de emergencia.

¹⁰² Capítulo 6, Plan de actuación ante emergencias, punto 6.2.6.1.

2. ANÁLISIS

2.1. General

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 intento de despegue en el aeropuerto de Madrid-Barajas, Madrid (España). La aeronave acabó destruida a consecuencia de los impactos con el suelo e incendio posterior.

La tripulación técnica de vuelo, la de cabina de pasajeros y los técnicos de mantenimiento que tuvieron relación directa con la aeronave el día del accidente estaban calificados y tenían sus licencias y habilitaciones en vigor de acuerdo con las normas aplicables de aviación civil en España y las instrucciones y procedimientos del operador.

Los controladores de tráfico aéreo que proporcionaron servicio de control al avión en Barajas estaban calificados y tenían sus licencias en vigor de acuerdo con las normas aplicables en España.

Las condiciones meteorológicas existentes en Madrid-Barajas durante la maniobra de despegue del avión, en cuanto a temperatura, visibilidad e intensidad y dirección del viento eran apropiadas para el vuelo.

Al avión estaba convenientemente certificado, tenía su documentación en regla y estaba equipado conforme a las normas vigentes. Su estructura y el sistema motopropulsor no tenían problemas de mención antes del accidente, solamente se hallaba diferido un defecto que afectaba a la reversa de los motores que estaba anotado en el ATLB y que no tuvo influencia en las circunstancias del accidente. En cuanto a sus sistemas, antes de emprender el vuelo la tripulación detectó una indicación anormalmente alta de la temperatura de la sonda RAT, que llevó a descubrir que la calefacción de la sonda RAT se estaba calentando en tierra. El mismo problema se había presentado los días anteriores y sus detalles se discuten en este análisis.

Las condiciones de carga y centrado del avión en el momento del despegue se encontraban entre los límites aprobados.

Los datos de la investigación procedentes de la grabación del registrador de voz en cabina de vuelo (CVR), de los parámetros grabados en el registrador de datos de vuelo (DFDR), de los estudios de actuaciones desarrollados, de las evidencias físicas recogidas en el lugar del accidente y de los exámenes sobre algunas de esas evidencias realizados en laboratorio, 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, 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 situadas en la posición correspondiente a *flaps/slats* retraídos (UP/RET), que posiblemente se produjeron por acción de la propia palanca en el momento del impacto. Asimismo, los resultados del examen realizado en laboratorio sobre las luces indicadoras de *slats* son coherentes con las indicaciones que se presentarían con la palanca de mando de *flaps/slats* en la posición UP/RET cuando la aeronave sufrió los sucesivos impactos con el terreno.

El operador contaba con procedimientos estándar y listas de comprobación proyectados para que los pilotos pudieran preparar el avión para una operación segura y entre los que se incluía la selección y confirmación de la posición de los *flaps* y los *slats*. Los pilotos del accidente usaron estos procedimientos como referencia, pero no los cumplieron estrictamente y no extendieron los *flaps* y los *slats*, por lo que no se configuró correctamente el avión 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.

El análisis del accidente se ha centrado en los aspectos operacionales, de mantenimiento y en los aspectos de factores humanos; ha tratado de determinar la causa del fallo del TOWS y su posible relación con la activación de la calefacción de la sonda de temperatura RAT en tierra y ha revisado los pormenores de la supervivencia y de la supervisión por parte de las autoridades aeronáuticas.

2.2. La posición de los *flaps* y los *slats*

Las evidencias físicas en las que se ha basado la determinación de la posición de las superficies de los *flaps* y los *slats* en el momento del impacto con el suelo han incluido la inspección de los restos de los elementos mecánicos de estas superficies tal como se encontraron tras el accidente, la revisión de los elementos de la palanca de control de *flaps/slats* y el examen de las luces indicadores de *slats*.

De los 8 actuadores de los *flaps*, se pudieron identificar cinco (5) entre los restos, 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, lo que no garantizaba que hubieran mantenido invariable su posición en toda la secuencia de impactos durante el accidente, por lo que no fue posible a partir de ellos extraer conclusiones sobre la posición de los *flaps*. El quinto actuador presentaba fuertes daños producidos por el fuego al que estuvo sometido después de haberse desprendido de la estructura del ala y se podía mover también con cierta resistencia. La rotura de las líneas del sistema hidráulico de presión de ambas alas se debió producir cuando el avión golpeó en el suelo bruscamente en la zona en la que dejó impresa la silueta de su planta, después de sobrevolar el terraplén entre la franja de pista y el terreno, con lo cual a partir de ese momento los *flaps* podrían haber cambiado de posición aun permaneciendo unidos al resto del ala. El quinto actuador se separó del ala, lo que tuvo que producirse después de la rotura de las líneas, por lo que tuvo que estar sometido a fuerzas importantes o golpes que afectaron a su integridad y modificaron su geometría, incluso después de desprenderse, lo que provocaría que el cilindro quedara atascado en la posición en la que se encontró. El fuego le afectaría después. No es posible, por tanto, afirmar que la longitud que exhibía el cilindro del quinto actuador cuando se recuperó fuera la que tuviera antes de que las líneas de presión se cortaran y razonablemente cabe pensar que se atascó en su posición final como consecuencia de golpes posteriores. Por tanto, no es posible deducir nada concluyente de los restos pertenecientes al sistema de *flaps* en el ala.

Se localizaron e identificaron los dos (2) actuadores de control de los *slats*, así como los carriles que actúan directamente sobre tres (3) paneles, el panel de raíz del ala izquierda y el inmediatamente siguiente, de un total de seis (6) que hay en cada semiala, y el equivalente al anterior en el ala derecha. De los 6 carriles (uno de arrastre y otro de soporte por cada panel) que se recuperaron, 3 habían quedado bloqueados en la posición correspondiente a *slats* replegados. Esos carriles pertenecían a paneles de las dos semialas. Esta evidencia indicaría que los *slats* no estaban desplegados en el momento de los impactos con el suelo.

Los sensores de *flaps* y de *slats* no se recuperaron, por lo que no pudieron examinarse. Estos sensores envían la información de la posición de los *flaps* y *slats* desde el ala al sistema de indicación de *flaps/slats* en la cabina de vuelo, a los ordenadores de entrada en pérdida (SWC) y al ordenador digital de guiado de vuelo (DFGC). Los sensores de *flaps*, envían además la información directamente a la FDAU y de ahí se transmite al registrador de datos de vuelo (DFDR). En el vuelo del accidente estaba en funcionamiento el DFGC n.º 2, que recibe la señal procedente de los sensores de *slats* de ambas semialas y la envía al FDAU para, desde allí, transmitirse al DFDR. Por un problema de transmisión entre el DFGC n.º 2 y la FDAU no se grabó correctamente el parámetro de posición de *slats* en el DFDR, por lo que no se puede utilizar este dato para la investigación. Sin embargo, no se han observado actuaciones anormales en los sistemas que utilizan la información de los sensores de *flaps* y *slats* y que consecuentemente pudieran verse adversamente afectados por un funcionamiento anómalo de los sensores. Según esto, la información grabada en el DFDR sobre los *flaps*

refleja correctamente la posición de estas superficies en el ala. Y los datos del DFDR indican que durante todo el primer rodaje que el avión EC-HFP realizó en Barajas desde el estacionamiento T21 en la plataforma de la Terminal 2 hasta la pista 36L y el rodaje de vuelta hasta el puesto remoto R11, el parámetro de deflexión de *flaps* permaneció en los 11°. Y después, cuando se reanudó la grabación del DFDR, una vez que se liberó el freno de aparcamiento en el estacionamiento R11 para iniciar de nuevo el rodaje hasta la pista 36L, hasta el instante en el que el DFDR dejó de funcionar en el momento del accidente, el parámetro de deflexión de *flaps* indicó 0°.

Por otro lado, la única posición de la palanca de mando de *flaps/slats* en la que los *slats* están replegados es la de UP/RET. Los datos del CVR demuestran que en la secuencia del accidente, tras el despegue, se activó al avisador de pérdida haciendo vibrar la columna de mando y sonó la bocina y la voz sintética que advierten de la pérdida. El ordenador de entrada en pérdida fue el que detectó esta situación. Si los *slats* hubieran estado en posición media, como correspondería a la posición de 11° de *flaps*, el ordenador de entrada en pérdida habría enviado automáticamente una señal a los actuadores electromecánicos de los *slats* para extenderlos totalmente, de acuerdo con la función *Autoslat*. Si eso hubiera ocurrido se habría grabado en el DFDR una señal de desacuerdo entre la palanca de mando de *flaps* y la de posición de *slats* durante el movimiento de los *slats* desde la posición media hasta su extensión total. Sin embargo, los datos del DFDR muestran que esa señal de desacuerdo no se grabó, por lo que puede concluirse que los *slats* estaban replegados en el momento del despegue y la palanca de mando de *flaps* en la posición UP/RET.

La palanca de mando de *flaps/slats*, que va situada en la parte delantera derecha del pedestal de cabina de vuelo, se recuperó de los restos de la aeronave con daños severos, aunque algunos componentes no se encontraron. La inspección detallada de la palanca y la guía fija realizada en laboratorio revelaron deformaciones y una huella muy marcada que había dejado el tetón de la palanca en el fondo del alojamiento de la guía correspondiente a la posición UP/RET. El estudio concluyó 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 mando de *flaps/slats* contra la guía, con la palanca en posición UP/RET. Para que se produjeran deformaciones y daños tan importantes en el tetón y en la guía tuvo que existir una carga instantánea elevada que se transmitiera del tetón a la guía. La operación normal del mecanismo de actuación de la palanca no es posible que induzca esos efectos. Sólo pueden explicarse esas consecuencias con los impactos ocasionados en el accidente sobre todo el pedestal de la cabina de vuelo. Por tanto, se puede asegurar que en el momento del choque del avión con el suelo la palanca de mando de *flaps/slats* se encontraba en la posición UP/RET, que corresponde con la posición de *flaps* y *slats* replegados.

Del panel central de instrumentos, que también se localizó en el lugar del accidente, se extrajeron las lámparas incandescentes del indicador de *slats* y se analizaron en laboratorio. Cada indicación (T/O, DISAG, AUTO y LAND) consta de dos lámparas.

Aunque no se pudo determinar la condición de una de las lámparas de DISAG y de LAND del resto, se concluyó que estaban apagadas en el momento del impacto del avión con el terreno. La indicación T/O se enciende cuando los *slats* están en una de las posiciones establecidas para el despegue, extendidos hasta la mitad o totalmente, y sólo estaría apagada cuando los *slats* están replegados. La luz DISAG apagada indicaría que no hay discrepancias entre la posición de *flaps* y *slats*. Esta indicación se enciende momentáneamente durante el movimiento de transición de los *slats* entre dos posiciones o cuando los *slats* del ala izquierda están en una posición distinta a los de la derecha o bien cuando la posición de los *slats* está en desacuerdo con la seleccionada en la palanca de *flaps/slats*. Si la luz estaba apagada en el momento del impacto quiere decir que todos los paneles de *slats* estaban en la misma posición y que ésta era congruente con la seleccionada en la palanca de mando. Por tanto, una opción posible era que la palanca de mando estuviera colocada en UP/RET. Respecto a la indicación AUTO, se enciende cuando la función de extensión automática de los *slats* está habilitada, de manera que ante una situación de entrada en pérdida detectada por el avión, los *slats* se extienden al máximo. Como se ha dicho antes, la función *Autoslat* está inhabilitada sólo cuando los *slats* están retraídos y, en esa condición la luz AUTO está apagada. Por último, la indicación LAND se enciende cuando los *slats* están totalmente extendidos y apagada en los demás casos.

De acuerdo con las pautas de funcionamiento de los indicadores de *slats*, las luces apagadas de T/O y AUTO son sólo posibles si la palanca de *flaps/slats* está en posición UP/RET. Las luces DISAG y LAND también apagadas es congruente con esa condición. Si el avión hubiera tenido una configuración adecuada durante el despegue en el vuelo del accidente deberían haber estado ambas indicaciones, T/O y AUTO, encendidas. Por tanto, atendiendo a los resultados obtenidos en el laboratorio del estudio de los filamentos, puede concluirse con que la palanca de *flaps/slats* estaba en posición UP/RET en el momento del accidente.

En definitiva, las evidencias físicas que se han descrito demostrarían que los *flaps* y los *slats* estaban replegados y en consonancia con la posición UP/RET de la palanca de mando de *flaps/slats*, en el inicio de la secuencia de impactos que se produjo en el accidente. También puede afirmarse que la tripulación no actuó sobre la palanca de mando de *flaps/slats* para extender los *flaps* y los *slats* y, por tanto, no configuró adecuadamente el avión para el despegue.

2.3. Los aspectos operacionales

2.3.1. Los sucesos de los días previos

Entre los días 18 y 19 de agosto de 2008, los datos extraídos del registrador de datos de vuelo (DFDR) indican que se registraron 5 casos en los que el avión MD82, EC-HFP,

experimentó un calentamiento anómalo de la sonda de temperatura RAT en tierra. Uno de estos casos se produjo el día 18 y los otros cuatro el día 19. Solamente los dos últimos casos ocurridos el día 19 fueron anotados por las tripulaciones en el ATLB. La alta temperatura de la sonda RAT se había producido durante las maniobras previas a los despegues, en el rodaje del avión en tierra. En estos sucesos estuvieron implicadas tres tripulaciones distintas.

La tripulación del suceso del día 18 no advirtió el problema, pasándoles desapercibido el ascenso de la temperatura de la RAT. En el momento del despegue en Madrid la temperatura de la sonda RAT registrada en el DFDR no alcanzaba 40 °C y estaba seleccionado el empuje automático. Cuando fueron entrevistados por el equipo de investigación mostraron su sorpresa al comentarles estas circunstancias ya que ellos no observaron nada significativo.

La segunda de las tripulaciones fue testigo de los tres primeros casos ocurridos el día 19. En los dos primeros no se percataron y sí en el tercero. En el primer caso de esta secuencia, en Barcelona, la sonda RAT llegó a registrar 100 °C y el despegue se ejecutó estableciendo el empuje manualmente, actuando los pilotos sobre las palancas de potencia. En el segundo caso, también inadvertido por la misma tripulación, el valor de la temperatura de la sonda RAT en el despegue de Granada fue de 50° al inicio de la carrera y fue bajando progresivamente a medida que el avión adquiría velocidad en el suelo, aumentando el valor límite de EPR en consecuencia. El despegue en este caso se realizó en modo de empuje automático. La tripulación notó la temperatura alta de la RAT en el tercer caso durante el rodaje en Barcelona antes de emprender vuelo a Madrid. El despegue se realizó seleccionando manualmente el empuje. No anotaron en ese momento la incidencia en el ATLB y lo hicieron al llegar a Madrid. Tampoco recurrieron a mantenimiento al advertir el problema ni consultaron la MEL.

El quinto caso se produjo en el rodaje en Madrid en el vuelo siguiente. En Madrid hubo cambio de tripulación y la saliente le puso en antecedentes a la entrante cuando se cruzaron en las oficinas de la compañía para el relevo. Esta tercera tripulación tampoco requirió los servicios de mantenimiento cuando se percató de la alta temperatura de la RAT, pero sí consultó la MEL en los apartados 30.8, donde se trata la calefacción de la sonda RAT, y 34.9, donde se habla de la sonda RAT y de los sistemas de gestión de empuje automático de los motores (TRS). Esta tripulación siguió las indicaciones del procedimiento operacional (O) definido en el ítem 34.9 de la MEL, de manera que fijó los EPR manualmente y realizó el despegue sin usar empuje automático. Al llegar a Barcelona anotó en el ATLB el suceso.

De toda esta secuencia se pueden obtener algunas conclusiones.

En primer lugar, la calefacción de la sonda RAT en tierra puede pasar inadvertida a las tripulaciones. Hubo una tripulación que no se dio cuenta y otra que detectó el

problema en la tercera ocasión. Podría pensarse que no hay una vigilancia constante de las tripulaciones del parámetro de la temperatura de la sonda durante el rodaje. Ese parámetro hace variar el valor límite de EPR disponible para un despegue con empuje automático, por lo que un alto valor de temperatura de la sonda lleva asociado unos límites de EPR llamativamente bajos también. Los EPR se revisan en la lista de comprobación de «Taxi», cuando se miran las marcas (EPR *bugs*) y se comparan con el límite de EPR que aparece en el indicador del panel de gestión de empuje (TRP). Si, aun así, los altos valores de temperatura de la sonda o los bajos valores de EPR no se perciben, en el caso de intentar un despegue en modo automático, las palancas de gases se retrasan automáticamente antes de alcanzar una velocidad de 60 kt (modo *clamp*) si se han fijado manualmente en una posición por encima del EPR límite, disminuyendo así el empuje de los motores y viéndose el despegue, por tanto comprometido, lo que debería alertar a las tripulaciones en el momento del despegue requiriendo una respuesta inmediata sobre las palancas, adelantándolas. Sin embargo, a pesar de que el despegue del día 18 en Madrid y el del día 19 en Granada se realizaron con empuje automático, no sucedió lo anterior porque la temperatura de la sonda fue disminuyendo durante la carrera de despegue y los valores límite de EPR ascendiendo, de forma que cuando el avión se fue al aire los valores de potencia eran casi normales, las palancas de gases no se retrasaron automáticamente y por tanto nada relacionado con la posición de esas palancas llamó la atención de las tripulaciones, de manera que la avería de la calefacción de la sonda puede quedar camuflada en el rodaje por la refrigeración que produce el aire de impacto haciendo que los parámetros de temperatura y EPR tiendan a la normalidad. En el otro caso del día 19 que no fue detectado por la tripulación, se dio la circunstancia de que se realizó el despegue seleccionando el empuje de forma manual, con lo cual la tripulación fue ajustando la potencia durante la carrera en el suelo y no hubo oportunidad de que se retrasaran las palancas por sí mismas, por lo que no hubo tampoco señales basadas en las palancas que indicaran a la tripulación de que algo fuera anormal.

Otra conclusión que puede extraerse es que las dos tripulaciones que advirtieron el problema de la temperatura de la sonda lo abordaron de manera distinta: una no consultó la MEL y la otra lo hizo en los ítems 30.8 y 34.9. Ambas coincidieron en no consultar con mantenimiento. No parece extraño que se consultara la MEL en un caso y en otro no: la primera tripulación ya había iniciado formalmente el vuelo cuando detectó el problema en la fase de rodaje y, por lo tanto, la MEL no era formalmente de aplicación, sino una mera referencia de acuerdo con la circular informativa ACJ MMEL/MEL 001 d); la segunda, por el contrario, pudo comprobar la MEL durante el despacho antes del vuelo. Se considera que la utilización que se hizo de la MEL en este caso fue correcta: se siguieron los procedimientos de mantenimiento y de operaciones que establece el punto 34.9 y la tripulación decidió emprender el vuelo ajustando el empuje manualmente, ya que la limitación de potencia (*EPR limit*) que establece el sistema de empuje automático en el modo de despegue había quedado invalidada por el mal funcionamiento de la sonda RAT.

2.3.2. Actuación de la tripulación antes del despegue

2.3.2.1. El primer rodaje en Madrid-Barajas

Antes de iniciar el vuelo Barcelona-Madrid, el 20 de agosto de 2008, al tratarse del primer vuelo del día la tripulación debió comprobar los sistemas de la aeronave, y también el TOWS como parte de las tareas establecidas en los procedimientos de preparación del vuelo del operador. En ese momento no se registraba en el DFDR alta temperatura de la sonda de temperatura, por lo que el calentador de la sonda debía estar funcionando correctamente. El resultado del test realizado en el TOWS también debió ser satisfactorio, puesto que de no haberlo sido, el vuelo probablemente no se hubiera iniciado por no permitirse un TOWS inoperativo de acuerdo con la MEL. La tripulación realizó el vuelo con normalidad y no se informó de ningún malfuncionamiento.

Cuando, una vez en Barajas, la tripulación regresó a la aeronave para iniciar la preparación del vuelo a Las Palmas es muy probable que no realizara la verificación del correcto funcionamiento del TOWS, dado que según sus listas de comprobación no era obligatorio. En las listas de comprobación de Spanair no se había incluido la recomendación del fabricante McDonnell Douglas, de comprobar este sistema antes de cada vuelo.

La información que recoge el DFDR refleja que la indicación de temperatura de la sonda era de 56°C cuando se liberó el freno de aparcamiento¹⁰³, poco después de que se arrancaran los motores y después de ejecutar las acciones que recoge la lista «*After Start*» donde se incluye conectar la calefacción de los sensores. Esta lista se completa antes de iniciar el rodaje y en ese momento la tripulación estaría centrada en el recorrido que debía realizar para llegar a la pista y en mantenerse alerta por los aviones u otros obstáculos que estuvieran alrededor, por lo que es comprensible que en ese momento la indicación de alta temperatura de la sonda RAT pasara desapercibida.

Los datos del DFDR muestran que la calefacción de la sonda de temperatura estaba actuando desde el inicio del rodaje. Si la avería de la calefacción de la sonda RAT hubiera estado relacionada con un fallo del TOWS por un funcionamiento defectuoso del relé R-25, de haber realizado una comprobación del TOWS al ejecutar la lista, se podría haber detectado que tampoco éste funcionaba correctamente. El no incluir esta comprobación en las lista «*Prestart*» de Spanair antes de cada vuelo provocó que la aeronave iniciara el rodaje sin saber si el TOWS funcionaba o no, en cuyo caso no avisaría de una configuración incorrecta de despegue.

A partir de que la tripulación iniciara el rodaje en dirección a la cabecera 36L, se observa en el DFDR que la temperatura de la sonda iba descendiendo. Estos descensos

¹⁰³ El DFDR no registra datos de vuelo si el freno de aparcamiento está conectado.

coincidían con incrementos en la velocidad de rodaje de la aeronave por lo que se podrían explicar como una refrigeración de la sonda por el aire que incidía directamente con el movimiento del avión. Como se ha dicho ya, es posible que en las comprobaciones de la lista de «Taxi» la tripulación ya advirtiera que las marcas (EPR bugs) y el valor límite de EPR que proporcionaba el avión no coincidían, estando este límite por debajo de los valores normales. No hay grabación de datos en el CVR para este periodo de tiempo, por lo que no es posible corroborar esta hipótesis. En cualquier caso, la aeronave continuó rodando hasta la cabecera de la pista 36L.

2.3.2.2. La avería de la calefacción de la sonda RAT

Después de que la aeronave fuera autorizada a despegar, la tripulación notificó a Control que había un problema y decidió abandonar la pista para comprobar lo que ocurría.

La tripulación se dedicaría en ese momento a conocer las claves del problema. Se sabe que desde allí se contactó por teléfono móvil con el Departamento de Seguimiento y Control (MCC) de Palma que les sugirió que reasentaran varias veces el disyuntor Z-29 que proporciona corriente eléctrica a la resistencia de la calefacción de la RAT. La tripulación ya había probado esa opción y la indicación de temperatura de la RAT no descendió. Es lógico que así ocurriera porque la temperatura exterior era alta ese día y aunque la acción de abrir el disyuntor Z-29 desconecta la calefacción, se necesitaría cierto tiempo para que la sonda se enfriara, tiempo que posiblemente la tripulación no esperó y por eso pudo entender que la desconexión del disyuntor no produjo efecto.

Según las propias declaraciones del personal de MCC que habló con el comandante del avión, no es frecuente que las tripulaciones técnicas contacten con este departamento desde la cabecera de una pista de despegue solicitando instrucciones técnicas sobre cómo proceder ante una avería imprevista. Además, Madrid-Barajas es una base de la compañía y cuenta con personal propio de mantenimiento y suficiente número de recursos humanos y materiales, por lo que cabría preguntarse por qué el comandante decidió contactar primero con MCC antes que con mantenimiento de la compañía en Barajas.

Seguramente la tripulación conocía los antecedentes de los vuelos de los días anteriores a través de las anotaciones del ATLB, y sabía por tanto que el problema no se había resuelto, y eso les pudo causar cierta preocupación. El recurrir directamente a MCC puede estar indicando una medida del grado de preocupación del comandante, que confiaría en obtener de MCC una respuesta rápida y satisfactoria. El comandante de la aeronave era consciente que con la vuelta al aparcamiento y la consiguiente demora tendría que completar un informe FOR (*Flight Operation Report*) y así lo pone de manifiesto en las conversaciones que se recogen en el CVR, con un tono de contrariedad, pero optó al final por la decisión de volver, pudiendo responder esta decisión a su deseo de intentar solucionar la avería, más aún cuando desde MCC no lo habían logrado y pensando que podía tratarse de algo importante.

Cuando la aeronave aparcó en la posición R11, el personal de mantenimiento estaba esperando para acceder a la aeronave. Como se trataba de una posición remota no podían disponer de aire acondicionado al no tener acceso a una fuente de energía externa como la proporcionada en los puestos anejos a los terminales en Barajas y sólo contaban con la energía del APU del avión una vez que los motores se apagaron. En esas condiciones y con 30 °C de temperatura exterior, en el interior de la aeronave la sensación de calor iba aumentando. En el CVR se escucha una referencia al calor cuando el comandante preguntó a la sobrecarga y ella le confirmó que el ambiente era caluroso en la cabina de pasajeros.

Tras la intervención de mantenimiento, el comandante, que sentiría cada vez más la presión del retraso, que vería que con la vuelta al parking no se había solucionado el problema con la calefacción de la RAT y que además debía realizar un informe dando explicaciones de su decisión, es posible que acumulara un alto grado de frustración que le condicionara en sus actuaciones posteriores, creándole la necesidad de apresurarse para tratar de amortiguar en lo posible los inconvenientes ocasionados.

Por su parte el CVR revela como el copiloto empezó expresando sus dudas sobre la posibilidad de que se pudiera hacer un despegue con empuje automático al hacer referencia al despegue «flexible». El despegue flexible (FLEX) es uno de los modos de despegue que se puede seleccionar en el sistema de gestión del empuje automático de los motores (TRS). Este tema lo volvió a abordar el copiloto en cinco ocasiones. La última vez que hizo referencia al funcionamiento del sistema de empuje automático fue justo antes de iniciar el despegue cuando acababan de realizar la lista de comprobación «*Take off imminent*». Puede decirse que este asunto supuso una preocupación para el copiloto y centró claramente su atención.

2.3.2.3. La preparación del vuelo del accidente

Cuando finalizaron las labores de mantenimiento y la tripulación aceptó el despacho del avión, se ocupó de preparar otra vez el vuelo hacia Las Palmas. Al solicitar la puesta en marcha se equivocaron de frecuencia y llamaron a control de rodadura (GND) en lugar de autorizaciones (CLD), lo que indica que habían dejado seleccionada la última frecuencia sin realizar la preparación de cabina para reiniciar el vuelo. Se entiende que cuando la tripulación paró los motores en el estacionamiento R11 al volverse desde la cabecera de la pista finalizó formalmente un vuelo¹⁰⁴. A partir de ese momento, se iniciaría un nuevo vuelo. Se habían realizado labores de mantenimiento en el interim y en el ATLB se había anotado que el avión se despachaba de nuevo. Al tener que volver al aparcamiento se modificó la secuencia normal de trabajo y eso provocaría que no se volviera a realizar la preparación de cabina porque ya se había completado en el primer rodaje. En este punto, debe insistirse en la importancia de seguir los procedimientos con

¹⁰⁴ Real Decreto 1762/2007 y Reglamento 8/2008 de la Comisión para las definiciones de tiempo de vuelo.

escrupulosidad. Precisamente la aparición de circunstancias anormales que interrumpen las operaciones, como pudo ser en este caso la avería de la sonda RAT, son situaciones en las que el papel que desempeñan las tripulaciones cobra un valor especial y la adherencia a los procedimientos resulta crucial.

Cuando Control les confirmó que no se había modificado ningún dato respecto al rodaje anterior iniciaron las tareas para la puesta en marcha de la aeronave. En el CVR se escuchan los 3 últimos puntos de la lista de comprobación «*Prestart*» y a continuación el comandante solicitó que se realizara la lista «*Before Start*». En la lectura de la lista el comandante se adelantó al copiloto y dio respuestas antes de que el copiloto enunciara el punto sobre el que se interrogaba, lo que vendría a ratificar la idea de un cierto apresuramiento en el comandante, posiblemente intentando reducir o al menos no incrementar la demora que ya tenía el vuelo. Antes de iniciar el rodaje, mientras la aeronave esperaba la autorización de Control, el comandante llamó interesado en conocer si había demora por parte de Control. Esta fue la tercera ocasión en la que el comandante mostró cierta impaciencia por ponerse en marcha, tomando la iniciativa incluso de las comunicaciones, función que correspondía al copiloto.

Después de arrancar los motores, el CVR recoge que se ejecutó la lista de comprobación «*After start*». Se realizó la lectura de ocho ítems pero al llegar al noveno y último, *Flaps & Slats*, el comandante interrumpió al copiloto antes de que lo leyera y le dijo que pidiera permiso a Control para el rodaje. Antes, tampoco se oyó en el CVR a ninguno de los dos pilotos decir algo que hiciera pensar que se iniciaba la secuencia de acciones y comprobaciones relacionadas con el ajuste de *flaps/slats*. Según la información recopilada, en la práctica, los pilotos debían esperar a que el personal de asistencia en tierra les enviara la señal de que no había ningún obstáculo antes de desplegar los *flaps* y los *slats* y luego actuar. No está claro, como se analiza después, si la actuación que seguía dependía de una instrucción del comandante o no. Esa actuación comprendía, según describe la lista expandida, que el copiloto configurara los *flaps/slats* llevando la palanca de control a la posición correspondiente que fijaba los grados de extensión y después que se cumpliera un protocolo que incluía cuatro (4) comprobaciones, dos (2) de las cuales las debía realizar sólo el copiloto:

- Comprobar que las luces del indicador de *slats* seguían una determinada secuencia de encendido y apagado, como confirmación de que la función *Autoslat* (despliegue automático de los *slats* desde MID a EXT) estaba lista para funcionar en caso necesario¹⁰⁵.
- Comprobar que tras la secuencia anterior, sólo permanecía encendida la luz de T/O en el indicador de *slats*.

¹⁰⁵ La secuencia de luces se produce al posicionar la palanca de control de *flaps/slats*. En ese momento el avión hace una autocomprobación extendiendo los *slats* hasta el tope (EXT) y replegándolos seguidamente para dejarlos en la posición media (MID).

Una tercera comprobación correspondía al comandante:

- Comprobar que no se encendía la luz que avisa de un fallo en el *Autoslat/AUTOSLAT/FAIL*, y que está situada en el panel de techo (*overhead panel*).

Y una cuarta comprobación debían realizarla conjuntamente ambos pilotos:

- Comprobar que la posición de la palanca de control de *flaps/slats* estaba en consonancia con las luces verdes de las pantallas LCD que señalan los grados de extensión de los *flaps*.

Una vez concluido este proceso, con la lectura en voz alta del ítem *Flaps & Slats* de la lista «*After start*» se debería haber verificado que todo lo anterior se había realizado observando luces y posición de la palanca y se debería haber oído en el CVR después la respuesta «*SET and CHECKED*» como confirmación, pero como se ha dicho antes, ni se leyó el punto ni se produjo la respuesta. La tripulación perdió una primera oportunidad de descubrir que la configuración del avión no era la correcta para el despegue.

La tripulación tuvo más ocasiones para enmendar esta omisión posteriormente.

En la lista de comprobación de «*Taxi*» se encontraba en quinto lugar el punto de verificación de la luz indicadora del sistema de reserva automática de empuje (ARTS), que debería estar encendida indicando que existía la posibilidad de empuje automático adicional en el caso de que se produjera el fallo de un motor en el despegue. La luz no se enciende si los *slats* no están configurados para el despegue. En el mismo punto de la lista de «*Taxi*» se encuentra la comprobación de los EPR que se han calculado para el despegue. El CVR confirma que cuando estaban en esa tarea el comandante le dijo al copiloto que intentarían un despegue en automático y que si no funcionaba lo harían en manual. Para preparar el despegue con empuje automático hay que seleccionar en el panel del sistema de empuje automático de los motores (TRP) el modo despegue (TO) y poner el actuador del ARTS en posición automático (AUTO), lo cual debe encender la luz verde (READY) en el panel central de instrumentos indicando que el empuje adicional está disponible. En todo este proceso, si la tripulación hubiera sido consciente de que la luz (READY) apagada indicaba que los *slats* no estaban ajustados para el despegue, debería haber llamado su atención, máxime cuando el copiloto estaba tan preocupado por el funcionamiento del empuje automático. Aunque los exámenes realizados en la investigación sobre la lámpara del ARTS no permitieron conocer cuál era su estado en el momento del accidente, nada hace pensar que estuviera fundida, y si lo hubiera estado, con mayor motivo debería haber llamado la atención de la tripulación por no encenderse.

El último punto (número 8) de la lista de «*Taxi*» es el denominado «*Take Off briefing*». La descripción de este punto indica que se repasan las velocidades, empuje y

flaps para despegue, entre otros, y que se haga referencia a las restricciones por MEL. El CVR revela que este punto no se hizo. Aparte del repaso a los *flaps*, por la anotación en el ATLB de la apertura del disyuntor Z-29, que difería la resolución de la avería de la RAT, hubiera sido pertinente que la tripulación lo comentara en este *briefing*. No se pueden conocer las razones de esta omisión, pero es posible que al haber realizado el *briefing* de despegue en el primer rodaje y por la precipitación que ya rodeaba la actuación del comandante, éste estimara que no era necesario repetirlo, a pesar de que las condiciones habían variado al existir ahora restricciones según la MEL.

Por último, cuando el avión estaba girando para alinearse con la pista, en el CVR se escucha al copiloto realizar la última comprobación antes del despegue (lista de comprobación «*Take off Inminent*», *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. Por su parte, el comandante debería haber monitorizado que las respuestas que daba en voz alta el copiloto se correspondían con el estado real de los controles, pero en el preciso momento en que el copiloto las hacía el comandante estaba alineando la aeronave con la pista por lo que tenía que mirar al exterior y no podía comprobar las respuestas que oía.

Se han producido incidentes y accidentes¹⁰⁶ relacionados con omisiones inadvertidas en las listas de comprobación como resultado de situaciones en las que los pilotos piensan que se ha seleccionado y comprobado correctamente un sistema, pero realmente no se ha hecho. Hay estudios¹⁰⁷ que hablan de este fenómeno, conocido como el de la predisposición por lo previsible (en inglés «*expectation bias*»). Desde un punto de vista de los factores humanos, un individuo puede no estar advirtiendo la presencia de una señal cuando realmente no espera que se produzca. Existe la debilidad natural en el

¹⁰⁶ Un ejemplo de este fenómeno lo constituye el accidente del vuelo 1141 de Delta Airlines (véase punto 1.18.9.2 de este informe), en el que la tripulación no extendió los *flaps* ni los *slats* para el despegue. En cambio, se contestó a la listas de comprobación que la selección era la correcta para la palanca de *flaps*, el indicador de *flaps* y la extensión de los *slats*. Otro ejemplo es el accidente del vuelo HCY522 de Hellios Airways, en Grammatiko (Grecia) el 14 de agosto de 2005. En este caso los pilotos no conectaron el sistema de presurización en modo automático en la preparación del vuelo ni verificaron la posición del mando selector.

¹⁰⁷ Human Factors of Flight-Deck Checklists: The Normal Checklist. Asaf Degani. San Jose State University Foundation San Jose, CA. Earl L. Wiener University of Miami Coral Gables, FL Prepared for Ames Research Center CONTRACT NCC2-377. May 1990.

hombre para que el cerebro vea lo que está acostumbrado a ver («mirar sin ver»), asociada con actividades normalmente largas que se repiten de forma monótona. En este caso, el copiloto acostumbrado a realizar las verificaciones finales de manera casi automática, era muy vulnerable a este tipo de error, exacerbado posiblemente por la inquietud que demostró durante toda la preparación del vuelo por la disponibilidad o no del empuje automático durante el despegue. A menudo este fenómeno se acompaña con condiciones físicas o psíquicas desfavorables, tales como presión (de tiempo) en la operación o la alta carga de trabajo, factores que sin duda también estuvieron presentes en las circunstancias del vuelo JK5022.

No ha podido determinarse con certeza la razón por la cual el copiloto no ajustó los *flaps* y los *slats* a su posición de despegue. Entrevistas con pilotos de la compañía durante la investigación confirmaron que la forma más habitual de trabajar en la compañía consistía en que el copiloto seleccionaba los *flaps* cuando el comandante se los pedía en voz alta, para lo cual éste debía tener confirmación desde tierra de que estaba despejada el área alrededor del avión. Sin embargo, no todos los testimonios eran coincidentes al describir este modo de proceder. Un copiloto que había volado con el comandante del accidente declaró que «[el comandante] era de los que pedía los *flaps*», evidenciando que no era ésta una práctica que se realizara de forma generalizada entre los pilotos de Spanair. Tampoco hay claridad al respecto en el manual de operaciones, que no hace ninguna referencia al procedimiento a seguir. En esta ocasión, el CVR revela que el comandante no solicitó los *flaps* y el copiloto no configuró el avión ajustando la palanca de control de *flaps/slats* ya que la secuencia a la que estaba acostumbrado para actuar no se produjo y por tanto la respuesta a la misma tampoco. El copiloto debería haber detectado que la solicitud de los *flaps* no se había realizado y haber informado al comandante de esto, pero su preocupación por el funcionamiento del sistema de empuje automático es posible que no le permitiera apreciar esta desviación.

En definitiva, se han identificado cuatro ocasiones para configurar correctamente el avión para el despegue, en las que las barreras de seguridad fueron superadas. En primer lugar no se llevó a cabo la acción de ajustar la extensión de los *flaps* y *slats* con la palanca control, en segundo lugar no se comprobó la posición de la palanca y el estado de las luces indicadoras de *flaps/slats* al ejecutar la lista de comprobación «*After Start*», en tercer lugar se omitió la comprobación de *flaps* y *slats* en el punto *Take off briefing* de la lista de comprobación de «*Taxi*» y en cuarto lugar, la comprobación visual realizada en la ejecución del punto *Final items*, correspondiente a la lista «*Take off imminent*» no supuso una constatación real de la posición de los *flaps* y *slats* tal como la mostraban los instrumentos en la cabina de vuelo.

2.3.3. Actuación de la tripulación y del avión en el despegue

Según la información recogida en los registradores de vuelo, la carrera de despegue fue normal. En el momento en que se oyó «V1» la velocidad grabada en el DFDR fue de 154 kt y al oírse «ROTATE» se registró una velocidad de 157 kt.

A los cuatro (4) segundos de realizar la rotación, se activó el sistema de aviso y protección contra la pérdida y se oyó en la cabina de vuelo la bocina y la voz de aviso de pérdida y simultáneamente la columna de mando empezó a vibrar (*stick shaker*). No existe fiabilidad de la señal que se grabó en el DFDR indicando que las ruedas del tren principal habían perdido el contacto con el suelo (WOW) y que marcaría el momento en el que el avión se fue completamente al aire. Ese parámetro procedía del DFGC n.º 2 cuyo enlace con el FDAU era defectuoso. Se han comprobado, a través de los datos grabados en el DFDR de otros vuelos en los que esa señal era fiable porque la enviaba el DFGC n.º 1 a la FDAU, que el tiempo transcurrido entre el momento en el que la rueda de pata de morro pierde el contacto con el suelo y el momento en que lo hacen las ruedas del tren principal es de 4 seg. Por tanto, el despegue del avión coincidió con la activación del *stick shaker* y con los avisos acústicos de pérdida, que fueron simultáneos. El diseño del avión está concebido para que el *stick shaker* se active sólo cuando el avión está en el aire y a velocidades entre 3 y 10 Kt por encima de la de pérdida. Cuando ese margen de velocidad desaparece, suenan además los avisos acústicos. En este caso, los hechos demuestran que al ser simultáneos uno y otro, el avión ya estaba en pérdida cuando se produjeron y además eso sucedió inmediatamente después de que el avión se fuera al aire tras el despegue. En ese momento la velocidad era de 168 kt, había 25 ft de radio altura, un ángulo de asiento de 15,5° y un alabeo (*bank*) a la derecha de 4,4°.

El alabeo a la derecha se incrementó hasta un máximo de 32° y se escucharon los avisos de «*bank angle*» procedente del sistema de aviso de proximidad al terreno (EGPWS) que se solapó con la bocina y los avisos de pérdida. La vibración de la palanca de control del sistema avisador de pérdida permaneció activa hasta el primer impacto con el suelo.

El ángulo de asiento se fue incrementando y cuatro (4) segundos después (a los nueve (9) segundos del despegue) se alcanzó el valor máximo de 18,3° y de radio altura máxima (40 ft). La velocidad era de 165 kt.

Cinco (5) segundos después se escuchó el primer impacto con el suelo. En ese momento la actitud registrada de la aeronave era de 10,4° de ángulo de asiento y 5,3° de alabeo a la derecha. La velocidad era de 154 kt.

En total, el avión permaneció en el aire durante diez (10) segundos, de los que seis (6) tuvo un régimen positivo de ascenso.

El análisis de actuaciones realizado durante la investigación indica que con una configuración de *flaps* y *slats* totalmente replegados la capacidad del avión para despegar es bastante limitada. Aun así, los cálculos de actuaciones y las simulaciones realizadas concluyen que la aeronave hubiera volado potencialmente si no se hubiera aumentado tanto el ángulo de asiento y se hubiera controlado el movimiento de alabeo, aun con la degradación de las actuaciones que supuso la reducción de empuje hasta valores de EPR 1,65 en ambos motores por el retraso de las palancas de gases que quedó registrado en el DFDR. Estos resultados parten de suponer una situación ideal,

de vuelo equilibrado y alas niveladas que no se correspondió fielmente con los sucesos del accidente. La inestabilidad lateral es una característica del comportamiento en pérdida de los aviones de transporte con ala en flecha como el MD-82. El incidente ocurrido en 2007 en Lanzarote muestra cómo las oscilaciones en alabeo que experimentó el avión tras el despegue provocaban una disminución de la sustentación efectiva que se traducían en descensos de hasta 100 ft cuando el avión se inclinaba lateralmente. Boeing calculó que en esas condiciones la velocidad de pérdida ascendía hasta 40 kt con respecto a la que existía con la misma configuración de ala limpia en actitud nivelada. En el presente accidente del JK5022, el alabeo de 32° del avión incrementó la velocidad de pérdida en 12 nudos (de 160 kt a 172 kt). Las simulaciones analíticas realizadas demuestran que con las condiciones atmosféricas, de peso y de potencia que se dieron en el vuelo del accidente, manteniendo ángulos de asiento por debajo de 12°-13°, un avión con las alas niveladas podría haber conseguido volar en configuración de ala limpia, pero como no se han podido reproducir los efectos de la inestabilidad lateral, no es posible determinar el ángulo de asiento real que no tendría que haberse superado para hacer progresar el vuelo. Puesto que los problemas de control lateral del avión parecen manifestarse una vez que se ha declarado y afianzado la pérdida, se trataría de abordarlos tratando de revertir esa situación. Con las palancas de gases a máxima potencia, las posibilidades de aumentar la velocidad de vuelo por encima de los 172 kt y con 30° de inclinación lateral, bajando el ángulo de asiento exclusivamente, se antoja complicado por el poco tiempo disponible, dada la escasa altura alcanzada sobre el suelo. Además, esta técnica, aplicada aisladamente, encontraría la oposición natural de los pilotos a emprender acciones que tuvieran el riesgo de no alejar al avión del suelo. Parece más efectivo atacar una pérdida sostenida cambiando la configuración. De esta manera se conseguiría un efecto beneficioso más rápidamente como es el disminuir la velocidad de pérdida. En este modelo de avión, con alas niveladas, en las condiciones de peso, temperatura y altitud del accidente, pasar de una configuración de ala limpia (0°/RET) a otra con *slats* en posición media (0°/MID) hace bajar la velocidad de pérdida en 30 kt (de 160 kt a 130 kt). Debe concluirse entonces que una actuación a tiempo sobre la palanca de mando de *flaps* aumentaría las probabilidades de superar una situación similar a la del accidente.

La posibilidad de que ciertas actuaciones, como se ha visto aquí, hechas oportunamente y en la dirección correcta por las tripulaciones, puedan evitar accidentes por configuración inapropiada en el despegue, ha marcado las investigaciones de accidentes en el pasado. La necesidad de entrenar la pérdida en despegue se ha revelado como una constante en algunos de los accidentes más significativos que se han producido por esta causa. Como consecuencia, se han llegado a formular recomendaciones de seguridad¹⁰⁸ que pretendían acabar con esta deficiencia. Es el caso, por ejemplo del accidente del DC-9-82 de Northwest en Detroit en 1987 y el del Boeing 727 de Delta Airlines en Dallas en 1988. Como respuestas a estas recomendaciones la FAA publicó la circular AC 00-54 y emitió el boletín ACOB 8-90-5 donde se exigía que los inspectores

¹⁰⁸ El NTSB emitió las recomendaciones de seguridad n° A-88-70 y A-89-122, respectivamente.

de operaciones de la FAA se cercioraran de que en los manuales de los operadores se incluyera la verificación de la posición de la palanca de *flaps* en el procedimiento de reconocimiento y recuperación de la pérdida.

Se conoce un caso en el que la actuación sobre la palanca de *flaps/slats* después de un despegue sin *flaps* se ha demostrado eficaz permitiendo a la tripulación recuperar el control de la aeronave. En mayo de 2005, la tripulación de un Boeing 737-800 despegó del aeropuerto de Washington (Reagan National Airport) sin seleccionar los *flaps* para el despegue. Según la información recogida en la base de datos de la NASA ASRS, ACN: 658970, después de la rotación y al alcanzar 100 ft el «*stick shaker*» se activó, entonces el copiloto se dio cuenta del problema y actuó la palanca de mando de *flaps* fijando 5° de extensión. La información de este incidente afirma que el sistema de avisos en despegue no funcionó porque se había saltado un disyuntor.

El FCOM de Boeing a la fecha de la accidente incluía procedimientos para la recuperación de la pérdida durante el despegue, la aproximación, el aterrizaje o el go-around. Estos procedimientos no contemplaban la verificación de la posición de la palanca de *flaps/slats*, quizás sustentados en la presunción de que la tripulación debería conocer la configuración del avión. Después del accidente, Boeing ha modificado el FCOM en este punto. La revisión del FCOM MD-80 del 15 de octubre de 2009, recoge en la sección que describe el procedimiento y técnicas de «RECOVERY FROM APPROACH TO STALL» (Recuperación de una aproximación a la pérdida) del Volumen II, la advertencia de que si se produce la activación del *stick shaker* durante la rotación podría estar indicando una configuración inapropiada de *flaps/slats* y se recomienda verificar inmediatamente que los *flaps* y *slats* están adecuadamente seleccionados. Como se recoge en el apartado 1.17.1.3.3, dentro del programa de entrenamiento de Spanair se practican encuentros con cizalladura en despegue. En esos entrenamientos, que se realizan en un simulador de vuelo, normalmente se activa el «*stick shaker*» y es entonces cuando el piloto a los mandos adopta las medidas necesarias para recuperar la pérdida sin que lleguen a oírse ni la bocina ni la voz de aviso de pérdida. El procedimiento de recuperación requiere ajustes en la actitud y en el empuje, pero no que se cambie la configuración. El programa de formación de Spanair no incluye recuperaciones de pérdidas en configuración de despegue, puesto que las normas no lo exigen.

Por otro lado, en el Manual de Operaciones de Spanair los procedimientos de recuperación de pérdidas no distinguen las fases de vuelo, pero son similares a los de Boeing. Se hace referencia a que se extiendan los *slats* por debajo de nivel de vuelo 250 si la aeronave tiene una configuración limpia.

Debería, en base a lo dicho hasta hora, recomendarse que el entrenamiento de la pérdida en despegue fuera obligatorio por un lado y que en las aeronaves de la serie MD-80 se comprobara la palanca de *flaps* y *slats* dentro del procedimiento de recuperación de la pérdida. El hecho de que el fabricante haya modificado el

procedimiento para incluir ese punto específicamente no garantiza que su aplicación se generalice entre los operadores. Por eso, la comprobación de la palanca debería transformarse en una instrucción y trasladarse al manual de vuelo del avión, documento al que obligatoriamente deben remitirse los manuales de operaciones de los explotadores.

El periodo de tiempo del que dispuso la tripulación para hacer una valoración exacta de lo que le ocurría al avión fue muy breve y como la grabación del CVR fundamentalmente pone de manifiesto, no reconoció que se encontraban en una situación de pérdida. La conjunción de los avisos de pérdida, los del sistema de aviso de proximidad al suelo (EGPWS) y el fuerte alabeo del avión posiblemente acapararon la atención de la tripulación y les impidió valorar con solvencia todos los factores. Pruebas del desconcierto que sufrió la tripulación son el tono elevado y contrariado del comandante preguntando cómo se apagaba la voz sintética que repetía la palabra *stall*, cuando éste es un aviso que no se puede acallar, o el anuncio del copiloto diciendo «fallo de motor», identificando erróneamente una falta de potencia del avión para ascender normalmente.

Se pueden añadir otros factores que mermaron la capacidad de la tripulación para reconocer y solucionar la situación y pudieron aumentar su confusión. El hecho de que el sistema de aviso al despegue (TOWS) no funcionara en la carrera de despegue, hizo posiblemente que la tripulación no recalara en un posible problema con la configuración del avión como causa de la pérdida, ni incluso, como sucedió, que identificara la propia pérdida. Al no sonar el TOWS, la tripulación seguía convencida de que los *flaps* estaban extendidos 11° y los *slats* a la mitad de su extensión. En esas circunstancias, no les quedaban muchas opciones para explicarse qué le sucedía al avión. Por otra parte, el estudio de actuaciones indica que con el avión compensado (*trimmed*) para una teórica posición de los *flaps* de 11°, si se ejerce una fuerza sobre la columna de mandos del orden de la que normalmente se hace en la rotación del avión para esa configuración, éste experimenta una tendencia a encabritar si realmente los *flaps* están replegados. Esto explicaría los altos valores de ángulo de asiento alcanzados, que agravaron rápidamente las prestaciones del avión.

Como se ha analizado hasta ahora, la verificación y actuación sobre la palanca de *flaps/slats* en despegues que puedan haberse iniciado con configuración de ala limpia o inapropiada, tiene la limitación del tiempo de respuesta como principal dificultad. Al tiempo de respuesta contribuye primeramente el de reconocimiento de la situación. Las estrategias que puedan concebirse para disminuir ese tiempo deben basarse en la formación. Cuanto más acostumbrados estén los pilotos a experimentar las sensaciones que acompañan a una situación de pérdida sostenida, mejor preparados estarán para identificarla y recuperarla. En este accidente, como en el de Detroit del año 1987, la tripulación dispuso de pocos segundos para corregir su error una vez que el avión se fue al aire. Un rápido y certero diagnóstico de la situación amplía las probabilidades de éxito y por eso debería incidirse en lograr que las tripulaciones se sientan mucho más

familiarizadas con situaciones como la que se produjo en el accidente a base de un entrenamiento específicamente diseñado y preparado. Las simulaciones que se realizaron durante la investigación han permitido corroborar estas conclusiones.

En este punto, cabe hablar de la capacidad de los simuladores de vuelo para emular con fidelidad las características de las aeronaves en pérdidas sostenidas. Investigaciones de accidentes de aviones de transporte en los que las pérdidas han estado presentes han abordado esta cuestión¹⁰⁹. Además, se han desarrollado estudios¹¹⁰, sobre todo en Estados Unidos, y se ha avanzado tecnológicamente para mejorar las prestaciones de los simuladores, por un lado y conocer con más precisión los comportamientos de las aeronaves en condiciones que exceden las envolventes de vuelo. Se reconocen los esfuerzos del NTSB por poner sobre la mesa esta problemática durante décadas y los logros conseguidos de las autoridades norteamericanas que han promulgado reglamentos que definen los requisitos para la calificación de simuladores de vuelo¹¹¹. Aun así, debe insistirse en la necesidad de entrenar a las tripulaciones en contextos que reflejen cada vez más la realidad de las operaciones, advirtiendo del riesgo que se corre cuando la realidad y la realidad simulada difieren. Por eso, la CIAIAC considera que la recomendación de seguridad A-10-24 dirigida por el NTSB a la FAA tras el accidente de Colgan Air¹¹² pidiendo que se establezcan requisitos para los modelos de simulación que garanticen la máxima fidelidad con los escenarios reales de las pérdidas, recoge el estado actual de las demandas que es conveniente hacer para la mejora de la seguridad aérea en este campo. Actualmente, en espera de la publicación de la normas de aplicación (*Implementing Rules*) que supondrán la asunción efectiva de las responsabilidades de EASA en materia de simuladores de vuelo, la calificación inicial y periódica de estos dispositivos en Europa corresponde a las autoridades nacionales de aviación civil, basándose en los requisitos establecidos en JAR-FSTD A (Avión) y JAR-FSTD H (Helicóptero) según sea el caso. Un desarrollo parejo de las normas, en Europa y en Estados Unidos, en la dirección que pide la recomendación A-10-24, podría coadyuvar a que esos requisitos se definieran en más corto plazo.

Además de lo anterior, como ya se ha dicho, podría justificarse que la tripulación probablemente confundiera la pérdida con un fallo de motor en el despegue, como le sucedió al copiloto, por asociar las bajas prestaciones de ascenso con una falta de

¹⁰⁹ En el informe elaborado por el NTSB sobre el accidente de Colgan Air, ocurrido en Clarence Center, New York, a una aeronave Bombardier DHC-8-400, el 12 de febrero de 2009 recoge un compendio del estado de esta cuestión en cuanto a recomendaciones.

¹¹⁰ J. V. Foster, K. Cunningham, et al., «Dynamics Modeling and Simulation of Large Transport Airplanes in Upset Conditions,» American Institute of Aeronautics and Astronautics, Report No. AIAA-2005-5933, 2005.

¹¹¹ La FAR 60, que regula la calificación y uso de los simuladores de vuelo en Estados Unidos, entró en vigor el 30 de mayo de 2008.

¹¹² En la recomendación de seguridad A-10-24 se pide a la FAA que defina los requisitos mínimos de fidelidad para los modelos de simuladores con los que se sustenten los requisitos de entrenamiento para un conjunto amplio de recuperaciones de pérdida, incluyendo aquellas que se han desarrollado completamente. Los requisitos deberían abarcar áreas como los rangos admisibles de ángulo de ataque y de resbalamiento o los avisos que indicarían cuando se excede la envolvente de vuelo del simulador.

potencia. El fallo de motor en despegue es un procedimiento de emergencia que se entrena habitualmente. Constituye parte del *syllabus* en los entrenamientos recurrentes del operador y en las verificaciones de competencia que se realizan cada 6 meses. Existía, por tanto, una predisposición a encontrar síntomas de fallo de motor en una emergencia que se produjera en despegue. Este tipo de situaciones no han pasado desapercibidas a autoridades como FAA y EASA. En este sentido, la alerta de seguridad SAFO 09008 emitida por la FAA el 6 de abril de 2009 y el boletín de información de seguridad, Safety Information Bulletin N 2009-09, emitido por EASA el 27 de abril de 2009, reconocen la necesidad de incluir en el entrenamiento inicial y recurrente un amplio rango de escenarios de fallo de motor e incluso otros problemas que pueden ser interpretados erróneamente como fallos de motor.

Al margen de eso, lo más llamativo en este caso es que el posible reconocimiento de un fallo de motor por el copiloto llevara al retraso momentáneo de las palancas de potencia, que se adelantaron a continuación hasta su tope mecánico. No es ésta una acción coherente con al procedimiento de fallo de motor, que requiere primero la identificación del motor afectado y en caso de estar a menos de 400 ft del suelo, no actuar sobre la palanca de gases. Las razones por las que la tripulación retrasó las palancas de motor son, por tanto, difíciles de establecer. No obstante, esta acción podría ser compatible con la hipótesis de que los pilotos dudaran por un instante sobre la conveniencia de abortar el despegue aún con el avión en el aire para intentar detenerlo en la porción de pista que quedase remanente y esa duda momentánea pudo ser seguida por la decisión final de continuar el despegue y aplicar el empuje máximo.

Las simulaciones han demostrado que con la configuración del accidente (0°/RET), el avión nivelado y el ángulo de asiento constante a 13°, el retraso momentáneo de las palancas y posterior subida hasta EPR 2,20, como sucedió en el accidente, no perjudica la capacidad de vuelo con respecto a la que hubiera tenido el avión si las palancas no se hubieran movido de su posición correspondiente a EPR 1,95. Sin embargo, en las simulaciones, el retraso de las palancas supone que el avión necesite más tiempo para aumentar su altitud y velocidad con respecto al que precisa llevando directamente las palancas hasta el tope mecánico.

Los datos de las simulaciones demuestran que con ángulo de asiento por encima de 13° el despegue no es posible.

En el caso del accidente, con ángulos de asiento por encima de 18° y oscilaciones de alabeo hasta 32°, el tiempo invertido en el retraso de las palancas de gases pudo dificultar el control de la actitud del avión.

En un ambiente de gran exigencia, en el que los errores son más proclives a aparecer, los refuerzos de formación, tal como se analizan después en este informe, deberían redoblar a la vista de estos hechos.

- REC 18/11.** Se recomienda a la Administración Federal de Aviación de los Estados Unidos (FAA) y la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) que incluyan dentro del entrenamiento obligatorio de los pilotos de transporte de línea aérea la recuperación de la pérdida en despegue, tanto en el caso de entrenamiento inicial como recurrente.
- REC 19/11.** Se recomienda a la Administración Federal de Aviación de los Estados Unidos (FAA) y la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) que estudien y evalúen el procedimiento de recuperación de pérdida para que se incluya en el manual de vuelo de los grandes aviones de transporte la verificación de la palanca de *flaps/slats* y su actuación en caso de que se requiera.
- REC 20/11.** Se recomienda a la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) que establezca requisitos para los simuladores de vuelo que permitan a estos dispositivos contar con capacidad para entrenar pérdidas sostenidas en despegue que reproduzcan situaciones que puedan llegar a exceder los límites de la envolvente de vuelo.

2.3.4. *El ambiente en cabina*

La tripulación mantuvo conversaciones en la cabina intrascendentes para las actividades de vuelo durante varias fases. La presencia de una tercera persona que viajaba en el transportín, y que participó en esas conversaciones, contribuyó a que se creara un ambiente más propicio para que las desviaciones en las tareas de vuelo se produjeran.

Durante el tiempo en el que se produjo la actuación de los técnicos de mantenimiento en el estacionamiento remoto R11, la conversación entre el copiloto y la tercera persona que viajaba en cabina fue regular. Esa tercera persona intervino normalmente en las conversaciones que se mantenían entre tripulación y técnicos de mantenimiento sobre las medidas que se estaban tomando para enfriar la sonda RAT con hielo seco¹¹³. Aunque en este periodo, la tripulación no estaba inmersa en tareas de preparación del vuelo todavía, el copiloto ya había hecho referencia al sistema de empuje automático, asunto que, como ya se ha comentado, le tuvo preocupado con dudas sobre su funcionamiento.

Posteriormente, ya durante el rodaje hacia la pista 36L, la tripulación y la tercera persona de la cabina hablaron sobre la avería que habían tenido y cómo había bajado la temperatura. En la conversación el copiloto iba prestando atención a esa persona, con lo cual no iba pendiente, en parte, de vigilar las indicaciones e instrumentos, por lo que su capacidad para poder detectar, por ejemplo, si los *flaps* estaban convenientemente

¹¹³ El hielo seco es como se conoce comúnmente al dióxido de carbono en estado sólido. El CO₂ permanece en estado sólido a temperaturas inferiores a los -78 °C a presión ambiente.

seleccionados estaba disminuida. La fase de rodaje es un momento especialmente crítico donde se producen gran cantidad de comunicaciones y donde las interrupciones y distracciones son más comunes. En ese entorno la tripulación es más vulnerable a cometer errores u omisiones.

Hubo otros dos momentos después en los que el CVR recogió conversaciones de la tripulación que no eran relevantes para el vuelo, antes de recibir la autorización de despegue y cuando estaban entrando en pista, antes de realizar la última lista de comprobación antes del despegue («*Take off imminent*»). En este último caso se referían a otras incidencias de las que habían sido protagonistas en los últimos días.

Durante todos estos episodios, no se advirtió en los miembros de la tripulación incomodidad por hablar de temas no pertinentes a las tareas de vuelo, por lo cual hay que pensar que no tenían sensación de estar haciendo algo impropio. Por otra parte, los acontecimientos de ese día, plagados de interrupciones y hechos inusuales daban pie a que las desviaciones de la operación y de los comportamientos estándar fueran más probables. Las conversaciones que distraen a la tripulación de sus tareas versan sobre esos acontecimientos, lo que pone de manifiesto lo singular de la ocasión. Evidentemente, si la sonda RAT hubiera funcionado con normalidad y no se hubiera alterado la rutina habitual de la operación, los motivos para hablar en cabina de esos temas no habrían existido y eso habría facilitado una mayor adherencia a las reglas relacionadas con el ambiente en cabina (*sterile cockpit*).

Las normas sobre las obligaciones de las tripulaciones durante las fases de vuelo datan de principios de los 80. El párrafo FAR 121.542 tuvo su origen en el intento de asegurar que la atención de los pilotos debía centrarse en las labores operacionales durante las fases críticas del vuelo y expresamente restringían las conversaciones lo estrictamente pertinente. La norma está asociada al concepto de fase crítica de vuelo, que comprende las operaciones en tierra incluyendo el rodaje, el aterrizaje y el despegue y las operaciones en el aire por debajo de 10000 ft, excepto la fase de crucero. La normativa equivalente en Europa está contenida en el párrafo EU-OPS 1.085 y limita las actividades a realizar a las que se requieran para la operación segura del avión durante el despegue, el ascenso inicial, la aproximación final y el aterrizaje. La normativa europea no especifica lo que no debe hacerse, por ejemplo, y no habla, por tanto del tipo de conversaciones que se pueden mantener. La fase de rodaje y el resto de las operaciones en tierra no se incluyen específicamente en el ámbito de aplicación de esta regla.

En el caso de Spanair en su Manual de Operaciones se define el periodo denominado como cabina estéril al comprendido entre la conexión y desconexión del aviso de cinturones abrochados (*Fasten seat belts*). No se especifican tampoco qué clase de actividades no están permitidas en este periodo.

Han ocurrido accidentes en los que se han producido distracciones que han apartado a las tripulaciones de sus tareas y funciones. En algunos de estos accidentes se han identificado las conversaciones durante el rodaje como uno de los factores.

Concretamente, en el accidente de un avión Bombardier CL600 de Comair el 27 de agosto de 2006 en Lexington (Kentucky), el NTSB determinó que una conversación no pertinente de la tripulación durante el rodaje fue un factor contribuyente al accidente. En el presente caso, se han omitido tareas esenciales, como la selección y comprobación de los *flaps*, que se realizan antes o durante el rodaje. Por tanto, se debería procurar eliminar o minimizar los elementos que puedan causar distracciones o que aumenten la carga de trabajo de las tripulaciones en esta fase, de manera general, en la que normalmente se producen interrupciones y proliferan las comunicaciones. Sin embargo, la normativa europea excluye el rodaje de los periodos en los que exige a las tripulaciones ceñirse a funciones que garanticen la operación segura, lo cual, debería enmendarse.

Por esta disparidad entre los Estados en los requisitos existentes relativos a las actividades en el puesto de pilotaje, en la 37ª Asamblea de OACI, celebrada del 28 de septiembre al 8 de octubre de 2010, se concluyó que sería recomendable la introducción del concepto de fases críticas de vuelo y la definición de las actividades aceptables durante dichas fases en las disposiciones de OACI.

A menudo puede resultar difícil para las tripulaciones de vuelo evitar conversaciones no relacionadas con la operación en periodos en los que la carga de trabajo es baja, pero es esencial considerar las consecuencias que puede tener la desviación de la atención en determinados momentos, aunque en principio parezca de que se trata de una demanda de atención insignificante y que la labor que se está desarrollando no tiene ninguna complejidad. Es necesario ser conscientes de este hecho y mantener la disciplina en lo que se refiere al cumplimiento de la regla de la cabina estéril para poder concentrar toda la atención en las tareas de pilotaje y con ello impedir que se reduzcan las oportunidades de detectar una indicación de importancia, especialmente cuando estas indicaciones no destacan notablemente, como pudiera haber pasado en este accidente.

Por tanto, es necesario destacar, en el entrenamiento de las tripulaciones, la importancia que el cumplimiento de la norma de cabina estéril tiene y las consecuencias a las que puede dar lugar, utilizando ejemplos de accidentes en los que la falta de adherencia a esta norma haya evitado detectar los errores cometidos.

REC 21/11. Se recomienda a la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) que introduzca dentro de la normativa, en consonancia con las iniciativas de OACI, el concepto de fases críticas de vuelo y la definición de las actividades aceptables durante dichas fases.

REC 22/11. Se recomienda a la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) y a las autoridades nacionales de aviación civil que en la consideración de los programas de entrenamiento de los operadores se fijen expresamente:

- En que se destaca el concepto de cabina estéril,
- En que se incide en la importancia de adherirse al mismo y en las consecuencias que pueden tener puntuales desviaciones de atención, y

- En que se incluyen ejemplos de accidentes en los que el incumplimiento de las normas relativas al ambiente en cabina ha sido un factor relevante.

2.3.5. *Uso de dispositivos electrónicos portátiles personales*

Los datos del CVR muestran que durante el tiempo que la aeronave se encontraba en el aparcamiento R11, el copiloto realizó una llamada personal con su teléfono móvil para informar que llegaría con retraso en el vuelo que volvía desde Las Palmas a Madrid. En ese momento, se estaban llevando a cabo labores de mantenimiento relacionadas con la avería de la calefacción de la sonda RAT. También los datos recopilados indican que el comandante se comunicó por telefonía móvil con el Departamento de Seguimiento y Control (MCC) en Palma pidiendo asesoramiento para la avería de la calefacción de la sonda RAT antes de regresar a la plataforma tras el primer rodaje en Barajas.

En el Manual de Operaciones parte A de Spanair figura la prohibición del uso de dispositivos electrónicos portátiles personales a bordo de la aeronave. En España, una Resolución de la DGAC del año 2002 por la que se incorporaba el requisito establecido en JAR-OPS 1.110, hablaba de evitar el empleo de los teléfonos móviles en la fase de preparación para el vuelo, aunque en el manual de Spanair no se hacía mención expresa al uso o no por las tripulaciones durante esta fase de la operación.

De nuevo hay que comparar la normativa en los Estados Unidos y decir que el párrafo FAR 91.21 contiene requisitos equivalentes a los europeos. Implícitamente, tanto la regulación como la circular informativa AC 91.21-1B de la FAA, que contiene criterios para interpretar y aplicar correctamente la norma, van dirigidas a evitar que los dispositivos electrónicos portátiles que se lleven a bordo puedan causar interferencia electromagnética con los equipos de la aeronave.

El uso del teléfono móvil por parte del comandante podría considerarse en relación con los problemas de interferencia electromagnética, ya que debería entenderse que la llamada que hizo al MCC tenía por objeto conseguir información que le ayudara a tomar una decisión sobre cómo continuar con la operación. Sería distinta, sin embargo la consideración que habría que hacer en el caso del uso del teléfono por el copiloto, mas relacionado con el peligro que producen las distracciones. Los mensajes que los tripulantes de cabina o los sistemas de megafonía de abordaje proporcionan en los vuelos comerciales a los pasajeros para que apaguen sus teléfonos móviles o sus ordenadores portátiles, sirven para cumplir con el propósito de las regulaciones, pensadas mas para los problemas de compatibilidad electromagnética. Sin embargo, para cualquiera de las dos situaciones, interferencia o distracciones, las tripulaciones de vuelo no tienen en muchos casos instrucciones, guías o referencias claras en sus procedimientos y listas de comprobación recordándoles que deben apagar sus dispositivos electrónicos personales. Volviendo al caso de los Estados Unidos, la FAA publicó en el año 2009 una alerta de seguridad a todos los operadores (SAFO 09033), en la que advertía de los hipotéticos

peligros asociados a dejar los teléfonos móviles encendidos por las distracciones que pudieran originar y recomendaba a los directores de operaciones revisar sus manuales de operaciones para garantizar que hubiera procedimientos apropiados que recordaran a las tripulaciones o a cualquier persona que vaya en la cabina de vuelo apagar los teléfonos móviles en la preparación del vuelo. Más recientemente, en abril de 2010, la FAA ha emitido información adicional a los operadores (InFO 10003) enfatizando esa idea y reconociendo que el uso de dispositivos electrónicos portátiles en la cabina de vuelo constituye un riesgo para la seguridad.

Aunque la llamada que realizó el copiloto mientras se llevaban a cabo las labores de mantenimiento o la que realizó el comandante con el MCC no están asociadas directamente con el accidente, pensando no sólo en el interés que tienen las normas actualmente en vigor de limitar el uso de los dispositivos electrónicos portátiles por las repercusiones en el funcionamiento de los equipos y sistemas de las aeronaves, sino en los potenciales peligros que supone su uso por las tripulaciones por las distracciones que puedan causar, se debe recomendar que las autoridades se aseguren de que los operadores prohíben a sus tripulaciones el uso de los dispositivos electrónicos portátiles personales en la cabina de vuelo.

REC 23/11. Se recomienda a la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) que se asegure de que las autoridades nacionales requieren a los operadores de transporte aéreo comercial que prohíban a sus tripulaciones la utilización de dispositivos electrónicos portátiles de uso personal en la cabina de vuelo.

2.3.6. *Las listas de comprobación*

2.3.6.1. **Diseño de 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 estudios¹¹⁴, 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 seguridad¹¹⁵ 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 trabajos¹¹⁶ 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*)».
- 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

¹¹⁴ 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., Klinect, J.R. & Merritt, A.C. (2001). Culture, error, and crew resource management.

¹¹⁵ 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.

¹¹⁶ 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.

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 modificado 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, que había iniciado el proceso de revisión de las listas de verificación en el año 2007 después de un suceso en el que se había producido un despegue con *flaps* y *slats* retraídos, lo culminó poco después del accidente de Barajas para el modelo MD-80, añadiendo 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 operadores¹¹⁷ 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 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

¹¹⁷ Loukopoulos, L.D., Dismukes, R.K. & Barshi, I. (2009). *The Multi-Tasking Myth: Handling Complexity in Real-World Operations*. Aldershot, UK. Ashgate Publishing Limited.

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 ordenador¹¹⁸ 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 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 Administración Federal de Aviación de los Estados Unidos (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,

¹¹⁸ 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.

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 guías¹¹⁹ 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 directrices¹²⁰ 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:

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
- a la 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.

¹¹⁹ 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).

¹²⁰ CAP 676. Guidance on the Design, Presentation and Use of Emergency and Abnormal Checklists. CAA, UK (January 2006).

Después de la emisión por la CIAIAC de la recomendación REC 13/09, la FAA publicó el 16 de marzo de 2010 información para los operadores (InFO 10002) recopilando una lista de buenas prácticas en la industria en el área de las operaciones aéreas, tales como diseño de listas de comprobación, entrenamiento, procedimientos y gestión de recursos de la tripulación (CRM) con el propósito de que los operadores repasaran sus procedimientos teniendo en cuenta esos documentos. La CIAIAC considera que esta medida adoptada por la FAA responde plenamente al objetivo que pretende la REC 13/09, aunque la FAA no fuera destinataria directa de la misma. EASA ha acusado recibo de esta recomendación, pero no ha informado aun de las medidas que piensa adoptar o de las razones que le llevarán a no tomar medidas, si ése es el caso.

2.3.6.2. Proceso de gestión de las listas de comprobación en el operador e intervención de la autoridad aeronáutica en este proceso

En la investigación se ha identificado que según el FCOM de Boeing la comprobación del TOWS se debía realizar «*through flight*», término que no estaba definido en dicho manual cuando ocurrió el accidente. Por otro lado, después del accidente que ocurrió en Detroit a la compañía Northwest en 1987, el fabricante emitió un telex a los operadores recomendando que se modificaran las listas de comprobación para que el TOWS se verificara antes de cada vuelo. Al tratarse de una recomendación, unos operadores la adoptaron y otros no. Se ha cotejado que no todos los operadores europeos de MD incluían la comprobación del TOWS antes de cada vuelo. En concreto, SAS, propietaria de Spanair en el momento del accidente, y que constituía la fuente de la que Spanair heredó las listas de verificación del modelo MD82, no incluía la comprobación del TOWS a pesar de que fue una de las compañías a las que McDonnell Douglas informó a través del referido telex.

Se han descrito anteriormente otras diferencias entre las listas definidas por el fabricante y el operador. En la investigación se han tratado de identificar los motivos de esas diferencias. Para conocer la evolución de las listas de comprobación de Spanair se ha estudiado el proceso de elaboración y modificación de listas de comprobación establecido por el operador. Según la información obtenida, cuando se proponía un cambio no se hacían comparaciones de las listas con las del fabricante y tampoco se realizaba una evaluación de riesgos ni se comprobaba el efecto de la modificación en la operación mediante una simulación o prueba en vuelo. Una auditoría interna llevada a cabo en noviembre de 2008, después del accidente, revelaba deficiencias en aspectos básicos relacionados con los procedimientos operacionales y las listas de comprobación. No existía una política definida para el establecimiento, desarrollo y uso de procedimientos y listas y el reparto de tareas entre el PF y PNF; las comprobaciones cruzadas y la confirmación de las acciones críticas eran otras cuestiones que tampoco estaban definidas.

Según las normas de operaciones (EU-OPS) y el material guía para su interpretación publicado por las extintas JAA¹²¹, donde se recogen las directrices sobre las partes del manual de operaciones que requieren aprobación o aceptación de la autoridad, las listas de comprobación se aceptarían como parte del contenido del manual. Para la autoridad europea EASA, no hay grandes diferencias entre los conceptos de aprobación y aceptación. La aceptación implica hacer una revisión de las listas de comprobación para ver si son idóneas. En España, AESA opina que ni siquiera es exigible que las autoridades nacionales acepten las listas. En su caso, AESA evalúa las listas de comprobación de un operador con los criterios de que sean relevantes para la operación pretendida, de que no aporten información superflua y de que contengan datos y limitaciones aplicables a las rutas, aeronaves o equipos. No parece que exista unanimidad en Europa sobre cuál debe ser la intervención de la autoridad de aviación civil en el establecimiento de las listas de comprobación que figuran en los manuales de operaciones. El término «aceptación» que está definido en las normas podría ser el origen de que existan problemas de interpretación. En términos prácticos, la firma de la autoridad que está detrás de una «aprobación» hace que su implicación en las materias que deben ser aprobadas sea mucho más directa. Sin embargo, el tipo y profundidad de las verificaciones o revisiones que la autoridad debe hacer para «aceptar» algo se dejan más a su criterio, con lo cual pueden darse desviaciones entre unas autoridades nacionales y otras a la hora de considerar qué es aceptable y qué no y cómo abordar un proceso de «aceptación». A efectos de estandarización en la Unión Europea, EASA debería aclarar esta cuestión.

La revisión del Manual de Operaciones de Spanair por parte de AESA se realizaba, antes de la fecha del accidente, como preparación a la inspección anual con ocasión de la renovación del Certificado de Operador Aéreo (AOC). En esas inspecciones se repasaban todos los aspectos operacionales de la compañía, siendo el Manual de Operaciones uno de ellos. La inspección mas reciente antes del accidente, por ejemplo, realizada en junio de 2008, se llevó a cabo durante dos días por tres inspectores. En estas condiciones, el tiempo dedicado a la revisión de procedimientos de vuelo y listas de comprobación, teniendo en cuenta además la variedad de la flota de Spanair, necesariamente no podía ser mucho. No hay constataciones en el resultado de esa inspección que hagan mención a defectos en este tema, ni tampoco en las inspecciones realizadas desde el año 2003.

No existen requisitos específicos en la normativa europea de operaciones que obliguen a los operadores a disponer de un procedimiento para la creación y modificación de las listas de comprobación. Aunque tampoco existen guías a nivel europeo en las que se definan pautas de cómo se deben desenvolver los operadores en el tratamiento de las listas de comprobación, los últimos desarrollos normativos propiciados desde EASA¹²² están introduciendo los principios de la Gestión de la Seguridad Operacional en la

¹²¹ Administrative and Guidance Material. Section Four: Operations. Part two: Procedures (JAR-OPS). 1 October 2008.

¹²² Hay que hacer referencia aquí a la propuesta normativa contenida en la NPA 2008-22, que introduce los principios de la Gestión de la Seguridad Operacional en el diseño de los SOP y que incluye también la elaboración de medios aceptables de cumplimiento con las normas y material de apoyo (AMC1-OR.GEN.200(a)(3) y GM2-OR.OPS.GE.200(a)(5)).

confección de los SOP, y por tanto también en el diseño y en los cambios de las listas de comprobación.

Por su parte, la FAA aprueba las listas de comprobación y dispone de material guía para sus inspectores, donde se recoge el proceso y las guías que deben seguir los operadores para obtener esa aprobación.

Como conclusión, se identificó que en Europa no existía regulación que definiera los procesos de modificación de las listas de comprobación. El único ejemplo que se encontró fue material guía que la autoridad británica había desarrollado para el diseño y modificación de listas de emergencia, CAP 676, donde no sólo se incluían los principios de diseño sino que además se indicaba el proceso a seguir para realizar una modificación en las listas de comprobación.

Como se ha expuesto en el apartado 1.18.9, existen ejemplos de incidentes provocados como consecuencia de modificaciones en las listas de comprobación realizados sin una evaluación correcta de su impacto y un apropiado análisis de riesgos.

En el caso de Spanair, se ha visto cómo el proceso de aceptación de listas seguido por AESA no ha podido detectar defectos de fondo en la confección de listas de comprobación que el propio operador sí ha identificado. Parece lógico que un sistema como el implantado en la Unión Europea, en el que las listas de comprobación no están sujetas a la aprobación por las autoridades aeronáuticas, debería sustentarse en unas prácticas, procedimientos y garantías mucho más robustos del lado de los operadores que suplieran la intervención directa de las autoridades normalmente asociada a los procesos de aprobación. El hecho de que no existan requisitos específicos en las normas para exigir que tales procedimientos de gestión de listas se implanten en los operadores no quiere decir que no existan obligaciones en esas normas bajo las cuales quepa interpretar que los operadores deben tener instaurados los mecanismos apropiados para manejar todo lo que atañe a las listas de verificación y a los procedimientos operacionales. Al fin y al cabo, si se descarga sobre los operadores la responsabilidad de definir y aplicar los procedimientos de vuelo de los aviones, el sistema de la aviación civil debe recibir la confianza de que esas labores se realizan apropiadamente. La CIAIAC considera que el buen funcionamiento de los operadores en este ámbito descansa en los sistemas de calidad a los que se refiere el párrafo OPS 1.035. Tal como establece ese párrafo, *«El sistema de calidad deberá incluir un programa de aseguramiento de calidad que contenga procedimientos concebidos para verificar que todas las operaciones se están llevando a cabo de acuerdo con todos los requisitos, normas y procedimientos aplicables»*. La CIAIAC piensa que esta prescripción está proyectada para que los operadores se doten con todo un conjunto de procedimientos en los que basen su funcionamiento. Dada la importancia que tienen las listas de comprobación para garantizar una operación segura parece necesario que exista un proceso definido que permita evaluar la continua idoneidad de las listas, sus modificaciones y las implicaciones que pueden llegar a tener.

De toda la información recogida, se concluye que es necesario dotar a los operadores de material que les permita realizar no sólo un diseño adecuado de las listas de comprobación, sino también un correcto mantenimiento de las mismas. Seguramente la intervención de los fabricantes en todo este proceso de modificación y revisión de listas por los operadores no debería despreciarse. También se debería recoger dentro de la normativa la necesidad de que los operadores cuenten con procedimientos para la modificación de listas de comprobación y desarrollar guías que permitan a las autoridades nacionales evaluar con criterios objetivos los procedimientos que desarrollen los operadores. Aunque algunas de estas cuestiones se han comenzado a abordar desde EASA, se considera necesario insistir para una más rápida implantación. Por todo esto:

REC 24/11. Se recomienda a la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) que desarrolle material guía para la elaboración, evaluación y modificación de las listas de comprobación asociadas a los procedimientos normales, anormales y de emergencia, que esté basado en los criterios por los que se rigen los Sistemas de Gestión de la Seguridad Operacional.

REC 25/11. Se recomienda a la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) que aclare si las listas de comprobación están sujetas o no a aceptación por las autoridades nacionales y en caso afirmativo elabore instrucciones para que esas autoridades apliquen criterios y metodología uniformes, como podrían ser preferiblemente métodos de evaluación de los procedimientos implantados en los operadores para la gestión de las listas de comprobación y en general de los sistemas de aseguramiento de la calidad.

2.3.7. *El CRM y otros aspectos de la formación de las tripulaciones de vuelo*

Las circunstancias del accidente han hecho aflorar la existencia de varios factores que pueden estar relacionados con deficiencias de conocimientos y formación que han llevado a errores humanos en diferentes etapas de la operación.

Resumiendo los hallazgos que se han descrito en puntos anteriores, durante la fase previa al vuelo el comandante se pudo ver afectado por un cierto grado de frustración por el hecho de que la avería de la sonda RAT no se resolviera, acumulándose a cambio un gran retraso, que incrementó en él la presión y el estrés. Eso le pudo haber inducido a actuar con precipitación (síndrome *hurry up*), siendo éste el factor que se estima condicionó primordialmente su comportamiento posterior y el principal causante de sus errores. Como consecuencia, se produjeron omisiones en la comprobación de listas de comprobación, falló la supervisión cruzada y se perjudicó la coordinación y la comunicación con el copiloto, no logrando captar los mensajes que continuamente éste le dirigía sobre el funcionamiento del sistema de gestión de empuje (TRS).

Respecto a la presión operacional y la precipitación (síndrome de *hurry up*) son realidades que afectan negativamente a las actuaciones de las tripulaciones en vuelo cuando se produce algún tipo de demora no prevista. La capacidad de las tripulaciones de vuelo se degrada por la sensación o la necesidad de realizar las tareas con rapidez. En este caso, las presiones para acelerar la ejecución de tareas fueron autoinducidas por el propio comandante, que quiso cumplir con la programación después de haberse producido la demora debida al mantenimiento. Aunque no muy reciente, en un estudio de seguridad, como el elaborado por el NTSB en 1994, se informaba que el 55% de los 31 accidentes de aviones de transporte estudiados habían salido tarde o estaban operando con demoras. Otro estudio¹²³ basado en consultas del ASRS que contenía 1.142 sucesos en los se apreciaba la presencia de presión en la operación, pone de manifiesto que el 90% de los errores tienen lugar en las fases de preparación del vuelo e inicio del rodaje.

Por su parte, el copiloto mostró cierta concentración de su atención en las posibles repercusiones de la avería de sonda RAT sobre el funcionamiento del TRS y a partir de ahí un déficit de asertividad que básicamente se manifestó en dos aspectos:

- No logrando atraer el interés del comandante ante su preocupación, por un lado y
- No respondiendo a las desviaciones de los procedimientos que pudo captar en el comandante cuando se adelantaba a sus preguntas durante la ejecución de las listas o cuando se omitió la comprobación de *flaps* y *slats*.

Además, el copilotó se vio afectado por el fenómeno de la predisposición por lo previsible (*expectation bias*), que le impidió hacer una comprobación efectiva de puntos de las listas de comprobación, como la posición de los *flaps* y los *slats*.

Todos estos factores (estrés inducido por la presión operacional, *hurry up*, coordinación entre los miembros de la tripulación, asertividad, concentración de la atención, *expectation bias*, adherencia a los procedimientos) son conocidos en el entorno de los factores humanos y han sido abordados profusamente en los últimos años desde todos los puntos de vista del sistema de la aviación civil, incluyendo las normas, las prácticas de la industria y la formación. Sin embargo, siguen estando presentes en los accidentes, como en este caso de forma significativa. Tanto la presión y la precipitación como el resto de los factores que se han reconocido presentes en este caso son conceptos en los que incide especialmente la gestión de recursos de la tripulación (CRM). Como se afirma en el Manual de Instrucción sobre Factores Humanos (DOC 9863 de OACI), «Especialmente bajo presión existe un alto riesgo de que la coordinación entre la tripulación se rompa. El resultado es una disminución en la comunicación (que se hace marginal o sencillamente se interrumpe el intercambio de información) y un incremento

¹²³ Time Pressure as a Causal Factor in Aviation Safety Incidents. The Hurry-Up syndrome. Jeanne McElhatton, Charles R. Drew. May, 1993. The Ohio State University. 7th International Symposium on Aviation Psychology.

de los errores (e.g. decisiones equivocadas) y en una menor probabilidad de corrección de las desviaciones de los procedimientos estándar...».

De acuerdo con los datos proporcionados por la compañía y con los registros de formación consultados, el comandante y el copiloto recibieron un curso de formación inicial sobre CRM al entrar en la empresa y recibían formación recurrente cada año. Su último entrenamiento en CRM había sido el 3 de octubre de 2007 en el caso del comandante y el 5 de marzo de 2008 el copiloto, en sesiones de un día de duración. Los cursos cubrían materias como el síndrome *hurry up*, el estrés producido por presiones ambientales, operacionales, psicológicas, autoinducidas, las equivocaciones, los descuidos, las infracciones deliberadas, el análisis de incidentes y accidentes, la comunicación y coordinación, la asertividad o el fenómeno *expectation bias*, que estaban referenciadas en la parte D del Manual de Operaciones (MOS). Por otra parte, los instructores de CRM pasaban por un curso inicial y después comenzaban a impartir cursos bajo la supervisión de un instructor con experiencia. Por último, antes de que el instructor impartiera formación se solicitaba la aceptación de AESA.

La investigación ha conocido otros datos sobre la formación CRM del operador. Boeing había visitado a Spanair en el año 2007 para hacer evaluaciones de sus operaciones y a partir de observaciones de sesiones de simulador y de operaciones de línea estimaba que el CRM era bueno, si bien puntualizaba que algunas llamadas (*call out's*) se omitían en la ejecución de los procedimientos y se insistía en fortalecer la instrucción en este aspecto. Las supervisiones en ruta realizadas por inspectores de AESA a Spanair tenían también como uno de sus objetivos valorar el CRM. En las 75 inspecciones revisadas, que abarcaban el periodo de un año anterior al accidente, no se anotaron debilidades en este tema. Deben considerarse estos datos como positivos, aun admitiendo que la eficacia de los métodos de evaluación basados en la observación directa de las operaciones en la cabina de vuelo, tal como se llevaron a cabo la visita de Boeing o las inspecciones de AESA, no es muy elevada, ya que en estos entornos las tripulaciones de vuelo se sienten examinadas y eso hace que pongan especial cuidado en realizar correctamente los procedimientos, con lo que el contexto de la operación normal se ve distorsionado y la realidad de las operaciones no se retrata con exactitud.

En una auditoría realizada por la entidad Aviation Quality Services (AQS) en 2007 dentro del programa IOSA, se había detectado que Spanair adolecía de un proceso de selección de instructores. También una auditoría interna realizada en noviembre de 2008, después del accidente, recalca ese asunto.

En conjunto, puede resumirse, por una parte que tanto las materias CRM enseñadas, como la definición de los cursos, la metodología y los instructores cumplían con las normas establecidas en EU-OPS y se acomodaban a las recomendaciones y guías que emanaban de esas normas y por otra parte, que se había detectado en las diferentes evaluaciones realizadas un buen nivel de ejecución de las técnicas de CRM, no revelándose problemas especialmente llamativos.

Sin embargo, las circunstancias del accidente indican una mala coordinación y un inadecuado CRM que no logró mitigar los errores individuales que ambos pilotos cometieron. Al margen de los aspectos que tienen que ver con el diseño y ejecución de los procedimientos estándar de operación (SOP) y de las listas de verificación que se han visto que pueden contribuir a la comisión de errores, las defensas que deberían haber proporcionado el entrenamiento y la formación se han visto vulneradas aquí también. No hay datos en los registros de esta tripulación que inviten a pensar en carencias específicas personales o profesionales, respondiendo sus perfiles a lo que podría considerarse la media de la compañía. Este caso muestra la baja eficacia de los esfuerzos dedicados en el campo del CRM. Existen opiniones calificadas¹²⁴ que han analizado como la regulación del CRM ha permitido constatar la separación que hay entre los principios que inspiraron la adopción de la norma y la aplicación real¹²⁵. Según esas opiniones, se tiene el convencimiento, apoyado en informaciones obtenidas formal o informalmente, de que la formación impartida sobre el CRM es de baja calidad y de que esa situación parece satisfacer a todas las partes. La enseñanza del CRM se convierte en la práctica en el cumplimiento «sobre el papel» de un requisito normativo.

La falta de experiencia de los que han tenido que enfrentarse con las cuestiones del CRM del lado de los operadores y de las autoridades de aviación civil podría explicar que no exista realmente una supervisión eficaz sobre la aplicación del requisito del CRM en las compañías aéreas. A las incertidumbres sobre la cualificación de los instructores de CRM en Spanair, a tenor de la ausencia en sus procedimientos de un mecanismo de control adecuado, habría que sumar la falta de formación en esta materia que tienen los inspectores de AESA, como se desprende de sus registros.

Debería, por tanto revisarse a fondo qué soluciones cabe aplicar para cambiar el *estatus quo* de la formación del CRM en los operadores aéreos para tener la seguridad de que se consigue trasladar un mayor conocimiento y una mayor sensibilización a las partes implicadas y lograr realmente que el aprendizaje se oriente para que sea provechoso. Por eso:

REC 26/11. Se recomienda a la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) que emprenda investigaciones o estudios proyectados para conocer el estado de aplicación y la efectividad real de los requisitos relativos a la gestión de recursos de la tripulación (CRM) en la Unión Europea. El resultado de esos trabajos debería permitir saber qué debilidades existen alrededor de este asunto y contener propuestas de cómo abordar su resolución.

¹²⁴ Barriers to Regulating Resilience: Example of Pilots' Crew Resource Management Training. Stéphane Deharvengt. Direction Générale de l'Aviation Civile (France).

¹²⁵ El resultado de las investigaciones llevadas a cabo tras accidentes ocurridos recientemente ponen de manifiesto una mala aplicación de los principios CRM en tripulaciones que han recibido el preceptivo entrenamiento en esta materia. Ejemplos de esta naturaleza podrían ser accidentes ya referidos en este informe, como el sufrido por Colgan Air en febrero de 2009, o el anterior de Helios Airways en agosto de 2005.

REC 27/11. Se recomienda a la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) que estandarice la formación que debe impartirse a los inspectores de operaciones de las autoridades nacionales en materia de CRM y defina las condiciones que deben cumplir dichos inspectores para ejercer las competencias de inspección en materia de CRM.

Otros problemas achacables en este accidente en parte al entrenamiento y en parte a la confección de los procedimientos operacionales son los defectos observados en relación con las acciones para seleccionar y comprobar los *flaps/slats*.

Ya se ha comentado anteriormente que los testimonios recogidos en entrevistas realizadas a pilotos de la compañía después del accidente indicaron que el comandante «era de los que pedía los *flaps*». Otros testimonios comentaron que la selección de los *flaps* era el típico punto que solía quedar pendiente tras una secuencia de acciones. Ocurre así cuando es el copiloto quien solicita al comandante permiso para fijar la posición de la palanca y era usual que, cuando la petición se producía, el comandante tuviera que interrumpir su secuencia de acciones o que no estuviera despejada la zona alrededor del avión, con lo que el comandante posponía la realización de la selección de los *flaps* a otro momento. La existencia de «*puntos pendientes*» en la ejecución de los procedimientos aumenta las probabilidades de que se olviden. En cualquier caso, existía cierta ambigüedad entre los pilotos respecto a cómo se ejecutaba el procedimiento de selección y comprobación de *flaps* que no aclaraba el manual de operaciones.

Además, tal como figura en el manual de operaciones de la compañía, en las listas de comprobación expandidas el ítem de selección de *flaps/slats* contiene 5 tareas, como se ha visto ya: tres (3) de ellas a ejecutar por el piloto sentado a la derecha (R/P), una (1) por el piloto sentado a la izquierda (L/P) y otra por ambos. Sin embargo, en las listas de comprobación normales, que son las que consultan realmente los pilotos a la hora de ejecutar los procedimientos, el ítem de *flaps/slats* es el último (noveno) de la lista «*after start*» y está indicado que lo lleve cabo solo el piloto sentado a la derecha (R/P). Existe, por tanto, incongruencia entre ambas listas, de manera que puede provocarse confusión en los pilotos de una tripulación sobre la intervención que cada uno ha de tener en la realización de las tareas para configurar el avión. Ejemplos en oposición que no reflejan incongruencias como ésta pueden verse repasando el resto de los ítems de la lista «*after start*», en los que su ejecución aparece asignada como corresponde (R/P, L/P o P) a tenor del desarrollo de las acciones que se hace en la lista expandida. Por tanto, siguiendo la pautas que se recogen en el propio manual, hubiera sido más apropiado reflejar en las listas normales que el ítem de *flaps/slats* contiene acciones y comprobaciones a realizar por ambos pilotos, escribiendo la letra «P», en lugar de «R/P».

No se han encontrado tampoco pautas escritas que especifiquen cómo se llevaba a cabo la tarea de configurar los *flaps/slats* en los entrenamientos en simulador. Como ya se ha mencionado, una auditoría interna de Spanair en noviembre de 2008 descubrió que

el establecimiento, desarrollo y uso de procedimientos y listas, el reparto de tareas entre el PF y PNF, las comprobaciones cruzadas y la confirmación de las acciones críticas eran cuestiones sobre las que la había poca claridad en la compañía.

Quizás las deficiencias en el diseño de la lista de comprobación de *flaps/slats* y la ausencia de explicaciones pormenorizadas en el manual de operaciones emergían durante la formación en el simulador y eran la causa de las incertidumbres que se evidenciaron en los pilotos durante las entrevistas.

Con todo esto, convendría que Spanair clarificara tanto en sus procedimientos operacionales como en los de instrucción la manera de proceder a la hora de fijar la posición de los *flaps/slats* y comprobar la selección.

REC 28/11. Se recomienda a Spanair que amplíe sus procedimientos operacionales y de instrucción especificando claramente la metodología y la distribución de tareas entre los miembros de la tripulación a la hora de ejecutar y comprobar acciones críticas como la selección de la posición de *flaps* y *slats*.

REC 29/11. Se recomienda a la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA) que supervise que los procedimientos operacionales y de instrucción en compañías que operen aviones de la serie MD-80 especifican claramente la metodología y la distribución de tareas entre los miembros de la tripulación a la hora de ejecutar y comprobar acciones críticas como la selección de la posición de *flaps* y *slats*.

2.3.8. *Cultura de seguridad en la organización de operaciones del operador. El programa de análisis de datos (FDM)*

El operador contaba con un programa de prevención de accidentes y de seguridad de vuelo según EU-OPS 1.037. Como exige la normativa disponía de un sistema de notificación de sucesos y de un programa de análisis de datos de vuelo.

En la investigación se detectó que los sucesos que se notificaban eran muy pocos. A pesar de eso, el departamento de Seguridad de Vuelo estudiaba la información reportada y distribuía las conclusiones que obtenían mediante publicaciones. Por tanto, un mayor número de reportes habría permitido al departamento conocer con más detalle el desarrollo de la operación.

Para que estos sistemas sean eficaces es necesario generar confianza en las tripulaciones de vuelo. Es necesario establecer, por tanto, los límites claramente y que todos los actores conozcan las reglas del juego. Como se ha establecido en multitud de foros, una cultura de seguridad es una cultura informada donde los miembros de la organización son

conscientes de que las defensas del sistema se pueden romper o eludir¹²⁶. Únicamente dando las garantías necesarias que permitan a los miembros de la organización conocer los límites se podrá conseguir que la información fluya adecuadamente.

Por otro lado, el programa de análisis de datos (FDM) que manda EU-OPS 1.037 se había implantado para la flota A320. De hecho, del estudio y análisis de los datos ya obtenidos con este programa se habían identificado desviaciones y se habían tomado medidas que los habían corregido.

El programa de análisis de datos también se había iniciado para las flotas de MD y 717, pero no estaba al mismo nivel de implantación que en la flota de A320, por lo que no se habían llegado a analizar todavía los datos y como consecuencia no se evaluaban posibles desviaciones. En una revisión interna realizada en abril de 2008 con objeto de comprobar el grado de cumplimiento a las nuevas normas de operaciones que entraban en vigor en julio de 2008, se constató que no se había completado la instalación de los QAR en toda la flota de MD. El EC-HFP sí iba equipado con el registrador de acceso rápido desde unos dos meses antes del accidente y ya se habían descargado sus datos en alguna ocasión. La última vez que se sustituyó el disco de almacenamiento en el avión fue a principios de agosto y supuestamente no se había cubierto su capacidad el día del accidente. Cuando se intentaron recuperar los datos tras el accidente se comprobó que no se habían grabado correctamente y que el disco todavía contenía los datos de un periodo anterior en el que estuvo montado en un registrador de otra aeronave. Debe entenderse que el programa se encontraba en esos momentos en una fase incipiente de aplicación y por tanto la aparición de fallos iniciales debe ser asumida como normal. Con el tiempo transcurrido desde la imposición de estos programas, convendría asegurarse que los sistemas de los operadores han adquirido suficiente grado de madurez comprobando cuál ha sido la experiencia obtenida de la fase de implantación y cómo han evolucionado las incidencias y fallos.

Además, la investigación también ha descubierto que los datos que llegaban a la FDAU procedentes del ordenador digital de guiado de vuelo (DFGC) n.º 2 para ser grabados en el DFDR estaban corruptos, con lo que no se ha podido utilizar. En la normativa EU-OPS en vigor en el momento del accidente y actualmente, no existe ningún requisito para la comprobación del correcto funcionamiento de los registradores de sonido de cabina y de datos de vuelo, no sólo en términos de verificar que los registradores graban la información, sino que los datos tienen suficiente calidad y son consistentes. En estados europeos como Francia y Reino Unido ya existe esa obligación, en consonancia con lo que dice el Anexo 6 de OACI, y en EASA hay abierto un proceso normativo con ese objetivo que pretende culminar en abril de 2012, por lo que se espera que problemas con la integridad de los datos como el encontrado en la investigación se puedan eliminar con esa medida.

¹²⁶ Achieving a safe culture: theory and practice. James Reason. Department of Psychology, University of Manchester. Work & Stress, 1998, vol. 12, NO. 3 293-306.

2.3.9. *La adherencia a los procedimientos. Auditorías de seguridad en operaciones de línea (LOSA)*

Se ha comentado ya que uno de los elementos básicos del CRM es la disciplina en la ejecución de procedimientos y listas de comprobación. En el entorno de cabinas de vuelo multipiloto, el concepto incluye la realización de tareas o comprobaciones de tareas por parte de un piloto y la confirmación o supervisión cruzada del otro piloto para asegurarse que las acciones o comprobaciones, según sea el caso, se han llevado a cabo.

En el transcurso de las operaciones de la aeronave en el aeropuerto de Barajas hubo desviaciones en la ejecución, comprobación y supervisión cruzada de acciones y listas, y que siguiendo un orden cronológico, se pueden resumir así:

- Durante el primer rodaje, la tripulación informó a Control que tenían un problema cuando estaban ya en la pista despegue. Deberían haber detectado previamente que el límite de EPR era muy bajo al ejecutar la lista de comprobación de «*taxi*».
- Desde la calle de rodaje el comandante realizó una llamada por su teléfono móvil al Departamento de Control de Mantenimiento (MCC) de Palma, a pesar de que el uso de los teléfonos móviles no estaba permitido, según las instrucciones de la compañía, después de encender la señal de cinturones abrochados.
- Al regresar al estacionamiento R11, se activó el freno de aparcamiento antes de subir los *flaps*, a pesar de que los procedimientos indican que se suban los *flaps* primero, dentro de la lista «*After Landing*» y después se active el freno, dentro de la lista «*Parking*», que es posterior.
- Ya en la preparación del vuelo del accidente, durante la ejecución de la lista «*Before Start*», el comandante anticipó sus respuestas a algunos de los puntos que debía haber leído previamente el copiloto. Es poco probable que el copiloto pudiera comprobar las respuestas que dio el comandante antes de que se realizara la lectura de esos ítems.
- A continuación intentaron comunicar con Control para que les autorizaran la puesta en marcha, pero lo hicieron a través de la frecuencia de control de rodadura (GND), por ser ésta la que estaba seleccionada en la radio, en lugar de la de autorizaciones (CLD). Este dato confirmaría que la cabina no se habría configurado completamente antes y mantenía todavía la posición de algunos sistemas y equipos tal como quedarán antes de apagar los motores al llegar al estacionamiento R11.
- En la ejecución del procedimiento (*scan flow*) de después de puesta en marcha, no se oyó en el CVR a los pilotos pedir que los *flaps* se seleccionaran.
- A continuación, al realizar la lectura de la lista *After Start*, el comandante interrumpió al copiloto antes de que se leyera el último punto de la misma, *flaps & slats*. El copiloto, por su parte no corrigió ni advirtió de que no se había finalizado la lectura de la lista.
- Cuando fueron autorizados a rodar, se realizaron las comprobaciones de la lista de «*Taxi*» antes de que se leyera los puntos correspondientes en la lista. El último punto, *T/O Briefing*, no tuvo respuesta. Deberían haber visto, dentro del quinto punto de la lista que la luz verde (READY) que indicaba la disponibilidad de empuje adicional

de reserva estaba muy probablemente apagada (lo está cuando los *slats* están replegados (0°/RET)) en lugar de estar encendida, como correspondería.

- Durante la fase de rodaje hasta cabecera de pista se mantuvieron conversaciones en la cabina de vuelo entre la tripulación y la tercera persona que iba en cabina no relacionadas con la operación del vuelo.
- En la lectura de los *Final Items*, en la lista de comprobación «*Take off imminent*», el copiloto no comprobó de forma efectiva la situación de la palanca de *flaps* ni los indicadores de *flaps* y *slats*, y el comandante no supervisó si las respuestas que realizaba el copilo se correspondían con el estado real de los sistemas.

No todas estas desviaciones tienen el mismo carácter ni sus efectos tuvieron la misma gravedad. Hubo factores que explicarían, desde el punto de vista de los factores humanos, que los olvidos o actuaciones inadvertidas se produjeran, pero otras actuaciones no pueden tener esta misma consideración, pudiéndose tratar de vulneraciones realizadas bajo la percepción de minusvalorar la importancia de los procedimientos.

Los datos obtenidos de las distintas evaluaciones, internas, de otras entidades como Boeing, SAS o AQS y de las supervisiones de AESA, o de los testimonios de los compañeros de la tripulación, muestran sin embargo que, el grado de adherencia a los procedimientos tanto de los propios pilotos implicados en el accidente como del resto de la organización de operaciones era alto. Ya se ha disertado sobre la idoneidad de los métodos que suponen la presencia de inspectores de la autoridad o instructores internos en las cabinas de vuelo para analizar el comportamiento de las tripulaciones, los esfuerzos en medios que eso supone y la fiabilidad de los resultados que proporcionan.

Complementando los programas de análisis de datos (FDM), ya en aplicación, como herramientas que ayudan a evaluar las actuaciones reales de las tripulaciones de vuelo durante las operaciones normales de línea, existen otras fórmulas ya ensayadas para mejorar la actuación humana en las cabinas de vuelo.

Estudios de las desviaciones en la ejecución de listas y en la monitorización¹²⁷, basados en observaciones en cabina de vuelo, resaltan que es muy difícil identificar una erosión en la ejecución de listas de comprobación porque normalmente las tripulaciones no reciben retroalimentación cuando cometen un error. En sistemas robustos, como el aéreo, con normas, prácticas y procedimientos en los que se prioriza la seguridad, los errores cometidos en muy pocas ocasiones tienen consecuencias que permitan que la tripulación los llegue a identificar, sean advertidos y sean reconocidos a posteriori.

Se han practicado experiencias en las que después de una sesión de simulación cada participante repasa y comparte las desviaciones que ha visto en los otros para demostrar que el recibir información inmediata acerca de cómo se realizan los procedimientos hace

¹²⁷ Checklist and Monitoring in the Cockpit: Why Crucial Defenses Sometimes Fail. R. Key Dismikes and Ben Berman. NASA/TM-2010-216396.

mucho más conscientes a las tripulaciones del deterioro de su rendimiento y eso las previene para mantenerse alerta.

Otra fórmula que permitiría fomentar la disminución de desviaciones en la ejecución de listas de comprobación y monitorización que se ha demostrado como una herramienta eficaz para la detección de amenazas y errores, es la implantación de inspecciones basadas en la metodología LOSA (*Line Operations Safety Audits*). Este tipo de auditorías se promueve desde el seno de OACI desde el año 1994 y está fundada en observaciones en la cabina de vuelo en operaciones normales, manteniendo la confidencialidad y anonimato en la recopilación de datos. Hay datos cuantitativos obtenidos en evaluaciones LOSA que cifran las desviaciones e incumplimientos de los procedimientos estándar de operación en 1,85 por vuelo. La eficacia de instrumentos tradicionales como las supervisiones o inspecciones en línea es netamente inferior.

En las iniciativas que está llevando a cabo la Unión Europea con objeto de cumplir con los requisitos que se recogen en el Anexo 6 de OACI¹²⁸ que se refieren a la implantación de Sistemas de Gestión de la Seguridad Operacional (SMS) se podría considerar promover y reforzar la realización de auditorías LOSA que permitan conocer con mayor exactitud los puntos fuertes y débiles en la operación normal de las compañías y no sólo desarrollar estrategias para el control de los riesgos identificados, sino impulsar aquellas estrategias que se han demostrado como exitosas durante la operación normal y de las que con un planteamiento reactivo no se tendría conocimiento. De este modo se complementaría la recopilación de datos que se realiza con la notificación de sucesos y el programa de análisis de vuelo, como así recomienda el Manual de Gestión de la Seguridad Operacional de OACI (Doc 9859).

REC 30/11. Se recomienda a la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) que emprenda iniciativas normativas con el propósito de requerir a los operadores de transporte público comercial, como parte de los programas de prevención de accidentes y de seguridad de vuelo, la implantación de un programa de auditorías de seguridad en las operaciones de línea.

2.4. Los aspectos del diseño. El sistema de aviso al despegue (TOWS)

2.4.1. *El fallo del TOWS en el suministro de un aviso a la tripulación*

2.4.1.1. La relación entre el TOWS y la sonda RAT. El relé R2-5 del sistema de sensación de tierra

La alta temperatura 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.

¹²⁸ Anexo 6 de OACI, 30.ª enmienda publicada el 23 de noviembre de 2006. Los estándares y prácticas recomendadas relativas al SMS se requerían por OACI a partir del 1 de enero 2009.

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 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 abre y cierra el circuito eléctrico de la calefacción de la sonda RAT, de forma que con el avión en el aire el circuito eléctrico está cerrado y abierto cuando el avión está en tierra. Además el relé R2-5 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 estudiado con el objetivo de determinar si pudo fallar.

En un primer estudio el relé se sometió a una inspección visual, otra boroscópica, un examen radiológico que incluyó una tomografía computerizada con escáner de alta resolución y se realizaron pruebas de continuidad y una prueba funcional.

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

Sin embargo, en la prueba funcional realizada se detectaron dos defectos del relé cuando permanecía energizado a la tensión nominal de 115V:

1. Una reducción general del aislamiento entre los terminales.
2. En la sección C, que es la correspondiente al circuito de la calefacción de la sonda RAT, los contactos C1 y C2, que debían estar cerrados, se llegaron a separar cuando el relé se calentaba. Este comportamiento no tendría ningún efecto sobre

la calefacción de la sonda, ya que la unión o separación de los contactos C1 y C2 no cierra o abre ningún circuito porque el contacto 1 está libre. Al ocurrir esto con los contactos C1 y C2 no se apreció que los contactos C2 y C3, de la misma sección y que sí corresponden al circuito eléctrico de la calefacción de la sonda RAT, experimentaran alguna anomalía. Con la bobina energizada (avión en tierra), los contactos C2 y C3 estaban separados, con lo que no se calentaría la sonda RAT y con la bobina en reposo (avión en vuelo), las medidas de resistencia entre esos contactos indicaban que estaban unidos, con lo que se hubiera calefactado la sonda, como correspondería a una condición normal de funcionamiento.

No se reprodujo, por tanto, en esta prueba la condición de que la calefacción de la sonda RAT se activara en tierra.

En un segundo estudio, se abrió la carcasa exterior del relé, con objeto de estudiar sus componentes internos. Se realizaron de nuevo las pruebas de continuidad y funcional, antes y después de abrir la carcasa. Las pruebas de continuidad y funcional de relé mostraron valores normales de acuerdo con las especificaciones del relé. En este caso, todas las secciones del relé funcionaron bien cuando la bobina se energizó a 115V y con la retirada de los restos del cableado que permanecía unido a los terminales del relé desaparecieron los problemas de aislamiento detectados en el primer estudio. Según esto, esos problemas pudieron ser debidos al ruido inducido por la fuente de alimentación utilizada para la primera prueba o a interferencias por el campo electromagnético de las bobinas del propio relé con los restos de cables.

En este segundo estudio se simulaban también varias configuraciones de contactos «pegados», manteniéndolos unidos con pinzas:

- C2-C3, que correspondería a una situación de calentamiento de la sonda RAT en vuelo (funcionamiento normal).
- B2-B3, que correspondería a un TOWS inhabilitado en vuelo (funcionamiento normal) y
- B2-B1, que correspondería a un TOWS inhabilitado en tierra (funcionamiento defectuoso).

Se comprobó que en cualquiera de estas condiciones, las otras secciones cuyo movimiento no se había restringido, funcionaban con normalidad, lo cual hace suponer que se podrían dar fallos por falta de movimiento en los contactos de una sección que no afectarían al funcionamiento de las otras secciones.

En un tercer estudio se realizó un examen metalográfico de los contactos C2-C3 ya que se habían detectado visualmente indicios de posibles adherencias. Ese análisis mostró que se había producido la soldadura de los contactos C2 y C3 y que se habían separado posteriormente. Debido a que las características superficiales resultantes de la separación de los contactos desaparecen con la fusión previa a una posible nueva soldadura de los

mismos, no se pudo determinar si la soldadura se había producido en más de una ocasión, ni si la última (en su caso) separación de los contactos se produjo antes, durante o después del accidente. El resultado de este examen se considera importante en relación con los hechos del accidente, ya que pudo darse la circunstancia de que la soldadura de los contactos C2 y C3 hubiera impedido que se separaran al energizarse la bobina (avión en tierra), con lo que el circuito de calefacción de la sonda RAT permanecería cerrado por la unión de esos contactos y calentando la resistencia de la calefacción. Si esa soldadura no pudo romperse cuando la bobina se energizó y atrajo a la armadura, se podría afirmar que la sonda RAT pudo estar calentándose en tierra en alguna ocasión, como ocurrió el día del accidente. Este modo de fallo demostrado en el relé explicaría la avería de la calefacción de la sonda RAT. Además, la soldadura y posterior separación de los contactos podrían ser manifestaciones de fallos de carácter intermitente en el relé, Una soldadura débil puede romperse por las vibraciones del relé durante el movimiento del avión en tierra, por ejemplo, de manera que eso impediría reproducir la avería a continuación, como pudo suceder en los episodios de calentamiento excesivo de la sonda de la RAT los días previos al accidente.

Todo lo anterior, sin embargo, no estaría vinculado con un problema del TOWS. Se vio en las pruebas realizadas en el segundo estudio del relé que la restricción de movimiento de una sección de contactos no tenía efecto en las otras secciones. Esa restricción podría producirse, como se ha visto, por la soldadura de los contactos. Si los contactos soldados eran el C2 y C3, la sección B, que controla el funcionamiento del TOWS, no se vería alterada, como demostraron las pruebas. En los exámenes realizados por tanto, no se encontraron evidencias de un fallo del relé que impidiera funcionar al TOWS durante la carrera de despegue que antecedió al accidente.

Podrían darse otros modos de fallos en el relé R2-5 que ocasionaran un mal funcionamiento simultáneo de la calefacción de la sonda RAT y del TOWS. Eso pasaría si hubiera un defecto en su bobina, como pudiera ser un cortocircuito entre sus espiras, que la inutilizase o un fallo en la alimentación del relé, caso éste que se vio en la prueba en tierra efectuada por el NTSB en el transcurso de la investigación a un avión del modelo MD-88 en el aeropuerto de Washington (véase apartado 1.16.7) y que mostró cómo un fallo limitado al R2-5, que se simuló desconectando el relé de su fuente de alimentación, implicaba el fallo del TOWS. Sin embargo, ambas posibilidades se deben descartar en relación con el accidente. Por un lado, las pruebas realizadas en el relé han demostrado que la bobina funcionaba correctamente, por lo que debe concluirse con que sus espiras estaban en buenas condiciones. Por otro lado, los datos de la investigación muestran que no hubo problemas con la alimentación del relé analizando el comportamiento de otros sistemas que cuentan con relés que forman parte del lado izquierdo del sistema de sensación de tierra, como el R2-5 y que comparten con él la alimentación:

- El sistema de ralentí de aproximación
Como se ha descrito en los hechos, este sistema utiliza la señal de tierra-vuelo procedente de la sección A del relé R2-380 para el motor izquierdo y la señal

procedente de la sección B del relé R2-8 (que pertenece al lado derecho del sistema de sensación de tierra) para el motor derecho. Ambos relés proporcionan información a los motores sobre si se encuentran en vuelo o en tierra y permiten que se ajuste automáticamente el régimen del motor de acuerdo con el mismo. En vuelo las revoluciones N2 con régimen de ralentí son mayores que en tierra. Si la bobina del relé R2-380 no hubiese estado energizada en tierra se habrían detectado regímenes de ralentí de vuelo en el motor izquierdo y por tanto, unas N2 superiores a las del motor derecho. Esa diferencia de revoluciones se vio que era del 15% en las pruebas que se efectuaron en octubre de 2008 al MD-88 en Washington. En la grabación del DFDR se ha podido comprobar que mientras la aeronave estuvo en tierra antes del accidente, los dos motores mantuvieron regímenes similares. Cuando las palancas de potencia estuvieron retrasadas, ambos motores mostraron valores de revoluciones N1 y N2 correspondientes a ralentí de tierra (véase apartado 1.6.2.8). Por tanto, el relé R2-308 debió tener alimentación en tierra que energizara su bobina, y consecuentemente también la tendría el relé R2-5.

- El sistema de protección de entrada en pérdida
Este sistema utiliza la señal tierra-vuelo procedente de la sección D del relé R2-58 perteneciente al lado izquierdo del sistema de sensación de tierra en el caso de computador 1 (SWC1) y toma la señal tierra-vuelo de la sección D del relé R2-6 perteneciente al lado derecho del sistema de sensación de tierra, en el caso del computador 2 (SWC2). Si por algún motivo se produce un desacuerdo de información entre ambos sistemas, izquierdo y derecho, como es el caso de que uno transmita señal de tierra y el otro de vuelo, en la cabina de mandos se encendería el aviso de fallo *Stall Indicator Failure* (SIF). Esta situación se reprodujo también en las pruebas del MD-88 en Washington y apareció también en las circunstancias del incidente del MD-83 de MAP en junio de 2007 (véase apartado 1.18.8.4 de este informe). Sin embargo, en el presente caso no existen evidencias que hagan pensar que dicho aviso se produjo. En la cabina de vuelo confluieron la tripulación, personal de mantenimiento y otras personas durante la gestión de la avería de la calefacción de la sonda RAT y un aviso como el SIF pasaría difícilmente desapercibido, teniendo además en cuenta que una indicación como la alta temperatura de la sonda, menos significativo, motivó el regreso al parking del avión. Puede decirse, por tanto que con alta probabilidad el sistema izquierdo de protección de pérdida funcionó correctamente y eso implica necesariamente que la bobina del relé R2-58 estuviera energizada en tierra y consecuentemente también la bobina del R2-5.

Por otro lado, siguiendo con las implicaciones de una posible avería del relé R2-5 en averías comunes a la sonda RAT y al TOWS, 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 cuánto tiempo llevaban instalados los relés que se reemplazaron en

estos casos al no existir trazabilidad para estas piezas ni si se hicieron pruebas funcionales sobre los relés sustituidos que permitieran conocer más datos sobre las condiciones que presentaban y si los relés respondían a las especificaciones en ese momento.

Los datos recopilados por el fabricante Boeing desde el año 2000 hasta el año 2008 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 ha apuntado hacia el R2-5. De la información proporcionada por Boeing, también se sabe de fallos del TOWS aparecidos al realizar su prueba de funcionamiento antes del vuelo que han estado centrados en el relé R2-5 y además la investigación ha tenido la oportunidad de contrastar un caso adicional de estas características a raíz de un suceso ocurrido a Spanair en julio de 2009 (véase apartado 1.18.6.2.3 de este informe).

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.
- Cuando surgen episodios de calentamiento anómalo de la sonda RAT en tierra 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, toda la información analizada lleva a concluir que probablemente la alta temperatura de la sonda RAT en este caso se produjo por activación de su calefacción como consecuencia de un fallo del relé R2-5 en los contactos C2 y C3 por soldadura de los mismos. No hay seguridad de que ese posible fallo del relé provocara el del TOWS, pudiendo dejar operativo el TOWS y activada la calefacción de la RAT en tierra. Sin embargo, hay otros datos que relacionan directamente la calefacción de la sonda RAT en tierra, fallos del TOWS y sustituciones del R2-5 que 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.

Existen 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 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 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 28133 ciclos de vida del avión. Por cada ciclo de avión (número de despegues), puede estimarse que el relé consumió 2 ciclos¹²⁹, con lo que llevaría acumulados un total de 56266 ciclos de vida, menos de su vida prevista, que es de 100000 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.

¹²⁹ 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.

Con todo, tratándose el relé R2-5 de un elemento importante para el funcionamiento del TOWS, 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 Administración Federal de Aviación de los Estados Unidos (FAA) 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.

2.4.1.2. Otros posibles modos de fallo del TOWS

De acuerdo con las características del sistema TOWS, un fallo en el aviso de despegue con los *flaps/slats* replegados, podría producirse como consecuencia de distintos modos de fallo de los elementos que lo componen. Aparte de los ya estudiados en relación con el R2-5, algunos de los fallos básicos del TOWS podrían resultar de los siguientes:

1. Fallo del cableado asociado al relé R2-5.

Con los contactos B1 y B2 del relé abiertos con el avión en tierra, la señal transmitida por el relé es de modo vuelo y el sistema TOWS quedaría inhibido. Igual efecto produciría la falta de continuidad del cable eléctrico que une el relé a la unidad CAWS o del cable por el que le llega la alimentación de 17,3 V de corriente continua a la sección B del relé. Estos posibles fallos no han podido ser comprobados, ya que como consecuencia del accidente y del fuego originado se han destruido y desaparecido secciones completas de cables eléctricos de todos los sistemas del avión.

2. Fallo de los microinterruptores de las palancas de motor o del cableado asociado a los mismos.

Para el funcionamiento del sistema de avisos al despegue (TOWS) es necesario que ambas palancas de empuje de los motores se adelanten. El fallo de alguno de los microinterruptores o el cableado asociado podría provocar que el TOWS quedase inhabilitado. Como se ha indicado en 1.12.9.7.2, el pedestal central del cuadrante de gases presentaba importantes daños causados por impacto y se había desprendido de su estructura. Esto hizo que no fuera posible el estudio de los microinterruptores asociados a las palancas de empuje, ni del cableado conectado a ellos.

3. Fallo simultáneo de las señales de *slats* en posición de despegue y de la ruedecilla de ajuste de la posición de *flaps*, en el calculador de la posición del compensador de profundidad para el despegue.

Como se recoge en el apartado 1.6.2.1.2, existe una ruedecilla en el panel de ajuste donde se selecciona el valor de *flaps* para despegue. Al introducir el valor del ángulo de *flaps* 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 control de *flap/slat* 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. Si este interruptor fallara, podría no activarse el aviso de *flaps* del TOWS en caso de que no coincidieran la selección hecha en la ruedecilla del panel de ajuste con la posición de la palanca de control de *flaps/slats*, pero esto no afectaría a la señal de aviso de *slats* del sistema de avisos al despegue (TOWS).

Por su parte para que la señal de aviso de *slats* no se activara en el caso de que no estuvieran en posición de despegue, tendría que producirse un fallo en la transmisión de la señal de *slats* desde la PSEU al TOWS.

Es decir, para que no se activaran las señales de aviso del sistema de avisos de despegues de *flaps* ni *slats* se tendrían que haber producido dos fallos simultáneos e independientes, por lo que se considera esta opción como muy poco probable.

4. Fallo de la unidad del sistema general de advertencia de cabina de vuelo (CAWS), sea por el fallo de alguno de sus componentes internos o por interrupción de la corriente eléctrica procedente de la fuente de alimentación número 2 de las tres que suministran corriente a la unidad.

Como se ha indicado en el apartado 1.12.9.6, sólo se recuperó el panel frontal de la unidad del CAWS, en consecuencia, no ha sido posible estudiar sus componentes internos, ni las conexiones entre ellos y de la propia unidad con otros elementos de la aeronave. Por otro lado, durante las grabaciones recogidas en el CVR mientras se realizaban las labores de mantenimiento no se tiene constancia de que se mencionara o se hiciera referencia a que estuviera encendida la luz CAWS FAIL en el EOAP (*Electronic Overhead Annunciator Pannel*) que indicaría que un fallo se había producido en la unidad. Parece poco probable que durante las tareas de mantenimiento que se llevaron a cabo en relación con el problema de la calefacción de la sonda RAT dicha luz pasara inadvertida y cabría desestimar un fallo del TOWS por esta causa.

Por otra parte, se ha podido comprobar con los datos disponibles que existiría el suministro de energía al TOWS a través de los sonidos grabados en el CVR procedentes del sistema de protección de pérdida. Como se ha indicado en 1.6.2.2

y en 1.6.2.5, los componentes del CAWS que intervienen en la generación de los avisos del TOWS y el módulo SSRS1, también perteneciente al CAWS, están alimentados por la corriente eléctrica procedente de la misma fuente de alimentación, la número 2, de las tres que suministran energía a la unidad del CAWS. Se ha verificado, por la existencia de eco en el sonido de la voz sintética «stall» que se grabó en el CVR que cada uno de los dos módulos SSRS1 y SSRS2 envían señales a uno de los altavoces, el SSRS1 al altavoz del comandante y el SSRS2 al altavoz del copiloto, lo que confirmaría que los componentes del CAWS que actúan sobre el TOWS recibían alimentación eléctrica, por lo que también debería descartarse un fallo del TOWS por este motivo.

Las evidencias materiales y los datos recopilados no han permitido ser concluyentes sobre el fallo que afectó al sistema TOWS. Aun así, este análisis y 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 ya referida del 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 indicación por sí sola 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 interrelación¹³⁰.

Hay otros fallos del TOWS no relacionados con la sonda RAT y el relé R2-5 que serían indetectables para la tripulación. De los aquí enunciados, tanto los modos de fallo correspondientes a la pérdida de alimentación eléctrica del CAWS, como el de los interruptores de las palancas de motores, como fallos de continuidad en los cables asociados a la sección B del relé R2-5, no son reconocibles por la tripulación porque no producen indicación en cabina. Aunque se hubiese chequeado el TOWS durante la preparación de cabina, si alguno de estos modos de fallo hubiera aparecido con

¹³⁰ 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).

posterioridad a esa comprobación, pasaría inadvertido a la tripulación, que podría despegar con el sistema TOWS inoperativo.

2.4.2. Comprobaciones del TOWS antes del despegue

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 día¹³¹. En vuelos posteriores sólo era necesaria la comprobación de la posición de los interruptores, pero no había que comprobar el funcionamiento de los sistemas.

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. Después del accidente, en octubre de 2008, el operador revisó su Manual de Operaciones y estableció que se comprobara el funcionamiento del TOWS en la lista «*Prestart*» antes de cada vuelo.

Como consecuencia del accidente del MD-82 de Northwest Airlines en el aeropuerto de Detroit¹³², McDonnell Douglas emitió un telex en septiembre de 1987 dirigido a todos los operadores de los aviones de este tipo 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. El fabricante modificó el FCOM en marzo de 2009 para incluir el significado del término «*through flight*», aclarando que se trata de los vuelos intermedios en una secuencia de vuelos con la misma tripulación y el mismo avión.

A partir de los datos iniciales de la investigación aportados por la CIAIAC, EASA 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 08021¹³³). 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

¹³¹ En este caso se definía como primer vuelo del día el primero que se realiza después de las 00:00 h UTC.

¹³² El NTSB condujo la investigación del accidente cuyos resultados se presentan en el informe n.º NTSB/AAR-88/05.

¹³³ «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.»

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 indican 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 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 algunas compañías. 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 intervención¹³⁴ de las autoridades de aviación civil bajo cuyas regulaciones desarrollan sus actividades los operadores.

Ambos, el operador y el fabricante, han hecho cambios en sus procedimientos después del 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

¹³⁴ 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.

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 del 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 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 Administración Federal de Aviación de los Estados Unidos (FAA) 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.

2.4.3. *Condición de la RAT para el despacho*

Un alto porcentaje de los casos registrados estudiados de calentamiento en tierra se la sonda RAT, fueron solucionados mediante la sustitución del relé R2-5. En alguno de esos casos, se encontró al relé «atascado» en posición «vuelo».

Dado que una avería del relé R2-5 de esas características no sólo tendría como consecuencia que la resistencia de la sonda RAT se calentase en tierra, sino que el TOWS estuviera recibiendo también una señal «vuelo», y por tanto, quedara inhibido, podría haberse previsto que el punto 30.8 de la MMEL incluyera una comprobación del TOWS como procedimiento de mantenimiento (M) requerido previo al despacho del avión, máxime teniendo en cuenta que el diseño del TOWS de este modelo de avión no proporciona ningún aviso a la tripulación cuando se encuentra inactivo y que el TOWS es un elemento «NO GO»¹³⁵. Esta situación lleva a plantear una posible inconsistencia de la MMEL. En efecto, el TOWS puede fallar con posterioridad a su comprobación

¹³⁵ Los elementos «NO GO» son todos aquellos relacionados con la aeronavegabilidad del avión que no se encuentran incluidos en la MMEL/MEL y por tanto, deberán encontrarse operativos antes del inicio del vuelo. Tal es el caso del TOWS.

previa al vuelo sin aportar ningún aviso de su fallo a la tripulación, con lo cual el avión podría encontrarse en condición no aeronavegable y la tripulación podría no estar advertida de esta circunstancia.

Puede pensarse que el punto 30.8 de la MMEL no requiera la comprobación del TOWS debido a que ésta debe realizarse antes de cada vuelo de acuerdo a los procedimientos establecidos por Boeing para el modelo MD-80.

Si este razonamiento sirvió para el punto 30.8 de la MMEL, debería haber estado presente en la confección de otros ítems. Sin embargo, el punto 32.8, relacionado con el Sistema Anunciador de Frenos de Estacionamiento (*PARKING BRAKES ON Annunciator System*) establece que este sistema puede encontrarse inoperativo siempre que el TOWS funcione adecuadamente¹³⁶ y por eso incluye un procedimiento de mantenimiento (M) para comprobar el funcionamiento del TOWS.

Debe por tanto concluirse que la realización de la prueba del TOWS podría estar contemplada en todos aquellos puntos de la MMEL, como el 30.8, que tratan con sistemas que mantienen nexos de unión con el TOWS, dado que una avería del TOWS puede manifestarse a través de una avería de un sistema distinto, como el de la calefacción de la sonda RAT.

2.4.4. *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 certificación¹³⁷ 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 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

¹³⁶ Adicionalmente, la MMEL requiere que el Sistema Antideslizamiento (*Anti-Skid*) también funcione adecuadamente para poder despachar el avión con el Sistema Anunciador de Frenos de Estacionamiento (*PARKING BRAKES ON Annunciator System*) inoperativo.

¹³⁷ 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.

enfrentarse a unas condiciones adversas de operación.

En la Unión Europea, la EASA 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 JAA¹³⁸. El requisito de instalar el TOWS figura en el párrafo CS25.703, en vigor desde enero de 1979¹³⁹. En líneas generales, los requisitos y criterios de la FAA y de la EASA respecto al TOWS son los mismos.

El estudio¹⁴⁰ 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, excluyendo el propio de Detroit. En 6 de esos accidentes intervino una configuración incorrecta de *flaps* o *slats*. 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, si bien en 7 de estos accidentes los problemas de configuración que se dieron no estaban cubiertos por los primeros diseños rudimentarios del sistema TOWS.

Contando únicamente los accidentes que se han referido en este informe (véase punto 1.18.8), 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 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

¹³⁸ 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.

¹³⁹ JAR-25, Amendment 5.

¹⁴⁰ Review of take off configuration warning systems on large jet transports. Aircraft Certification Division. FAA. April 29, 1988, pp., 22-23.

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 estudio¹⁴¹.

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.

Resulta incoherente, por tanto mantener un carácter de «NO GO»¹⁴² 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

¹⁴¹ Recomendaciones de seguridad formuladas por el NTSB A-88-125 y A-88-126.

¹⁴² Elemento «NO GO» se refiere a aquellos sistemas o componentes cuyo fallo impiden el despacho del avión de acuerdo a la MEL.

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 operacional¹⁴³ 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 podía 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 catastrófico¹⁴⁴. 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 al pie 140), afirmaba que los TOWS como los que equipan los aviones de la generación de la serie MD-80 cumplirían con los requisitos en vigor en ese momento en cuanto a fiabilidad se refiere si se siguieran las verificaciones recomendadas por los fabricantes, pero también se recomendaba que la fiabilidad de los TOWS 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 posibles averías del relé R2-5. Es preciso que se revisen estos sistemas de manera que puedan facilitar a las tripulaciones una defensa efectiva tratando de minimizar las condiciones de fallos latentes que puedan afectar a sus componentes. Por tanto:

¹⁴³ La Recomendación A-88-66 emitida por el NTSB pedía a la 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.

¹⁴⁴ 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.

REC 09/09. Se recomienda a la EASA y a la Administración Federal de Aviación de los Estados Unidos (FAA) 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.

2.4.5. *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. 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 EASA y la Administración Federal de Aviación de los Estados Unidos (FAA) 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 transporte¹⁴⁵ publicado en 2006 se hacían dos recomendaciones de seguridad¹⁴⁶ 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, 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 y hacer un seguimiento continuo del comportamiento de estos sistemas y 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 (EASA) 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.

2.5. Los aspectos de mantenimiento

2.5.1. *Las instrucciones en los manuales del fabricante en relación con la avería de la calefacción de la sonda RAT*

En el curso de la investigación se ha analizado la información contenida en los diversos manuales elaborados por el fabricante del avión, tanto del modelo MD-82, como de

¹⁴⁵ 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).

¹⁴⁶ Recomendaciones del NTSB n.º A-06-37 y A-06-38.

otros modelos derivados del mismo diseño de tipo original (DC-9), en un esfuerzo por determinar si las causas de que la sonda RAT se caliente en tierra pueden identificarse con claridad.

El manual de mantenimiento (AMM) del avión contiene, en el capítulo 30-30-00, 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 RAT.

Las instrucciones sólo tienen en cuenta el supuesto de que la calefacción no suministre calor a la sonda cuando deba hacerlo, es decir, en vuelo, 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.

Boeing indica que las múltiples referencias en su Manual de Mantenimiento (AMM) y en su Manual de Diagrama de Cableado (WDM) a la sonda RAT muestran que la calefacción no debería activarse cuando el avión está en tierra. Los datos de este accidente también revelan que tanto el personal de mantenimiento como las tripulaciones de Spanair eran conscientes de que el calentamiento en tierra de la sonda RAT era un hecho anormal. En opinión del fabricante, existen varias páginas en los capítulos 30-30-00, 34-16-02 y 34-18-00 del Manual del Mantenimiento de la aeronave (AMM) y en el capítulo 30-31-02 del Manual de Diagramas de Cableado (WDM) que serían de utilidad para detectar el origen de esta avería. En esas páginas 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 RAT y el relé R2-5, en las que se identifican los cables eléctricos y posiciones de los contactos del relé R2-5 y en las que también se incluyen pruebas para comprobar el correcto funcionamiento de la calefacción de la sonda RAT. Sin embargo, debe reconocerse 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.

Según el fabricante, no parece necesario incluir un proceso de localización de averías específico para ese problema, y la aplicación de un razonamiento similar al que ha inspirado 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 en vuelo, ayudaría a identificar la razón por la cual la calefacción suministra calor cuando el avión se encuentra en tierra.

Sin embargo, atendiendo a los propios criterios empleados por Boeing para valorar la necesidad de confeccionar procedimientos de *troubleshooting*, puede pensarse que la

avería que presentaba la calefacción de la RAT reunía las condiciones para exigir un tratamiento específico. Se trataba de una anomalía conocida por el fabricante a través de las notificaciones de los operadores. Los datos indican que Boeing había recibido 103 reportes con casos de calentamiento indebido de la sonda RAT. La resolución del problema por los operadores había sido diversa, se había cambiado el relé R2-5 en la mayoría de los casos, pero también se había solucionado sustituyendo la sonda o cambiando el indicador de empuje (TRI) o reasentando el disyuntor K-33. La investigación ha recabado también de varios operadores de este modelo de avión información práctica sobre las acciones realmente realizadas para la detección del origen de esta avería y su resolución posterior, 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. Estos datos llevarían a pensar que la información descriptiva y/o esquemática en los manuales podría ser insuficiente para localizar fácilmente el origen de esta avería, lo cual coincide con otro de los criterios utilizados por Boeing para determinar la necesidad de un *troubleshooting*.

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 algunos capítulos del Manual de Mantenimiento 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.

La CIAIAC opina que esta situación debería enmendarse ya que no están 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).

REC 01/09. Se recomienda a la Administración Federal de Aviación de los Estados Unidos (FAA) y a la Agencia Europea de Seguridad Aérea (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.

2.5.2. *La instrucciones en la Lista de equipo mínimo (MEL) en relación con el funcionamiento de la calefacción de la sonda RAT en tierra. Interpretación de la definición de elemento inoperativo*

Durante la investigación se ha comprobado que las interpretaciones sobre la utilización y aplicabilidad de la MEL, en relación con el funcionamiento de la calefacción de la sonda RAT en tierra, son diversas.

De acuerdo con la definición contenida en el preámbulo de la MMEL, un sistema y/o componente de la aeronave se considera inoperativo cuando presenta un malfuncionamiento que no le permita cumplir con el propósito para el que se pretendía y/o no está funcionando de manera coherente y normal dentro de sus límites aprobados o tolerancias. Esta definición se recoge de manera prácticamente idéntica en el Manual de Operaciones de Spanair donde se integra la MEL.

De acuerdo con la documentación de mantenimiento del fabricante Boeing¹⁴⁷, la calefacción de la sonda RAT está diseñada para que proporcione calor a la sonda cuando el avión se encuentra en el aire, y además, cuando la tripulación haya seleccionado previamente la activación de dicha calefacción en el selector rotatorio de cabina.

Por otra parte, la descripción de los relés de control de tierra contenida en la Parte B del Manual de Operaciones de Spanair indica respecto la calefacción de la sonda RAT que su condición en tierra es la de circuito de calefacción desactivado y su condición en vuelo es la de circuito de calefacción operativo.

De acuerdo con lo anterior, el propósito pretendido de la calefacción de la sonda RAT es que no suministre calor a la sonda cuando el avión se encuentra en tierra y que únicamente lo haga mientras el avión se encuentra en el aire.

Por tanto, sería admisible razonar que cuando la calefacción suministra calor a la sonda RAT en tierra, no está cumpliendo con su propósito pretendido y que tampoco está

¹⁴⁷ AMM 30-30-00, Nov 01/2004, page 101, «PITOT AND STATIC – TROUBLE SHOOTING», ítem 1 «General», paragraph D: «La calefacción (de la sonda de temperatura de aire de impacto) se encuentra interconectada con el relé de control de tierra izquierda para prevenir la operación de la calefacción mientras el avión se encuentre en tierra.» y AMM 30-00-00, Aug 01/2004, page 7, «PITOT AND STATIC – DESCRIPTION AND OPERATION» ítem 1 «General» paragraph B: «Las calefacciones de los tubos pitot, puertos estáticos, sonda de temperatura de aire de impacto y transductores de ángulo de ataque están controlados por un selector de tipo rotatorio situado en el panel de interruptores de sobrecabeza. Seleccionando cualquiera de las posiciones del selector se energizan todos los calefactores».

funcionando de manera coherente y normal dentro de sus límites aprobados, que son suministrar calor en vuelo y no hacerlo en tierra. En estas circunstancias, una interpretación válida sería que cuando la calefacción de la sonda RAT suministra calor en tierra a la sonda, ésta puede considerarse inoperativa de acuerdo a la definición de la MMEL de elemento inoperativo.

Terminando con este razonamiento, el punto 30.8 de la MEL, podría ser consultado ante una situación consistente en que la calefacción de la sonda RAT suministre calor en tierra.

Otra posible interpretación de elemento inoperativo se fundamentaría en la idea de que esto ocurre sólo cuando el elemento en cuestión «no está operando (o no está funcionando)». En ese caso, el punto 30.8 de la MMEL no sería aplicable cuando la calefacción esté suministrando calor en tierra, puesto que ahí la calefacción se encontraría «operando (o funcionando)». Así opinan la FAA, Boeing y AESA, que sostienen que la calefacción de la sonda de temperatura no se encuentra inoperativa cuando se encuentra suministrando calor en tierra, precisamente por estar proporcionando calor, e interpretar que ésta es su única función pretendida.

Desde el punto de vista de la CIAIAC, la función pretendida de la calefacción de la sonda de temperatura RAT no es únicamente que suministre calor a la sonda, sino que además lo haga en un determinado momento, que es cuando el avión se encuentra en vuelo, y no lo haga cuando el avión está en tierra. La opinión de la CIAIAC en este punto es que los términos «operativo» y «operando» no representan el mismo concepto, y haciendo uso del razonamiento inverso, el término «inoperativo» tampoco representaría el mismo concepto que «no operando». Coincidiendo con la CIAIAC estarían también algunos expertos de EASA de los que se ha obtenido su opinión.

En cualquier caso, este análisis viene a sustanciar que diversos expertos de autoridades de aviación y de organizaciones con posiciones clave en el sistema de la aviación civil, no comparten la misma interpretación respecto a una definición a partir de la cual se pueden derivar diferentes actuaciones por estar contenida en un manual, como la MEL, de gran trascendencia para el desarrollo seguro de las operaciones.

No parece muy coherente que en los escenarios habituales en los que se utiliza la MEL, en los que existen circunstancias del entorno tales como la presión operacional, la MEL permita interpretaciones dispares sobre las que se apoyan decisiones de despacho de las aeronaves.

REC 31/11. Se recomienda a la Administración Federal de Aviación de los Estados Unidos (FAA) y a la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) que clarifiquen la definición de elemento inoperativo contenida en el preámbulo de todas las Listas Maestras de Equipamiento Mínimo (MMEL), con el fin de evitar errores de interpretación en su aplicación.

A pesar de que no se ha podido demostrar que el relé R2-5 fallara de modo que dejara inhabilitado el TOWS, existe la posibilidad de que eso ocurra. Considerando que tanto la calefacción de la sonda RAT como el TOWS comparten un elemento común, el relé R2-5, que el TOWS carece de indicación para la tripulación en caso de fallo, y que se trata de un elemento «NO GO», sería deseable que la MMEL contuviera un procedimiento de mantenimiento (M) y/o de operación (O) que mandara verificar el correcto funcionamiento del TOWS dentro de aquellos ítems relacionados con la calefacción de la sonda RAT (ítem 30.8), o con la propia sonda RAT (ítem 34.9).

Otros ítems de la MMEL son coherentes con lo anterior. Concretamente, el punto 32.8 de la MMEL relacionado con el Sistema Anunciador de Frenos de Estacionamiento (PARKING BRAKES ON Annunciator System) establece que este sistema puede encontrarse inoperativo si al completar un procedimiento de mantenimiento definido se verifica que el Sistema Antideslizamiento (*Anti-Skid*) y el TOWS funcionan adecuadamente.

Por todo lo anterior la CIAIAC emite la siguiente recomendación de seguridad:

REC 32/11. Se recomienda a la Administración Federal de Aviación de los Estados Unidos (FAA) que se modifique la Lista Maestra de Equipamiento Mínimo (MMEL) de las aeronaves de las series Boeing DC-9, MD-80 y MD-90 en sus puntos 30.8, 34.9 y en otros que pudieran tener relación con un calentamiento de la sonda RAT en tierra, de forma que se incluyan en dichos puntos instrucciones de mantenimiento (M) y/o de operación (O) para la comprobación del TOWS.

2.5.3. *Consideraciones sobre la Lista de Equipamiento Mínimo (MEL). Interpretación y aplicación*

Las circunstancias del accidente traen a consideración la cuestión del empleo de la MEL para el tratamiento de las averías en rampa. En concreto:

1. Si los operadores deben intentar localizar e identificar claramente el origen de una avería e intentar su resolución previamente a utilizar la MEL o
2. Si pueden recurrir directamente a la MEL.

Sobre la identificación e intento de resolución de una avería, previo a la utilización de la MEL, el párrafo M.A. 403 del Reglamento (CE) n.º 2042/2003 de la Comisión de 20 de Noviembre de 2003 (comúnmente llamado Parte M), indica que cualquier defecto que ponga en peligro seriamente la seguridad del vuelo debe ser rectificado antes del vuelo y designa al personal certificador autorizado, o la Parte 145, como los únicos con capacidad para decidir, usando datos de mantenimiento aplicables, si un determinado

defecto pone en peligro seriamente la seguridad del vuelo, y por tanto, qué rectificación es necesaria y cuál puede ser pospuesta, indicando expresamente también que todo lo anterior no es de aplicación si el piloto al mando decide utilizar la MEL.

Según esto, el operador dispone de dos posibles alternativas para determinar si un defecto debe ser rectificado antes del vuelo o si su corrección puede posponerse: que el personal certificador evalúe la gravedad y consecuencias del defecto de acuerdo a los datos de mantenimiento aplicables, o que el piloto al mando decida utilizar la MEL. Dado que el volumen de información contenido en los datos aplicables de mantenimiento (AMM, TSM, WDM, etc.) es considerablemente superior al contenido de la MEL, y por tanto su localización en los manuales de mantenimiento en la mayoría de los casos es un proceso bastante más lento que acudir directamente a la MEL, la MEL ofrece en la práctica una opción mucho más rápida y directa al operador para gestionar las averías antes del vuelo, teniendo en cuenta el entorno de presión operacional en el que hay que tomar esa decisión.

Por otro lado, el AMC 403 b), que proporciona pautas para cumplir con el párrafo MA 403 b), establece que, ante una avería que se presenta en la aeronave, se debería realizar una evaluación tanto de la causa como de cualquier efecto potencialmente peligroso del defecto o combinación de defectos que pudiera afectar a la seguridad del vuelo, con el objetivo de iniciar cualquier investigación adicional y análisis necesario para identificar la causa raíz del defecto.

Adicionalmente a los preceptos normativos de la Parte M, existen algunas otras referencias, tanto en normas como en textos orientativos y material guía, que constituyen un conjunto de recomendaciones y buenas prácticas respecto a la utilización de la MEL:

- a) No es el propósito de la MEL el fomentar la operación de las aeronaves con equipos inoperativos^{148, 149}.
- b) Los operadores de aeronaves deben asegurarse de que las correcciones de los equipos inoperativos sean ejecutadas lo antes posible^{150, 151}.

¹⁴⁸ OACI, Anexo 6, Adjunto G «Lista de Equipo Mínimo (MEL)», complemento al capítulo 6, 6.1.2: «Con la lista de equipo mínimo no se tiene la intención de permitir la operación de la aeronave por un plazo indefinido cuando haya sistemas o equipo inactivos. La finalidad básica de la lista de equipo mínimo es permitir la operación segura de una aeronave con sistemas o equipo inactivos, dentro del marco de un programa controlado y sólido de reparaciones y cambio de repuestos».

¹⁴⁹ Punto 1.1 de la sección 2 «Procedimientos de la MEL» de la TGL-26 de la JAA: «La MMEL y la MEL asociada son documentos de alivio. Sin embargo, su propósito no es fomentar la operación de la aeronave con equipo inoperativo».

¹⁵⁰ Artículo 7.1 del Real Decreto 1762/2007, de 28 de Diciembre, por el que se determinan los requisitos relativos a la lista maestra de equipo mínimo y la lista de equipo mínimo, exigidos a las aeronaves civiles dedicadas al transporte aéreo comercial y a los trabajos aéreos.

¹⁵¹ Preámbulo de la MMEL de la FAA: «Es importante que las reparaciones se lleven a cabo en la primera oportunidad posible».

- c) Se debería consultar la MEL sólo cuando un fallo está completamente identificado y confirmado¹⁵².
- d) Se debe informar al comandante tan pronto como sea posible, en caso de que sea imposible rectificar el equipo inoperativo antes de la salida del avión¹⁵³.

Con todo y como resumen, se desprende que, aunque la MEL pueda ser consultada y utilizada directamente sin intentar resolver la avería previamente o identificar el origen de la misma, las prácticas más conservativas aconsejarían localizar primero el origen de la avería, intentar resolverla y sólo en el caso de que esto no sea posible, sería aceptable acudir a la MEL para intentar despachar el vuelo.

Existen opiniones de autoridades como AESA, que sostienen que es preciso identificar el origen de un defecto con anterioridad a la utilización de la MEL, y que diferirían de la opinión mantenida por EASA, que no encuentran un beneficio claro en intentar conocer el origen de las averías antes de recurrir a la MEL. En estas circunstancias, la CIAIAC considera que es necesario clarificar cuál debe ser la interpretación a seguir en el uso de la MEL en lo relacionado con la identificación e intento de resolución previa de una avería.

REC 33/11. Se recomienda a la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) que emita material interpretativo acerca de la necesidad o no de identificar el origen de una avería con anterioridad a la utilización de la MEL y se asegure de que las autoridades nacionales aceptan y aplican los mismos estándares al respecto en sus procedimientos de supervisión de los operadores de sus respectivos Estados.

2.5.4. *Las actuaciones del personal de mantenimiento*

2.5.4.1. *Los sucesos de los días previos*

En cuanto a las acciones de mantenimiento relacionadas con los sucesos de los días 18 y 19 de agosto, en el tratamiento que se hizo tras las anotaciones en Madrid y Barcelona respectivamente se observan las siguientes analogías y diferencias:

- En ninguna de las dos actuaciones fue posible reproducir la avería anotada por los pilotos en el ATLB.
- En ambos casos se disponía de acceso fácil e inmediato a todos los datos aplicables de mantenimiento.
- Se trataba de una avería intermitente, que podía mantenerse oculta o latente en determinados momentos.

¹⁵² Airbus – Getting to grips with MMEL/MEL, 4.4.1 «Principios generales de uso», página 136.

¹⁵³ MEL Preamble Specimen, punto 4 «Maintenance Action».

- Había más presión operacional en Madrid que en Barcelona. En Madrid el avión hacía escala y estaba programado para volar después a Barcelona, mientras que en Barcelona el avión pernoctaba hasta el día siguiente.
- Los técnicos de mantenimiento se enfrentaron a la avería de manera distinta.

El hecho de que en Madrid el TMA 1 simulase que el avión se encontraba en modo aire, mediante la desconexión del disyuntor K-33 parece indicar que conocía la relación entre la calefacción de la RAT en tierra y la señal tierra-vuelo. La apertura del disyuntor K-33 figura entre los pasos contenidos en el Manual de Mantenimiento¹⁵⁴ del avión como parte de la prueba de la calefacción de sonda RAT. Puesto que tras esta comprobación no se detectó ningún comportamiento anómalo, el TMA 1 decidió llevar a cabo la prueba del TRS, también contenida en el AMM¹⁵⁵, aunque la llevó a cabo casi en su totalidad «de memoria», acudiendo sólo al Manual de Mantenimiento para verificar un parámetro del motor necesario para completar la prueba.

Resulta evidente que se corren riesgos cuando o bien, se llevan a cabo tareas de mantenimiento no contenidas en datos aplicables de mantenimiento, o bien, se realizan de memoria dichas tareas. Las primeras pueden llevar a no contemplar todas las interconexiones existentes entre los sistemas del avión y las segundas pueden provocar errores por omisión de alguno de sus pasos.

Respecto a la atención de la avería en Barcelona, en este caso, el TMA 2 sí siguió datos aplicables de mantenimiento contenidos en el AMM, aunque referidos a las pruebas del funcionamiento de la RAT y del TRS y puesto que la avería no se reprodujo, no se intentaron acciones posteriores, cerrando la anotación de los pilotos en el ATLB e indicando que las pruebas efectuadas habían resultado satisfactorias.

Cuando el TMA 2 fue preguntado si había consultado en el ATLB la acción de mantenimiento llevada a cabo por el TMA 1 para atender la misma anotación con la que se enfrentaba ahora él, la respuesta fue que aunque se había percatado de ella no le había concedido mayor importancia, centrándose en las propias acciones de mantenimiento que estaba llevando a cabo en ese momento. De hecho, a pesar de que la compañía también poseía información en su base de datos informática sobre cómo había resuelto la misma anotación en el ATLB en mayo de 2008, ninguno de ellos decidió hacer una consulta en el sistema informático para tratar de recopilar información sobre registros similares. Si se hubiera efectuado dicha consulta, se habrían percatado de que el calentamiento de la sonda RAT en tierra del suceso de mayo de 2008, se resolvió mediante la sustitución del relé R2-5.

En ninguno de los dos casos se intentó recabar apoyo del Departamento de ingeniería o de Seguimiento y Control (MCC).

¹⁵⁴ AMM 30.30-00, página 204, párrafo D «Test Ram Air Temperature Probe Heater».

¹⁵⁵ AMM34-18-00, página 201, «RAM AIR TEMPERATURE AND THRUST RATING SYSTEM».

En resumen, se considera que aunque durante estas dos intervenciones de mantenimiento se llevaron a cabo acciones para comprobar que determinados sistemas funcionaban correctamente, no se verificó que dichas comprobaciones fueran las idóneas para enfrentarse a esta avería, y por tanto, no ofrecían garantías suficientes como medidas mitigadoras de la avería intermitente que se estaba reportando.

Precisamente porque las averías intermitentes presentan una complejidad adicional respecto de las averías presentes, debido a que se muestran ocultas o latentes pudiendo reproducirse en circunstancias posteriores, las organizaciones de mantenimiento, como primera línea de choque frente a la gestión de averías, deberían intensificar sus esfuerzos para tratarlas con la mayor atención posible y acudiendo a todos los recursos disponibles, tales como, consultar en bases de datos de registros previos de la organización, recabar apoyo de otros departamentos como Ingeniería o MCC en el caso de Spanair, o recurrir al servicio de apoyo del fabricante.

2.5.4.2. Las acciones de mantenimiento no programado el día 20 de agosto de 2008 antes del accidente

Son varios los escenarios que pueden plantearse en el análisis de las actuaciones de mantenimiento del día del accidente.

Escenario 1. Intento de localización y resolución de la avería, de acuerdo al primer paso del flujograma contenido en el MOE.

De acuerdo a este escenario, el primer paso de este flujograma requiere llevar a cabo un análisis para determinar el origen de la avería relacionada con la calefacción en tierra de la sonda RAT y el intento de su resolución previamente a la consideración de los puntos restantes. Respecto a las primeras acciones de los técnicos que asistieron la avería, debe entenderse que la acción de verificar el indicador de corriente en cabina tenía por objetivo la confirmación de la avería. Por su parte, la acción de inspeccionar visualmente la sonda podría tener el propósito de comprobar que los orificios de entrada y salida de aire de la sonda no estuviesen bloqueados (insectos, suciedad...) lo cual suele ser una causa conocida de problemas de sobrecalentamiento de la RAT en vuelo por falta de ventilación adecuada. Confirmada la avería, no se llevó a cabo una evaluación más exhaustiva. El personal de mantenimiento habría necesitado para ello recurrir a datos de mantenimiento tales como el AMM, o el WDM para identificar los posibles elementos que podrían motivar que la calefacción se encontrase suministrando calor en tierra.

Es necesario mencionar que este punto previo de localización e intento de resolución de la avería contenido en el MOE de Spanair, es un requisito adicional y autoimpuesto por la compañía respecto a lo indicado en la norma, la cual permite la aplicación directa de la MEL sin necesidad de intentar localizar el origen de la avería o proceder a su intento de solución, como ya se ha dicho.

Las consecuencias que se derivarían de este escenario serían:

- Dado que no ha sido posible demostrar que el calentamiento en tierra de la RAT y el fallo del TOWS tuvieran una causa raíz común, aún en el caso de que el personal de mantenimiento hubiera localizado el origen de la avería y solucionado la situación de calentamiento en tierra de la RAT, esto no habría garantizado que también se hubiera solucionado el fallo del TOWS, por lo que el fallo del TOWS podría quedar oculto y no resuelto.
- La aeronave podría haber sido despachada con la avería de la calefacción de la RAT solucionada, pero con la posibilidad de que el TOWS se encontrara inhabilitado.
- Aún habiendo realizado una adecuada detección del origen de la avería, se podría haber recurrido a la MEL en caso de que algún motivo hubiera impedido su resolución (por ejemplo, falta de material de repuesto).
- Nada en los datos aprobados de mantenimiento habría sugerido que se comprobase el correcto funcionamiento del TOWS.

Escenario 2. Acudir a la MEL y considerar directamente aplicable únicamente el punto 30.8 para la situación de calefacción de la sonda RAT suministrando calor en tierra.

De acuerdo con los datos de la investigación, este fue el supuesto que se dio. El personal de mantenimiento tras ver la MEL interpretó que se podía aplicar el ítem 30.8. La decisión del personal de mantenimiento de aplicar la MEL podría no ajustarse a la situación prevista en el ítem 30.8 si se interpreta que el calefactor de la sonda estaba operativo al cumplir con su misión de calentar. Sin embargo, según una primera hipótesis, se pudo forzar que la calefacción quedara inoperativa al interrumpir el paso de corriente. Es probable que esa fuera la intención que perseguía la desconexión del disyuntor Z-29: con esa acción se impide el paso de la corriente eléctrica a la resistencia de la sonda RAT dejándola inoperativa tanto en tierra, como en vuelo. A partir de ahí, sería posible aplicar literalmente el ítem 30.8 de la MEL, al mismo tiempo que se eliminan los síntomas de la avería.

Otra hipótesis que pudo llevar al personal de mantenimiento a acudir al ítem 30.8 de la MEL es haber interpretado que la calefacción estaba inoperativa por no realizar su función de desconectarse en tierra. Si ese hubiera sido el caso, las acciones de mantenimiento podrían haberse detenido ahí sin necesidad de desconectar el disyuntor Z-29, ya que una acción de desactivación como ésta debería aparecer en la MEL como un procedimiento (M) de mantenimiento que habría de realizarse antes de diferir el defecto. El hecho de desconectar el disyuntor, por tanto, pudo deberse al deseo de mantenimiento de evitar un funcionamiento continuo de la calefacción.

En cualquier caso, ambas hipótesis comparten la misma acción de desconexión del disyuntor Z-29, acción que pudo no estar precedida de un análisis exhaustivo.

Si los servicios de mantenimiento se hubieran percatado de que la apertura del Z-29 desactivaba el TRS y eso lo hubiera transmitido convenientemente a la tripulación posiblemente hubieran eliminado la preocupación del copiloto sobre ese particular y habrían cambiado las circunstancias posteriores, por lo menos en lo que se refiere a la situación en la que el copiloto tuvo que enfrentarse a sus actividades en relación con el vuelo. Sin embargo, hay que decir que acudiendo exclusivamente a la MEL no era inmediato ver las implicaciones de la apertura del Z-29 sobre el sistema de gestión de empuje (TRS). No había interrelación, por ejemplo, entre los puntos 30.8 y 34.9, que se refiere al sistema de sonda RAT y al TRS. Tampoco estaba rotulado el disyuntor Z-29 con referencias al TRS, sólo hacía mención a la sonda RAT. Todo esto lleva a concluir que es muy probable que no se realizara un análisis pormenorizado sobre las consecuencias de abrir el Z-29 al acudir exclusivamente a la MEL como documento de consulta. Se considera que el personal de mantenimiento sólo podría haber llevado a cabo ese análisis si además hubiera utilizado los datos aplicables de mantenimiento (AMM, WDM, etc.), en conjunción con su experiencia y conocimientos.

Con todo, las acciones adoptadas por el personal de mantenimiento se han demostrado incorrectas fundamentalmente por la realización incompleta del análisis de la avería de la sonda RAT. La literatura especializada¹⁵⁶ identifica 3 aspectos relativos a la adopción de hipótesis en las tareas de tratamiento de averías:

- 1.º El personal de mantenimiento tiende a dar más peso a la información más inmediata que aparece en el proceso de diagnóstico (es decir, se suele adoptar una idea muy rápida de lo que está causando el problema);
- 2.º El personal de mantenimiento suele adoptar sólo unas cuantas hipótesis, aunque los síntomas puedan obedecer a un espectro de posibilidades mucho mayor, y
- 3.º Una vez que el personal de mantenimiento ha adoptado una hipótesis tiende a buscar evidencias que la sustenten, descartando otra información en contra.

Es posible que en el presente caso el personal de mantenimiento pudiera verse afectado por el fenómeno conocido como «*Tunnel Vision*» que le llevó a ver la situación a la que se enfrentaba como a través de un túnel, observando en una única dirección y eliminando la información procedente de otras direcciones. En el entorno del mantenimiento de aeronaves, este fenómeno es bien conocido como un peligro inherente a la condición humana. Uno de los factores causales más comunes para que este fenómeno se produzca reside en sugerir al personal de mantenimiento las causas de las averías cuando se les notifica un problema, en lugar de limitar la información que reciba el personal de mantenimiento solamente a describir el síntoma.

La aparente aceptación en el momento de la toma de decisiones y la ausencia de objeciones por parte de la tripulación pudo tener un peso definitivo en la ejecución de

¹⁵⁶ Decision making in Engineering Psychology and Human Performance». Wickens, CD // «Human Factors Issues en Aircraft Maintenance and Inspection». FAA.

las hipótesis de trabajo seguidas por mantenimiento. La aceptación final del avión con el defecto diferido por parte del comandante sin reclamar la información sobre la condición en que quedaban algunos sistemas tras las acciones de mantenimiento (en concreto, la incertidumbre sobre si funcionaría el empuje automático durante el despegue) no contribuyó a que el personal de mantenimiento pudiese reconsiderar sus decisiones y realizar consultas adicionales a la documentación de mantenimiento para verificar posibles interrelaciones. Para un mayor fortalecimiento de la seguridad en la gestión de estas situaciones, la información sobre otros sistemas/elementos que puedan quedar inoperativos debería compartirse no sólo oralmente entre el personal de mantenimiento y las tripulaciones de vuelo, sino registrarse de manera apropiada en los ATLB.

Al igual que le ocurrió a la tripulación de vuelo, la presión por el tiempo y la precipitación para realizar la tarea con rapidez, son factores que pudieron degradar la capacidad de análisis y toma de decisiones del personal de mantenimiento. Esta presión posiblemente fue autoinducida al tener que resolver una anomalía con el pasaje a bordo y un retraso acumulado.

En definitiva, las consecuencias y conclusiones más importantes que se derivan de este escenario serían:

- La apertura del disyuntor Z-29 no tiene ningún efecto sobre el TOWS.
- La aeronave podría haber sido despachada sin llevar a cabo ninguna acción de mantenimiento u operacional y con la calefacción de la sonda RAT suministrando calor en tierra, como ya sucedió en 5 de los vuelos previos al accidente durante los días 18 y 19 de agosto de 2008.
- Nada en el punto 30.8 de la MEL habría sugerido que se comprobase el correcto funcionamiento del TOWS.
- Nada en el punto 30.8 de la MEL habría sugerido consultar el punto 34.9 referido a la sonda RAT y al sistema de gestión de empuje.
- El fallo del TOWS continuaría sin detectarse.

Escenario 3. Acudir a la MEL y considerar aplicable directamente los puntos 30.8 y 34.9 o sólo este último.

La justificación para considerar aceptable el punto 34.9 ante esta situación podría ser que la lectura de la sonda RAT era claramente superior a la de la temperatura ambiente existente en ese momento, por lo que cabría la posibilidad de considerar que la sonda RAT se encontrara inoperativa al proporcionar una lectura fuera de tolerancia. En todo caso, la línea de entrada a la MEL necesitaría una identificación previa de la avería hasta el nivel del elemento que se va a aplicar (componente, sistema o función).

Las consecuencias de este escenario serían:

- De acuerdo con ambos puntos de la MEL la aeronave podría haber sido despachada observando los procedimientos operacionales y de mantenimiento contenidos en el punto 34.9 y con la calefacción de la sonda RAT suministrando calor en tierra.
- Se hubiera contribuido a despejar las dudas del copiloto sobre el funcionamiento del empuje automático en despegue.
- Nada en ninguno de los dos puntos de la MEL mencionados habría sugerido que se comprobase el correcto funcionamiento del TOWS.
- Nada en el punto 34.9 de la MEL habría sugerido consultar el punto 30.8 referido a la calefacción de la sonda RAT.
- El fallo del TOWS continuaría indetectado.

2.5.5. *Cultura organizacional en referencia a los registros de mantenimiento*

El objetivo de los datos de mantenimiento aplicables es, entre otros, el de describir las tareas a realizar en el avión conducentes a mantenerlo en situación de aeronavegabilidad continuada o devolverlo a ella. El uso de datos válidos de mantenimiento y el adecuado registro de las tareas reporta beneficios, tales como:

- Permitir obtener una trazabilidad adecuada de las tareas de mantenimiento que se han llevado a cabo y facilitar las tareas de análisis y detección del origen de averías repetitivas.
- Permitir conocer exactamente qué pasos se llevaron a cabo para resolver una anomalía y comprobar su eficacia.
- Proporcionar garantías suficientes para asegurar el mantenimiento de la aeronavegabilidad, porque se utilizan instrucciones de mantenimiento que han sido sometidas a un trabajo previo de estudio, análisis y elaboración por parte del fabricante / poseedor del certificado de tipo y aprobación por la autoridad aeronáutica correspondiente.
- Permitir identificar carencias o errores de los propios manuales de mantenimiento que debidamente notificados y tratados permitirían una mejora continua de la documentación de la que se beneficiaría no sólo toda la organización de mantenimiento del operador, sino todos los operadores de ese tipo de avión.

Como ya se ha indicado, los aviones como el MD-80 requieren de un trabajo adicional de análisis del personal de mantenimiento para el establecimiento de la estrategia adecuada de diagnóstico de las averías en comparación con los aviones más modernos. En el MD-80 las tareas de mantenimiento se basan en los datos de mantenimiento aplicables, normalmente el manual de mantenimiento y los de cableado y esquemáticos (AMM, WDM) y se apoyan sustancialmente también en los conocimientos y experiencia del personal. Por el contrario, el trabajo necesario que requieren estas tareas de diagnóstico en las aeronaves más modernas, se apoya mucho más en manuales de aislamiento de fallos (FIM) o de detección de averías (TSM) en los cuales la descripción de los pasos a dar es mucho más detallada.

La investigación realizada sobre las anotaciones registradas en el ATLB en el avión EC-HFP mostraba que un porcentaje alto de estas anotaciones, en concreto el 76%, no hacía referencia a datos aplicables de mantenimiento ni proporcionaba información de la que se dedujera la aplicación del conocimiento o la experiencia del personal de mantenimiento, rellenándose en muchos casos describiendo solo datos básicos de las tareas realizadas. Si bien no puede presuponerse de este hecho que las tareas no se realizaran de acuerdo a datos válidos, la poca información que aportan estos registros revela una deficiencia en la manera en que se confeccionan. Por otro lado, se vio que esta insuficiencia de datos descriptivos en los ATLB se daba tanto en tareas realizadas durante un tránsito rápido, donde normalmente se dispone de menos tiempo, como en otras llevadas a cabo durante una parada más prolongada y con mayor facilidad de acceso a la documentación de mantenimiento y con más tiempo para elaborar informes o completar registros, lo que podría estar indicando el grado de penetración de esta práctica en la organización en su conjunto, al implicar la gestión de los ATLB a varios departamentos.

Por otro lado, el hecho de que las auditorías realizadas por el Departamento de Calidad de la compañía no fueran eficaces para detectar estas deficiencias, estaría revelando que, o bien, las auditorías no estaban correctamente diseñadas, o bien, que no se diera relevancia a la forma en la que se confeccionaban los registros técnicos de vuelo, viniendo así a aceptar y compartir esa cultura de la organización.

La auditoría llevada a cabo en 2009 por la empresa AQS dentro del programa IOSA sí detectó el problema específico del uso de datos no aprobados de mantenimiento y como resultado Spanair modificó su manual MOE haciendo hincapié en la indicación expresa de que se indicaran los datos de mantenimiento usados a la hora de confeccionar determinados documentos, como los ATLB. Sin embargo, ejemplos de ATLB rellenados después de estas modificaciones seguían adoleciendo de esos datos.

Las inspecciones realizadas por AESA con motivo de renovaciones de certificados de aeronavegabilidad durante los años 2007 y 2008 también observaron casos asociados a asientos incompletos y falta de referencias en los registros de mantenimiento. En el año 2009, ya con la implantación del plan de vigilancia continuada, se siguió revelando este problema en supervisiones relacionadas con las organizaciones aprobadas CAMO y Parte 145 de Spanair, demostrando que las acciones correctoras que se tomaron en el seno de Spanair para cerrar las anteriores discrepancias no fueron suficientes para evitar que se reprodujeran casos posteriores, como los detectados también por la auditoría IOSA.

Al margen de que la normativa aplicable obligue a registrar adecuadamente todas las acciones de mantenimiento que se lleven a cabo en el avión, esta práctica deficiente, si se encontrara arraigada y extendida dentro de un porcentaje elevado del personal certificador, puede fomentar el establecimiento de la creencia dentro de la organización de que es algo normal y aceptable e incluso abrir la puerta a la realización de tareas no

contenidas en dichos datos con la sensación por parte de la organización de que con ello no se están rebajando los estándares de seguridad.

Spanair parece tener dificultades para trasladar a todos los ámbitos de su organización CAMO y 145 las medidas correctoras a las discrepancias detectadas en este ámbito, y tampoco parece que efectúe seguimientos posteriores para verificar la efectividad de las medidas, por lo que convendría que se efectuara una revisión de este sistema.

REC 34/11. Se recomienda a Spanair que revise sus procedimientos de mantenimiento y elabore instrucciones para el personal afectado con el propósito de que las tareas de mantenimiento se describan adecuadamente y con el detalle suficiente en los registros técnicos de las aeronaves.

REC 35/11. Se recomienda a la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA) que se asegure de que las tareas de mantenimiento realizadas por Spanair se describen adecuadamente y con el detalle suficiente en los registros técnicos de las aeronaves.

REC 36/11. Se recomienda a Spanair que revise su sistema de aseguramiento de la calidad para que se realice un seguimiento efectivo de la implantación de las medidas correctoras que se adoptan en su organización de mantenimiento.

REC 37/11. Se recomienda a la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA) que se asegure de que el sistema de aseguramiento de la calidad de Spanair realiza un seguimiento efectivo de las medidas correctoras que se adoptan en su organización de mantenimiento.

2.6. La respuesta a la emergencia

El accidente fue advertido inmediatamente por la tripulación del vuelo IB6464, que informó a la torre de control a las 14:24:36 horas. La alarma se activó desde la torre y sonó simultáneamente en las tres estaciones de bomberos de Barajas. La primera dotación que se puso marcha fue del parque satélite, situado entre las pistas 36L y 36R. En ese momento, no había información sobre el lugar en el que había ocurrido el accidente y los bomberos se orientaron por la columna de humo que divisaron hacia la cabecera 18R.

En el camino hacia el lugar del accidente se encontraron con la dificultad de la valla perimetral interna que rodea la franja de la pista 36L/18R y que no pudieron franquear. Habían alcanzado este punto a los dos minutos y veinte segundos desde la activación de la alarma. Esa valla estaba formada por una base de hormigón de unos 40 cm de altura y una alambrada de aproximadamente 2 m de alto y tenía varias puertas de paso

con llave a lo largo de su longitud. Uno de los vehículos pesados la atravesó sin dificultad, otro, el más ligero, optó por rodear los restos y acceder por un punto del vallado externo. No hay información precisa del resto de la dotación y de los problemas que les supuso sobrepasar la valla. No hay constancia exacta tampoco del tiempo que finalmente tardaron los primeros medios en llegar al lugar del accidente y actuar, pero los inconvenientes encontrados por la presencia de la valla sin duda retrasaron esa actuación.

El Anexo 14 establece un tiempo de respuesta máximo de tres minutos para la llegada y actuación del servicio de salvamento y extinción de incendios al extremo de las pistas. En este caso, la respuesta fue muy rápida y posiblemente se hubiera cubierto este objetivo si el accidente hubiera ocurrido sobre las pistas. Sin embargo, el obstáculo que representó la valla interior impidió que los tiempos de actuación se redujeran y que los medios que primero llegaron al lugar lo hicieran en mayor cantidad. Por eso es preciso analizar esta circunstancia.

Ese vallado constituía el límite exterior del aeropuerto antes de la última ampliación de las instalaciones, realizada en el año 2005 y no se había eliminado. El vallado se había mantenido por motivos de seguridad frente a intrusos, pero no se evaluaron las consecuencias que podría tener su presencia en caso de un accidente que ocurriera dentro del área del aeropuerto más allá de la valla.

El Anexo 14 recomienda también que se provea acceso fácil, incluso a zonas extramuros de los aeropuertos en el área de aproximación a las pistas, y menciona las vallas como un elemento a tener en cuenta. Debería por tanto considerarse, primero la necesidad de seguir manteniendo la valla interna que rodea la pista 36L y en caso de que así fuera, evaluar las modificaciones que deberían acometerse en ella para asegurar un acceso más expedito a todas las zonas del aeropuerto situadas más allá.

REC 38/11. Se recomienda a Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea (AENA) que realice una evaluación de la necesidad de seguir manteniendo la valla interna que rodea la pista 36L, y si así resulta, se lleven a cabo modificaciones en dicha valla para asegurar un acceso más expedito a todas las zonas del aeropuerto situadas más allá.

El factor más determinante que contribuyó a la localización en los primeros momentos del accidente fue el humo que se originó en el incendio del propio avión accidentado. Eso permitió al SSEI conocer aproximadamente el lugar de del accidente desde la estación del parque satélite. El puesto de observación del SSEI, que está ubicado en el parque de plataforma, pidió a la torre información a las 14:25:25 horas, aunque la torre sólo le especificó que el accidente se había producido en la pista 36L. Seguramente, desde la torre se podía tener una visión más precisa y contar también con una idea más certera de la situación al haber mantenido el último contacto con la aeronave. Posiblemente en otras condiciones de luz, durante la noche o con visibilidad reducida,

la señal del humo no hubiera sido tan evidente. Deben plantearse, por tanto medidas que faciliten al SSEI conocer rápidamente con exactitud el lugar donde se producen las emergencias.

En este sentido, AENA ha elaborado un nuevo plan de emergencias, ahora llamado Plan de Autoprotección, en vigor desde octubre de 2009, que contempla escenarios de accidentes, que se clasifican en dos tipos y se localizan en 20 ubicaciones dentro del área aeroportuaria. El plan detalla la información que debe transmitir la torre al SSEI incluyendo también el número de personas a bordo de la aeronave afectada, la cantidad de combustible y la posible presencia de mercancías peligrosas.

Los datos también indican que se produjeron problemas de comunicación entre la torre y el SSEI por descoordinación con las frecuencias empleadas. En concreto, hubo comunicaciones del SSEI en la frecuencia de emergencia que no tuvieron respuesta de la torre. Ello impidió compartir información entre los primeros medios que estaban actuando en el lugar y que por tanto tenían datos de primera mano sobre la situación, y la torre. El problema se advirtió porque los controladores y el supervisor seguían atendiendo sus frecuencias operativas de tráfico (rodadura, autorizaciones, despegues y aterrizajes) y utilizando las líneas calientes para hablar con el Centro de Gestión Aeroportuaria (CGA). Existió, por tanto, un aumento en la carga de trabajo en la torre que pudo sobrepasar la capacidad del personal de control en ese momento. Los datos indican que, aparte del supervisor, había 7 controladores prestando servicio en la torre cuando ocurrió el accidente. Después, el cierre de posiciones de control, una vez que se suspendieron los despegues en la pista 36L y, a los veinte minutos del accidente, también en la 36R, descargó de trabajo a dos de los controladores. Aun así, deberían remarcar claramente las prioridades e intensificarse el apoyo a prestar desde la torre de control a los servicios de salvamento y extinción de incendios en el caso de emergencias, reconociendo como una de esas prioridades la atención dedicada a esos servicios.

REC 39/11. Se recomienda a Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea (AENA) que se intensifiquen las labores a prestar por el personal de control de torre en el caso de accidentes que se produzcan en los aeropuertos en lo referente a la asistencia a los Servicios de Salvamento y Extinción de Incendios (SSEI).

La presencia de todos los efectivos y medios del SSEI del aeropuerto en la escena del accidente debe valorarse positivamente. En total hubo 15 bomberos de los parques satélite y de plataforma que llegaron en primer lugar, a los que se unieron otros 7 del parque central que llegaron después, a los 15 minutos del accidente. Sin embargo, estaba previsto en los procedimientos de AENA que la dotación del parque central debía permanecer en la plataforma de la terminal T4S para poder mantener la operatividad del aeropuerto. En esas circunstancias, y con las dotaciones de los tres parques de bomberos movilizadas al lugar del accidente, el aeropuerto quedó sin cobertura del SSEI ante otra posible contingencia durante un periodo estimado de 20 minutos.

Es comprensible y elogiable la postura del personal del SSEI que, ante la gravedad de la situación, entendió que era necesario acudir al lugar del accidente para colaborar en la extinción del incendio y el rescate de las víctimas. Posiblemente, el riesgo que se asumió estaba justificado por la situación, pero debe cuestionarse sobre todo el hecho de que esta iniciativa de los bomberos no fuera conocida en los niveles donde se tomaban decisiones. Las emergencias son circunstancias complicadas que tienen que estar gestionadas con el objetivo de minimizar en lo posible las consecuencias y para eso deben tomarse medidas rápidas, efectivas y acertadas. Se debería, por tanto asegurar que toda la información generada durante los periodos de activación de las emergencias fluye de manera adecuada a los centros y responsables de la toma de decisiones, con objeto de que cuenten con la información apropiada.

REC 40/11. Se recomienda a Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea (AENA) que informe a todas las personas y colectivos involucrados en la ejecución de los planes de emergencia, y que no están bajo su responsabilidad, o los instruya cuando sí estén bajo su responsabilidad, de la importancia de respetar los procesos de toma de decisiones y de favorecer los flujos de información.

2.6.1. *La supervivencia de las víctimas*

La supervivencia de las víctimas no fue posible para todas aquellas que ocupaban asientos detrás de la fila 9. Las autopsias reflejan que la causa que más muertes ocasionó fue el fuego (73%) y en segundo lugar los traumatismos (27%). Hubo también dos (2) víctimas mortales por ahogamiento y una (1) por inhalación de humo. Los 18 supervivientes se localizaron entre las filas 1 y 9 de la cabina de pasajeros y la gran mayoría sufrió traumatismos, pero no resultaron quemados, excepto uno y otro sufrió los efectos del humo.

Según estos datos, las personas exclusivamente afectadas por traumatismos tuvieron más posibilidades de sobrevivir. Las fuerzas transmitidas a los ocupantes a través de sus asientos y los sistemas de sujeción no superaron los límites tolerables para la supervivencia humana en el caso de los heridos, y si el fuego no hubiera aparecido, posiblemente el número de supervivientes habría sido mayor.

La detención de los restos del avión en la zona del arroyo pudo contribuir a la supervivencia de los heridos, ya que el arroyo actuó de cortafuegos con la parte posterior de la aeronave. También se considera un factor positivo el hecho de que hubiera efectivos del SSEI en la margen izquierda del arroyo porque habían accedido al lugar del accidente por allí. Sin embargo, el arroyo también fue la causa de dos fallecimientos por ahogamiento. El caudal era más alto de lo normal en esa época del año y las víctimas que se ahogaron habían quedado atrapadas en el agua por restos del

fuselaje que se hundieron. No se ha podido determinar si esas personas podrían haber sobrevivido si hubieran sido oportunamente rescatadas por el personal del SSEI, teniendo en cuenta además el poco tiempo para el que pueden existir probabilidades de supervivencia estando sumergido. Los bomberos realizaron maniobras de excarcelamiento y rescate en esa zona, pero reconocieron que el arroyo supuso una dificultad por la cantidad de agua que llevaba.

Los miembros del SSEI seguían un plan de formación centrado en prácticas con fuego real y también tenían programado un módulo dedicado al rescate de víctimas con una duración de 20 horas lectivas. Habían recibido formación en estas materias en varias ocasiones, no así en primeros auxilios, que se impartió después del accidente, según la planificación que existía desde abril de 2008. No se ha podido constatar que la formación impartida haya valorado las singularidades del entorno del aeropuerto, como pueda ser el arroyo.

La CIAIAC considera que, aunque la respuesta de los medios del aeropuerto fue muy buena y contribuyó significativamente a salvar la vida de algunas de las víctimas, podría potenciarse la preparación del personal del SSEI en materia de primeros auxilios y complementarse su formación en materia de salvamento acuático, dadas las características del entorno medioambiental en el que se ubica Barajas.

REC 41/11. Se recomienda a Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea (AENA) que potencie la preparación del personal del Servicio de Salvamento y Extinción de Incendios (SSEI) en materia de primeros auxilios y se complemente su formación con cursos de salvamento acuático y socorrismo en aquellos aeropuertos con entornos acuáticos para los que no se prevea la disposición de medios especiales de salvamento ajenos al propio aeropuerto.

2.7. La supervisión de la autoridad aeronáutica

De acuerdo con la información facilitada a la investigación (véase punto 1.17.3), la supervisión continuada de la Autoridad ha consistido fundamentalmente en inspecciones y verificaciones de diversas áreas funcionales (operaciones, mantenimiento...), así como de áreas económicas y administrativas.

De forma más concreta, AESA realizó en el año 2008 antes del accidente una cantidad importante de actividades de supervisión a la compañía Spanair, resultado de los protocolos establecidos en el proceso de renovación de Certificados de Aeronavegabilidad, AOC de compañía, revisiones de mantenimiento etc. y de otras actuaciones como inspecciones SANA/SAFA, de fatiga de tripulaciones y de inspecciones en vuelo. Las inspecciones y actividades de supervisión de AESA a Spanair en el área de

operaciones en vuelo hasta la fecha del accidente no revelaban deficiencias de entidad ni relacionadas con las circunstancias del accidente.

En el año 2007, la compañía fue objeto de auditorías y evaluaciones por varias entidades distintas a la autoridad aeronáutica (ver apartado 1.17.2), como la llevada a cabo por la empresa AQS para el programa IOSA de IATA, otra realizada por Boeing y una más realizada por SAS. Aun cuando no resulta obligatorio, la última inspección llevada a cabo por AESA en junio de 2008 para la renovación del AOC pudo tener la oportunidad de conocer los resultados de esas auditorías y hacerse una mejor composición de lugar, pero el informe de esa inspección indica que no se requirieron.

En lo que se refiere a las supervisiones en ruta, tal como estaban concebidas, con inspectores que no necesariamente tenían que estar habilitados en los tipos de aviones de la flota de Spanair, no podían tener el objetivo de evaluar el grado de conocimiento preciso de los procedimientos específicos (normales, anormales o de emergencia) del avión, al no estar, en principio, familiarizados los inspectores con el tipo de avión. Las discrepancias que se detectaron en estas supervisiones del último año antes del accidente se reducían a deficiencias documentales. Ya se ha comentado en el punto 2.3.7 lo cuestionable que pueden ser métodos como las supervisiones en ruta para captar la realidad de las operaciones en vuelo con el agravante de los altos ratios de coste/eficiencia que suponen.

En cualquier caso, una más amplia cualificación del personal, no tanto en experiencia y sí en formación específica en materias como el CRM o la adherencia y ejecución de procedimientos estándar de compañía (SOP), podría mejorar la eficacia de la labores de inspección. En este sentido, esas mismas carencias fueron apreciadas en la visita de estandarización de la que fue objeto AESA por parte de EASA en el año 2007, por lo que sería conveniente pedir a AESA un mayor esfuerzo.

La investigación también se ha interesado por la situación económica de Spanair en las fechas del accidente. En esos momentos, Spanair estaba inmersa en un proceso de regulación de empleo que afectaba a un 25% de los empleados, tanto de mantenimiento como de operaciones, y estaba en marcha un plan de viabilidad para disminuir costes. También se habían reducido en un 24% el número de aeronaves, en total 15 aviones. Cinco de sus grandes bases de mantenimiento se iban a eliminar, concentrando los recursos en Palma de Mallorca, donde estaba su sede central, Madrid y Barcelona.

La autoridad aeronáutica mantenía desde 2007 una línea de supervisión sobre la situación económica de Spanair. Esta supervisión analizaba las cuentas de resultados y se centró en conocer detalles del plan de viabilidad que la compañía elaboró para mejorar su situación.

La supervisión se articulaba a través del Comité de Seguridad de Operadores Aéreos que proponía medidas de mitigación de riesgo y/o revocación de AOC e introducía alertas periódicas.

Como consecuencia de este proceso de supervisión, la autoridad elevó el nivel de alerta de la compañía al de situación negativa continuada en julio de 2008 y se aumentaron las inspecciones SANA, pero no se tomaron otras medidas que significaran un avance cualitativo de las inspecciones.

Esta supervisión respondía a los requisitos contenidos en el Reglamento (CEE) no 2407/92 para la concesión y mantenimiento de la licencia de explotación, que posteriormente sería derogado por el actual Reglamento no 1008/2008. Según este último, las autoridades aeronáuticas nacionales podrán evaluar en todo momento la situación financiera de las compañías y si tienen indicios que los problemas financieros pueden poner en peligro la seguridad de sus operaciones, podrán incluso suspender o revocar la licencia de explotación. Las estrategias de supervisión más modernas¹⁵⁷ tienen en cuenta la rapidez a la que se suceden los cambios en las compañías para adaptar las actividades de seguimiento y control y no sólo atienden a ver la situación financiera. Estos sistemas emplean los conceptos de los Sistemas de Gestión de Seguridad Operacional (SMS), que se basan en el establecimiento de indicadores de riesgo y en el desarrollo de herramientas para que los inspectores puedan evaluar los riesgos de los operadores, documentar y analizar sus observaciones y con ello fortalecer los planes y programas de vigilancia en aquellas áreas donde se perciben los mayores peligros.

La Orden 8900.1¹⁵⁸ de la FAA establece como indicadores de riesgo entre otros, factores como una rápida expansión o crecimiento de la compañía, problemas financieros importantes, conflictos laborales, procesos de fusiones o ventas, movimientos y rotaciones de personal, etc. Sin duda, la situación de Spanair obedecía a varios de estos indicadores en el momento del accidente. Se reconoce que esos factores podrían estar degradando los niveles de seguridad de la compañía.

Es conocido el inicio de estos programas por parte de la autoridad aeronáutica. Por eso, cada vez con más insistencia debe recomendarse a las autoridades que establezcan mecanismos que permitan identificar con la máxima anticipación posible los riesgos inherentes a los cambios que experimenten los operadores aéreos y que se prepare adecuadamente a sus inspectores para reconocer situaciones y factores de riesgo.

Todo lo dicho hasta ahora trata de indicar la necesidad de generar una cultura de la inspección, que en lo posible debe estar más basada en la calidad que en la cantidad. Por eso:

REC 42/11. Se recomienda a la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) que elabore textos de orientación, guías e instrucciones con objeto de que las autoridades nacionales puedan valorar mejor la situación general de los

¹⁵⁷ Ejemplos de estos sistemas es el ATOS (*Air Transportation Oversight System*) y el programa SEP (*Surveillance and Evaluation Program*) de la FAA que vienen desarrollándose desde el año 2004.

¹⁵⁸ Volume 6. Surveillance, Chapter 2. Parts 121, 135 and 91 Subpart K Inspections. Section 18.

operadores de transporte aéreo comercial cuando experimenten cambios significativos, como puedan ser expansiones rápidas de actividad, crecimiento importante de sus recursos o, por el contrario, contracciones de la actividad y de los recursos, o procesos de regulación de empleo y ello con la finalidad de que las autoridades realicen una adaptación continua de los planes de vigilancia teniendo en cuenta la valoración de esos cambios para que se puedan detectar y evaluar anticipadamente factores de riesgo que indiquen una posible degradación de los niveles de seguridad.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

1. El avión estaba convenientemente certificado, tenía su documentación en regla y estaba equipado conforme a las normas vigentes.
2. Se habían realizado todas las revisiones de mantenimiento programado en el avión.
3. La tripulación tenía sus certificados médicos y licencias de vuelo válidos y en vigor para el tipo de aeronave.
4. Los técnicos de mantenimiento que atendieron al avión los días 19 y 20 de agosto de 2008 poseían licencias y habilitaciones en vigor para el tipo de aeronave.
5. El peso y centrado del avión en el momento del despegue estaban dentro de los límites aprobados.
6. La meteorología no fue un factor de influencia en el accidente en lo que a actuaciones del avión se refiere.
7. Durante el primer rodaje, y ya en cabecera de pista, el comandante decidió regresar al aparcamiento para solucionar una avería por excesivo calentamiento de la sonda RAT en tierra.
8. En los días previos al accidente, según los datos grabados en el DFDR, hubo cinco (5) casos de sobrecalentamiento en tierra de la sonda RAT. Tres (3) de estos casos no se anotaron en el ATLB porque no se detectaron, y los otros dos (2) fueron advertidos y registrados por las tripulaciones.
9. Se aplicaron prácticas de mantenimiento distintas en el tratamiento de las dos averías anotadas por la calefacción de la sonda de temperatura RAT en tierra.
10. El comandante decidió no utilizar el avión de reserva que estaba preparado.
11. Los técnicos de mantenimiento consultaron la MEL, abrieron el disyuntor Z-29 y anotaron en el ATLB que la avería quedaba diferida de acuerdo al punto 30.8 de la MEL.
12. La apertura del disyuntor Z-29 interrumpe el suministro de energía eléctrica a la calefacción de la sonda RAT y al panel de gestión de empuje (TRP), pero no tiene ningún efecto sobre el TOWS.
13. Las acciones de mantenimiento no lograron solucionar el problema de la aeronave, lo que, junto con la alta temperatura en el interior de la cabina y el retraso acumulado, pudieron crear en el comandante la necesidad de apresurarse.
14. Se aceptó el despacho del avión existiendo dudas manifestadas por el copiloto sobre la posibilidad de realizar un despegue con selección de empuje automático.
15. La tripulación hizo uso de los teléfonos móviles durante las fases de preparación del vuelo y rodaje.
16. La tripulación no respetó el concepto de cabina estéril. Además del uso del teléfono móvil durante el rodaje, mantuvo conversaciones en cabina no relevantes para sus actividades de vuelo con una tercera persona que viajaba en el transportín, contribuyendo a que la tripulación se distrajera de sus obligaciones de vuelo.

17. El Manual de Operaciones de Spanair y la normativa de la Unión Europea definen el período de cabina estéril, pero no especifican qué actividades están prohibidas durante este período de tiempo que perjudiquen la atención.
18. Los pilotos utilizaron las listas de verificación de Spanair, pero no se cumplieron de forma completa, omitieron algunos puntos de las mismas y no realizaron las acciones requeridas en otros. Durante la ejecución de los procedimientos de operaciones se produjeron desviaciones y falta de monitorización que provocaron que no se seleccionaran los *flaps* y los *slats* ni se comprobara la posición seleccionada.
19. Al interrumpir la ejecución de la lista «*After start*», la tripulación perdió la primera oportunidad de comprobación para dejar el avión configurado correctamente para el despegue.
20. Al omitir el punto «*Takeoff Briefing*» en la lista «*Taxi*» y al realizar una inspección visual, que no constituyó una confirmación real de la posición de los *flaps* y los *slats* en la lista «*Takeoff imminent*», la tripulación perdió posteriores oportunidades para advertir y corregir su error de configurar incorrectamente la aeronave.
21. Existen discrepancias en la asignación de tareas entre las listas de comprobación expandidas y las reducidas del operador para la selección de la posición de *flaps/slats*.
22. Las listas de comprobación en la Unión Europea no requieren aprobación, la autoridad aeronáutica nacional sólo las acepta como parte del contenido del manual de operaciones y tampoco existe en la Unión Europea regulación que requiera a los operadores desarrollar procedimientos para el mantenimiento y control de las modificaciones de las listas de comprobación.
23. La atención del copiloto se centró en asuntos relacionados con la posibilidad de realizar un despegue con empuje automático, en detrimento de realizar debidamente todas sus obligaciones en cabina.
24. Al copiloto le pudo afectar el fenómeno «*expectation bias*», ya que no realizó una comprobación efectiva de algunos de los ítems de las listas de comprobación, tales como la posición de los *flaps* y los *slats*.
25. La inadecuada gestión de recursos en cabina favoreció la desviación de los procedimientos por parte de la tripulación cuando ocurrieron las distracciones durante la preparación del vuelo.
26. La tripulación no seleccionó ni comprobó los *flaps* y los *slats* para el despegue.
27. El sistema de aviso de configuración de despegue (TOWS) no emitió ningún aviso durante la carrera de despegue sobre la configuración incorrecta del avión.
28. El avión despegó con una configuración incorrecta de *flaps/slats*.
29. Cuando la aeronave se fue al aire, se encontraba en pérdida, situación que la tripulación no identificó.
30. Tras el despegue se produjeron diferentes avisos luminosos y acústicos simultáneos en la cabina de vuelo, advirtiendo de la situación de pérdida y del excesivo ángulo de alabeo y se activó la vibración de la palanca (*stick shaker*).
31. La confluencia de varios avisos simultáneos en cabina, la percepción equivocada que tenía la tripulación sobre la configuración del avión y el poco tiempo

- disponible, contribuyeron a no reconocer la situación de pérdida y por tanto a no aplicar el procedimiento de recuperación de la misma.
32. El copiloto dudó si la situación correspondía a un fallo de motor y retrasó momentáneamente las palancas de potencia.
 33. El entrenamiento que había recibido la tripulación no incluía la pérdida en despegue ni era obligatorio por la normativa en vigor.
 34. Las inspecciones y exámenes de los restos de la aeronave no revelaron fallo estructural ni mal funcionamiento de los motores.
 35. Los elementos recuperados de los *slats* en la escena del accidente presentaban evidencias que se correspondían con una posición de *slats* replegados.
 36. Los elementos recuperados de los *flaps* en la escena del accidente no permitieron determinar su posición.
 37. Los elementos de la palanca de control de *flaps/slats* recuperada de entre los restos presentaban marcas que indicaban que se encontraba en la posición de replegados (UP/RET) durante el impacto de la aeronave con el terreno.
 38. Las luces indicadoras de *slats* presentaban características coherentes con las indicaciones correspondientes a la palanca de control de *flaps/slats* en la posición de UP/RET durante el impacto de la aeronave con el terreno.
 39. El relé R2-5 es un componente del sistema de sensación de tierra del avión común al sistema TOWS y al sistema de calefacción de la sonda RAT.
 40. En lo relevante para este caso, el relé R2-5 se encarga de activar la calefacción de la sonda RAT en vuelo y de suspender la calefacción cuando el avión está en tierra, y proporciona información de tierra-vuelo al sistema TOWS, habilitando el sistema cuando el avión está en tierra e inhibiéndolo cuando está en vuelo.
 41. Las pruebas funcionales llevadas a cabo en el relé R2-5 no han demostrado la existencia de fallos que justifiquen la avería de la calefacción de la sonda RAT en tierra ni el fallo del TOWS.
 42. Las inspecciones metalográficas efectuadas en el relé R2-5 han mostrado que los contactos C2 y C3 que abren y cierran el circuito eléctrico de la calefacción de la sonda RAT han permanecido cerrados por soldadura en alguna ocasión y que es posible que esa situación se haya dado estando el avión en tierra.
 43. Episodios que supongan la soldadura y separación de los contactos C2 y C3 del relé R2-5 mientras el avión está en tierra podrían explicar la avería de la calefacción de sonda RAT y el carácter intermitente de la misma.
 44. El fallo del relé R2-5 por soldadura de los contactos C2 y C3 no afecta al sistema TOWS.
 45. Existen modos de fallo del relé R2-5 que pueden afectar simultáneamente al sistema de la sonda RAT y al TOWS. Entre estos modos está la falta de alimentación a la bobina del relé o un fallo en las espiras de la propia bobina que impida su funcionamiento.
 46. Es improbable que se produjera un fallo de alimentación en la bobina del relé R2-5.
 47. En 71 de 103 incidencias reportadas al fabricante Boeing por operadores de DC-9/MD-80 de todo el mundo, relacionadas con indicación de alta temperatura

- de la sonda RAT en MD-80, el problema fue solucionado mediante la sustitución del relé R2-5.
48. No se ha podido determinar fehacientemente en este caso la relación de la avería por calentamiento de la sonda RAT en tierra con el fallo del sistema TOWS.
 49. Existen otros modos de fallo del sistema TOWS que no están relacionados con la avería de la calefacción de la sonda RAT en tierra. Con los datos disponibles sólo se han podido descartar algunos de estos posibles modos.
 50. Existen modos de fallo del sistema TOWS que no producirían indicación en la cabina de vuelo, tales como un fallo en el suministro de energía eléctrica del CAWS a través de la fuente de alimentación número 2 o un fallo en cualquiera de los microinterruptores de las palancas de potencia que activan el sistema TOWS.
 51. El TOWS es un sistema que debe estar operativo para realizar el vuelo.
 52. La comprobación del TOWS sólo era obligatoria en el primer vuelo del día según las listas de comprobación del manual de operaciones de Spanair, a diferencia de las de Boeing que recomendaba en su FCOM que se comprobara en el primer vuelo del día y en los «*through flights*», expresión que no estaba claramente definida en el momento del accidente.
 53. El TOWS de los aviones de la serie DC-/MD-80 podría quedar inoperativo después de verificar su funcionamiento antes del vuelo, con modos de fallo que no proporcionarían un aviso en la cabina de vuelo.
 54. Los TOWS como el que va instalado en los aviones de la serie DC-/MD-80 se diseñaron con la consideración de sistema de reserva (*back-up*).
 55. Los TOWS de los aviones de transporte certificados según la redacción actual del documento sobre métodos aceptables de cumplimiento AMC 25.703 en el caso de la Unión Europea o de su equivalente AC 25.703 en Estados Unidos, tienen la categoría de sistema esencial.
 56. El Manual de Mantenimiento de la aeronave contiene información relativa a la sonda RAT en los capítulos 30-30, dedicado al sistema de protección contra lluvia y hielo (*Ice and Rain Protection*), 34-16, dedicado al sistema de gestión de empuje (*Thrust Rating System*) y 34-18, dedicado al sistema de datos del aire (*Air Data Computer*).
 57. El Manual de Mantenimiento de la aeronave no contenía un procedimiento específico (*troubleshooting*) para detectar la avería consistente en el calentamiento en tierra de la sonda RAT, mientras que sí contenía un procedimiento específico para el caso de que la calefacción de la sonda no funcionase en vuelo.
 58. El aeropuerto de Madrid-Barajas es una base de mantenimiento para la compañía Spanair con suficiente número de técnicos certificadores, instalaciones, repuestos y equipamiento.
 59. El personal de mantenimiento que atendió la avería por calentamiento de la sonda RAT los días previos al accidente en Madrid y Barcelona realizó pruebas para poder confirmar la avería sin que ésta llegara a reproducirse y no solicitaron asistencia a otros departamentos de la compañía.
 60. Los servicios de mantenimiento de Spanair que se ocuparon de atender la avería del calentamiento de la sonda RAT en Barajas antes del accidente no consultaron el Manual de Mantenimiento de la aeronave.

61. Las acciones llevadas a cabo por el personal de mantenimiento de Spanair en Barajas para detectar el origen del problema y solucionar el calentamiento de la sonda RAT fueron limitadas y la MEL se utilizó con el objetivo de permitir el despacho del avión.
62. El punto 30.8 tanto de la MEL del operador como de la MMEL aplicable al modelo DC-9/MD-80, contenía indicaciones únicamente para el tipo de avería consistente en que la calefacción no suministrase calor a la sonda RAT en vuelo, pero no contemplaba el caso de que la calefacción funcionase en tierra, que fue el que se presentó en el avión accidentado.
63. Los ATLB se rellenaban en muchos casos describiendo sólo los detalles básicos de las tareas realizadas y sin contemplar referencias específicas a los datos de mantenimiento aplicables.
64. No existen requisitos normativos en la Unión Europea que obliguen a diagnosticar el origen de fallos o funcionamientos defectuosos antes de recurrir a la MEL para permitir el despacho de las aeronaves.
65. El Manual de Organización del Mantenimiento y el de Gestión de la Aeronavegabilidad de Spanair contenían directrices para acometer el intento de resolver una avería y sólo en el caso de que fuera evidente que ésta no pudiera ser resuelta, podría consultarse la MEL como alternativa para permitir el despacho del avión.
66. Los preámbulos de la MEL recogen que por parte de Mantenimiento deberá hacerse todo el esfuerzo posible para corregir los defectos técnicos tan pronto como sea practicable y que la aeronave se devuelva al servicio en completa condición operacional.
67. La decisión del comandante de corregir antes del vuelo elementos que la MEL permite inoperativos tendrá prioridad sobre las provisiones contenidas en la MEL.
68. El personal de mantenimiento realizó un análisis incompleto de la avería del calentamiento de la sonda RAT en tierra. Asimismo, no consultaron el AMM ni se usó la información del «*Technical Log System*», y ello no permitió la localización del fallo. El personal de mantenimiento realizó una acción incorrecta al desactivar la calefacción de la sonda RAT abriendo el disyuntor Z-29 y así poder aplicar el ítem 30.8 de la MEL para el despacho del avión.
69. Se ha comprobado en pruebas realizadas sobre un avión similar que la apertura del disyuntor Z-29 no tiene efecto sobre el funcionamiento del TOWS.
70. Otra alternativa admisible para el despacho del avión podría haber sido la consulta al punto 34.9 de la MEL, relativo a los sistemas de la sonda RAT y de gestión de empuje (TRS), que incluía procedimientos de mantenimiento y operacionales para fijar manualmente los límites de EPR.
71. Al personal de mantenimiento pudo haberle afectado el fenómeno «*tunnel vision*» lo que le impidió tener en cuenta otras hipótesis sobre la causa de la avería que fuesen consistentes con los síntomas observados.
72. Según las provisiones contenidas en el Reglamento (CE) no. 859/2008, Anexo III, Subparte A, OPS 1.085, párrafo f.11 «El comandante decidirá si acepta o rechaza

un avión con elementos que no funcionen, aunque ello esté permitido por la CDL o la MEL».

73. La presencia de humo procedente del lugar del accidente facilitó la localización del lugar del accidente por parte del SSEI.
74. La respuesta a la emergencia por parte de los servicios del aeropuerto y los medios externos fue buena, aunque no se ajustó estrictamente al plan de emergencia.
75. Las características del accidente permitieron la supervivencia de las víctimas situadas en la parte delantera de la cabina de pasajeros.
76. El personal del SSEI había recibido formación sobre rescate de víctimas en varias ocasiones antes del accidente. En abril de 2008 se había programado también formación en primeros auxilios y se impartió después del accidente.
77. Todos los efectivos del SSEI que se encontraban de servicio intervinieron en las labores de salvamento y extinción de incendios en el lugar del accidente y el aeropuerto estuvo durante 20 minutos desprovisto de ese servicio.
78. Se produjeron problemas de comunicación entre la torre y el SSEI por descoordinación con las frecuencias empleadas.

3.2. Causas

La CIAIAC ha determinado que el accidente se produjo porque:

La tripulación perdió el control del avión como consecuencia de la entrada en pérdida inmediatamente después del despegue, por no haber configurado el avión correctamente, al no realizar la acción de despliegue de los *flaps/slats*, tras una serie de fallos y omisiones, junto con la ausencia de aviso de la configuración incorrecta de despegue.

La tripulación no identificó los avisos de pérdida ni corrigió dicha situación después del despegue —retrasó momentáneamente las palancas de potencia del motor, aumentó el ángulo de asiento y no corrigió el alabeo— produciéndose un deterioro de la condición de vuelo en pérdida.

La tripulación no detectó el error de configuración al no utilizar adecuadamente las listas de comprobación que contienen los puntos para seleccionar y comprobar la posición de *flaps/slats* en las labores de preparación de vuelo, en concreto:

- No llevó a cabo la acción de seleccionar *flaps/slats* con la correspondiente palanca de mando (en «*After Start Checklist*»);
- No realizó la comprobación cruzada de la posición de la palanca y el estado de las luces indicadoras de *flaps* y *slats* al ejecutar la lista de comprobación «*After Start*»;
- Omitió la comprobación de *flaps* y *slats* en el punto «*Take Off Briefing*» de la lista de comprobación de taxi;
- En la comprobación visual realizada en la ejecución al punto «*Final Items*»

correspondiente a la lista «*Take Off Inminent*» no se realizó una confirmación real de la posición de los *flaps* y *slats*, tal como mostraban los instrumentos de la cabina de vuelo.

Como factores contribuyentes la CIAIAC ha determinado:

- La ausencia de aviso de la configuración incorrecta de despegue porque el TOWS no funcionó y por tanto no alertó a la tripulación de que la configuración de despegue del avión era inapropiada. No ha sido posible determinar fehacientemente la causa por la que el sistema TOWS no funcionó.
- Una inadecuada gestión de los recursos de la tripulación (CRM), que no impidió la desviación de los procedimientos ante interrupciones no programadas en la preparación del vuelo.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

4.1. Recomendaciones de seguridad emitidas durante la investigación

REC 01/09. Se recomienda a la Administración Federal de Aviación de los Estados Unidos (FAA) y a la Agencia Europea de Seguridad Aérea (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

La EASA no ha contestado todavía a la recomendación.

La FAA ha contestado a esta recomendación diciendo que «... el Manual de Mantenimiento usado en conjunción con los diagramas de cableado es suficiente para la resolución de las averías del sistema de la sonda RAT». Adicionalmente, la FAA opina que la publicación de la alerta a los operadores, SAFO, número 08021, que hace hincapié en la importancia de adherirse a los procedimientos estándar de operación, resulta ser la medida más eficaz para evitar los riesgos de configurar incorrectamente para el despegue las aeronaves de estos modelos.

La CIAIAC considera que, aun partiendo de la base de que no es factible incluir, en un único documento, como el Manual de Mantenimiento, todos y cada uno de los casos posibles de averías que pueden llegar a presentarse en aviones de este tipo, el caso particular «calentamiento en tierra de la sonda RAT» ha demostrado tener implicaciones lo suficientemente relevantes como para requerir un tratamiento específico. Además, se debería insertar en un único documento, AMM, TSM o FIM, según sea aplicable a los distintos modelos de este tipo, con objeto de facilitar su localización. En cuanto al documento SAFO 08021, la CIAIAC reconoce que contiene información muy útil para la mejora de la seguridad operacional, pero que no guarda relación, en realidad, con los objetivos de la recomendación.

Por tanto, la clasificación que para la CIAIAC tiene el estado de implantación de esta recomendación es:

- Respecto a la EASA: Abierta. En espera de respuesta.
- Respecto a la FAA: Abierta. Respuesta no satisfactoria.

REC 07/09. Se recomienda a la Administración Federal de Aviación de los Estados Unidos (FAA) 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.

La FAA ha contestado a la recomendación rememorando, en primer lugar, como evolucionó históricamente el concepto «Manual de Vuelo» de los aviones de transporte, a medida que estos se fueron haciendo cada vez más complejos, y como del concepto original, de un único Manual que contenía, de un modo detallado, todos los procedimientos, normales, anormales y de emergencia, necesarios para que la tripulación operase el avión, se llegó al concepto actual, donde el documento Manual de Vuelo contiene una cantidad mínima de información en comparación con el documento Manual de Operaciones para la Tripulación de Vuelo (FCOM, *Flight Crew Operating Manual*) que es el que realmente incluye de toda la información (tal como listas de chequeo, diagramas de sistemas, procedimientos detallados) que necesita una tripulación para operar.

La FAA, ha indicado que, en Estados Unidos, cualquier compañía que se dedique al transporte aéreo comercial está obligada, por la normativa que rige este tipo de operación, FAR Parte 121, a contar con FCOMs, aprobados para cada uno de sus aviones y que en el caso de los DC-9, MD-80 y MD-90, ya existen, en los FCOMs de Boeing, instrucciones relativas a que la tripulación chequee el funcionamiento del TOWS antes de cada vuelo.

La CIAIAC entiende que la mejor manera de garantizar que las instrucciones relativas al chequeo del TOWS se trasladan de manera efectiva a los procedimientos de todos los operadores, no sólo en Estados Unidos, sino en cualquier otro país del mundo, no es incluirlas en un FCOM, como documento de referencia que distribuye el fabricante, sino modificar el Manual de Vuelo, vinculado al Certificado de Tipo de la aeronave para que incluya estas instrucciones y hacer así que dicha modificación sea obligatoria para todas las aeronaves del tipo, que estén aun en servicio, por medio de la correspondiente Directiva de Aeronavegabilidad.

Por tanto, la clasificación que para la CIAIAC tiene el estado de implantación de esta recomendación es: Abierta. Respuesta no satisfactoria.

REC 08/09. Se recomienda a la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) y a la Administración Federal de Aviación de los Estados Unidos (FAA) 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.

La EASA ha acusado recibo de esta recomendación, pero no ha informado aun de las medidas que proyecta adoptar o de las razones por las que no tomará medidas, si éste fuera el caso.

La FAA ha contestado a la recomendación diciendo que tras analizar los datos de experiencia en servicio disponibles sobre relés con P/N, número de parte, 9274-3642, ha concluido que su fiabilidad es la típica de cualquier relé electromecánico. Asimismo, los datos indican que su uso en esta aplicación específica (posición R2-5 del sistema de sensación de tierra de los aviones de las series DC-9, MD-80, MD-90 y B-717) no introduce ningún factor que acorte la vida útil de estos componentes. Además, los niveles de comprobación operacional definidos actualmente para estos relés son los más altos que se pueden definir para un componente no monitorizado. Basándose en estos análisis, la FAA no planea tomar ninguna otra acción en relación relacionada con esta recomendación.

La CIAIAC considera que esta recomendación no se emitió pensando en que la ubicación física en la posición R2-5 introduzca factores (tales como temperatura, vibración, estrés eléctrico, etc.) que puedan acortar la vida útil de los relés, sino pensando en la función que desempeña ese componente dentro del sistema de sensación de tierra. En opinión de la CIAIAC, ésta es una función que ha demostrado ser lo suficientemente relevante, desde el punto de vista de la seguridad, como para que el componente que la desempeña merezca entrar en la categoría de «componentes monitorizados».

Por tanto, la clasificación que para la CIAIAC tiene el estado de implantación de esta recomendación es:

- Respecto a la EASA: Abierta. En espera de respuesta.
- Respecto a la FAA: Abierta. Respuesta no satisfactoria.

REC 09/09. Se recomienda a la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) y a la Administración Federal de Aviación de los Estados Unidos (FAA) 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.

La EASA ha acusado recibo de esta recomendación, pero no ha informado aun de las medidas que proyecta adoptar o de las razones por las que no tomará medidas, si éste fuera el caso.

La FAA ha contestado a la recomendación apoyándose en las conclusiones del CAST (*Commercial Aviation Safety Team*), el equipo de expertos, de la industria y del gobierno estadounidense, que trabajó en los años 1999-2001 con el objetivo de introducir mejoras en la seguridad de la aviación comercial y que analizó, entre otros casos, el accidente de un MD-80 de Northwest Airlines en 1987, en el que el TOWS no funcionó adecuadamente. La posición de la FAA en este asunto es:

- Que los requisitos, actualmente vigentes, de certificación de aviones de transporte, así como el material guía asociado, son satisfactorios,
- que los cambios en el diseño de aviones ya certificados han sido introducidos, mediante la emisión de las oportunas Directivas de Aeronavegabilidad, en los casos en que se ha estimado apropiado y
- que, adicionalmente, la mejora continuada de la seguridad de la flota de aviones en servicio se enfoca hacia unas prácticas de los operadores y un entrenamiento de los pilotos que garanticen la adherencia de las tripulaciones a los procedimientos y listas de chequeo pre-despegue.

La CIAIAC considera que la experiencia acumulada a tenor de los accidentes ocurridos en aviones, como el MD-82, en los que los cambios habidos desde su concepción original, tanto en el diseño del sistema TOWS como en los procedimientos establecidos para configurar correctamente al avión para el despegue, se han demostrado insuficientes, hace que la repuesta dada por la FAA no satisfaga los objetivos perseguidos con la emisión de la recomendación.

Por tanto, la clasificación que para la CIAIAC tiene el estado de implantación de esta recomendación es:

- Respecto a la EASA: Abierta. En espera de respuesta.
- Respecto a la FAA: Abierta. Respuesta no satisfactoria.

REC 10/09. Se recomienda a la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) y la Administración Federal de Aviación de los Estados Unidos (FAA) 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.

La FAA ha contestado a la recomendación recordando la política, comúnmente seguida en la certificación de aviones de transporte, de aplicar el requisito de «no inhabilitación como consecuencia de un fallo simple» solamente a las funciones más críticas, cuya pérdida se considera catastrófica. Aun reconociendo la importancia de la operatividad del sistema TOWS, la FAA considera que un fallo de este sistema no

constituye, por sí solo, una condición incompatible con una progresión de vuelo y aterrizaje seguros.

La FAA considera que, tras la publicación de la circular informativa AC 25.703-1 ha habido una clara tendencia hacia diseños de TOWS más robustos y fiables. Este documento, que fue publicado con posterioridad a la certificación de las series DC-9 y MD-80, estableció, vía MMEL, que no podía despacharse la aeronave con el TOWS inoperativo. Esto, en opinión de la FAA, es garantía suficiente de que cualquier TOWS que se haya diseñado posteriormente a la publicación de la AC 25.703-1 incluye un aviso inmediato a la tripulación en caso de fallo o de falta de alimentación eléctrica. Por tanto, no se estima necesario tomar ninguna acción adicional.

La EASA ha contestado a la recomendación diciendo que ha constatado que, en los modelos certificados más recientemente bajo la especificación CS-25, la experiencia en servicio de los sistemas de aviso al despegue (TOWS) es satisfactoria y que los accidentes asociados a este sistema se han producido en aviones tan o más antiguos que el MD-82. En opinión de EASA, ha habido una mejora progresiva en la fiabilidad de este sistema y esta mejora no es, en realidad, atribuible a la introducción de cambios en cuanto a los requisitos de certificación (el texto actual del párrafo 25.703 de CS-25 no ha variado apenas respecto del texto original del párrafo 25.703 que se introdujo en las JAR en 1979) sino, más bien, en cuanto a la definición de métodos de cumplimiento aceptables.

La EASA entiende que, con la redacción actual del documento sobre métodos de cumplimiento aceptables AMC 25.703, el TOWS ha sido ascendido a la categoría de sistema esencial: por un lado, en el párrafo 5.b.3 categoriza la inoperatividad del TOWS como una condición de fallo «mayor», por otro, el párrafo 5.c.11 excluye la posibilidad de permitir, vía MMEL, el despacho de un avión con el TOWS inoperativo. EASA concluye, pues, que el objetivo, perseguido por la recomendación, de mejorar la fiabilidad del TOWS en aviones nuevos ya ha sido logrado.

La CIAIAC considera que, ambas repuestas, parten de una premisa similar: que el objetivo de la recomendación se ha alcanzado sin necesidad de cambiar los «Requisitos» de certificación (lo que en la terminología de EASA se viene denominando «*Book 1*» y en la terminología de OACI, norma) sino que ha sido suficiente con cambiar los «Métodos de Cumplimiento Aceptables» (lo que en la terminología de EASA se viene denominando «*Book 2*» y en la terminología de OACI, método recomendado).

La CIAIAC considera que para poder aceptar este planteamiento necesitaría:

- Por un lado, disponer de datos que demostraran que, efectivamente, en todos los modelos de avión de transporte que solicitaron su certificación de tipo a la FAA, con posterioridad a la fecha de publicación de la AC 25.703-1, así como en todos los modelos de avión grande que solicitaron su certificación de tipo a la EASA con

posterioridad a la publicación del AMC 25.703, el sistema TOWS se ha diseñado siguiendo el criterio de que proporcione a la tripulación un aviso claro e inequívoco cuando el sistema falle.

- Por otro lado, disponer de datos que demostraran que ese criterio será seguido, en todos los diseños de sistemas TOWS que se certificarán en el futuro, lo que se considera que sería sólo posible si se cambia la norma de certificación, tal como la recomendación indica, ya que los métodos aceptables de cumplimiento no ofrecen la suficiente seguridad jurídica de que un determinado criterio se mantenga en el tiempo.

Por tanto, la clasificación que para la CIAIAC tiene el estado de implantación de esta recomendación es:

- Respecto a la EASA: Abierta. Respuesta no satisfactoria.
- Respecto a la FAA: Abierta. Respuesta no satisfactoria.

REC 11/09. Se recomienda a la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) 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.

EASA ha contestado a la recomendación diciendo que el requisito 25.1302, que figura en el código de aeronavegabilidad europeo para certificación de aviones grandes, CS-25, desde que entró en vigor la enmienda 3, el 19 de septiembre de 2007, ya requiere que se realice un análisis para tener en cuenta, en el diseño de los sistemas, los potenciales errores que se puede razonablemente esperar que cometa una tripulación de vuelo.

La EASA añade que, en el caso del sistema TOWS, el requisito CS 25.703 y sus métodos de cumplimiento aceptables (AMC) ya consideran las implicaciones que, desde el punto de vista de la seguridad, se derivan de la combinación entre una configuración de despegue insegura y un fallo del TOWS. Por esta razón el caso de fallo del TOWS se considera Mayor, no se proporciona alivio de despacho, vía MMEL, para el caso de TOWS inoperativo y, por tanto, el diseño de estos sistemas debería ser de integridad suficiente.

La EASA entiende que la experiencia en servicio disponible muestra que todas estas provisiones son adecuadas: se han revisado los sucesos reportados encontrándose que

todos ellos estaban relacionados con aviones tan o más antiguos que el MD-82. Entiende, pues, que el código CS-25 no requiere ser modificado.

La CIAIAC considera satisfactoria la respuesta de EASA en lo que respecta al primer objetivo de la recomendación. El análisis de potenciales errores humanos ya está incorporado al CS-25, no solamente en la parte de «Métodos de Cumplimiento Aceptables» (el denominando «*Book 2*»), como pedía la recomendación, sino, además, en la parte de «Requisitos» (el denominando «*Book 1*»), con un apartado específico, 25.1302, que aplica, no solamente, a los errores en la selección de la configuración de despegue, como pedía la recomendación, sino a todos los que razonablemente se puede esperar que cometa una tripulación de vuelo.

La CIAIAC entiende, sin embargo, que EASA no ha dado respuesta a lo planteado en la segunda parte de la recomendación. Actualmente, EASA tiene publicados, en CS-25, «*Book 2*», toda una serie de criterios para la realización de análisis de seguridad de sistemas (*System Safety Assessments*, SSAs). En el caso del TOWS estos criterios se encuentran, básicamente, en los apartados AMC 25.1309 y AMC 25.703. El objetivo de la recomendación es que se añada, como un criterio más, la realización de análisis, a posteriori, de que las hipótesis que se emplearon en la evaluación de un determinado sistema TOWS, previamente a su entrada en servicio, han sido consistentes con la experiencia operacional obtenida después y con las lecciones aprendidas de accidentes e incidentes.

Por tanto, la clasificación que para la CIAIAC tiene el estado de implantación de esta recomendación es: Abierta. Respuesta no satisfactoria.

REC 12/09. Se recomienda conjuntamente a la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI), a la Administración Federal de Aviación de los Estados Unidos (FAA) 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.

Tanto la OACI como la EASA han contestado remitiéndose al trabajo desarrollado en la Conferencia de Alto Nivel sobre Seguridad Operacional que se cita en el apartado 1.18.11.1 de este informe.

La FAA contestó que, en su opinión, los volúmenes de información referentes a diseño de listas de chequeo, formación de personal y procedimientos y métodos de trabajo en cabina que tienen actualmente a su alcance los miembros de la comunidad aeronáutica son pertinentes, adecuados y fácilmente accesibles por lo que, aun estando de acuerdo con el propósito de la recomendación, no consideraba necesaria la celebración de una conferencia internacional como la descrita. No obstante, finalmente, Estados Unidos participó en la Conferencia de Alto Nivel sobre Seguridad Operacional.

La CIAIAC considera que la Conferencia de Alto Nivel sobre Seguridad Operacional organizada en el seno de la OACI que se cita en el punto 1.18.11.1 de este informe constituyó un foro a escala mundial en el que se debatieron asuntos que entroncan con el espíritu de esta recomendación.

Por tanto, la clasificación que para la CIAIAC tiene el estado de implantación de esta recomendación es: Cerrada. Respuesta satisfactoria.

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

- Al diseño de las listas de comprobación, y
- A la 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.

EASA ha acusado recibo de esta recomendación, pero no ha informado aun de las medidas que proyecta adoptar o de las razones por las que no tomará medidas, si éste fuera el caso.

Por tanto, la clasificación que para la CIAIAC tiene el estado de implantación de esta recomendación es: Abierta. En espera de respuesta.

4.2. Nuevas recomendaciones de seguridad emitidas con este informe

REC 18/11. Se recomienda a la Administración Federal de Aviación de los Estados Unidos (FAA) y la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) que incluyan dentro del entrenamiento obligatorio de los pilotos de transporte de línea aérea la recuperación de la pérdida en despegue, tanto en el caso de entrenamiento inicial como recurrente.

- REC 19/11.** Se recomienda a la Administración Federal de Aviación de los Estados Unidos (FAA) y la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) que estudien y evalúen el procedimiento de recuperación de pérdida para que se incluya en el manual de vuelo de los grandes aviones de transporte la verificación de la palanca de *flaps/slats* y su actuación en caso de que se requiera.
- REC 20/11.** Se recomienda a la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) que establezca requisitos para los simuladores de vuelo que permitan a estos dispositivos contar con capacidad para entrenar pérdidas sostenidas en despegue que reproduzcan situaciones que puedan llegar a exceder los límites de la envolvente de vuelo.
- REC 21/11.** Se recomienda a la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) que introduzca dentro de la normativa, en consonancia con las iniciativas de OACI, el concepto de fases críticas de vuelo y la definición de las actividades aceptables durante dichas fases.
- REC 22/11.** Se recomienda a la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) y a las autoridades nacionales de aviación civil que en la consideración de los programas de entrenamiento de los operadores se fijen expresamente:
- En que se destaca el concepto de cabina estéril,
 - En que se incide en la importancia de adherirse al mismo y en las consecuencias que pueden tener puntuales desviaciones de atención, y
 - En que se incluyen ejemplos de accidentes en los que el incumplimiento de las normas relativas al ambiente en cabina ha sido un factor relevante.
- REC 23/11.** Se recomienda a la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) que se asegure de que las autoridades nacionales requieren a los operadores de transporte aéreo comercial que prohíban a sus tripulaciones la utilización de dispositivos electrónicos portátiles de uso personal en la cabina de vuelo.
- REC 24/11.** Se recomienda a la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) que desarrolle material guía para la elaboración, evaluación y modificación de las listas de comprobación asociadas a los procedimientos normales, anormales y de emergencia que esté basado en los criterios por los que se rigen los sistemas de gestión de la seguridad operacional.
- REC 25/11.** Se recomienda a la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) que aclare si las listas de comprobación están sujetas o no a aceptación por las autoridades nacionales y en caso afirmativo elabore instrucciones para que

esas autoridades apliquen criterios y metodología uniformes, como podrían ser preferiblemente métodos de evaluación de los procedimientos implantados en los operadores para la gestión de las listas de comprobación y en general de los sistemas de aseguramiento de la calidad.

- REC 26/11.** Se recomienda a la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) que emprenda investigaciones o estudios proyectados para conocer el estado de aplicación y la efectividad real de los requisitos relativos a la gestión de recursos de la tripulación (CRM) en la Unión Europea. El resultado de esos trabajos debería permitir saber qué debilidades existen alrededor de este asunto y contener propuestas de cómo abordar su resolución.
- REC 27/11.** Se recomienda a la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) que estandarice la formación que debe impartirse a los inspectores de operaciones de las autoridades nacionales en materia de CRM y defina las condiciones que deben cumplir dichos inspectores para ejercer las competencias de inspección en materia de CRM.
- REC 28/11.** Se recomienda a Spanair que amplíe sus procedimientos operacionales y de instrucción especificando claramente la metodología y la distribución de tareas entre los miembros de la tripulación a la hora de ejecutar y comprobar acciones críticas como la selección de la posición de *flaps* y *slats*.
- REC 29/11.** Se recomienda a la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA) que supervise que los procedimientos operacionales y de instrucción en compañías que operen aviones de la serie MD-80, especifican claramente la metodología y la distribución de tareas entre los miembros de la tripulación a la hora de ejecutar y comprobar acciones críticas como la selección de la posición de *flaps* y *slats*.
- REC 30/11.** Se recomienda a la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) que emprenda iniciativas normativas con el propósito de requerir a los operadores de transporte público comercial, como parte de los programas de prevención de accidentes y de seguridad de vuelo, la implantación de un programa de auditorías de seguridad en las operaciones de línea.
- REC 31/11.** Se recomienda a la Administración Federal de Aviación de los Estados Unidos (FAA) y a la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) que clarifiquen la definición de elemento inoperativo contenida en el preámbulo de todas las Listas Maestras de Equipamiento Mínimo (MMEL), con el fin de evitar errores de interpretación en su aplicación.
- REC 32/11.** Se recomienda a la Administración Federal de Aviación de los Estados Unidos (FAA) que se modifique la Lista Maestra de Equipamiento Mínimo

(MMEL) de las aeronaves de las series Boeing DC-9, MD-80 y MD-90 en sus puntos 30.8, 34.9 y en otros que pudieran tener relación con un calentamiento de la sonda RAT en tierra, de forma que se incluyan en dichos puntos instrucciones de mantenimiento (M) y/o operaciones (O) para la comprobación del TOWS.

- REC 33/11.** Se recomienda a la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) que emita material interpretativo acerca de la necesidad o no de identificar el origen de una avería con anterioridad a la utilización de la MEL y se asegure de que las autoridades nacionales aceptan y aplican los mismos estándares al respecto en sus procedimientos de supervisión de los operadores de sus respectivos Estados.
- REC 34/11.** Se recomienda a Spanair que revise sus procedimientos de mantenimiento y elabore instrucciones para el personal afectado con el propósito de que las tareas de mantenimiento se describan adecuadamente y con el detalle suficiente en los registros técnicos de las aeronaves.
- REC 35/11.** Se recomienda a la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA) que se asegure de que las tareas de mantenimiento realizadas por Spanair se describen adecuadamente y con el detalle suficiente en los registros técnicos de las aeronaves.
- REC 36/11.** Se recomienda a Spanair que revise su sistema de aseguramiento de la calidad para que se realice un seguimiento efectivo de la implantación de las medidas correctoras que se adoptan en su organización de mantenimiento.
- REC 37/11.** Se recomienda a la Agencia Estatal de Seguridad Aérea (AESA) que se asegure de que el sistema de aseguramiento de la calidad de Spanair realiza un seguimiento efectivo de las medidas correctoras que se adoptan en su organización de mantenimiento.
- REC 38/11.** Se recomienda a Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea (AENA) que realice una evaluación de la necesidad de seguir manteniendo la valla interna que rodea la pista 36L, y si así resulta, se lleven a cabo modificaciones en dicha valla para asegurar un acceso más expedito a todas las zonas del aeropuerto situadas mas allá.
- REC 39/11.** Se recomienda a Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea (AENA) que se intensifiquen las labores a prestar por el personal de control de torre en el caso de accidentes que se produzcan en los aeropuertos en lo referente a la asistencia a los Servicios de Salvamento y Extinción de Incendios (SSEI).

- REC 40/11.** Se recomienda a Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea (AENA) que informe a todas las personas y colectivos involucrados en la ejecución de los planes de emergencia, y que no están bajo su responsabilidad, o les instruya cuando sí estén bajo su responsabilidad, de la importancia de respetar los procesos de toma de decisiones y de favorecer los flujos de información.
- REC 41/11.** Se recomienda a Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea (AENA) que potencie la preparación del personal del Servicio de Salvamento y Extinción de Incendios (SSEI) en materia de primeros auxilios y se complemente su formación con cursos de salvamento acuático y socorrismo en aquellos aeropuertos con entornos acuáticos para los que no se prevea la disposición de medios especiales de salvamento ajenos al propio aeropuerto.
- REC 42/11.** Se recomienda a la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) que elabore textos de orientación, guías e instrucciones con objeto de que las autoridades nacionales puedan valorar mejor la situación general de los operadores de transporte aéreo comercial cuando experimenten cambios significativos, como puedan ser expansiones rápidas de actividad, crecimiento importante de sus recursos o, por el contrario, contracciones de la actividad y de los recursos, o procesos de regulación de empleo, y ello con la finalidad de que las autoridades realicen una adaptación continua de los planes de vigilancia teniendo en cuenta la valoración de esos cambios para que se puedan detectar y evaluar anticipadamente factores de riesgo que indiquen una posible degradación de los niveles de seguridad.

APÉNDICES

APÉNDICE 1
MEL de Spanair. Sistema de la sonda RAT
y su calefacción

		OMB MD-80		Page: 3
Section: 09 - MEL		Subchapter:		Revision: 02
Chapter: 01 - Equipment List		30 - ICE AND RAIN PROTECTION		Edition: 12.12.03

1. System & sequence numbers Item	2. Category	3. Number installed	4. Number Required for dispatch	5. Remarks or exceptions
30.6 Static Port Heaters	C	4	0	May be inoperative provided: (PL) Airport temperatures are above +5° C, or runway is not covered with slush or standing water.
30.7 Stall Sensor Heaters				
1)				Not applicable.
2) Stall Warning Vane Heaters	C	2	0	Both may be inoperative provided: (PL) Flight is not made in known or forecast icing conditions.
30.8 Ram Air Temp Probe Heater	C	1	0	May be inoperative provided: (PL) Flight is not made in known or forecast icing conditions.
30.9 Rudder Limit Pitot Heater				Combined with Item 30-4.
30.10 Water Service Panel Heater	C	1	0	May be inoperative.
30.11 AIRFOIL ICE PROT PRESSURE ABNORMAL Annunciator System	C	1	0	May be inoperative provided: (PL) Flight is not made in known or forecast icing conditions.
30.12 ICE PROTECT SUPPLY PRESSURE HI Annunciator System	C	1	0	May be inoperative provided: (PL) Flight is not made into known or forecast icing conditions.

		OMB MD-80		Page: 3
Section: 09 - MEL Chapter: 01 - Equipment List		Subchapter: 34 - NAVIGATION		Revision: 02 Edition: 12.12.03
1. System & sequence numbers Item	2. Category	3. Number installed	4. Number Required for dispatch	5. Remarks or exceptions
34.8 Vertical Speed Indicator		2	2	Must be operative.
34.9 Ram Air Temperature (RAT) /Thrust Rating Systems				
1)				Not applicable.
2)				Not applicable.
3) RAT/ Thrust Rating System	C	1	0	(M)(O) The RAT portion may be inoperative provided: <ul style="list-style-type: none"> a) A SAT or Standby RAT Indicating System or PMS SAT readout is available, b) Other systems affected by the RAT Probe (DFGS, CADDC, Thrust Rating, FMS, PMS) are considered, and c) Procedures are established to verify engine power settings. (M) Evaluate the effect of the inoperative component on related systems. (O) Use SAT or standby RAT indicator when temperature information is required. Convert SAT to TAT by using chart on OM-B 0.2. General Information and Units Measure.
	C	1	0	or (O) The EPR Limit/Thrust Rating portion may be inoperative provided: (PL) <ul style="list-style-type: none"> a) A RAT or SAT Indication System or PMS SAT readout is available, b) The EPR Limit Chevron Automatic Mode is considered inoperative, c) EPR Limit Mode of the auto throttle is placarded inoperative, and is not used, and d) Procedures are established to verify engine power settings.

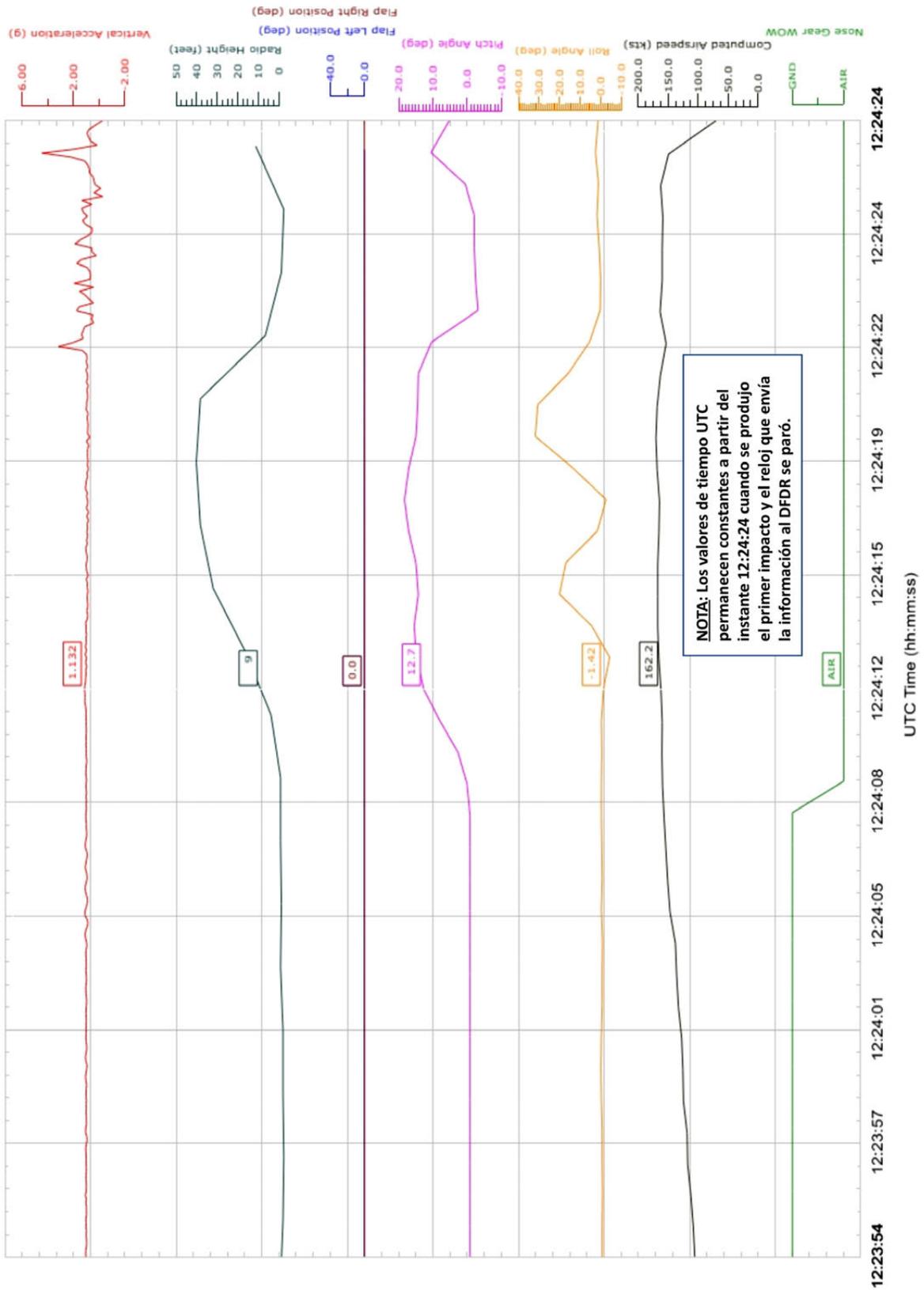
		OM-B MD-80		Page: 4
Section: 09 - MEL		Subchapter: 34 - NAVIGATION		Revision: 09
Chapter: 01 - Equipment List				Edition: 14.06.07

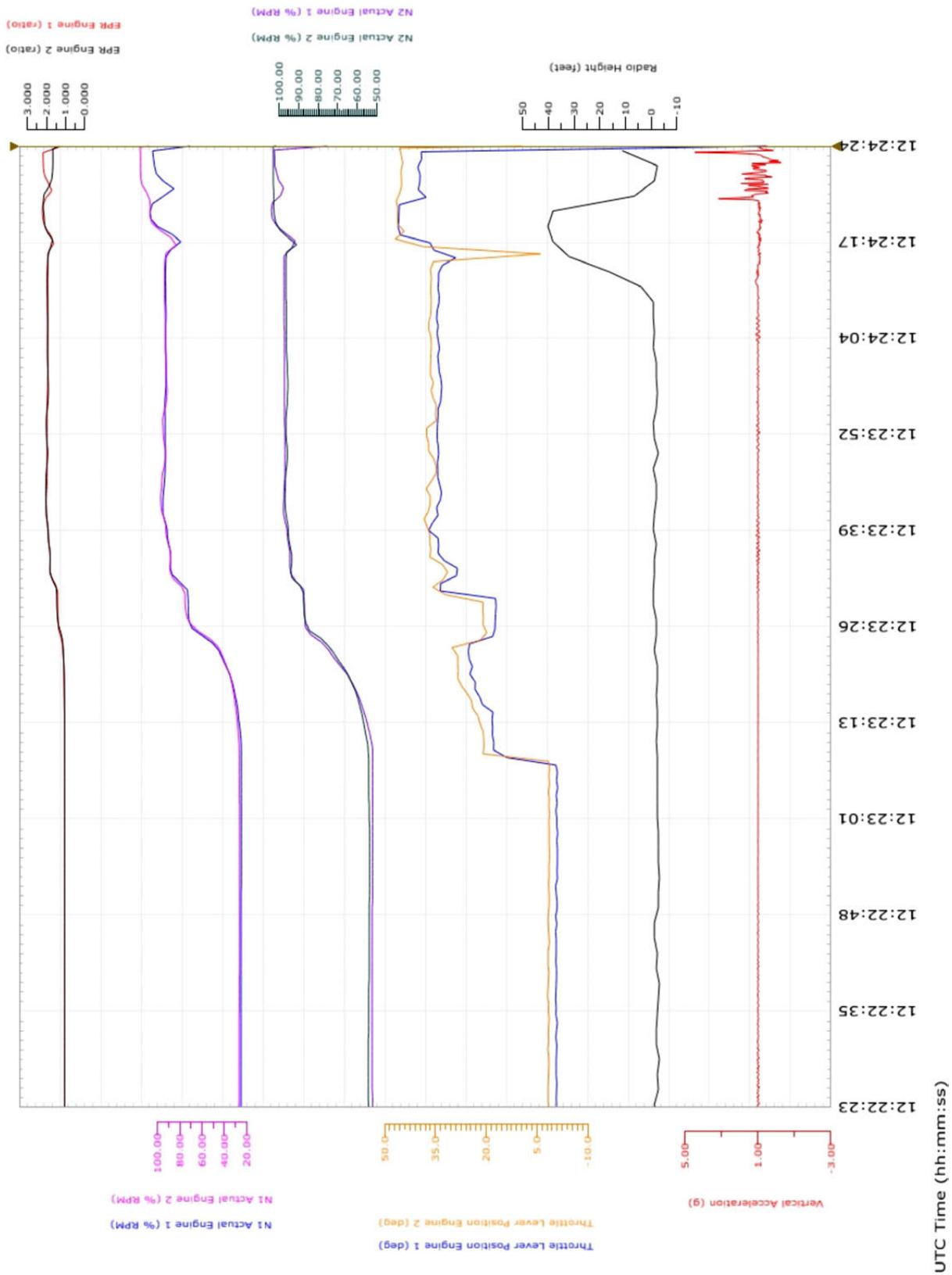
1. System & sequence numbers Item	2. Category	3. Number installed	4. Number Required for dispatch	5. Remarks or exceptions
34.9 Ram Air Temperature (RAT) /Thrust Rating Systems (Cont'd) 3) RAT/Thrust Rating System (Cont'd)				(O) a) Determine EPR limits from QRP and set EPR gage limit manually. b) If Autothrottles are used (Speed Select/Mach Select Modes), flight crew must ensure EPR does not exceed limits. Automatic EPR Limit Bug will be invalid. c) CAT III capability affected. <i>NOTE: The autothrottle may be used in the SPD SEL or MACH SEL modes with EPR limit set manually.</i>
34.10 Static Air Temperature Indicator	D	1	0	(O) May be inoperative provided (PL) Ram Air Temperature (RAT) System is operative. (O) Use RAT indicator when temperature information is required.
34.11 Horizon Indicators		2	2	Must be operative.
34.12 Vertical Gyros (Excludes Standby Attitude Indicator) Three V.G. installed in All, except 2 installed in: GAT-S/N 49709 GVO-S/N 49642	C	3	2	If a third Vertical Gyro is installed, one may be inoperative provided independent Primary Attitude information is available on each pilot's panel. <i>NOTE: Refer to Item 34-38 for AHRS dispatch restrictions.</i>

APÉNDICE 2

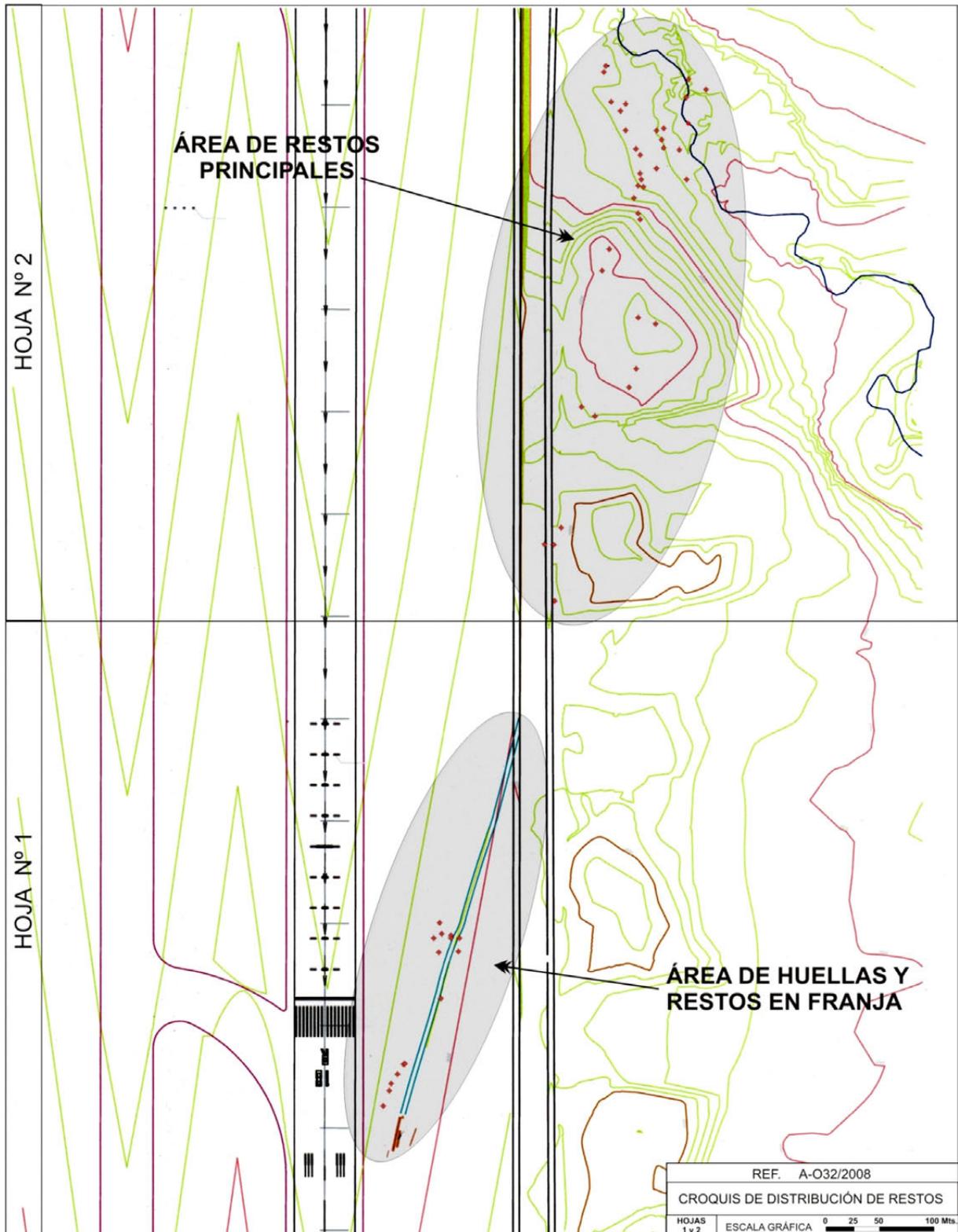
Parámetros grabados en el DFDR

Take off roll





APÉNDICE 3
**Croquis de distribución general
de restos**



APÉNDICE 4
Listas de verificación normales
antes del despegue en el Manual
de Operaciones de Spanair

	OM-B MD-80		Page: 1
	Section: 02 – Normal Procedures Chapter: 01 – NORMAL CHECK LIST	Subchapter: 01 – NORMAL CHECK LIST	

Spanair **NORMAL CHECK LIST** **MD-80**

PRESTART

1. T.L.G./Crew & A/C Documentation CHECKED
2. Pins REMOVED
3. Circuit Breakers CHECKED
4. Battery Switch ON & LOCKED
5. Ground Service Elec. Pwr Switches ALL OFF
6. Fire Detect Loops & Fire Warning CHECKED
7. APU/External Power SET
8. Reinforced Cockpit Door CHECKED
9. Air Conditioning SET
10. Instruments NAV Selectors NORMAL
11. IRS (if installed) NAV/CHKD
12. Eng. Syncro OFF
13. EGPWS/GPWS. CHECKED
14. Voice & Flight Recorder CHECKED & SET
15. HF Radios SET
16. Anti-Skid CHECKED & ARMED
17. Stall Warning System CHECKED
18. Max. Speed Warning & Mach Trim CHECKED & NORMAL
19. PWIDS/Wing Heaters (If installed) CHECKED & SET
20. Yaw Damper ON
21. Electrical Power Switches SET
22. Emergency Power CHECKED & OFF
23. Radio Rack FAN
24. Air Cond. Shutoff AUTO
25. Ram Air SET
26. Cabin Pressure Controller CHECKED & SET
27. Fuel pumps & X-Feed Lever CHECKED, SET & OFF
28. Ignition OFF
29. Emergency Lights..... CHECKED & ARMED
30. No Smoking & Seat Belts SET
31. Ice Protection..... CHECKED & SET
32. Annunciator & Digital Lights CHECKED
33. Exterior & Logo Lights SET
34. D.F.G.S TESTED & SET
35. T.R.I. & A.R.T. Swt CHECKED & SET
36. Gear Lights & Aural Warning CHECKED
37. Fuel/Oil/Hyd. Quantity CHECKED
38. Engine Instruments CHECKED
39. Hydraulic Pumps CHECKED & SET

	OM-B MD-80		Page: 2
	Section: 02 – Normal Procedures Chapter: 01 – NORMAL CHECK LIST	Subchapter: 01 – NORMAL CHECK LIST	

- 40. Brake Press. & Temp CHECKED
 - 41. Flight Instruments & HSI/ND Mode CHECKED
 - 42. Altimeters SET & CHECKED
 - 43. Static Air NORMAL
 - 44. FMS/ACARS CHECKED & SET
 - 45. Radar CHECKED & OFF
 - 46. Stabilizer Trim CHECKED
 - 47. Spoilers DISARM
 - 48. Rudder Control Lever POWER
 - 49. T/O Warning & Throttles CHECKED & IDLE
 - 50. Fuel Levers OFF
 - 51. Flaps & Slats UP & RETRACTED
 - 52. Transponder/TCAS CHECK/STBY
 - 53. Pneumatic X-Feed Levers OPEN
 - 54. Trim Tabs SET
 - 55. Emergency Equipment CHECKED
 - 56. Oxygen Supply CHECKED
-
- 57. Stabilizer/C.G. & Flap T.O. Window SET
 - 58. Zero Fuel Weight & P.M.S..... INSERT/UPDATE
 - 59. T/O Data SET & XCHECKED

BEFORE START/PUSH BACK

- 1. Parking Brakes ON
- 2. Seat belts Sw. ON
- 3. Doors CLOSED
- 4. Anti-Collision ON
- 5. Cabin Report RECEIVED
- 6. Flight Deck Door CLOSED & LOCKED
- 7. Transponder/TCAS..... TA/RA
- 8. Start Procedure COMPLETED

AFTER START, NORMAL

- 1. Ignition OFF
- 2. Air Conditioning & A.P.U. AUTO & SET
- 3. Electrical Pwr. CHECKED
- 4. Ice Protection & Fuel Heat SET
- 5. Annun. Panel & Lights CHECKED
- 6. Hydraulic pumps & press SET&CHECKED
- 7. Pneum.X-Feed Valve Levers SET
- 8. Clear Signal & Lights RECEIVED/ON
- 9. Flaps & Slats SET & CHECKED

	OM-B MD-80		Page: 3
	Section: 02 – Normal Procedures Chapter: 01 – NORMAL CHECK LIST	Subchapter: 01 – NORMAL CHECK LIST	

TAXI

1. Brakes..... CHECKED
2. Flight Controls CHECKED
3. Flight Instruments CHECKED
4. NAV. AIDS, DFGS & TAWS SET & CHECKED
5. T.R.I./A.R.T. Sw. & E.P.R. Bugs SET & CHECKED
6. Air Conditioning SET
7. Transponder SET
8. T/O Briefing PERFORMED

TAKE OFF IMMINENT

1. Cabin ALERTED
2. Ignition SET
3. Spoilers & ABS ARMED
4. Brake Press & TEMP CHECKED
5. Windows CLOSED
6. Final Items PERFORMED

TAKEOFF EPR ERROR CHECK – Only when Icing Conditions exists

EPR	JT8D-217C/219 MINIMUM N ₁ (% RPM)							
	OUTSIDE AIR TEMPERATURE (°C)							
	-20°	-10°	0°	10°	20°	30°	40°	50°
2.10	90,9	92,7	94,5	96,3	97,9	--	--	--
2.05	88,0	89,8	91,6	93,3	94,9	96,5	--	--
2.00	85,4	87,1	88,8	90,5	92,1	93,6	--	--
1.95	82,9	84,6	86,2	87,9	89,5	91,0	92,5	--
1.90	80,5	82,1	83,7	85,3	86,8	88,3	89,8	91,2
1.85	78,9	80,5	82,0	83,6	85,0	86,5	87,9	89,3
1.80	77,4	79,0	80,5	82,0	83,4	84,8	86,2	87,6
1.75	75,9	77,5	79,0	80,5	81,9	83,3	84,7	86,0
1.70	74,4	75,9	77,4	78,8	80,2	81,5	82,9	84,2
1.65	72,7	74,2	75,6	77,1	78,5	79,8	81,1	82,4

NOTE:.....TO BE USED ONLY AS A CROSSCHECK FOR EPR ERROR DUE TO PLUGGED PT2 PROBE, NOT FOR SETTING TAKEOFF THRUST. THE ACTUAL N₁ DURING TAKEOFF WILL NORMALLY BE HIGHER THAN THE MINIMUM VALUES TABULATED ABOVE