



Ministerio de Fomento

DIRECCION GENERAL DE AVIACION CIVIL



COMISION DE INVESTIGACION DE ACCIDENTES DE AVIACION CIVIL

INFORME TECNICO

Accidente ocurrido el 21 de Marzo de 1994
a la aeronave DOUGLAS DC-9-32, matrícula EC-CLE,
en el Aeropuerto deVigo.

A - 11/94

INFORME TECNICO

Accidente ocurrido el 21 de Marzo de 1994 a la
aeronave McDONNELL DOUGLAS DC-9-32,
matrícula EC-CLE, en el Aeropuerto de Vigo.

ADVERTENCIA

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

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

INDICE

	<u>Página</u>
ADVERTENCIA	iii
INDICE.....	v
INDICE DE ANEXOS.....	x
INDICE DE ABREVIATURAS	xi
SINOPSIS.....	1
1.- INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS.	3
1.1.- Reseña del vuelo.	3
1.2.- Lesiones a personas.	4
1.3.- Daños sufridos por la aeronave.	5
1.4.- Otros daños.....	6
1.5.- Información sobre la tripulación.	6
1.5.1.- Piloto al Mando.....	6
1.5.2.- Copiloto.	7
1.5.3.- Inspector.....	8
1.5.4.- Tripulación de Cabina de Pasajeros.....	9

1.6 .- Información sobre la aeronave.....	9
1.6.1.- Célula.....	9
1.6.2.- Certificado de aeronavegabilidad.	9
1.6.3.- Registro de Mantenimiento.	10
1.6.4.- Motores.....	10
1.6.5.- Pesos y Centrado.	10
1.7.- Información meteorológica.	11
1.8.- Ayudas a la navegación.	12
1.9.- Comunicaciones.....	13
1.10.- Información sobre el aeródromo.....	14
1.11.- Registradores de vuelo.....	17
1.11.1.- Registrador de Voces en Cabina (C.V.R.)	17
1.11.2- Registrador Digital de Datos de Vuelo (D.F.D.R.)... ..	19
1.12.- Información sobre los restos de la aeronave y el impacto... ..	20
1.13.- Información médica y patológica.....	23
1.14.- Incendio.....	23
1.15.- Supervivencia.....	24
1.16.- Ensayos e investigaciones	26
1.16.1.- Estudio de la grabación del C.V.R..	26

1.16.2.- Estudio de los datos registrados en el D.F.D.R.....	28
1.16.3.- Estudio de los herrajes de unión de las patas del tren de aterrizaje principal al larguero posterior de los planos de la aeronave.....	29
1.16.4.- Informe meteorológico del Aeropuerto de Vigo.	43
1.17.- Información adicional.	50
1.17.1.- Acciones del fabricante en relación con la rotura de depósitos con las patas del tren de aterrizaje principal.	50
1.17.2.- Descripción del Sistema de Avisos de Proximidad al Terreno (G.P.W.S.).....	60
1.17.3.- Entrenamiento de las tripulaciones en relación con el Sistema de Avisos de Proximidad al Terreno (G.P.W.S.)....	67
1.17.4.- FO-AOL -8-026 / -9-060 / -90-006 / -10-027 / -11-127, de 13/05/1.996.....	67
1.17.5.- Instrucciones del operador sobre el Sistema de Avisos de Proximidad al Terreno (G.P.W.S.).....	70
1.17.6.- Instrucciones del operador sobre avisos en la aproximación.	72
1.17.7.- Declaraciones de la tripulación.....	75
1.17.7.1.- Declaración de la tripulación de vuelo. ...	75
1.17.7.2.- Declaración de la tripulación de cabina de pasajeros.	75

1.17.8.- Consideraciones sobre la percepción humana y su relación con la inhibición u omisión de actuaciones.....	78
2.- ANALISIS.....	83
2.1.- Desarrollo del vuelo.....	83
2.1.1.- Aproximación al Aeropuerto de Vigo.....	83
2.1.2.- Aproximación final e impacto.....	84
2.1.3.- Recorrido en el suelo.....	85
2.2.- Fuego.....	87
2.2.1.- Rotura del depósito de combustible del lado derecho de la aeronave.....	87
2.2.2.- Probable inicio y propagación.....	89
2.2.3.- Actuación de los servicios de emergencia del aeropuerto.....	89
2.3.- Evacuación de la aeronave.....	90
2.4.- Actuaciones personales.....	91
2.4.1.- Actuaciones de la tripulación de vuelo.....	91
2.4.2.- Actuaciones de los Servicios de Control.....	93
2.5.- Actuaciones de la aeronave.....	94
2.5.1.- Aproximación final e impacto.....	94
2.5.2.- Recorrido en el suelo.....	96

2.5.3.- Sistema de Avisos de Proximidad al Terreno (G.P.W.S.)	97
2.5.4.- Rotura del herraje de unión de la pata izquierda del tren de aterrizaje principal al larguero posterior del plano izquierdo de la aeronave.	98
2.6.- Entrenamiento de las tripulaciones en relación con el Sistema de Avisos de Proximidad al Terreno (G.P.W.S.)....	99
3.- CONCLUSIONES.....	100
3.1.- Evidencias.....	100
3.2.- Causas.....	103
4.- RECOMENDACIONES.....	104

ANEXOS

A) Trayectoria en vuelo.....	106
B) Trayectoria en el suelo.....	107
C) Cartas de aproximación al Aeropuerto de Vigo.....	108
D) Gráficos de parámetros del D.F.D.R.	109
E) Transcripción del C.V.R.....	110
F) A.O.L. 9-2422 de 10-Mayo-1.994, S.B. 57-207 de 24-Mayo-1.994 y F.O.-A.O.L. -8-026 /-9-060 /-90-006 /-10-027 / -11-127, de McDonnell- Douglas.....	111
G) Cartas Meteorológicas de Superficie.....	112
H) Fotografías de los restos.....	113
I) Fotografías de los herrajes de unión del tren de aterrizaje principal a los largueros posteriores de los planos.....	114

ABREVIATURAS

%	Tanto por ciento
00 °C	Grados centígrados
00° 00' 00"	Grados, minutos y segundos
Ac	Altocúmulos
ACC	Centro de Control de Area
ADF	Equipo receptor de señal de radiofaros NDB
AIP	Publicaciones aeronáuticas internacionales
AP	Aeropuerto
AS	Altoestratos
APP	Oficina de Control de Aproximación
ATC	Control de Tránsito Aéreo
CAT I	Categoría I OACI
Ci	Cirros
CRM	Crew Resource Management (Gestión de
Recursos	de Cabina)
CTE	Comandante
CTR	Zona de Control
Cu	Cúmulos
CVFR	Reglas de Vuelo Visual Controlado
CVR	Registrador de Voces en Cabina
DH	Altura de Decisión
DME	Equipo medidor de distancias
E	Este
EPR	Relación de presiones en motor
EM	Emisor/Emisión
ETA	Hora prevista de aterrizaje
FAP	Punto de aproximacion final

FDR	Registrador de Datos de Vuelo
ft	Pies
g	Aceleración de la gravedad
GPWS	Sistema de Avisos de Proximidad al Terreno
h. min: seg	Horas, minutos y segundos
HPa	Hectopascal
IAS	Velocidad indicada
IFR	Reglas de Vuelo Instrumental
ILS	Sistema de aterrizaje por instrumentos
IMC	Condiciones meteorológicas instrumentales
Kms	Kilómetros
Kts	Nudos
lbs	Libras
m	Metros
MAC	Cuerda media aerodinámica de la aeronave
mb	Milibares
MDA	Altitud mínima de descenso
MDH	Altura mínima de descenso
METAR	Informe meteorológico ordinario
MHz	Megahertzios
MM	Baliza intermedia del ILS
N	Norte
N/A	No afecta
NDB	Radiofaro no direccional
MN	Milla náutica
OM	Baliza exterior del ILS
OMA	Oficina Meteorológica del Aeropuerto
P/N	Número de la Parte (Part Number)
PF	Piloto a los mandos
PNF	Piloto no a los mandos

QNH	Ajuste de la escala de presión para hacer que el altímetro marque la altura del aeropuerto sobre el nivel del mar en el aterrizaje y en el despegue
RVR	Alcance visual en pista
S/N	Número de serie
S	Sur
Sc	Estratocúmulos
SCI	Servicios Contra Incendios
SVFR	Reglas de vuelo visual especial
TWR	Torre de Control
U T C	Tiempo Universal Coordinado
VMC	Condiciones meteorológicas visuales
VOR	Radiofaro omnidireccional VHF
W	Oeste

INFORME TECNICO A-11/94

Operador: AVIACION Y COMERCIO, S.A. (AVIACO)
Aeronave: MCDONNELL DOUGLAS DC-9-32
Nacionalidad: Española
Matrícula: EC-CLE
Lugar del accidente: Aeropuerto de Vigo
 Latitud: 42° 13' 49" N
 Longitud: 08° 37' 34" W
 Elevación: 262 m (859 ft)
Fecha y hora: 21 de Marzo de 1.994, a las 8.17 horas.

NOTA: Todas las horas del presente informe son U.T.C., excepto que expresamente se diga lo contrario.

SINOPSIS.

La aeronave McDonnell Douglas DC-9-32, matrícula EC-CLE, de la Compañía AVIACO, que realizaba el vuelo AYC-260 entre los Aeropuertos de Madrid-Barajas y Vigo, tocó en las tres luces de una barra de aproximación, situada 115 metros antes del umbral y en la zona libre de obstáculos previa a la pista, con la pata izquierda del tren de aterrizaje principal y zonas aledañas del fuselaje, cuando se encontraba en el tramo final de la trayectoria de aproximación. Más adelante, entraron en contacto con el terreno, en la zona libre de obstáculos, las ruedas de las patas del tren de aterrizaje principal.

Las dos patas de éste se rompieron y siguieron unidas al resto de la aeronave por conductos y cables; con la del lado derecho se rompió también el depósito de combustible de ese lado, que empezó a derramarse de forma apreciable en el inicio de la zona de parada y empezó a arder a la

altura de la barra de iluminación de extremo de pista. La aeronave se detuvo, envuelta en llamas, en el lado izquierdo de la pista, a 600 metros del umbral.

La aeronave despegó del Aeropuerto de Madrid-Barajas a las 7.21 horas, con seis tripulantes y ciento diez pasajeros a bordo. La duración prevista del vuelo era de 50 minutos.

A las 8.15:29 horas, la aeronave tuvo su última comunicación con la Torre de Control del Aeropuerto de Vigo.

Del examen del Registrador Digital de Datos de Vuelo (D.F.D.R.), se desprende que el impacto con la zona de parada tuvo un valor máximo de 3,69 g.

A bordo iban 110 pasajeros y 6 tripulantes, uno de ellos inspector de vuelo del operador. Tres pasajeros resultaron con heridas graves.

Las condiciones meteorológicas en el Aeropuerto de Vigo a las 8.00 horas eran las siguientes:

Viento:	360° / 3 Kts.
Tiempo significativo:	Bancos de Niebla.
Nubosidad:	1-4/8 a 300 ft. Cubierto a 1500 ft.
Visibilidad horizontal:	1500 metros.
Temperatura:	9° C
Punto de Rocío:	9° C
Q.N.H.:	1024 HPa

1.- INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS.

1.1.- Reseña del vuelo.

El día 21 de Marzo de 1994, la aeronave DOUGLAS DC-9-32, matrícula EC-CLE, realizaba el vuelo AYC-260 con origen en el Aeropuerto de Madrid-Barajas y destino en el Aeropuerto de Vigo.

La aeronave despegó del Aeropuerto de Madrid-Barajas a las 7.21 horas, con seis tripulantes y ciento diez pasajeros a bordo. La duración prevista del vuelo era de 50 minutos.

El vuelo transcurrió con normalidad hasta que la aeronave se encontraba realizando la aproximación final al aeropuerto de destino. A las 8.09:50 horas fué transferido por la Dependencia de Control de Aproximación de Santiago (APP) a la de Torre de Vigo (TWR) e, inmediatamente, la tripulación se puso en contacto con ella comunicando estar realizando la maniobra establecida para la aproximación instrumental a la pista 20 de ese aeropuerto. Se le autorizó a continuar la aproximación, que notificara "V.O.R. en final" y se le informó sobre el viento, el estado de la pista y el alcance visual en la misma.

A las 8.15:18 horas, la aeronave comunicó estar en final y tener el campo a la vista. Fué autorizada para el aterrizaje e informada de que el viento estaba prácticamente en calma. La tripulación de la aeronave confirmó la autorización en la que fué su última comunicación.

Cuando se encontraba en el tramo final de la trayectoria de aproximación, la aeronave tocó en las tres luces de una barra de aproximación, situada 115 metros antes del umbral y en la zona libre de

obstáculos previa a la pista, con la pata izquierda del tren de aterrizaje principal y zonas aledañas del fuselaje.

Pasados 27,25 metros, a las 8.17 horas, las ruedas de la pata izquierda del tren de aterrizaje principal entraron en contacto con el terreno y, 4,75 metros después, lo hicieron las de la pata derecha. Las dos patas del tren de aterrizaje principal se rompieron y siguieron unidas al resto de la aeronave por conductos y cables; con la del lado derecho se rompió también el depósito de combustible de ese lado, que empezó a derramarse de forma apreciable en el inicio de la zona de parada.

La aeronave apoyó en el terreno la zona inferior del fuselaje posterior y continuó su recorrido apoyada en esta zona y la pata de morro. A la altura de la barra de iluminación de extremo de pista empezó a arder el combustible que se iba derramando y así continuó hasta detenerse en el lado izquierdo de la pista, a 600 metros del umbral.

1.2.- Lesiones a personas.

LESIONES	MUERTOS	GRAVES	LEVES/ILESOS
TRIPULACION			6
PASAJEROS		3	107
OTROS			

1.3.- Daños sufridos por la aeronave.

La aeronave sufrió rotura por impacto de las dos patas del tren de aterrizaje principal, que se desprendieron por sus respectivas zonas de unión a la estructura de los planos. Con la del lado derecho, se rompió también el depósito de combustible de ese lado.

La pata de morro del tren de aterrizaje perdió las ruedas y parte de sus ejes, quedando el resto unido a la aeronave y plegado hacia adelante.

Toda la parte inferior de la aeronave sufrió los efectos de un fuerte arrastre sobre la superficie de la pista.

Por otra parte, prácticamente todo el exterior de la aeronave fue afectado por el fuego en mayor o menor medida, encontrándose los daños más graves en la sección central del fuselaje y en la zona de unión de los planos con éste.

En el interior de la cabina de pasajeros, se produjeron daños por fuego en el marco de la salida de emergencia central-delantera, situada sobre el plano derecho y que se encontró abierta, en los respaldos de los asientos próximos a ella y en la zona de unión del revestimiento del techo con el lateral de la cabina.

1.4.- Otros daños.

La aeronave produjo daños, inicialmente, en las luces de aproximación y de umbral de pista.

A lo largo de su recorrido por la pista, dejó marcas en el pavimento como consecuencia de su arrastre apoyada en la zona inferior del fuselaje y de la combustión del carburante que se iba derramando a medida que avanzaba.

En el tramo final, además, produjo daños en los elementos de iluminación del borde de la pista (luces y peine de cables).

1.5.- Información sobre la tripulación.

1.5.1.- Piloto al Mando.

Edad / Sexo: 44 años / Varón.
Nacionalidad: Española.
Título: Piloto de Transporte de Línea Aérea.
Número: 1737
Antigüedad: 18/12/1980
Licencia de aptitud de vuelo:
- Fecha de renovación: 25/02/1994
- Fecha de caducidad: 02/09/1994

Ult. recon. médico: 16/02/1994
Calificación DC-9: 21/03/1980 (Copiloto).
Habilitación como
Piloto al Mando: 09/06/1989 (Sin restricciones).

Experiencia de vuelo.

Horas totales de vuelo: 9220
Horas de vuelo DC-9: 7304
Horas últimos 90 días: 108
Horas últimos 60 días: 77
Horas últimos 30 días: 39
Descanso previo: Más de 48 horas.

1.5.2.- Copiloto.

Edad / Sexo: 45 años / Varón.
Nacionalidad: Española.
Título: Piloto de Transporte de Línea Aérea.
Número: 2716
Antigüedad: 13/05/1993
Licencia de aptitud de vuelo:
- Fecha de renovación: 13/10/1993
- Fecha de caducidad: 15/04/1994
Ult. recon. médico: 22/09/1993
Calificación DC-9: 06/12/1990 (Sin restricciones).

Experiencia de vuelo.

Horas totales de vuelo: 5502
Horas de vuelo DC-9: 1552
Horas últimos 90 días: 90
Horas últimos 60 días: 56
Horas últimos 30 días: 14

Descanso previo: Más de 48 horas.

1.5.3.- Inspector.

Edad / Sexo: 44 años / Varón.

Nacionalidad: Española.

Título: Piloto de Transporte de Línea Aérea.

Número: 1696

Antigüedad: 29/05/1980

Licencia de aptitud de vuelo:

- Fecha de renovación: 26/11/1993

- Fecha de caducidad: 03/06/1994

Ult. recon. médico: 15/11/1993

Calificación DC-9,

como Piloto al Mando: 11/08/1987 (Sin restricciones).

Inspector DC-9: 02/10/1989 (Autorización D.G.A.C.).

Experiencia de vuelo.

Horas totales de vuelo: 11957

Horas de vuelo DC-9: 3213

Horas últimos 90 días: 75

Horas últimos 60 días: 40

Horas últimos 30 días: 30

Descanso previo: Más de 48 horas.

1.5.4.- Tripulación de Cabina de Pasajeros.

Los miembros de la Tripulación de Cabina de Pasajeros tenían sus certificados en vigor y habían realizado los cursos de refresco establecidos.

1.6 .- Información sobre la aeronave.

1.6.1.- Célula.

Marca:	McDONNELL DOUGLAS
Modelo:	DC-9-32
Nº de Fabricación:	47678
Año de Fabricación:	1975
Matrícula:	EC-CLE
Propietario:	AVIACION Y COMERCIO, S.A. (AVIACO).

1.6.2.- Certificado de aeronavegabilidad.

Número:	1580
Tipo:	Transporte Público de Pasajeros y Mercancías (1) - Normal.
Fecha de expedición:	26/09/1975
Fecha de renovación:	17/12/1993
Fecha de caducidad:	17/12/1994

1.6.3.- Registro de Mantenimiento.

Horas totales de vuelo:	38224
Nº total de aterrizajes:	41155
Ultima revisión general:	04/02/1989
Horas desde la última revisión general:	8785
Ultima revisión C-4 (2500 horas):	02/03/1994
Horas desde la última revisión C-4:	48
Nº aterrizajes desde la última revisión C-4:	61

1.6.4.- Motores.

Fabricante:	PRATT & WHITNEY	
Modelo:	JT8D-9A	
Posición:	<u>Nº 1</u>	<u>Nº 2</u>
Número de serie:	667002	665727
Fecha de montaje:	14/11/1991	12/12/1993
Horas totales:	36147	39847
Ciclos totales:	39983	35649

1.6.5.- Pesos y Centrado.

Peso Máximo Autorizado al Despegue:	49896 Kg.
Peso Máximo Autorizado al Aterrizaje:	45813 Kg.
Peso Operativo en Vacío:	41731 Kg.

Peso al Despegue en la Operación:	46039 Kg.
Peso Estimado al Aterrizaje:	43449 Kg.
Posición del Centro de Gravedad en la Operación:	
- Al despegue:	15,68 %MAC
- Estimado al Aterrizaje:	15,68 %MAC

1.7.- Información meteorológica.

El METAR de las 8.00 horas fué el siguiente:

Viento:	360° / 3 Kts.
Tiempo significativo:	Bancos de Niebla.
Nubosidad:	1-4/8 a 300 ft. Cubierto a 1500 ft.
Visibilidad horizontal:	1500 metros.
Temperatura:	9° C
Punto de Rocío:	9° C
Q.N.H.:	1024 HPa

Adicionalmente, a las 8.10:05 horas el controlador de Torre comunicó a la aeronave que el Alcance Visual en Pista (R.V.R.) era de 800 metros y, según los registros gráficos de este parámetro, en el momento en que ocurrió el accidente su valor era, aproximadamente, de 500 metros.

1.8.- Ayudas a la navegación.

Para la aproximación al Aeropuerto de Vigo se dispone de las siguientes ayudas:

NDB's

Indicativos:	VI	VIG
Frecuencias:	345.000	433.000
Posiciones:	42° 19' 08" N / 08° 36' 06" W	42° 11' 14" N / 08° 38' 15" W

TVOR/DME

Indicativo:	VGO
Frecuencia:	113.600
Posición:	42° 19' 21" N / 08° 36' 00" W (A 5 MN del umbral 20, en prolongación del eje de la pista).

En este equipo no eran utilizables los radiales 220 a 260 y 310 a 350. Esta circunstancia se había publicado en sucesivas ocasiones, la última de ellas mediante NOTAM I C emitido el día 18/11/1993 a las 7.31 horas.

ILS/DME 20

<u>Categoría:</u>	Cat I OACI
<u>Localizador:</u>	Indicativo: VIG Frecuencia: 110.900
<u>Senda:</u>	Pendiente: 3°

Las cuatro estaban operativas y funcionaban correctamente el día en que ocurrió el accidente.

En su aproximación la aeronave utilizó, al menos, las dos últimas.

1.9.- Comunicaciones.

Desde el inicio del vuelo hasta el momento en que ocurrió el accidente, la aeronave mantuvo comunicaciones con las Dependencias de Control y en las frecuencias siguientes:

- Torre de Control del Aeropuerto de Madrid-Barajas:

* Control Autorizaciones (DELIV):	121.95 Mhz
* Control de Rodadura (GMC):	121.70 Mhz
* Control Local (TWR):	118.15 Mhz
* Control de Salidas (DEP):	120.90 MHz

- Centro de Control de Madrid (LECM): 135.70 Mhz

- Control de Aproximación de Santiago (APP): 120.20 Mhz

- Torre de Control del Aeropuerto de Vigo (TWR): 118.45 MHz

Tanto los equipos de comunicaciones de estas Dependencias de Control, como los de la propia aeronave, funcionaron correctamente a lo largo de todo el vuelo.

1.10.- Información sobre el aeródromo.

Las características físicas de la zona de vuelos del Aeropuerto de Vigo son las siguientes:

Punto de referencia: 42° 13' 49" N / 08° 37' 34"W

Elevación: 262 m (859 ft)

Pista principal:

Dimensiones: 2400 x 45 m

Orientación: 02 / 20

Pavimento: Flexible (Asfalto)

Zonas de Parada:

Cabecera 02: 47 x 45 m

Cabecera 20: 60 x 45 m

Franja:

Dimensiones: 2690 x 200 m

Calles de rodaje:

Ancho: 22 m

Pavimento: Flexible (Asfalto)

Plataforma:

Superficie: 31900 m²
Pavimento: Rígido (Hormigón)

En la cabecera 20, las zonas libre de obstáculos y de parada, así como los primeros 300 metros de pista, medidos sobre el eje, no son visibles desde la Torre de Control.

El día en que ocurrió el accidente no eran utilizables los primeros 500 m de la pista 02, por lo que la distancia de aterrizaje, así como el resto de las distancias declaradas, para la pista 20 se había reducido a 1900 m. Esta circunstancia se había publicado mediante NOTAM I C emitido el día 16/03/1994 a las 17.46 horas.

Así mismo, el día 17/03/1994 se había emitido otro NOTAM I C mediante el que se publicaba la realización de trabajos de nivelación a los dos lados de la pista y a lo largo de 2000 m, contados a partir del umbral de la pista 02.

En cuanto a las ayudas luminosas se refiere, está equipado como se indica a continuación:

Iluminación de aproximación:

Cabecera 02: VASIS con barras a 150 y a 360 m del umbral y ángulo de 3°.

Cabecera 20: Cat. I OACI.
PAPI con barras a 300 m del umbral y ángulo de 3°.

Sistema sencillo de iluminación de aproximación.

Indicador de alineación de eje (Luces destellantes secuenciales).

Iluminación de pista:

Dispone de luces de borde de pista, de umbral y de extremo de pista.

Iluminación de obstáculos:

No todos los obstáculos están señalados y balizados.

Todas las ayudas luminosas estaban operativas y funcionaban correctamente el día en que ocurrió el accidente. Así mismo, estaban activadas en el momento en que este tuvo lugar.

1.11.- Registadores de vuelo.

La aeronave disponía de un Registrador de Voces en Cabina (C.V.R.) y de un Registrador Digital de Datos de Vuelo (D.F.D.R.). Se recuperaron los dos sin daños de tipo alguno producidos en el curso del accidente.

El C.V.R. se trató en el Laboratorio de Sonido de la Comisión de Investigación de Accidentes de Aviación Civil.

El D.F.D.R. se leyó, con apoyo de la Compañía operadora, por la Comisión de Investigación de Accidentes de Aviación Civil y la información correspondiente se trató directamente por esta última.

1.11.1.- Registrador de Voces en Cabina (C.V.R.).

El Registrador de Voces en Cabina (C.V.R.) es de la Marca Sundstrand Data Control, modelo AV 557C, P/N 980-6005-076, S/N 9101 y Date Code 12/78.

Este equipo dispone de cuatro canales de grabación en los que se registran los sonidos correspondientes a los elementos y puestos que se indican a continuación:

- Canal nº 1: Micrófono del Sistema de Avisos al Pasaje.
- Canal nº 2: Micrófono y auriculares del Copiloto.
- Canal nº 3: Micrófono y auriculares del Piloto al Mando.
- Canal nº 4: Micrófono de ambiente.

Una vez retirado de la aeronave, se comprobó que no había sufrido daños y la grabación estaba en buenas condiciones, por lo que se utilizó el propio equipo para reproducir el contenido de los cuatro canales, a efectos de su grabación en cinta comercial para su transcripción y posterior estudio .

En la grabación correspondiente a cada uno de los canales se encontró:

- Canal nº 1: No contenía grabaciones.

- Canal nº 2: Contenía grabación de las comunicaciones realizadas por el Copiloto.

- Canal nº 3: Contenía grabación de las comunicaciones realizadas por el Piloto al Mando.

- Canal nº 4: Contenía grabación de las comunicaciones habidas entre la aeronave y las estaciones terrestres correspondientes, las conversaciones mantenidas entre los ocupantes de la cabina, los sonidos producidos por la actuación de estos sobre los distintos mandos de los sistemas de la aeronave y los avisos acústicos de los sistemas que pudieron producirlos.

Las conversaciones en cabina se registraron sólo en el Canal número 4 debido a que ninguno de los ocupantes de la cabina de mando utilizó los auriculares y, en consecuencia, el sistema de interfonía.

Como consecuencia de lo indicado en los párrafos anteriores, fué necesario realizar la transcripción completa de la grabación correspondiente a lo captado por el micrófono de ambiente. Esta grabación, por las condiciones en que se realiza y las características del propio registrador, contiene ruidos diversos y es de calidad deficiente, lo que hizo necesario un tratamiento de limpieza de ruidos previo a la transcripción.

Una vez que se dispuso de la transcripción completa y detallada, se estableció la correlación entre la grabación del C.V.R. y las procedentes de las distintas Dependencias de Control que

intervinieron en el vuelo. Así mismo, pudo establecerse la correlación con lo registrado en el D.F.D.R. y, en consecuencia, la relación entre las distintas acciones en cabina y las actuaciones de la aeronave a lo largo del vuelo.

1.11.2- Registrador Digital de Datos de Vuelo (D.F.D.R.).

El Registrador Digital de Datos de Vuelo (D.F.D.R.) es de la Marca Loral Data Systems, de la Casa Fairchild Aviation Recorders, modelo F1000, P/N S703-1000-00, S/N 00844 y Date Code 11/93.

Este equipo registra los siguientes parámetros:

- Aceleración Vertical.
- Altitud.
- Velocidad Indicada.
- Rumbo Magnético.
- Tiempo.
- Pulsaciones de Micro.

El parámetro de Micro se graba cuando se pulsa este, la Aceleración Vertical se graba diez veces por segundo y el resto de los parámetros lo hace una vez por segundo.

Una vez retirado de la aeronave, se comprobó que no había sufrido daños y la grabación estaba en buenas condiciones, por lo que se utilizó el propio equipo para extraer la información mediante el interfaz suministrado por la Compañía operadora de la aeronave.

Cuando se dispuso de la información correspondiente en unidades de ingeniería, se estableció la correlación con la grabación del C.V.R. y las comunicaciones procedentes de las distintas Dependencias de Control que intervinieron en el vuelo. Así mismo, pudieron determinarse la trayectoria y las actuaciones de la aeronave a lo largo del último tramo del vuelo.

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

La aeronave se disponía a tomar tierra por la pista 20 del Aeropuerto de Vigo después de haber realizado una aproximación de precisión VOR-ILS/DME de acuerdo con los procedimientos publicados.

Cuando se encontraba en el tramo final de la trayectoria correspondiente, la aeronave tocó en las tres luces de una barra de aproximación con la pata izquierda del tren de aterrizaje principal y zonas aledañas del fuselaje. La barra estaba situada 115 metros antes del umbral de la pista, con las luces al nivel de este y cada una de ellas montada sobre una estructura soporte independiente que las elevaba 3,55 metros sobre el terreno, en la zona libre de obstáculos previa a la pista.

Pasados 27,25 metros entraron en contacto con el terreno las ruedas de la pata izquierda del tren de aterrizaje principal y 4,75 metros después lo hicieron las de la pata derecha. Las ruedas se separaron del terreno poco después, dejando marcadas en este unas huellas profundas de 11,70 y 15,26 metros de longitud, respectivamente, las de cada lado. Según el levantamiento topográfico realizado, la pendiente aproximada del terreno en esta zona era de 4°, en sentido ascendente. Los amortiguadores de las dos patas del tren de aterrizaje principal colapsaron y estas se rompieron por

sus respectivos anclajes al larguero posterior de los planos, siguiendo unidas al resto de la aeronave por conductos y cables; con la del lado derecho se rompió también el depósito de combustible de ese lado, que empezó a derramarse de manera apreciable ya desde el inicio de la zona de parada.

La aeronave volvió a entrar en contacto con el terreno poco antes de la zona de parada. Esta vez inició el contacto con la aleta interior del flap izquierdo, del que se desprendieron, en grandes trozos, el borde de salida y algunos paneles. A continuación entró en la zona de parada, en cuyo comienzo quedó marcado el pavimento con surcos profundos producidos por los extremos de los herrajes de soporte y giro del flap interior izquierdo; se desprendió la aleta interior correspondiente. Inmediatamente entró en contacto con el pavimento el carril interior de la aleta del flap interior derecho, que también se desprendió.

En este intervalo, las ruedas de la pata de morro se apoyaron en el terreno, reventaron e iniciaron unas huellas que se prolongaron hasta su desprendimiento, prácticamente al final del recorrido de la aeronave.

Muy poco después golpeó con la parte posterior del fuselaje, a la altura del mamparo de presión y zona de alojamiento del A.P.U., en una arqueta de conexiones del sistema de iluminación, situada 3,60 metros antes del extremo de la zona de parada y 2 metros a la derecha de la prolongación del eje de pista. En el interior y los alrededores de la arqueta quedaron trozos de las compuertas de acceso a esta unidad y de las mantas de aislamiento térmico correspondientes.

La aeronave continuó su recorrido apoyada en la pata de morro y la parte inferior del fuselaje. A su paso por la barra de iluminación de extremo de pista rompió varias luces, de ellas, tres correlativas con el borde de

ataque del plano izquierdo. En esta zona empezó a arder el combustible que se iba derramando del depósito derecho.

A partir de este momento, la aeronave inició un arco hacia la izquierda estando orientada prácticamente en la dirección del eje de pista. A medida que avanzó en su recorrido, fué girando sobre la pata de morro del tren de aterrizaje con una razón aproximada de 3° por cada 10 metros de pista, en sentido contrario a las agujas del reloj, y continuó derramando combustible, que iba ardiendo sobre el pavimento.

Los primeros restos de la pata de morro del tren de aterrizaje se encontraron en el margen izquierdo de la pista, aproximadamente a 300 metros del umbral. En este momento la aeronave estaba prácticamente perpendicular a la pista y continuó su desplazamiento en condiciones similares, dejando restos de las ruedas de morro en el camino, hasta que, 200 metros más adelante, la pata de morro, reducida ya a un muñón, salió de la zona pavimentada y se clavó en el terreno.

Como consecuencia de esto, la aeronave aumentó su régimen de giro y se frenó en su desplazamiento, deteniéndose definitivamente a 600 metros del umbral de la pista y orientada con un rumbo aproximado de 325°. Al detenerse la aeronave, el fuego pasó al lado izquierdo y afectó a prácticamente todo el exterior de la aeronave, produciéndole graves daños.

El muñón de la pata de morro del tren de aterrizaje quedó en su lugar y plegado hacia adelante, y la pata derecha del tren principal, completa con sus ruedas, acompañó a la aeronave hasta el final de su trayectoria. La pata izquierda del tren principal se desprendió totalmente durante el recorrido de la aeronave en el suelo y se encontró a 355 metros del umbral, a la derecha del eje de la pista.

1.13.- Información médica y patológica.

Tres pasajeros sufrieron heridas de carácter grave. El informe médico indica que los diagnósticos correspondientes fueron:

- Fractura de platillo tibial en la pierna derecha y herida erosiva en la mano del mismo lado.

- Fractura de cabeza de radio.

- Quemaduras de primer y segundo grado a nivel de la muñeca y del pulpejo del tercer dedo de la mano derecha, arrancamiento del ligamento lateral externo de la rodilla del mismo lado, y contusión torácica.

Adicionalmente, 58 pasajeros y un tripulante de cabina de pasajeros fueron atendidos por haber sufrido quemaduras y contusiones de carácter leve.

1.14.- Incendio.

Como consecuencia de la rotura del depósito de combustible situado en el plano derecho de la aeronave, este empezó a derramarse de manera apreciable a la altura del borde de la zona de parada y comenzó a arder a partir de la señalización de umbral, acompañando a la aeronave en todo su desplazamiento.

Cuando se detuvo la aeronave, el fuego pasó al lado izquierdo y afectó a prácticamente todo el exterior de la aeronave, produciéndole daños muy fuertes.

Cuando la aeronave entraba en la pista, un vehículo que estaba en las proximidades de la cabecera 20 comunicó emergencia en la frecuencia de 121.5 MHz. Inmediatamente la Torre de Control activó la alarma del Servicio Contra Incendios (S.C.I.) y estos salieron con todos sus medios.

Aproximadamente un minuto después de producirse la alarma, los medios del S.C.I. llegaron a la aeronave y empezaron a actuar sobre el plano izquierdo para proteger la evacuación. Pasados 30 segundos, el fuego en ese lado estaba extinguido y se pasó a actuar sobre el plano derecho, quedando extinguido el fuego un minuto después. Se siguió actuando sobre los planos para enfriar las superficies calientes y prevenir la reproducción del fuego.

Una vez extinguido el fuego, pasados apenas dos minutos desde su llegada a la aeronave, algunos miembros del S.C.I. equipados con bombonas de oxígeno y mascarillas, se introdujeron en la cabina de la aeronave, comprobando que estaba totalmente desalojada.

1.15.- Supervivencia.

Dadas las características del impacto, el accidente era sobrevivible.

Nada más detenerse la aeronave, la tripulación ordenó y dirigió su evacuación, así como el alejamiento de los pasajeros de la zona afectada por el fuego.

En la evacuación se utilizaron las dos puertas delanteras, con despliegue de rampas, y las dos salidas de emergencia situadas sobre el plano izquierdo. Se abrió la salida de emergencia delantera de las situadas sobre el plano derecho y, al producirse la entrada de humo en cabina, se

intentó cerrar sin lograrlo. No se hizo uso de la salida posterior, a través del cono de cola, debido a la existencia de fuego; posteriormente se comprobó que esta zona no había sido afectada por el fuego y que el sistema de lanzamiento del cono de cola funcionaba correctamente.

La evacuación se hizo de forma ordenada. En ningún momento se produjo pánico y, en el interior de la cabina, sólo se constató la existencia de una contusión leve sufrida por un pasajero y que no le impidió salir con normalidad.

Cuando llegaron los Servicios Contra Incendios, prácticamente había terminado la evacuación y los pasajeros y tripulantes se dirigían hacia el otro lado de la pista. Las lesiones que sufrieron algunos pasajeros se produjeron en la salida de la aeronave.

Salvo un pasajero, con fractura de platillo tibial en la pierna derecha, que fué trasladado directamente en ambulancia, el resto de los ocupantes de la aeronave fué trasladado al terminal del aeropuerto en autobuses, pasando al botiquín las personas que presentaban lesiones.

Finalmente, varios pasajeros fueron trasladados a centros hospitalarios para ser atendidos con los medios adecuados a sus respectivas situaciones.

1.16.- Ensayos e investigaciones

1.16.1.- Estudio de la grabación del C.V.R..

La grabación empieza a las 7.52 horas y termina a las 18.17 horas, entre 7 y 8 segundos después del impacto de la aeronave con el terreno.

Una vez escuchada la grabación y comprobado que todo había transcurrido con normalidad prácticamente hasta el final del vuelo, se decidió transcribir y estudiar con detalle sólo los últimos 10 minutos de esta, que comprenden la maniobra completa de aproximación instrumental al Aeropuerto de Vigo.

En este tramo, la grabación se inicia con comentarios entre los tripulantes y sonidos producidos al accionar distintos elementos en el interior de la cabina de mando. Así, entre las 8.09:09 y las 8.09:34 horas, se oye, en secuencia, el indicativo de la estación V.O.R. de Vigo, el identificativo del I.L.S. de la pista 20 del aeropuerto, y las expresiones “todo chequeado” y “checked altitude”, por parte del Copiloto.

La aeronave fué transferida por la Dependencia de Control de Aproximación (APP) a la de Torre (TWR) a las 8.09:50 horas; a las 8.09:59 horas entró en contacto con esta última, comunicando que se encontraban “volando el arco ya para ILS a la 20”, a lo que TWR le respondió: “continúe aproximación a la 20 y notifique V.O.R. en final, el viento actual 360/03 y pista húmeda. La visibilidad, el RVR ahora está marcando 800 metros, ahora mismo”.

Continuaron las conversaciones y acciones de los tripulantes. A las 8.12:44 horas el Copiloto confirmó estar en el Localizador del I.L.S. y, a las 8.14:05 horas, la captura de la Senda de Planeo. Entre las 8.14:30 y las 8.15:13 horas se leyó la lista de comprobación previa al aterrizaje (BEFORE LANDING).

A las 8.15:18 horas, la aeronave comunicó: “VOR en final AVIACO 260, campo a la vista”, a lo que TWR le respondió: “260 recibido. Si campo a la vista, autorizado aterrizar pista 20, el viento es prácticamente calma, 360/02”.

Después se oyó la petición de “full” y el Copiloto dijo, sucesivamente: “500”, “400”, “tres”, “200”, “100”, “se está viendo el suelo” y “estamos llegando a mínimos”. A las 8.16:48 horas, el Copiloto dijo: “mínimos ahora”, un segundo después fué el Piloto al Mando el que dijo: “vale” y lo confirmó el Copiloto diciendo: “sí”.

Cuando faltaban 7,90 segundos para el impacto, empezó a sonar el Sistema de Avisos de Proximidad al Terreno (G.P.W.S.), tres veces seguidas con el aviso “glide slope” y, a continuación, otras tres veces seguidas con el aviso “sink rate”. El último aviso se oyó apenas dos segundos antes del impacto con el terreno, que se produjo a las 8.17:05 horas.

A partir del momento en que la aeronave entró en contacto con el terreno, se oyen ruidos de arrastre hasta que, siete segundos después de este, se interrumpe la grabación.

1.16.2.- Estudio de los datos registrados en el D.F.D.R..

Se han considerado los valores correspondientes al período transcurrido desde que la aeronave abandonó los 7.000 ft de altitud, considerando valores corregidos por Q.N.H., hasta que el registrador dejó de grabar. En total, esto equivale a 10:20 minutos antes del impacto y 7 segundos después, es decir, 628 datos de cada parámetro con una frecuencia de uno por segundo.

Inicialmente, la aeronave descendió durante 120 segundos, con un rumbo que osciló entre 278° y 285°, hasta una altitud aproximada de 5.350 ft. Su velocidad indicada se redujo de 310 a 225 Kts en este intervalo.

Después, viró a la derecha durante 30 segundos hasta alcanzar un rumbo aproximado de 340°. En este intervalo descendió a 5.000 ft y redujo su velocidad indicada a 205 Kts.

Durante los 100 segundos siguientes, la aeronave se mantuvo a 5.000 ft, viró a la izquierda hasta los 330° y aumentó ligeramente su velocidad indicada, a 210 Kts.

A partir de este momento, la aeronave descendió durante 100 segundos hasta llegar a los 3.300 ft. En este intervalo continuó virando a la izquierda, alcanzando un rumbo de 230°, y redujo su velocidad indicada a 165 Kts.

La aeronave mantuvo la altitud de 3.300 ft durante 90 segundos, a lo largo de los cuales siguió virando a la izquierda hasta establecerse en un rumbo que oscilaba entre los 195° y 200°, con una velocidad indicada próxima a 160 Kts.

Ya establecida la aeronave en un rumbo próximo al del localizador del I.L.S., descendió durante 180 segundos con un régimen medio de 850 ft/minuto, hasta el momento del impacto con el terreno. Durante los últimos 30 segundos mantuvo una velocidad indicada próxima a 135 Kts. En el momento del impacto con el terreno, se alcanzó una aceleración vertical de 3,69 g.

Cerca de dos segundos después, la aeronave pasaba por el umbral de la pista, arrastrándose sobre el pavimento, con una velocidad indicada de 133 Kts y un rumbo de 191°.

La última grabación en el registrador se produjo 7 segundos después del impacto, con la aeronave arrastrándose sobre la pista con una velocidad indicada inferior a los 50 Kts. En este momento la aeronave había recorrido unos 200 metros, contados desde el umbral de la pista.

1.16.3.- Estudio de los herrajes de unión de las patas del tren de aterrizaje principal al larguero posterior de los planos de la aeronave.

Se enviaron al Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial “Esteban Terradas” (INTA), para su estudio, los elementos que se relacionan a continuación:

- Herraje de unión de la pata derecha del tren principal de aterrizaje al ala del larguero posterior y revestimiento del plano derecho.

- Parte del larguero principal posterior de ala comprendido entre el fuselaje del avión y el extremo del plano derecho. El trozo del larguero enviado incluye la zona de anclaje del herraje mencionado en el párrafo anterior.

- Herraje de unión de la pata izquierda del tren principal de aterrizaje al alma del larguero posterior y revestimiento del plano izquierdo. Este herraje estaba incompleto, faltando un fragmento del mismo en la zona de unión al larguero.

A continuación se exponen los resultados del estudio.

1.16.3.1.- Estudios realizados y resultados obtenidos.

1.16.3.1.1.- Observación visual.

1.16.3.1.1.1.- Constitución de los herrajes y de su unión a la estructura del ala.

Ambos herrajes, derecho e izquierdo, son de forma análoga, si bien simétricos uno respecto al otro, de una sola pieza cada uno y están constituídos básicamente por un tabique central, dos alas (superior e inferior) y la platina de unión al larguero posterior del ala; del tabique central salen lateralmente cuatro orejetas de articulación de la pata del tren de aterrizaje. El tabique central está aligerado en la zona central próxima a la platina de unión al larguero y su unión a la platina se hace de forma gradual, presentando

los adecuados alvéolos de alojamiento para las tuercas de los cuatro bulones principales de unión del herraje a la estructura del larguero posterior del ala.

La unión del herraje a la estructura del alma del larguero posterior se efectúa mediante cuatro bulones, dos superiores y dos inferiores, además de un "cosido" formado por un total de 32 tornillos pasantes con tuerca que unen el herraje y los distintos elementos estructurales que refuerzan el alma del larguero en la zona de acoplamiento del herraje. El "cosido" lo constituyen cuatro líneas situadas simétricamente en relación al eje vertical de la platina del travesaño que va desde el larguero posterior al anterior; de estas cuatro líneas, dos son rectas y están constituidas por cuatro tornillos cada una y las otras dos contornean la platina y están formadas por 12 tornillos cada una. Las cuatro líneas de cosido son a su vez simétricas con respecto al eje central horizontal de la platina.

Tanto los bulones como los tornillos son de acero, con las cabezas situadas en la estructura interior del ala, dentro del depósito de combustible integrado en los planos, y las tuercas apoyadas en la cara de la platina del herraje opuesta a la de apoyo en el alma del larguero. En el caso del avión accidentado, los bulones superiores son de 3/4 de pulgada de diámetro, los inferiores de 1 1/8 de pulgada y los tornillos de "cosido" de 5/16 de pulgada.

La arquitectura local del alma del larguero en la zona de unión del herraje está constituida por dos placas de

reparto, una adyacente al extradós y otra al intradós, que apoyan sobre otras dos placas de reparto de mayor tamaño que a su vez apoyan en una chapa de refuerzo interior del alma del larguero, que por la otra cara lleva una segunda chapa de refuerzo que apoya ya en la platina del herraje. Sobre las placas de reparto apoya la platina del travesaño interior, directamente sobre las dos más pequeñas y, a través de un suplemento, en las dos de mayor tamaño, en la zona comprendida entre los bordes de las dos primeras. Los bulones unen conjuntamente a la platina del herraje la platina del travesaño, las placas de reparto, así como las chapas de refuerzo interna y externa, y el alma. Los 8 tornillos que forman dos líneas rectas unen a la platina del herraje la platina del travesaño, el suplemento de unión, las placas de reparto y las chapas de refuerzo, y el alma del larguero. Los 24 tornillos restantes unen a la platina del herraje las placas de reparto y las chapas de refuerzo, y el alma.

1.16.3.1.1.2.- Herraje derecho del tren principal.

Este herraje no presenta ninguna rotura y se ha desprendido de su anclaje al larguero posterior del ala como consecuencia de la rotura de los bulones y de la propia estructura del alma del larguero, parte de la cual quedó unida al herraje al desprenderse este.

Los bulones inferiores aparecen rotos en su zona roscada, en una dirección inclinada cuyo límite superior está aproximadamente a la altura del apoyo de la cabeza

del bulón en la platina del travesaño, si bien, en el caso del más proximo al eje del avión, el trozo del bulón con su tuerca aparece desplazado en el sentido de separarse del alma del larguero, mientras que, en el otro caso, la tuerca no se ha desplazado o su desplazamiento ha sido menor. Los bulones superiores se han roto por la sección correspondiente al primer hilo de rosca situado en la cara de apoyo de las tuercas; estas tuercas, junto con el extremo roscado del espárrago, permanecieron en su posición en el herraje, mantenidas por el producto de sellado del depósito de combustible.

En la parte de la estructura del alma del larguero que quedó unida al herraje al desprenderse este, se aprecia que las roturas sufridas por el alma del larguero se han producido fuera de la silueta de la platina de unión del herraje de la pata del tren.

En cuanto a los tornillos de “cosido” del herraje del tren a la estructura del alma y refuerzos del larguero, de los que forman dos líneas rectas, falta uno; el resto y sus tuercas se mantienen en su posición sin haber sufrido, aparentemente, ninguna anomalía.

En cuanto a los otros 24 se refiere, no se han recibido cinco tornillos de la parte más alejada del eje del avión, ni sus tuercas; en la parte más próxima al eje del avión solo falta el tornillo más próximo al intradós, habiendo tres rotos, dos de ellos a nivel de la superficie de apoyo entre las placas de reparto y el otro a nivel de la superficie exterior de la de menor tamaño.

1.16.3.1.1.3.- Herraje izquierdo del tren principal.

Este herraje, tal como se recibió, no tenía adherido ningún fragmento de la estructura del larguero posterior del ala, sino solamente, igual que el herraje derecho, un pequeño fragmento de intradós y otro de extradós. De todos los elementos de unión al larguero, bulones y tornillos, solamente acompañaban al herraje un bulón superior y dos tornillos rotos aproximadamente a nivel de la cara de apoyo de la platina del herraje en el alma del larguero.

El herraje había sufrido una rotura que interesaba la platina de acoplamiento, el tabique central y su nervado de refuerzo en la zona de los alvéolos de alojamiento de los bulones inferiores, así como el ala de unión al revestimiento de intradós.

1.16.3.1.1.4.- Larguero posterior del ala derecha.

En el tramo recibido de este larguero se aprecia que en una parte, que incluye la zona correspondiente al anclaje del herraje del tren principal, ha desaparecido el alma del larguero. La zona en que el alma ha sido arrancada del larguero es notablemente mayor, aproximadamente tres veces, que los restos del alma del larguero que quedaron unidos al herraje tal como se recibió en el INTA.

1.16.3.1.2.- Composición química.

Se procedió a efectuar el análisis de una muestra de material obtenida del herraje, obteniéndose el siguiente resultado, expresado en % en peso:

Al	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Si
Base	0,24	1,50	0,04	2,34	0,20	5,40	0,15

1.16.3.1.3.- Dureza.

Se efectuaron diversas determinaciones de dureza Brinell con bola de 10 mm, carga de 500 Kg y 30 segundos de tiempo de aplicación de carga, obteniéndose unos resultados comprendidos entre 143-144 HB 10/500/30”.

1.16.3.1.4.- Conductividad eléctrica.

Mediante corrientes inducidas, se determinó la conductividad eléctrica del herraje, que resultó ser de 23,5 m \square /mm².

1.16.3.1.5.- Material y estado de tratamiento.

A la vista de los resultados obtenidos en cuanto a composición química y los valores de dureza y conductividad eléctrica encontrados, puede establecerse que el herraje estaba fabricado con aleación de forja

Al-Zn-Cu-Mg del tipo 7075 en estado de tratamiento térmico de temple y sobremaduración artificial, tipo T-73.

1.16.3.1.6.- Estudio fractográfico.

Las características generales de las roturas presentes en los elementos recibidos, en cuanto a número, posición de las roturas y elementos afectados, han sido ya expuestas en los distintos subapartados del apartado 1.16.4.1.1 "Observación visual". En este apartado se completará el estudio de las roturas con la consideración de sus caracteres fractográficos que permitan clarificar el tipo de rotura que han sufrido.

1.16.3.1.6.1.- Herraje derecho.

El herraje en sí no presentaba ninguna rotura. Los dos bulones inferiores presentan una superficie de fractura lisa, desarrollada en un plano orientado aproximadamente a 45° con el eje del bulón y situada en una zona de estricción, características todas ellas que corresponden a una rotura por sobrecarga estática, con posible efecto de impacto, de carácter dúctil, básicamente por acción paralela al eje del bulón, si bien existe también una ligera deformación general provocada por fuerza cortante o cierta componente general de flexión.

Las roturas que existen en los bulones superiores presentan, en cambio, un carácter macroscópicamente frágil, correspondiente a una distribución de esfuerzos más

complejos, con evidente influencia de triaxialidad, lo que se corresponde a la distribución esperable en la zona de rotura situada, como ya se indicó en 1.16.4.I.1, en la sección correspondiente al primer hilo de rosca, contado a partir de la cara de apoyo de la tuerca, de la zona roscada del bulón abrazada por la tuerca. No se observa en la superficie de fractura ningún inicio de rotura por fatiga, correspondiendo sus caracteres morfológicos a una rotura por sobrecarga estática, de carácter macroscópicamente frágil por efectos de triaxialidad de esfuerzos y probable efecto de impacto en la aplicación de la carga.

Las roturas de los tornillos que contornean la platina del travesaño se han desarrollado en una superficie plana, lisa y sin marcas, orientada perpendicularmente al eje del tornillo, con una ligera deformación plástica de flexión en toda la parte visible del tornillo, pero sin zona de extricción por tracción. Las características encontradas corresponden a una rotura, de carácter dúctil, básicamente por fuerza cortante.

Las roturas, tanto de las placas de refuerzo de mayor tamaño, como del alma del larguero y chapas de refuerzo, se desarrollan en superficies planas, suaves y sin marcas, formando un ángulo a 45° con las superficies de las placas y chapas, correspondiendo sus caracteres morfológicos a roturas en bisel, de carácter dúctil, por carga estática, básicamente de tracción, típicas de placas de poco espesor y chapas. Estos mismos caracteres presentan las roturas del travesaño y su platina.

1.16.3.1.6.2.- Herraje izquierdo.

La rotura del bulón superior más próximo al eje del avión, único recibido con este herraje, tiene idénticas características a las de las roturas de los bulones inferiores del herraje derecho y se clasifica, por tanto, en el mismo tipo de rotura. Las roturas de los dos tornillos superiores del “cosido” que contornea la platina del travesaño poseen características correspondientes a cizalladura por carga estática.

El herraje en sí, tal como se indicó en 1.16.4.1.1.3, presenta una rotura de gran extensión que provocó la separación del resto del herraje de algo más de la mitad, la parte más próxima al intradós, de la platina de fijación al alma del larguero, junto con una parte del ala inferior del herraje. La rotura se desarrolla en dos planos irregulares, uno de ellos de mayor extensión, aproximadamente perpendicular al tabique vertical del herraje, y el otro con cierta inclinación respecto al mencionado tabique; ambos planos situados en la zona de unión del tabique con la platina, interesando el propio tabique y los nervados del mismo y prologándose por el ala inferior (intradós) del herraje y hacia arriba por la platina.

Las superficies de fractura presentan, como caracteres morfológicos típicos, la ausencia de macrodeformación plástica asociada a la rotura, textura rugosa direccional y desarrollo en los planos mencionados. Los caracteres macromorfológicos corresponden a una rotura de carácter frágil, por sobrecarga estática, iniciada en dos

zonas (una a cada lado del tabique) situadas en la unión de la pared del alvéolo de alojamiento de las tuercas de los bulones inferiores con el tabique vertical y platina, y propagada a partir de estas dos zonas hacia el interior del tabique y hacia las alas del herraje, prologándose ambas fracturas por el ala de intradós y hacia la parte superior del herraje, hasta una cierta distancia en el caso de la iniciada en la zona más alejada del eje del avión, mientras que la iniciada en la más próxima se prolonga por la parte superior de la platina, a ambos lados del tabique vertical del herraje. Los dos planos de fractura se unen formando una arista.

La zona de iniciación de la superficie de fractura más próxima al eje del avión está situada en la pared del alvéolo, sin que se aprecie ninguna diferencia de caracteres macromorfológicos entre esta zona y el resto de la fractura. Por el contrario, en el caso de la superficie de fractura más alejada del eje del avión, se observa que la zona de origen de la superficie general de fractura es, precisamente, el límite de una zona brillante en forma de luna en cuarto menguante claramente diferenciada del resto de la superficie de fractura.

Desde el punto de vista macromorfológico, esta zona se caracteriza por una superficie brillante, de textura lisa y aspecto de “martillado” o “ludido”. Dentro de estas características se aprecia una zona en forma de media luna que ocupa aproximadamente el 20% de la superficie total; en ella se distinguen dos subzonas que se diferencian por la presencia en una de ellas de pequeños escalones de

bordes aproximadamente perpendiculares al perímetro de la zona. No se observa ninguna macrodeformación plástica asociada a la rotura.

Examinada con microscopio electrónico de barrido, se pone de manifiesto una gran oscilación de toda la superficie; no obstante, en la subzona que no presenta los escalones, en partes locales menos afectadas por el daño superficial, oxidación y ludimiento, sufrido por las dos superficies de la grieta durante el avance de la misma, se aprecian, aunque deterioradas, las típicas mesetas con estriaciones dúctiles propias de un proceso de fatiga propagado en dirección aproximadamente perpendicular al contorno exterior de la pieza y en sentido hacia el interior de la misma.

En la parte de la rotura externa a la zona en forma de media luna, se aprecia un relieve en cúpulas rodeando a partículas y precipitados, característico de roturas por sobrecarga estática en aleaciones ligeras del tipo Al-Zn-Cu-Mg bonificadas, como es la que constituye el herraje.

En cuanto a la subzona escalonada se refiere, observando con más detalle los escalones, se encuentra, cubierto por una capa compacta y casi continua de óxido, un relieve típico de mesetas y estriaciones de fatiga, si bien el relieve de estas últimas está "enmascarado" por la capa de óxido, de tipo lodo cuarteado, cuyo agrietamiento está condicionado por el relieve de las estriaciones situadas debajo de la capa. En esta zona, la dirección de

propagación de la grieta de fatiga es perpendicular al borde de los macroescalones que se observan en la superficie de la fractura.

1.16.3.2.- Informe y conclusiones.

1.16.3.2.1.- Herraje derecho.

El herraje derecho no presentaba en sí mismo ninguna rotura y conservaba, unida a su platina por los correspondientes tornillos de cosido, parte de la estructura del alma del larguero. Las roturas que presentaban los restos de estructura mencionados correspondían, por sus características, a rotura por sobrecarga estática. A este mismo tipo, rotura por sobrecarga estática, pertenecía también la de los tornillos de cosido que aparecieron rotos.

Los cuatro bulones principales de unión del herraje a la estructura del alma del larguero habían sufrido rotura, también por sobrecarga estática. Parte de todos y cada uno de estos bulones, con sus tuercas, permanecían en el herraje. En los dos bulones mas próximos al intradós, cuyo diámetro era de 1 1/8 de pulgada, la rotura situada en la zona no roscada próxima a la cabeza del bulón, era de carácter dúctil, básicamente por tracción, presentando una apreciable macrodeformación plástica, con estricción. En el caso de los dos bulones inferiores, próximos al intradós y de menor diámetro, la rotura se produjo en la zona roscada abrazada por la tuerca, en la sección correspondiente a la cara de apoyo de la tuerca y presentaba características de

rotura macroscópicamente frágil bajo esfuerzos locales mas complejos.

1.16.3.2.2.- Herraje izquierdo.

El herraje izquierdo, tal como se recibió, no contenía ningún fragmento del alma del larguero correspondiente. El único bulon principal de unión al larguero que permanecía en él era uno de los dos bulones superiores, y la parte de bulón que estaba en el herraje conservaba la tuerca. La rotura del bulón se situaba en la zona no roscada, próxima a la cabeza, y era de carácter dúctil por sobrecarga estática.

El propio herraje presentaba una rotura en la zona de unión del tabique del herraje con la platina de acoplamiento al alma del larguero, interesando también el ala inferior, intradós, del herraje y prologándose por la platina hacia la parte superior, extradós, de esta. La rotura, de gran extensión, era de carácter frágil, por sobrecarga estática con probable efecto de impacto y se había iniciado en dos zonas, una a cada lado del tabique, en los alvéolos de alojamiento de las cabezas de los dos bulones inferiores. La iniciación y desarrollo de esta fractura ha sido descrita con detalle en el apartado 1.16.4.1.6.2.

La grieta inicial involucrada en uno de los dos orígenes de la fractura frágil del herraje, es una grieta previa de fatiga existente en el herraje anteriormente a la sobrecarga que provocó su rotura frágil.

El herraje estaba fabricado con aleación de forja Al-Zn-Cu-Mg del tipo 7075 en estado de tratamiento térmico de temple y sobremaduración artificial, tipo T-73.

1.16.4.- Informe meteorológico del Aeropuerto de Vigo.

1.16.4.1.- Situación.

El Aeropuerto de Vigo está ubicado en terreno de desmonte. Su entorno es accidentado, careciendo de grandes elevaciones. Su situación, cercana al mar y junto a la Ría de Vigo, es determinante de su climatología.

Su campo de vuelo tiene una altitud de 250 m sobre el nivel del mar. Su pista, con orientación 02-20, es casi paralela a la Ría y a un pequeño valle que se abre al Norte a otro más amplio, que termina en el municipio de Redondela. Hacia el Sur se abre otro valle que conduce a la localidad de Porriño, prolongándose hasta Tuy, existiendo entre ambas zonas húmedas.

1.16.4.2.- Climatología.

El clima del Aeropuerto de Vigo es templado húmedo, lluvioso todo el año. Esto es consecuencia de estar el Aeropuerto ubicado dentro de la zona templada, muy próximo a la Costa Atlántica, bañada por la rama ascendente de la corriente del Golfo y carecer de grandes elevaciones.

1.16.4.2.1.- Precipitación.

La precipitación media anual es de alrededor de 2.000 litros/m². Las precipitaciones más elevadas se dan a primeros de invierno y finales de otoño, siendo el mes de diciembre el que presenta mayor precipitación media, aproximadamente 300 litros/m² y julio el más seco con 39 litros/m². Los 156 días de precipitación anual media no son excesivamente altos, frente a la cantidad total anual recogida.

El régimen anual de lluvias está relacionado con la presencia de borrascas al Oeste y Noroeste peninsular, que dan en el aeropuerto vientos del sur al suroeste, con frentes cálidos, y del Oeste-Suroeste al Oeste-Noroeste con frentes fríos. Al aproximarse las depresiones procedentes del Atlántico el aeropuerto se cubre de nubes con abundantes precipitaciones antes y al paso del frente cálido, a veces con intervalos de niebla y muy frecuentemente con nubes por debajo de los 300 pies. En el sector cálido la base de las nubes se eleva, aunque suele quedar algo variable, sobre todo si sopla viento del W fuerte. Tras el paso del frente frío mejoran las condiciones. Posteriormente suelen quedar chubascos intermitentes con cielo parcialmente nuboso y nubes entre 600 y 1.000 pies. A la mañana siguiente es muy corriente que se formen nieblas, que se prolongan durante las primeras horas.

El número de días de nieve y de granizo tienen poca significación.

1.16.4.2.2.- Viento.

El viento dominante es del Sur, seguido del Oeste y el Norte.

Cuando la dirección del viento varía entre 240° y los 300° con velocidades de más de 10 Kts. se produce, ocasionalmente, turbulencia en la cabecera 20, debido a unos montículos situados al Oeste de dicha cabecera. Con vientos que superen los 20 nudos la turbulencia puede ser importante, especialmente con la presencia de rachas.

Conviene destacar que el viento en la cabecera 02 difiere al que se presenta en la cabecera 20, presentando acusados incrementos en su intensidad y evidenciando la existencia de cizalladura, cuando sopla fuerte.

1.16.4.2.3.- Nieblas.

El número medio anual de días de niebla es de 48 con máximos en agosto de 5,6 días, seguidos por enero y octubre con 5,1 y julio y septiembre con 4,9.

En invierno las nieblas pueden ser de irradiación, asociadas a situaciones anticiclónicas, con cielos despejados y vientos inferiores a 4 Kts.

Cuando a primeras horas de la mañana se empieza a levantar la niebla en el aeropuerto la que asciende por el valle de Porriño, deja bajo mínimos el campo, estando muchas ocasiones la cabecera 20 despejada con alturas operativas.

1.16.4.3.- Relación entre la visibilidad observada desde la Oficina Meteorológica del Aeropuerto (OMA) y la registrada en el RVR de la cabecera 20.

Con objeto de confirmar lo expresado en el último párrafo del punto anterior se ha realizado un estudio para ver qué relación existe entre la visibilidad observada desde la Oficina Meteorológica y los valores registrados por el RVR de la cabecera 20. Se ha tomado el período del 1 de junio de 1.993 a 28 de febrero de 1.995 y las observaciones horarias de 06:00 a 18:00, ambas inclusive.

Se han considerado, del total de observaciones (7.904), aquellas en que la visibilidad observada desde la OMA o la registrada en el RVR de la cabecera 20 es menor o igual a los 1.500 m. Los intervalos son de 300 m. Los resultados quedan resumidos en la siguiente tabla:

		VISIBILIDAD DESDE LA O.M.A.						
		0-300	301-600	601-900	901-1200	1201-1500	> 1500	SUMA
R.V.R. Cab.2 0	0-300	75	8	2	7	1	1	94
	301-600	68	20	5	8	2	0	103
	601-900	28	15	2	5	3	0	53
	901-1200	7	9	5	1	2	0	24
	1201-1500	13	7	5	7	3	3	38
	>1500	55	64	43	87	32	-----	281
	SUMA	246	123	62	115	43	4	593

Pueden extraerse las siguientes conclusiones:

- a) El número de observaciones desde la OMA con visibilidad inferior o igual a los 1.500 m es de 589, lo que representa el 7,46% del total de las observaciones.

- b) Generalmente la medida registrada por el RVR de la cabecera 20 es superior a la visibilidad observada desde la OMA: 446 casos de los 693, un 75%. En 101 casos ambas cantidades son similares, perteneciendo al mismo intervalo de 300 m, lo que supone un 17% de los casos, y es menor el RVR a la visibilidad observada desde la OMA en 47 casos, es decir el 8%.

1.16.4.4.- Información meteorológica del día 21 de marzo de 1.994.

Según las cartas meteorológicas de superficie el Aeropuerto de Vigo se encontraba bajo la influencia del borde oriental del Anticiclón de las Azores. Un frente frío cruzó el aeropuerto a primeras horas dando origen a precipitaciones débiles y posteriormente a la aparición del banco de nieblas.

Durante la hora anterior al accidente (8.17 horas) el alcance visual en pista medido en la cabecera 20 registraba valores que oscilaban rápidamente entre 400 y 1.500 m, por la presencia de bancos de niebla que se desplazaban rápidamente sobre esta cabecera.

El informe METAR difundido pocos minutos antes del accidente daba lo siguiente:

Viento:	360° / 3Kts.
Visibilidad desde la OMA:	1.500 m.
Tiempo significativo:	Bancos de niebla.
Nubosidad:	Entre 1 y 4 / 8 a 300 pies Cubierto (8/8) a 1.500 pies.
Temperatura en pista:	9°C.
Punto de rocío:	9°C.
QNH:	1.024 Hpa.

1.16.4.5.- Relación entre el tiempo registrado el día 21 de marzo de 1.994 y las peculiaridades meteorológicas del Aeropuerto de Vigo.

Es frecuente, como se ha visto anteriormente, que tras el paso de un frente frío se formen bancos de niebla durante las primeras horas de la mañana, hecho que ocurrió a la hora del accidente y en las horas precedentes. Sin embargo, no sucedió lo mismo con la visibilidad.

Si se relacionan los datos observados durante la hora del accidente y el estudio anterior se llega a las conclusiones siguientes:

- a) No es frecuente, como sucedió ese día, que la visibilidad observada desde la OMA sea superior al RVR registrado en la cabecera 20. Esto sucede tan solo el 8% de los casos.
- b) Ocurrió este hecho por la presencia de bancos de niebla sobre dicha cabecera. Datos que se reflejan en el METAR de las 8.00 horas.

1.17.- Información adicional.

1.17.1.- Acciones del fabricante en relación con la rotura de depósitos con las patas del tren de aterrizaje principal.

1.17.1.1.- Boletines de Servicio y Directivas de Aeronavegabilidad previos.

A continuación se relacionan, por orden cronológico, los Boletines de Servicio (SB), Directivas de Aeronavegabilidad (AD) y Cartas a Todos los Operadores (AOL), emitidas por McDonnell Douglas en relación con los herrajes de unión de las patas del tren de aterrizaje principal, de las aeronaves DC-9.

- SB 57-125, de 26/01/1979.

Como consecuencia de haberse notificado 186 casos, reportados por 28 operadores, de aparición de grietas producidas por corrosión bajo tensión, se cambia el material del herraje de aleación de aluminio para forja tipo 7079 con tratamiento T-6, a tipo 7075 con tratamiento T-73.

- SB 57-125 R-1, de 16/02/1979.

Añade la expresión "FAA APPROVED".

- SB 57-125 R-2, de 24/08/1.979.

Es una reedición completa del Boletín de Servicio, con los requerimientos siguientes:

- 1.-Inspección ultrasónica en agujero de acoplamiento.
- 2.-Incremento del intervalo entre inspecciones repetitivas después de cumplimentar las fases II o III.
- 3.-Dar especificaciones de material apropiadas para el bloque de prueba de Eddy Current.
- 4.-Proveer fuente de suministro de las probetas de Eddy Current.
- 5.-Revisar la efectividad para reflejar el grupo apropiado, eliminar operadores y aviones no afectados y relacionar operadores actuales de aviones afectados.

Se requiere trabajo adicional para operadores que hayan cumplimentado ediciones previas de este Boletín de Servicio.

- SB 57-148, de 01/10/1.982.

Como consecuencia de haberse notificado por dos operadores la aparición de grietas en herrajes fabricados

con aleación del tipo 7075 con tratamiento T-73, se establece el procedimiento para inspección de grietas en el herraje, incluyendo la necesidad de recortar el alma de un larguero auxiliar para facilitarla.

- SB 57-125 R-3, de 28/10/1.982.

Es una reedición completa del Boletín de Servicio, con los requerimientos siguientes:

- 1.- Proveer dos capuchones nuevos, necesarios para la instalación de herrajes de tren de aterrizaje principal de DC-9 Serie 30 en aeronaves DC-9 Serie 10.
- 2.- Clarificar el número específico de remaches que han de ser desmontados para realizar la inspección requerida.
- 3.- Proveer un recorte en el alma de un larguero auxiliar para permitir el acceso al herraje de tren de aterrizaje principal para la inspección revisada y reelaboración.
- 4.- Revisar los requerimientos de inspección y sellado del herraje de sujeción.

5.- Añadir requerimientos anuales de inspección de los tornillos inferiores del herraje de sujeción del tren de aterrizaje principal.

6.- Añadir la localización de la grieta denominada como nº 20.

Según las instrucciones bosquejadas en la opción 2, se requiere trabajo adicional para los operadores que hayan cumplimentado ediciones previas de este Boletín de Servicio.

- SB 57-148 R-1, de 08/06/1.983.

Es la acción de cierre del Boletín de Servicio, con los requerimientos siguientes:

- * Incremento del radio de acuerdo de los orificios del herraje e inspección del mismo.
- * Perdigoneado en áreas seleccionadas.
- * Sustitución de los tornillos de tensión, interiores y exteriores, delanteros inferiores, de 1 1/8 pulgadas de diámetro, por casquillos y tornillos de 7/8 pulgadas de diámetro.
- * Instalación de suplementos de acoplamiento de interferencia en la pestaña inferior del herraje de acoplamiento del tren de aterrizaje principal.

NOTA: No estaba cumplimentado en la aeronave accidentada. Aún estaba dentro de los plazos establecidos para ello.

- SB 57-125 R-4, de 21/06/1.983.

Es una reedición completa del Boletín de Servicio, con los requerimientos siguientes:

- 1.- Revisar el esquema de servicio 3291 para proveer un recorte alternativo para el alma del larguero auxiliar.
- 2.- Revisar el esquema de servicio 2870 para proveer un procedimiento de inspección para una más válida comprobación de la grieta denominada como nº 20.
- 3.- Revisar el esquema de servicio 2873 para incorporar utillaje adicional.
- 4.- Restablecer el esquema de servicio 1236C para facilitar el cambio del herraje.

Según las instrucciones bosquejadas en la opción 2, se requiere trabajo adicional para los operadores que hayan cumplimentado ediciones previas de este Boletín de Servicio.

- SB 57-125 CN-1, de 07/12/1.983.

Elimina, en el párrafo 2.F de la página 19, la nota siguiente: “No requerido si la inspección puede realizarse a través del agujero hecho previamente según el esquema de servicio 1236C”.

- AD 80-06-04 R-1, Amdt. 39-4909, de 14/10/1.984.

Afecta al SB 57-125.

- AD 84-26-01, Amdt. 39-4971, de 27/01/1.985.

Afecta al SB 57-125 y al SB 57-148. Establece inspecciones repetitivas, sin exigir las acciones de cierre de estos dos Boletines de Servicio.

- SB 57-148 R-2, de 09/08/1.989.

Es una reedición completa del Boletín de Servicio, con los requerimientos siguientes:

- 1.- Incorporar un Engineering released, que provee un sellante de baja adhesión no curable que puede ser quitado fácilmente para inspecciones repetitivas.

2.- Clarificar llamadas puntuales en el Plano Reelaborado JO60178.

No requiere trabajo adicional para los operadores que hayan cumplimentado ediciones previas de este Boletín de Servicio.

- Report MDC K1572, de 01/06/1.990.

Es un Aging Aircraft Service Action Requirements (AASAR) Document.

- AOL 9-2082, de 14/08/1.990.

Es un Aviso de Revisión del Plano de Servicio 3262A del SB 57-148 R-2. La referencia estándar y el sensor especificados en él, no son compatibles con los herrajes de unión de las patas del tren de aterrizaje principal, modificados por el Plano Reelaborado JO60178, al cumplimentar la Fase 2 del SB 57-148.

- SB 57-148 R-3, de 11/09/1.990.

Es una reedición completa, mediante la que se pone al día el Boletín de Servicio en lo necesario para cumplir el AASAR Document definido en el Report MDC K1572.

Se revisa la cumplimentación de la inspección del herraje, recomendando que se haga en todas las

aeronaves con más de 15.000 aterrizajes, con los criterios siguientes:

- * Aeronaves con un número de aterrizajes entre 15.000 y 19.999, revisión dentro de los próximos 3.600 aterrizajes.
- * Aeronaves con un número de aterrizajes igual o superior a 20.000, revisión dentro de los próximos 1.800 aterrizajes.
- * Deben realizarse inspecciones repetitivas a intervalos de 3.600 aterrizajes, hasta que se reemplace con un nuevo herraje o se realice la modificación preventiva de acuerdo con este Boletín de Servicio.

- AD 90-18-03, Amdt. 39-6701, de 24/09/1.990.

Afecta a los SB 57-125 y 148. Incorpora el SB 57-125 a las aeronaves con número de fuselaje desde el 1 al 675 y la parte del SB 57-148 correspondiente al AASAR Document definido en el Report MDC K1572.

- SB 57-125 R-5, de 05/11/1.990.

Es una reedición completa del Boletín de Servicio en la que se refleja la relación, actualizada a la fecha de edición, de operadores de aeronaves afectadas y pone al

día el Boletín de Servicio en lo referente al cumplimiento de los requerimientos del AASAR, tal y como están especificados en el Report MDC K1572.

- SB 57-148 R-4, de 25/02/1.991.

- SB 57-148 R-5, de 23/11/1.992.

Es una reedición completa del Boletín de Servicio en la que se refleja la relación, actualizada a la fecha de edición, de operadores de aeronaves afectadas y clarifica las herramientas, y da el número de referencia de los DPS requeridos, para la instalación del herraje de unión de las patas del tren de aterrizaje principal fabricado en aleación de aluminio para forja tipo 7075 con tratamiento T-73.

No requiere trabajo adicional para los operadores que hayan cumplimentado ediciones previas de este Boletín de Servicio.

- SB 57-148 R-5 CN1, de 17/12/1.992.

Se trata de una Notificación de Cambio mediante la que se modifica la dirección de los suministradores y se adjunta el esquema de servicio 3262C.

- Report MDC K1572 R-B, de 15/01/1.993.

Es una revisión del Aging Aircraft Service Action Requirements (AASAR) Document, mediante la que se recomienda incorporar el SB 57-148 R-4 antes del 15/01/1.997 en las aeronaves modificadas por el SB 57-125 según ediciones anteriores a la Revisión 3. No ha habido revisión posterior a la AD 90-18-03.

1.17.1.2.- A.O.L. 9-2422 y S.B. 57-207, de Mayo de 1.994.

Como consecuencia de la rotura del depósito derecho de combustible en la aeronave accidentada, producida al romperse las patas del tren de aterrizaje principal, se comprobó que había 10 casos notificados previamente, desde el 28/10/1.971.

En estas circunstancias, mediante la A.O.L. 9-2422, de 10/05/1.994, se anunciaba la próxima emisión del S.B. 57-207 y sus implicaciones de seguridad, a efectos de reducir las posibilidades de rotura de depósitos al desprenderse las patas principales del tren de aterrizaje principal como consecuencia de cargas no previstas.

El S.B. 57-207, de 24/05/1.994, establece distintos grupos de aeronaves DC-9, según el nivel de cumplimiento de los SB 57-125 y 148, y las condiciones en que deben aplicarse a estas aeronaves las acciones de cierre correspondientes, en el caso de ser necesarias. Fija un plazo de dos años para su cumplimentación.

1.17.2.- Descripción del Sistema de Avisos de Proximidad al Terreno (G.P.W.S.)

El Sistema de Avisos de Proximidad al Terreno ("Ground Proximity Warning System" - G.P.W.S.) opera automática y continuamente entre los 50 y 2.450 ft. de Radio-altímetro, emitiendo avisos/alarmas visuales y acústicos cada vez que la trayectoria de vuelo del avión conduce a una condición o modo potencialmente peligrosa en cuanto a impacto con el terreno.

El sistema es incapaz de detectar obstáculos verticales si no están precedidos de cierta inclinación del terreno y tampoco produce avisos en una aproximación a un terreno en el que no hay pista de aterrizaje cuando la configuración de la aeronave, en cuanto a flaps, tren de aterrizaje y régimen de descenso se refiere, es la normal de aterrizaje.

El G.P.W.S. utiliza para efectuar sus cálculos las siguientes señales:

- Altura (Radio-altímetro).
- Velocidad Vertical (Calculador de datos de aire).
- Velocidad Indicada (Calculador de datos de aire).
- Desviación de Senda de Planeo (Receptor del ILS).
- Posición de Tren de Aterrizaje.

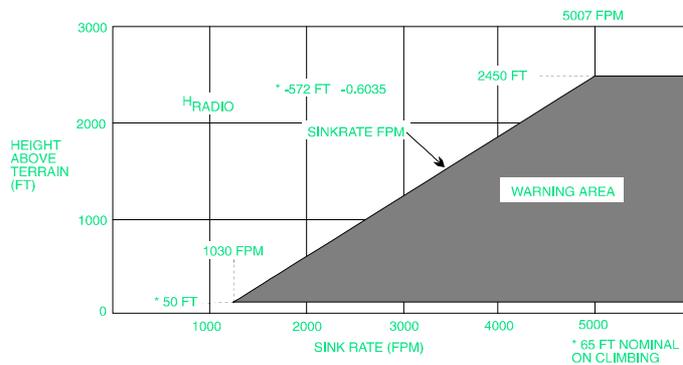
Con ellas se establecen los 6 Modos o tipos de situaciones peligrosas identificadas y que dan lugar a una situación de alerta, cada una de ellas, mediante una señal luminosa común y un mensaje acústico específico a través del altavoz del sistema. Las señales luminosas son dos luces, una de color rojo, rotulada "GPWS" o "PULL UP", para los Modos 1 a 4 y una de

color ámbar, rotulada "BELOW G/S", para el Modo 5. La descripción de los avisos acústicos se detalla a continuación:

Modo 1.- Excesivo régimen de descenso (SINK RATE).

Se activa cuando el G.P.W.S. detecta que, para una altura de radio-altímetro determinada, la velocidad vertical supera un valor de umbral preestablecido. El aviso acústico se inicia con el mensaje "SINK RATE" repetido hasta que la aeronave sale de nuevo del umbral que determina el Modo.

Si la aeronave persiste en el régimen de descenso excesivo, el mensaje cambia a "WHOO-WHOO PULL UP" repetido todo el tiempo que permanece en él hasta los 50 ft. en que se inhiben todos los avisos de cualquier Modo. El Modo 1 funciona independientemente de la configuración de flaps y tren de aterrizaje existentes.



MODO 1

Modo 2.- Excesivo régimen de acercamiento al terreno (TERRAIN).

Entra en acción cuando la distancia al terreno de la aeronave disminuye a un régimen superior a un valor de umbral prefijado,

debido, bien a la elevación del terreno, bien a una combinación de elevación del terreno y descenso de la aeronave (el caso de descenso de la aeronave exclusivamente sería recogido por el Modo 1). Se distinguen dos submodos según la posición de flaps.

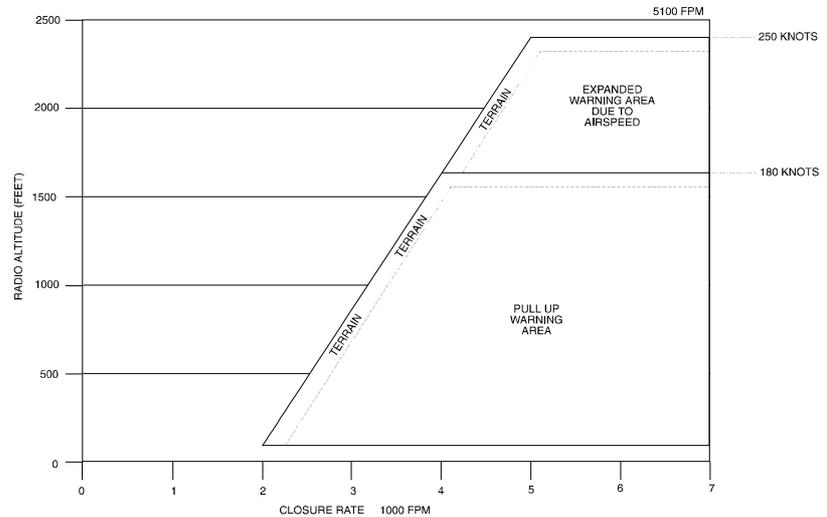
Modo 2A.- Flaps fuera de las posiciones de aterrizaje.

Los avisos pueden comenzar a partir de los 1.650 ft. para máximos regímenes de cierre y número de Mach igual o inferiores a 160 Kts, alargándose el inicio a medida que el número de Mach aumenta, para permitir mayor tiempo de reacción, hasta los 2.450 ft. a 250 Kts o mayor. El aviso acústico consiste en el mensaje "TERRAIN-TERRAIN" seguido de "WHOOOP-WHOOOP PULL UP" repetido mientras persisten las condiciones de activación del modo. Al cesar estas por acción correctora de la tripulación o nivelación de la orografía, los avisos no cesan sino que cambian a "TERRAIN" repetido hasta que la aeronave asciende una altitud barométrica de, al menos, 300 ft. sobre la existente en el último "PULL UP", o llega en su descenso a 50 ft..

Modo 2B.- Flaps en posiciones de aterrizaje.

El Modo empieza en 790 ft. y, a diferencia de los demás, no finaliza a los 50 ft. sino que, para evitar activaciones indeseables en aterrizajes normales, se le hace finalizar entre 200 y 600 ft., dependiendo de la velocidad vertical. Los mensajes son los mismos que en el Modo 2A con la excepción de que cesan tan pronto como se sale del umbral definitorio del submodo sin que sea necesaria la ascensión adicional de 300 ft.. Además, en caso de que el tren de aterrizaje se encuentre extendido, sonará

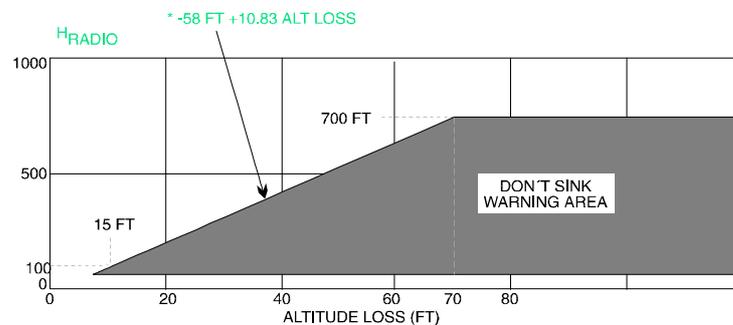
"TERRAIN" en lugar de "WHOOOP PULL UP" por debajo de 700 ft.



MODO 2

Modo 3.- Descenso después del despegue (DON'T SINK)

Alerta contra pérdidas de altitud posteriores al despegue y hasta los 700 ft. de altura. Se escucha un mensaje "DON'T SINK" si la aeronave pierde aproximadamente un 10% en altitud barométrica de la altura radio-altimétrica a la que se inició la pérdida. El aviso se cancela cuando la aeronave nivela el vuelo o reinicia el ascenso.



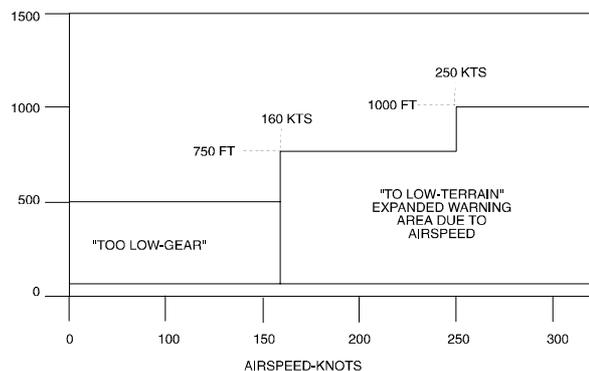
MODO 3

Modo 4.- Inadvertida proximidad al terreno (TOO LOW).

Proporciona protección contra una excesiva proximidad al terreno con la aeronave no configurada para aterrizaje y pequeños regímenes de descenso de la aeronave o elevación del terreno.

Modo 4A.- Tren de aterrizaje recogido.

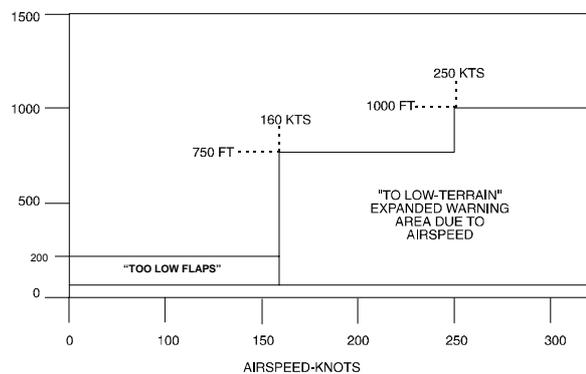
Por debajo de 500 ft. y 160 Kts o inferior sonará el mensaje "TOO LOW GEAR" repetido hasta que se produzca la extensión del tren de aterrizaje o se gane altura. Por encima de 160 KTS y alturas inferiores a 1.000 ft. el aviso es "TOO LOW TERRAIN" cancelable saliendo de las condiciones de entrada.



MODO 4A

Modo 4B.- Flaps fuera de las posiciones de aterrizaje.

Por debajo de 200 ft. y 160 Kts o inferior sonará el mensaje "TOO LOW FLAPS" repetido hasta extender los flaps a posiciones de aterrizaje o ganar altura. Por encima de 160 Kts y alturas inferiores a 1.000 ft. el aviso es "TOO LOW TERRAIN" cancelable saliendo de las condiciones de entrada.

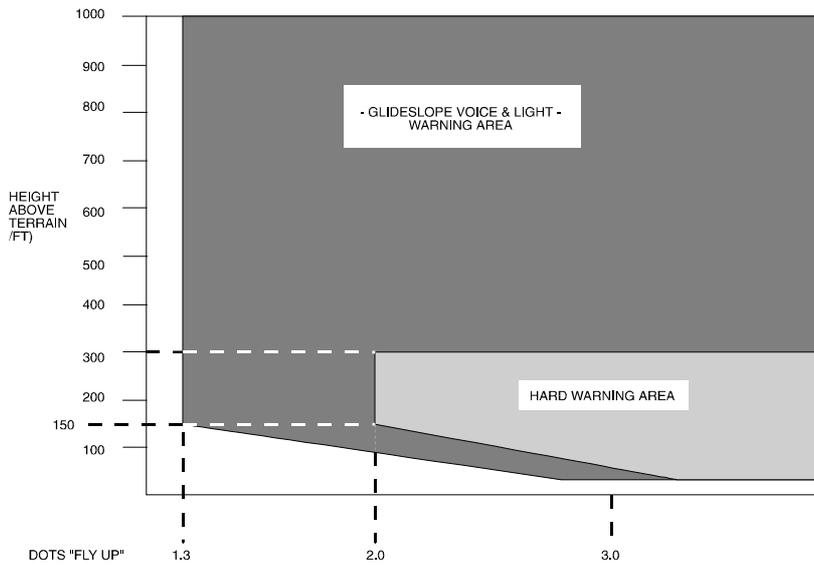


MODO 4B

Modo 5.- Descenso bajo la senda de planeo (GLIDE SLOPE).

Detecta desviaciones de la aeronave por debajo de la senda de planeo de un ILS. El aviso acústico tiene dos fases: Una de alerta suave en que el mensaje "GLIDE SLOPE" se emite a volumen reducido para desviaciones por debajo de la senda a partir de 1,3 puntos en el indicador correspondiente, y siempre que el avión esté a menos de 1.000 ft., y una fase de alerta fuerte en la que el mismo mensaje "GLIDE SLOPE" aumenta de volumen cuando la desviación llega o excede de 2 puntos y la altura es inferior a 300 ft..

Este Modo puede ser cancelado voluntariamente por la tripulación, después de su inicio, mediante un pulsador al efecto. Su rearme posterior requiere que el avión salga de la banda comprendida entre 1.000 y 50 ft..



MODO 5

Modo 6.- Mínimos.

Durante el aterrizaje en condiciones meteorológicas adversas, cuando se alcanza la altura de decisión "BUG DH" seleccionada en el radioaltímetro, el G.P.W.S. lo avisa mediante el mensaje acústico "MINIMUMS". Este Modo no está implementado actualmente en las aeronaves del operador del mismo modelo que la accidentada que tienen instalado este sistema.

1.17.3.- Entrenamiento de las tripulaciones en relación con el Sistema de Avisos de Proximidad al Terreno (G.P.W.S.).

Se ha comprobado que el operador no tiene implementado el Sistema de Avisos de Proximidad al Terreno (G.P.W.S.) en sus simuladores de vuelo correspondientes a aeronaves del tipo DC-9.

También se ha comprobado que, aunque lo tiene implementado en los correspondientes a aeronaves del tipo MD-88, el programa de entrenamiento periódico de tripulaciones en simulador no refleja situaciones en las que se produzcan avisos del sistema.

1.17.4.- FO-AOL -8-026 / -9-060 / -90-006 / -10-027 / -11-127, de 13/05/1.996.

En Mayo de 1.996, la División de Operaciones del fabricante de la aeronave emitió una Carta a Todos los Operadores (FO-AOL) de aeronaves de cualquier flota equipadas con G.P.W.S.

En esta FO-AOL se hace referencia al desarrollo que se está realizando de una Ayuda para la Formación y el Entrenamiento sobre Impactos Controlados Contra el Terreno (CFIT) y que estará disponible a lo largo del año en curso.

Se ha encontrado que muchos modelos de aeronaves tienen características de actuación similares y, más concretamente, se ha comprobado que regímenes de rotación de 3° por segundo, similares a los de una rotación normal en despegue, hasta lograr un ángulo de cabeceo de 20°, darán lugar a la mejor relación entre el incremento de altitud y la distancia recorrida.

Basado en esto, se recomienda el procedimiento que se indica a continuación y que se reflejará en la revisión que al efecto hará el fabricante de sus Manuales de Vuelo para Tripulaciones.

“Bajo ciertas condiciones de vuelo, en las que no puede obtenerse una referencia visual inmediata del terreno, se requiere una respuesta rápida y agresiva ante un aviso del Sistema de Avisos de Proximidad al Terreno (G.P.W.S.).

Las tripulaciones de vuelo deberían familiarizarse con la secuencia de acciones que se relaciona a continuación, y usarla de forma inmediata ante un aviso sonoro o visual del G.P.W.S.:

- * Aplicar inmediatamente potencia máxima.
- * Desconectar el piloto automático.
- * Rotar inmediatamente la aeronave con un régimen de 3° por segundo, similar al de una rotación normal en despegue, hasta lograr un ángulo de cabeceo de 20°.
- * Desconectar el director de vuelo o ignorar sus indicaciones.

* Con régimen de ascenso positivo, o cuando el radioaltímetro indique incremento de altitud, retraer el tren de aterrizaje (si está extendido).

* Nivelar los planos para asegurar las máximas características de actuación de la aeronave.

Adecuar la velocidad a las características de ascenso. Si es necesario (para prevenir el contacto con el terreno), continuar incrementando la actitud de cabeceo de la aeronave hasta que actúe el avisador de pérdida. En esta situación, considerar el uso de la máxima potencia obtenible de los motores desplazando los mandos hasta sus límites mecánicos.

Aunque no hay limitaciones para el ángulo de cabeceo en condiciones de emergencia, debe tenerse cuidado en evitar mantener actitudes de cabeceo que den lugar a actuaciones continuas del avisador de pérdida.

Cuando cese el aviso del G.P.W.S., continuar el ascenso hasta la mínima altitud de seguridad publicada.”

1.17.5.- Instrucciones del operador sobre el Sistema de Avisos de Proximidad al Terreno (G.P.W.S.).

El “Reduced Operating Manual DC-9” del operador, en vigor el día en que ocurrió el accidente, especifica en su “Sección 4 Procedimientos Especiales” lo siguiente:

“4.11 GROUND PROXIMITY WARNING SYSTEM (GPWS)

AVISO GPWS

General

Bajo ciertas condiciones de vuelo donde una referencia visual del terreno circundante no está al alcance, será necesaria una acción rápida y decidida cuando se presente el aviso del GPWS. Estas condiciones están básicamente asociadas con las aproximaciones y salidas.

NOTA: No se pretende que todos los avisos del GPWS den lugar a maniobras de máxima performance que se describe a continuación, como procedimiento estandar. Pero deberá efectuarse siempre que el avión se encuentre en las siguientes condiciones:

- IMC
- De noche

- En aproximaciones instrumentales sin guía vertical electrónica.

PRECAUCION

No ignorar la corta duración del aviso. Tomar una acción inmediata y decidida.

ACTIVACION DEL AVISO DEL GPWS

La siguiente secuencia de acciones deberán memorizarse y utilizarse si hay un aviso auditivo o visual del GPWS:

EMPUJE -Desconectar gases automáticos (si lo estuvieran) y aplicar agresivamente, si es necesario, un empuje, para asegurar una adecuada actuación del avión. Evitar exceder los límites del motor, a no ser que sea necesario, para no hacer contacto con el suelo. Cuando se haya restablecido la seguridad del avión, ajustar el empuje necesario para mantener los parámetros normales.

PILOTO AUTOMATICO - DESCONECTAR

PITCH - Si hay un aviso del GPWS después del despegue o en aproximación, aumentar el "PITCH" a régimen normal, hacia una

“ACTITUD” máxima de ascenso. Esta actitud se puede mantener hasta que cese el aviso o comience a funcionar el “STICK SHAKER”.

Respetar siempre el “STICK SHAKER” como límite superior de “PITCH”. Si la “ACTITUD” ha sido limitada a menos del máximo de ascenso para parar el “STICK SHAKER”, aumentar la “ACTITUD” hacia el máximo tan pronto como pare el “STICK SHAKER”.

Controlar el “PITCH” de una manera constante y suave (aproximadamente en incrementos de 2º) para evitar sobrepasar la “ACTITUD” deseada. Una vez el avión esté en ascenso y el contacto con el suelo no sea una situación inmediata a considerar, se deberá aumentar la velocidad reduciendo el “PITCH” con precaución.

FLIGHT - IGNORARLO O DESCONECTARLO.

DIRECTOR

TREN - RETRAERLO CON INDICACION POSITIVA DE ASCENSO.”

1.17.6.- Instrucciones del operador sobre avisos en la aproximación.

El “Reduced Operating Manual DC-9” del operador, en vigor el día en que ocurrió el accidente, especifica en su “Sección 3 Procedimientos Normales” lo siguiente:

“ 3.11 APROXIMACION

3.11.4 Avisos

El propósito de los avisos es alertar a los dos pilotos sobre algo que está ocurriendo (desvíos) o sobre algo que se aproxima (DH/MDA) y que debe tomarse la decisión de aterrizar o abandonar la aproximación.

Los requerimientos de avisos para las aproximaciones se pueden dividir en tres secciones:

- 1º) - Avisos de altitud.
- 2º) - Avisos de desvíos.
- 3º) - Avisos de DH/MDA.

Los debe dar el PNF durante el descenso hasta la DH/MDA.

- Avisos de altitud. Durante toda la fase de descenso y aproximación el PNF avisará de la proximidad del nivel o altitud autorizados con la frase "1000 para nivel".
- Avisos de desviación. Los avisos por desvíos de los márgenes se darán cuando:

- Speed: $V_{APP} + 10$, sin que pueda ser inferior a V_{THR} .
- Sink: Régimen superior a 1000 pies/ minuto, por debajo de 1000 pies del suelo.
- Loc: 1/3 de punto.
- Glide: ± 1 punto.

- Pitch/Roll: Cuando barras F/D no están sobre el círculo.
- Avisos de DH/MDA. El PNF avisará de "500 para mínimos", "100 para mínimos" y "mínimos". El PNF también es el encargado de, al llegar a mínimos, decir una de estas tres cosas:
Luces de aproximación a la vista.
Luces de pista a la vista.
o
Pista a la vista.

Si se llega a mínimos y el PNF no tiene a la vista las referencias requeridas para completar el aterrizaje dirá: "Frustrada".

3.11.5 En Mínimos.

La pista constituye una atracción visual de la que es difícil escaparse. A veces, puede ocurrir que ambos pilotos abandonen el vuelo por instrumentos demasiado pronto. Para evitar esto, el PNF asume la responsabilidad de monitorear los instrumentos hasta el contacto o al menos hasta que el PF esté totalmente orientado con el medio exterior.

Se requiere un continuo chequeo de los instrumentos desde la OM hasta el contacto.”

1.17.7.- Declaraciones de la tripulación.

1.17.7.1.- Declaración de la tripulación de vuelo.

De acuerdo con la declaración de la tripulación de vuelo de la aeronave, el vuelo transcurrió con normalidad hasta el momento de la aproximación final a la pista 20 del Aeropuerto de Vigo.

El Copiloto recuerda haber dado los avisos de “500 para mínimos” y “100 para mínimos”. Este último lo confirman el Inspector y el Piloto al Mando.

El Inspector no hace referencia al aviso de “mínimos”, el Copiloto no recuerda haberlo dado y el Piloto al Mando piensa que se dió, aunque no es consciente del momento.

Los tres tripulantes coinciden en que se dijo “luces”, primero por el Piloto al Mando, después por el Copiloto. El Inspector afirma que en este momento los tres estaban mirando al exterior (“estaban fuera”). El Piloto al Mando indica que, a partir de ese momento, ya estuvo haciéndolo todo el tiempo.

En cuanto a qué vieron se refiere, el Inspector vió las luces y el comienzo de la pista, y después dejó de verlas. El Piloto al Mando y el Copiloto vieron la pista, siendo el primero de ellos el que dijo “pista”.

Según el Piloto al Mando, después se alinearon con la pista y no recuerda ninguna información más.

El Piloto al Mando cree que llevaban activado el sistema de aviso de paso por la baliza intermedia del I.L.S., pero ninguno de los tres tripulantes recuerda si se produjo. Lo mismo ocurre con los avisos del G.P.W.S..

Todos coinciden en que la aeronave sufrió un impacto, vieron llamas por el lado izquierdo y tendía a irse a ese lado sin poder corregirlo. El Inspector y el Copiloto realizaron acciones para cortar motores, el Piloto al Mando siguió con la secuencia de parada y los tres acudieron a la cabina de pasajeros para ayudar en la evacuación.

1.17.7.2.- Declaración de la tripulación de cabina de pasajeros.

En su declaración, las tres componentes de la tripulación de cabina de pasajeros coinciden en que el vuelo transcurrió con normalidad hasta que se produjo el primer impacto con el terreno.

Consideran que el vuelo fué agradable y con buena atención. Una vez estuvo recogido el servicio a los pasajeros y hecha la comprobación del uso adecuado de los cinturones de seguridad por parte de estos, sobró bastante tiempo; estiman

que estuvieron sentadas alrededor de diez minutos hasta que sintieron el impacto con el terreno.

Desde su punto de vista, el impacto no fué alarmante. Se abrieron algunos armarios, saltaron mascarillas de oxígeno y, poco después, una mujer dijo: “¡Fuego!”.

La Jefe de Cabina, situada en la parte delantera de esta, afirma que no vió fuego por el lado derecho e intentó abrir la puerta de ese lado, que sólo se abrió 30°. La otra tripulante situada en la parte delantera de la cabina acudió en su ayuda, pero tampoco consiguieron abrir por completo la puerta. Finalmente, un pasajero consiguió hacerlo, a patadas. Fué necesario agacharse para inflar la rampa de evacuación.

Alguien dijo: “¡Rápido!”. El Inspector ayudó en la evacuación separando a los pasajeros a izquierda y derecha.

La otra tripulante situada en la parte delantera de cabina de pasajeros, recuerda que tuvo una sensación muy fuerte, pero no anormal, y se perdió la iluminación, no podría decir en qué momento. Vió llamas a los dos lados de la aeronave y se dirigió a la puerta delantera izquierda, la que tenía más próxima, consiguiendo abrirla después de forcejear con ella. Inmediatamente se dirigió a la puerta derecha para ayudar a abrirla; vió fuego a unos 4 metros y gritó: “¡Rápido, salten!”. Después se dirigió hacia las salidas de emergencia situadas sobre los planos y salió por la delantera del lado izquierdo.

La tripulante situada en la zona de cola de la cabina de pasajeros afirma que se asomó por la mirilla de la puerta

trasera y vió fuego, por lo que decidió no utilizar esa salida para la evacuación de la aeronave. Intentó usar el micro y no funcionaba, por lo que gritó a los pasajeros diciéndoles que abrieran las ventanas y dejaran todo, los empujó hacia la salida y continuó dando órdenes. Abandonó la aeronave por la salida posterior de las situadas sobre el plano izquierdo.

En cuanto al uso de los atalajes se refiere, la Jefe de Cabina recuerda haberse puesto el elemento de cintura y uno vertical, en tanto que las otras dos tripulantes sólo usaron el de cintura. Las tres coinciden en que no usan todos los elementos por ser incómodos.

Sólo la tripulante delantera que se dirigió hacia las salidas de emergencia situadas sobre los planos cogió una máscara antihumo, aunque no llegó a utilizarla. Se la entregó al Piloto al Mando en un momento en que no se veía debido al humo.

1.17.8.- Consideraciones sobre la percepción humana y su relación con la inhibición u omisión de actuaciones.

1.17.8.1.- El elemento humano y las ayudas visuales terrestres.

A continuación se exponen algunas consideraciones extraídas de la Parte 4, Apartado 1.2, del Manual de diseño de aeródromos, de la O.A.C.I.

- El piloto siempre ve en perspectiva el sistema de iluminación de aproximación y de pista, nunca en

planta, y solamente en condiciones meteorológicas ideales tendrá a la vista la totalidad del sistema. El piloto, al proseguir a lo largo de la trayectoria de aproximación, tiene frecuentemente que interpretar la guía que le proporciona “un tramo visual en movimiento” de luces que se desplazan hacia abajo por su parabrisas.

- Los estudios han demostrado que el piloto necesita aproximadamente un promedio de 2,5 segundos para cambiar su mirada de las referencias visuales externas a los instrumentos y volver de nuevo a las referencias externas. Puesto que las aeronaves de elevada performance recorren unos 150 metros en este período, es evidente que, en la medida de lo posible, las ayudas visuales deberían proporcionar un máximo de guía y de información para que el piloto pueda seguir adelante sin necesidad de verificar su apreciación con los instrumentos. La tarea de anunciar información crítica obtenida de los instrumentos se reserva a otros miembros de la tripulación, con lo cual mejora la seguridad de las operaciones en condiciones de escasa visibilidad.

- La capacidad de procesamiento de datos del piloto es considerable, si se satisfacen ciertas condiciones, particularmente cuando la situación se desarrolla de un modo esperado y las referencias sucesivas confirman lo previsto. En tal caso, el piloto puede atender a la configuración de los datos en rápida evolución, mantener su capacidad de apreciación de la situación, y ejecutar

una serie de reacciones adecuadas con el grado y el momento oportunos. La capacidad que tiene el piloto de procesar la información puede disminuir drásticamente si los nuevos datos no concuerdan con las previsiones y si son ambiguos o de carácter transitorio. En esta situación, el piloto puede ser víctima de un proceso de pensamiento denominado “túnel” y continuar con la aproximación cuando en realidad las condiciones exijan que pase a la aproximación frustrada.

- El descenso hacia un terreno cubierto de una ligera capa de niebla puede ser bastante peligroso, cuando se acortan rápidamente o desaparecen por completo los sistemas de iluminación de aproximación o de iluminación de pista, que eran visibles a través de la niebla al descender en la aproximación, en el momento en que la aeronave se aproxima y penetra en la parte superior de la capa de niebla. En condiciones de capas ligeras de niebla en la superficie, se pierden las referencias de iluminación a poca altura y los pilotos, que vuelan estrictamente por referencias visuales, reciben la falsa impresión de que la aeronave está subiendo en vez de descender en el momento de la transición de las referencias visuales a la pérdida de las mismas. Si reacciona ante la impresión de que la aeronave asciende, aumentando la velocidad vertical de descenso a poca altura y sin referencias visuales, o en el mejor de los casos con muy pocas referencias visuales, se puede llegar a una toma de contacto con el terreno o con la pista a una excesiva velocidad vertical de descenso.

1.17.8.2.- La percepción humana y la inhibición u omisión de actuaciones.

En general, cuando una persona se encuentra en el curso de un proceso que se va desarrollando de acuerdo con lo previsto y, en un momento dado, deja de hacerlo, se produce en ella una situación de ambigüedad que le genera una fuerte tensión.

La necesidad de reducir esta tensión, reforzada en muchos casos por la expectativa o el deseo de que el proceso vuelva a los cauces previstos, hace que se tienda a simplificar la información necesaria para afrontar la situación y puede dar lugar a un fenómeno de disonancia cognoscitiva del que se derive una distorsión perceptiva.

Al concentrarse la persona en esta situación, en la que la realidad subjetiva difiere de la objetiva, puede producirse un filtro en la selección de estímulos que lleve a ignorar los que no estén de acuerdo con la situación prevista y, en consecuencia, a la omisión total o parcial de las actuaciones requeridas por la situación que se presenta en realidad.

Debe tenerse en cuenta que se trata de posibles omisiones, entendidas como la no realización de, ni intención de realizar, acciones requeridas, y no de inhibiciones, que indican la intención de realizarlas, pero se abortan en un punto cualquiera del proceso.

Por otra parte, cuando se trata de actuaciones en grupo, expectativas comunes pueden llevar a que todos sus miembros

asuman como propia una situación ajena a la realidad objetiva, resultante de una distorsión perceptiva en uno de ellos.

En casos de este tipo, la distorsión perceptiva suele sufrirla una persona con experiencia en el tipo de situaciones que se presentan y suficiente confianza en sí misma. Además, esa persona goza de la confianza del resto de los componentes del grupo, que asumen la distorsión como propia y omiten las actuaciones que les corresponden.

2.- ANALISIS.

2.1.- Desarrollo del vuelo.

2.1.1.- Aproximación al Aeropuerto de Vigo.

La aeronave hizo una aproximación instrumental VOR-ILS/DME a la pista 20 del Aeropuerto de Vigo con unas condiciones meteorológicas que, de acuerdo con la información disponible, permitían realizar la operación.

El vuelo transcurría con normalidad. Cuando la aeronave iniciaba el primer tramo de la aproximación, de acuerdo con la declaración de la tripulación de cabina de pasajeros, todo estaba preparado en cabina para el aterrizaje, con el servicio a los pasajeros recogido, hecha la comprobación del uso adecuado de los cinturones de seguridad por parte de estos y las tripulantes en sus asientos.

Los resultados obtenidos del estudio de los registradores de vuelo indican que se siguieron en todo momento las instrucciones de las Dependencias de Control y que la aproximación se hizo de acuerdo con las cartas publicadas, realizándose los procedimientos establecidos por el operador.

2.1.2.- Aproximación final e impacto.

Cuando la aeronave comunicó estar en final con el campo a la vista, el controlador de Torre autorizó el aterrizaje, con el condicional: "Si campo a la vista". En la aeronave se siguió con el procedimiento establecido, alcanzó los mínimos 17,30 segundos antes del impacto y, a falta de 15,30 segundos, lo confirmó el Piloto al Mando. La aeronave estaba establecida en el I.L.S., tanto en el Localizador, como en la Senda de Planeo, y su trayectoria coincide prácticamente con la nominal del sistema.

A falta de 10 segundos para el impacto, ya en el tramo visual de la aproximación, la aeronave empezó a irse por debajo del plano de la Senda de Planeo y, dos segundos después, con algo más de 50 ft de separación de éste, empezó a sonar el aviso "Glide Slope" del Sistema de Avisos de Proximidad al Terreno. A falta de cinco segundos, el aviso pasó a ser "Sink Rate" hasta que la aeronave se encontró a unos 50 ft sobre el terreno. Los tripulantes de vuelo no reaccionaron adecuadamente ante estos avisos y se confirma en sus declaraciones que no fueron conscientes de ellos.

Muy poco después, la aeronave tocó en las tres luces de una barra elevada de aproximación, situada en la zona libre de obstáculos previa a la pista, con la pata izquierda del tren de aterrizaje principal y zonas aledañas del fuselaje.

Pasados 27,25 metros entró en contacto con el terreno el tren de aterrizaje principal de la aeronave, en una zona con una pendiente ascendente ligeramente superior a 4°. En ese momento, esta tenía una actitud de ligero alabeo a la izquierda y descendía con un ángulo

próximo a 4° con la horizontal. Las dos patas del tren de aterrizaje principal se rompieron por sus respectivos anclajes al larguero posterior de los planos y, con la del lado derecho se rompió también el depósito de combustible de ese lado. Este empezó a derramarse de manera apreciable en el inicio de la zona de parada.

2.1.3.- Recorrido en el suelo.

Poco antes de la zona de parada, la aeronave volvió a entrar en contacto con el terreno, con una actitud de morro arriba y alabeo a la izquierda. Inició el contacto con la aleta interior del flap izquierdo, entró en la zona de parada e inmediatamente tocó en el pavimento con el carril interior de la aleta del flap interior derecho. Como consecuencia del impacto, se desprendieron distintos elementos de ambas superficies.

Mientras ocurría esto, las ruedas de la pata de morro entraron en contacto bruscamente con el terreno y reventaron. Desde el lugar en que se apoyaron hasta su desprendimiento de la aeronave, prácticamente al final del recorrido de esta, dejaron una marca continua a lo largo de todo su desplazamiento sobre la pista.

Instantes después la zona posterior del fuselaje de la aeronave golpeó con el terreno, en una arqueta de conexiones del sistema de iluminación, quedando en su interior y alrededores trozos de las compuertas de acceso al A.P.U., y de las mantas de aislamiento térmico que recubren su interior; la arqueta está situada poco antes de la zona de parada y ligeramente a la derecha de la prolongación del eje de pista. A partir de este momento, la aeronave continuó su recorrido apoyada en la pata de morro y la parte inferior

del fuselaje. El combustible que se iba derramando del depósito derecho empezó a arder a la altura del umbral de pista.

La aeronave se desplazó sobre la pista con una componente de giro a la izquierda, en el que la pata de morro, además de como punto de apoyo, actuó como eje de giro. Cuando la aeronave estaba prácticamente perpendicular a la pista, empezaron a desprenderse elementos correspondientes a las ruedas de morro y, poco más adelante, la pata quedó reducida a un muñón.

Continuando la progresión del desplazamiento, la pata de morro salió de la zona pavimentada y se clavó en el suelo. El muñón de la pata de morro del tren de aterrizaje se mantuvo en su lugar y quedó plegado hacia adelante. La aeronave aumentó su régimen de giro y se frenó en su desplazamiento, deteniéndose definitivamente a 600 metros del umbral de la pista y orientada con un rumbo aproximado de 325°.

La pata izquierda del tren principal se desprendió totalmente durante el recorrido de la aeronave en el suelo, mientras que la pata derecha acompañó a la aeronave hasta el final de su trayectoria.

A lo largo de todo el recorrido siguió derramándose y ardiendo el combustible del depósito derecho. Cuando la aeronave se detuvo, el fuego pasó al lado izquierdo y afectó a prácticamente todo el exterior de la aeronave, produciéndole graves daños.

2.2.- Fuego.

2.2.1.- Rotura del depósito de combustible del lado derecho de la aeronave.

Durante el primer contacto de la aeronave con el terreno, en la zona libre de obstáculos previa a la pista, se rompieron las dos patas del tren de aterrizaje principal por sus anclajes al larguero posterior de los respectivos planos. Con la del lado derecho se rompió también el depósito de combustible integrado en el plano de ese lado; el combustible contenido en su interior empezó a derramarse de manera apreciable a partir del momento en que la aeronave entró en la zona de parada.

En el estudio posterior, se comprobó que el herraje de unión de la pata derecha no presentaba ninguna rotura y se había desprendido de su anclaje al larguero posterior del ala como consecuencia de la rotura de los bulones de unión y de la propia estructura del alma del larguero, parte de la cual quedó unida al herraje al desprenderse este. El alma del larguero posterior del ala constituye, a su vez, la pared posterior del depósito de combustible integrado en el plano.

Las roturas que presentaban los restos de la estructura del alma del larguero correspondían, por sus características, a rotura por sobrecarga estática. A este mismo tipo, rotura por sobrecarga estática, pertenecía también la de los tornillos de cosido que aparecieron rotos y la de los cuatro bulones principales de unión del herraje a la estructura del alma del larguero.

Las zonas de unión de las patas del tren de aterrizaje principal a la estructura del alma del larguero, estaban afectadas por dos Boletines de Servicio: El SB 57-125 del 26/01/1.979, que afecta al herraje de unión, y el SB 57-148, del 1/10/1.982, que afecta a los tornillos de cosido. En los dos casos se establecen los procedimientos de inspección sobre distintos aspectos y, en sucesivas revisiones, se actualizan los criterios y se establecen las acciones de cierre con los plazos recomendados correspondientes.

En la aeronave accidentada se había realizado la acción de cierre correspondiente al SB 57-125, pero no la del SB 57-148. De acuerdo con el Report MDC K1572 R-B, del 15/01/1.993, que recomendaba incorporarla antes del 15/01/1.997, en la fecha en que ocurrió el accidente aún se estaba dentro del plazo establecido para realizarla.

La acción de cierre del SB 57-148 consiste en actuaciones locales sobre los herrajes, instalación de suplementos de acoplamiento y, principalmente, en la sustitución de los tornillos de cosido por otros de menor diámetro, con casquillos para su ajuste correcto. Con esta sustitución se pretende conseguir que, en el caso de producirse en las zonas de los herrajes de unión sobrecargas que lleven a la separación de las patas, esta se produzca por rotura de los tornillos de cosido en lugar de hacerlo por rotura de la propia estructura del alma del larguero, manteniéndose así la integridad de los depósitos de combustible situados en las alas.

2.2.2.- Probable inicio y propagación.

En el desplazamiento de la aeronave, con la parte inferior del fuselaje apoyada sobre la superficie de la pista, debido a la fricción entre elementos metálicos y el pavimento, se producen elevadas temperaturas locales y chispas que pueden dar lugar a la ignición del combustible en el caso de entrar en contacto con él.

En este caso concreto, el combustible que se iba derramando como consecuencia de la rotura del depósito situado en el plano derecho de la aeronave, empezó a arder en la zona del umbral de la pista y el fuego acompañó a esta hasta el final de su recorrido en el suelo.

Cuando se detuvo la aeronave, el fuego se propagó, primero al lado izquierdo y después a prácticamente todo el exterior de la misma, produciéndole graves daños.

El interior de la aeronave apenas se vió afectado por el fuego, aunque sí lo fué por el humo.

2.2.3.- Actuación de los servicios de emergencia del aeropuerto.

La presencia de un vehículo en las proximidades de la cabecera 20 y el hecho de que comunicara la emergencia en la frecuencia correspondiente, hizo que los servicios de emergencia del aeropuerto fueran alertados cuando la aeronave aún se deslizaba sobre la pista.

El Servicio Contra Incendios utilizó todos los medios de que disponía. Estos llegaron a la aeronave y empezaron a actuar aproximadamente un minuto después de producirse la alarma, haciéndolo inicialmente sobre el plano izquierdo para proteger la evacuación. Una vez extinguido el fuego en ese lado, unos 30 segundos más tarde, se pasó a actuar sobre el plano derecho.

Cuando estuvo totalmente extinguido el fuego, apenas dos minutos después de la llegada de los S.C.I. a la aeronave, se siguió actuando sobre los planos para enfriar las superficies calientes y prevenir su posible reproducción. A la vez, algunos miembros del S.C.I. equipados con bombonas de oxígeno y mascarillas, entraron en la cabina de la aeronave y comprobaron que no había nadie en su interior.

En general, la actuación de los Servicios de Extinción de Incendios fué correcta, haciéndolo de acuerdo con lo establecido al respecto y dentro de los márgenes de tiempo previstos.

2.3.- Evacuación de la aeronave.

La tripulación ordenó y dirigió la evacuación y el alejamiento de los pasajeros de la zona afectada por el fuego, en cuanto la aeronave se hubo detenido.

En la evacuación se utilizaron las dos puertas delanteras, con despliegue de rampas, y las dos salidas de emergencia situadas sobre el plano izquierdo. Las salidas de emergencia situadas sobre el plano derecho no pudieron utilizarse debido a la presencia de fuego en el exterior de esa zona.

No se utilizó la salida posterior a través del cono de cola. Posteriormente se comprobó que el sistema de lanzamiento del cono de cola funcionaba correctamente y, en consecuencia, esta salida era utilizable. La tripulante situada en esa zona de la cabina de pasajeros decidió no utilizarla, después de haberse asomado por la mirilla de la puerta y las ventanas, y haber apreciado la existencia de fuego en el exterior de la aeronave.

La evacuación se hizo de forma ordenada. En líneas generales, los pasajeros siguieron en todo momento las instrucciones de la tripulación y no se produjo pánico.

En el interior de la cabina, sólo se constató la existencia de una contusión leve sufrida por un pasajero y que no le impidió salir con normalidad. El resto de las lesiones sufridas por los pasajeros, se produjeron en el exterior de la aeronave.

2.4.- Actuaciones personales.

2.4.1.- Actuaciones de la tripulación de vuelo.

La grabación en el Registrador de Voces en Cabina (C.V.R.) indica que, de acuerdo con lo establecido por el operador para la fase de aproximación, esta se estaba realizando con el Piloto al Mando como piloto a los mandos, PF por sus siglas en inglés, y el Copiloto como piloto que no vuela, PNF por sus siglas en inglés.

La tripulación actuó de acuerdo con las instrucciones recibidas y los procedimientos establecidos. A falta de 22 segundos para la toma de contacto con el terreno, el Piloto al Mando dijo: “Se está viendo el suelo”. Como confirmó en su declaración el Inspector, en ese momento los tres tripulantes estaban mirando al exterior, viendo o intentando ver el principio de una pista que, con toda probabilidad, habían visto desde más arriba y, debido a la presencia de bancos de niebla, dejaron de ver de forma paulatina a medida que se acercaban a ella.

En estas condiciones, volando con referencias visuales cada vez más escasas, los tripulantes pudieron tener la sensación de que la aeronave ascendía y el piloto a los mandos reaccionó de manera instintiva haciendo aumentar el régimen de descenso de la aeronave.

Esto se confirma con la activación del Sistema de Avisos de Proximidad al Terreno (G.P.W.S.), primero con el aviso acústico de descenso bajo la senda de planeo (“glide slope”) y después con el de excesivo régimen de descenso (“sink rate”), oyéndose con nitidez tres veces cada uno en el C.V.R., y que, de acuerdo con sus declaraciones, no fueron escuchados por ninguno de los tres tripulantes. En consecuencia, los avisos no fueron atendidos.

Finalmente, es probable que la tripulación, debido a las condiciones de visibilidad reducida reinantes, interpretara las luces de alguna de las barras del sistema de iluminación de aproximación como de umbral de pista y, en consecuencia, hiciera que la aeronave entrara en contacto con el terreno en la zona libre de obstáculos previa a la pista.

Las circunstancias que se dan en la fase de aproximación final, pueden explicarse como un proceso de omisión de acciones requeridas en un contexto en el que los tres tripulantes tenían una expectativa común: Deseaban ver el principio de una pista que tendía a desaparecer ante sus ojos.

En esta situación, uno de los tripulantes, probablemente el Piloto al Mando, con suficiente confianza en su experiencia y conocimiento del aeropuerto, y que gozaba de la confianza de los otros dos, aseguró ver la pista. Con él la vieron todos y continuó el proceso normal de aproximación.

Pocos segundos después, aunque los tripulantes veían el principio de la pista, ninguno oyó los seis avisos que emitió el Sistema de Avisos de Proximidad al Terreno. Probablemente, la concentración en los estímulos visuales les llevó a ignorar los acústicos y, en consecuencia, a continuar sin variaciones la aproximación.

Este proceso, con referencias visuales precarias y volando por debajo de la Senda de Planeo, les llevó a realizar un aterrizaje defectuoso, entrando en contacto con el terreno fuera de la pista y desencadenando todo el proceso posterior.

2.4.2.- Actuaciones de los Servicios de Control.

Las Dependencias de Control que intervinieron a largo de las distintas fases del vuelo actuaron correctamente en todo momento.

2.5.- Actuaciones de la aeronave.

La aeronave estaba en condiciones adecuadas para su operación y su comportamiento fué en todo momento acorde con las actuaciones requeridas por la tripulación.

Las respuestas de la aeronave y los daños que sufrió y produjo se debieron, en general, a las actuaciones de la tripulación y a las condiciones del terreno que, al entrar en contacto con este con un ángulo relativo próximo a 8°, la situaron fuera de sus límites de diseño

El único aspecto a destacar es el de la separación de la pata izquierda del tren de aterrizaje principal, que se produjo por rotura del herraje de unión al larguero posterior del plano izquierdo de la aeronave, en lugar de hacerlo como la del lado derecho, por rotura de los bulones de unión y de la propia estructura del alma del larguero.

Aunque anómala, esta forma de rotura evitó la más que probable rotura del depósito de combustible integrado en el plano izquierdo de la aeronave, de forma similar a como lo hizo el del lado derecho.

2.5.1.- Aproximación final e impacto.

La aeronave inició la aproximación final tres minutos antes del impacto, con una altitud próxima a 3.600 ft., ligeramente por encima de la Senda de Planeo y prácticamente en el rumbo del Localizador.

Hasta el momento en que alcanzó los mínimos, 298 ft. sobre el umbral de la pista, a falta de 20 segundos para el impacto, se mantuvo en estas condiciones, descendiendo con un régimen medio de 850 ft./minuto.

A partir de mínimos, redujo ligeramente el régimen de descenso a 780 ft./minuto. Cuando, a falta de 15,30 segundos para el impacto, el Piloto al Mando confirmó mínimos, se incrementó de nuevo el régimen de descenso alcanzando un valor medio de 1.035 ft./minuto hasta el momento del impacto con el terreno.

Esto indica que la tripulación prácticamente no redujo el régimen de descenso al alcanzar los mínimos y que, a medida que se acercaban al suelo, lo incrementaron hasta el momento del impacto con el terreno.

En este tramo, la pendiente de trayectoria de la aeronave fué de $3,60^\circ$ respecto de la horizontal, superior a los 3° de la Senda de Planeo. La trayectoria pasó a estar por debajo de la Senda de Planeo aproximadamente diez segundos antes del impacto.

En estas condiciones, la aeronave entró en contacto con un terreno en pendiente ascendente, de 4° aproximadamente, manteniendo una velocidad de traslación adecuada para la toma y un régimen de descenso excesivo. En consecuencia, las patas del tren principal de aterrizaje fueron sometidas a cargas superiores a las límite de diseño y se desprendieron por rotura de sus anclajes a los largueros posteriores de los respectivos planos.

2.5.2.- Recorrido en el suelo.

La aeronave, con una actitud de ligero alabeo a la izquierda, se apoyó en el terreno poco antes de entrar en la zona de parada, primero sobre los extremos de los herrajes de soporte y giro de los flaps, que cedieron y se desprendieron, después con las ruedas de la pata de morro, que reventaron al entrar en contacto con el pavimento, y, finalmente, con la zona posterior del fuselaje, que golpeó en una arqueta del sistema de iluminación situada poco antes de la zona pavimentada.

A continuación, la aeronave recorrió unos 650 metros apoyada en la pata de morro del tren de aterrizaje y en la zona posterior del fuselaje, hasta que se detuvo, pasados 600 metros del umbral de la pista.

Debido a haber entrado en contacto con el terreno antes elementos del lado izquierdo que del derecho de la aeronave, el recorrido en el suelo consistió en un desplazamiento hacia la izquierda guiado por la pata de morro del tren de aterrizaje y un giro en sentido contrario a las agujas del reloj sobre esa misma pata.

A medida que se fué degradando la pata de morro por la pérdida de elementos producida por el rozamiento con el pavimento, fué disminuyendo la velocidad del desplazamiento y aumentando el régimen de giro hasta que la aeronave se detuvo fuera de la pista.

Los registradores de vuelo dejaron de grabar transcurridos 7 segundos desde el impacto, una vez recorridos por la aeronave 200 metros, aproximadamente, desde el umbral de la pista. Esto ocurrió,

probablemente, cuando la tripulación desconectó el sistema eléctrico de la aeronave, dentro de la secuencia de parada de la misma.

2.5.3.- Sistema de Avisos de Proximidad al Terreno (G.P.W.S.).

De acuerdo con la grabación del Registrador de Voces en Cabina, el Sistema de Avisos de Proximidad al Terreno emitió avisos acústicos en dos modos diferentes, cuando la aeronave se encontraba ya en el tramo visual de la aproximación final.

Cuando faltaban 7,90 segundos para el impacto, con la aeronave a 125 ft. de altura sobre el terreno, se oyó tres veces seguidas el aviso “glide slope” y, a continuación, cuando faltaban 4,20 segundos para el impacto, con la aeronave a 60 ft. de altura sobre el terreno, otras tres veces seguidas lo hizo el aviso “sink rate”. El último aviso se oyó apenas dos segundos antes del impacto, cuando la aeronave se encontraba a poco más de 50 ft. de altura sobre el terreno.

El aviso “glide slope”, corresponde al Modo 5 de funcionamiento del sistema (Descenso bajo la Senda de Planeo). Cuando se oyó, la aeronave se encontraba a una altura que oscilaba entre 25 y 50 ft. bajo la Senda de Planeo.

El aviso “sink rate”, corresponde al Modo 1 de funcionamiento del sistema (Excesivo Régimen de Descenso). Cuando se oyó, la aeronave descendía con un régimen medio de 1.035 ft./minuto.

Los avisos se interrumpieron cuando la aeronave se encontraba a una altura inferior a 50 ft. sobre el terreno, valor del umbral inferior para el que se inhiben los avisos del sistema.

2.5.4.- Rotura del herraje de unión de la pata izquierda del tren de aterrizaje principal al larguero posterior del plano izquierdo de la aeronave.

El herraje presentaba una rotura en la zona de unión del tabique con la platina de acoplamiento al alma del larguero, que interesaba también el ala inferior del mismo y se prologaba por la platina hacia la parte superior de esta. La rotura era de carácter frágil, por sobrecarga estática con probable efecto de impacto, y se había iniciado en dos zonas, una a cada lado del tabique, en los alvéolos de alojamiento de las cabezas de los dos bulones inferiores.

El inicio de la rotura del herraje en la zona de rotura más alejada del eje del avión, fué una grieta de fatiga previa a la sobrecarga que provocó la rotura frágil de este. El origen en la zona de rotura más próxima al eje del avión, fué la propia sobrecarga.

Cabe reseñar que la grieta de fatiga anteriormente citada, se encontró en una zona en la que no estaba prevista la inspección de acuerdo con los procedimientos establecidos en los SB 57-125 y 148, y sus revisiones sucesivas.

2.6.- Entrenamiento de las tripulaciones en relación con el Sistema de Avisos de Proximidad al Terreno (G.P.W.S.).

Se ha comprobado que la mayoría de los operadores que disponen de aeronaves equipadas con Sistemas de Avisos de Proximidad al Terreno (G.P.W.S.), incluyen en sus Manuales de Vuelo los procedimientos correspondientes a la activación de este sistema en sus distintos modos. No obstante, se dan con frecuencia casos en que no está implementado en los correspondientes simuladores de vuelo y, con mayor frecuencia aún, en que estando implementado en ellos, el programa de entrenamiento periódico de tripulaciones en simulador no refleja situaciones en las que se produzcan avisos del sistema.

Teniendo en cuenta la gran utilidad de este sistema para prevenir colisiones con el terreno, se considera conveniente que las tripulaciones reciban instrucción en simulador acerca de su correcta utilización, en escenarios adecuados, con el fin de poder garantizar una respuesta rápida y adecuada en situaciones de emergencia.

3.- CONCLUSIONES.

3.1.- Evidencias.

- a) La Tripulación Técnica estaba adecuadamente calificada, experimentada y físicamente bien.
- b) Los Controladores estaban adecuadamente calificados, experimentados y físicamente bien.
- c) El avión tenía un Certificado de Aeronavegabilidad y un Certificado de Registro de Matrícula válidos. Los archivos muestran que había sido mantenido de acuerdo con el programa de mantenimiento autorizado.
- d) Las ayudas a la navegación y aproximación funcionaban correctamente, de acuerdo con las comprobaciones realizadas.
- e) No hay constancia de mal funcionamiento en los equipos de comunicaciones de ATC.
- f) En la investigación no se encontró ninguna evidencia de anomalía en el funcionamiento de los motores y sistemas de la aeronave.
- g) El peso y centrado de la aeronave estaban dentro de los límites establecidos.

- h) En la hora previa al accidente, el alcance visual en pista (RVR) medido en la cabecera 20 registró valores que oscilaban rápidamente entre 400 y 1.500 metros, por la presencia de bancos de niebla.
- i) La tripulación estaba informada previamente sobre la presencia de bancos de niebla y, cuando entraron en contacto con la Torre de Control de Vigo, siete minutos antes del impacto, había sido informada por el controlador de un alcance visual de 800 metros. En el momento del impacto, el valor del alcance visual registrado en la cabecera 20 era de 500 metros.
- j) En las fases de aproximación y aterrizaje en el Aeropuerto de Vigo, el Piloto al Mando actuó como piloto a los mandos (PF) y el Copiloto como piloto que no vuela (PNF).
- k) En general, la tripulación actuó de acuerdo con las instrucciones recibidas y los procedimientos establecidos. 15,30 segundos antes de la toma de contacto con el terreno, en el tramo final de la trayectoria, la aeronave aumentó su régimen de descenso y, 10 segundos antes del impacto con el terreno, pasó a estar por debajo de la senda de descenso.
- l) El Sistema de Avisos de Proximidad al Terreno (G.P.W.S.) emitió avisos acústicos en los modos de Descenso bajo la senda de planeo (Modo 5) y de Excesivo régimen de descenso (Modo 1).
- m) La tripulación no reaccionó ante los avisos del G.P.W.S.. En sus declaraciones manifestaron no haberlos oído.

- n) En el tramo final de su trayectoria de aproximación, la aeronave tocó con la pata izquierda del tren de aterrizaje principal y zonas aledañas del fuselaje en las tres luces de una barra de aproximación, situada 115 metros antes del umbral y en la zona libre de obstáculos previa a la pista.
- ñ) Las ruedas de la pata izquierda del tren de aterrizaje principal entraron en contacto con un terreno en pendiente ascendente, de 4° aproximadamente, a falta de 87,75 metros para el umbral de pista; 4,75 metros después, lo hicieron las de la pata derecha. La aceleración vertical registrada alcanzó un valor de 3,69 g en el momento del impacto.
- o) Los amortiguadores de las dos patas del tren de aterrizaje principal colapsaron y estas se rompieron por la zona de anclaje a sus respectivos planos. Con la del lado derecho se rompió también el depósito de combustible de ese lado, mientras que con la del lado izquierdo lo hizo el herraje de unión a la estructura de la aeronave.
- p) La aeronave continuó su recorrido apoyada en zona inferior del fuselaje posterior y la pata de morro. El combustible que se iba derramando empezó a arder a la altura de la barra de iluminación de extremo de pista.
- q) La aeronave se detuvo, envuelta en llamas, en el lado izquierdo de la pista, a 600 metros del umbral.

- r) El fuego fué extinguido por los Servicios Contra Incendios del aeropuerto. Su actuación estuvo de acuerdo con lo establecido al respecto.
- s) La evacuación de la aeronave, ordenada y dirigida por la tripulación, se hizo de forma ordenada. En líneas generales, los pasajeros siguieron en todo momento las instrucciones de la tripulación y no se produjo pánico.

3.2.- Causas.

Durante la fase de aproximación final, con la cabecera de pista en condiciones de visibilidad reducida por bancos de niebla, la aeronave aumentó su régimen de descenso, se situó bajo la senda de planeo y tocó en una barra elevada de iluminación de aproximación, entrando en contacto con el terreno en la zona libre de obstáculos previa a la pista. Los amortiguadores de las dos patas del tren de aterrizaje principal colapsaron y estas se rompieron por la zona de anclaje a sus respectivos planos, haciéndolo con la del lado derecho también el depósito de combustible de ese lado, que se derramó e incendió.

Aunque los tripulantes veían el principio de la pista, ninguno oyó los seis avisos que emitió el Sistema de Avisos de Proximidad al Terreno. Probablemente, la concentración en los estímulos visuales les llevó a ignorar los acústicos y, en consecuencia, a continuar sin variaciones la aproximación.

4.- RECOMENDACIONES.

- a) En la cabina de mando debería establecerse la obligatoriedad del uso de los auriculares y del sistema de interfonía, al menos durante todo el tiempo en que la aeronave permanezca por debajo de 10.000 ft.
- b) Durante las fases del vuelo que se desarrollan en alturas inferiores a 10.000 ft., las tripulaciones sólo deberían mantener las comunicaciones internas relativas a la operación.
- c) En uno de los canales del Registrador de Voces en Cabina (C.V.R.), deberían registrarse los sonidos y voces correspondientes al micrófono y auriculares del puesto previsto en la cabina de mando para un observador o tripulante adicional.
- d) Debería estudiarse la posibilidad de desarrollar e instalar en las aeronaves Registradores de Voces en Cabina (C.V.R.) con mejor calidad de grabación y mayor facilidad para la reproducción y el estudio de la misma. Se trataría de equipos basados en tecnología de estado sólido con sistemas de grabación-reproducción digital.
- e) Las tripulaciones deberían recibir instrucción periódica durante los cursos de refresco acerca de la utilización del Sistema de Avisos de Proximidad al Terreno (G.P.W.S.) en escenarios adecuados.

- f) Los operadores procurarán poner especial atención en el seguimiento de los procedimientos de aproximación instrumental.

- g) Los operadores deberían programar cursos de Factores Humanos y de Gestión de Recursos en Cabina.

ANEXO A

Trayectoria en vuelo.

TRAYECTORIA DE VUELO

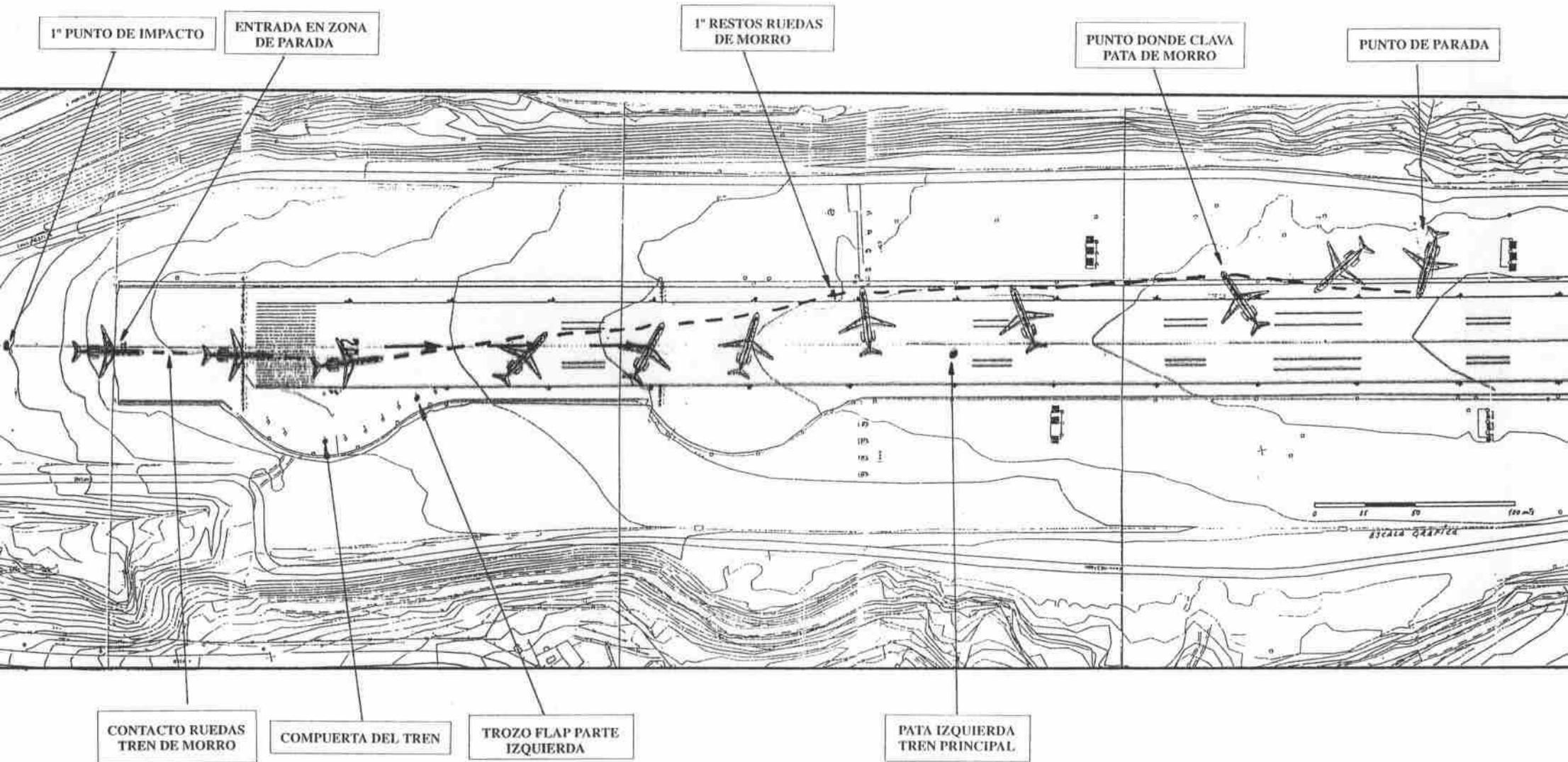


FOR DME
VOR

ANEXO B

Trayectoria en el suelo.

TRAYECTORIA SEGUIDA POR LA AERONAVE EN EL SUELO



ANEXO C

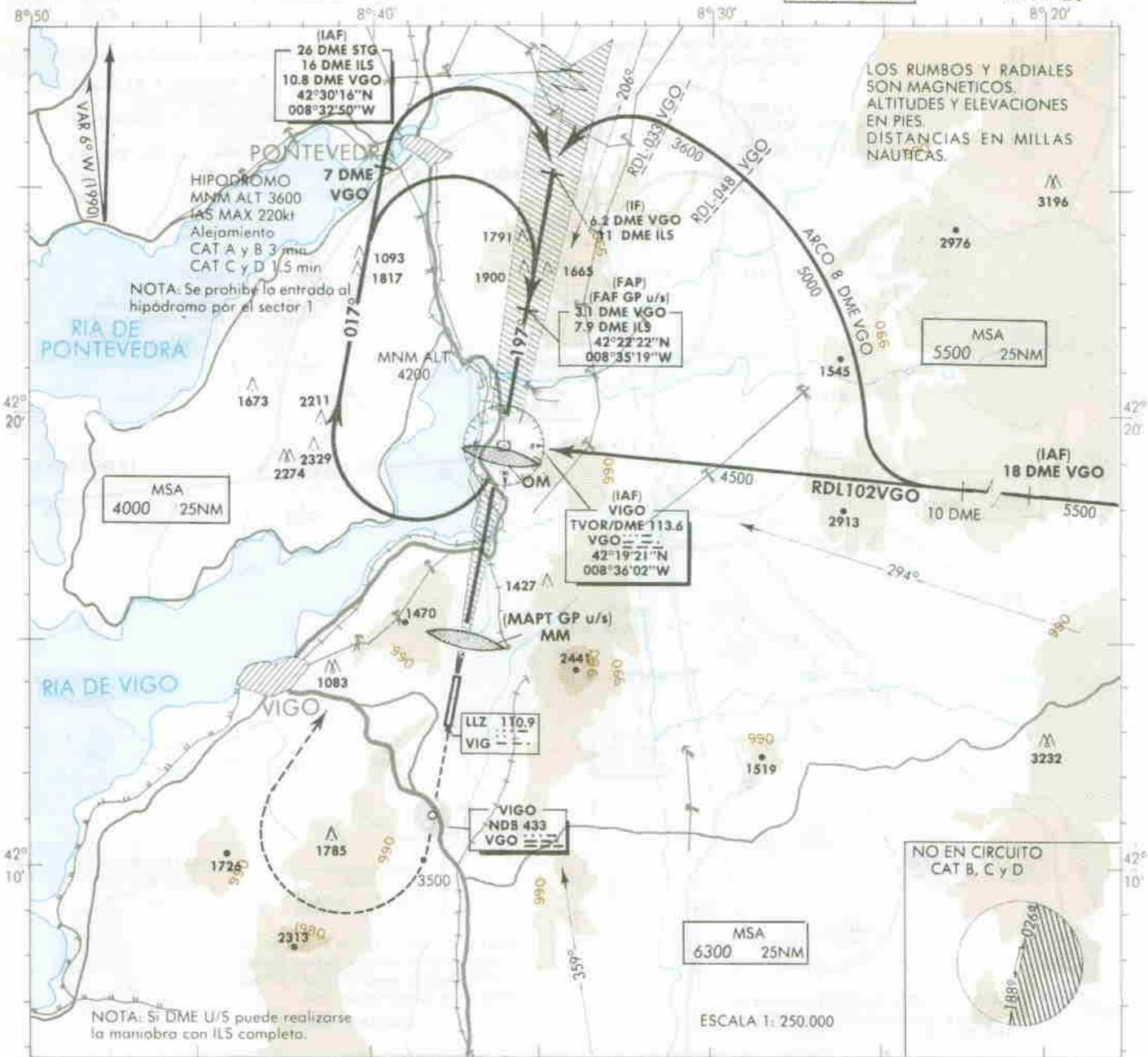
Cartas de aproximación al Aeropuerto de Vigo.

CARTA DE APROXIMACION
POR INSTRUMENTOS - OACI

ELEVACION AERODROMO
859

APP 120.2
TWR 118.45
GMC 121.7

VIGO
VOR-ILS/DME
RWY 20



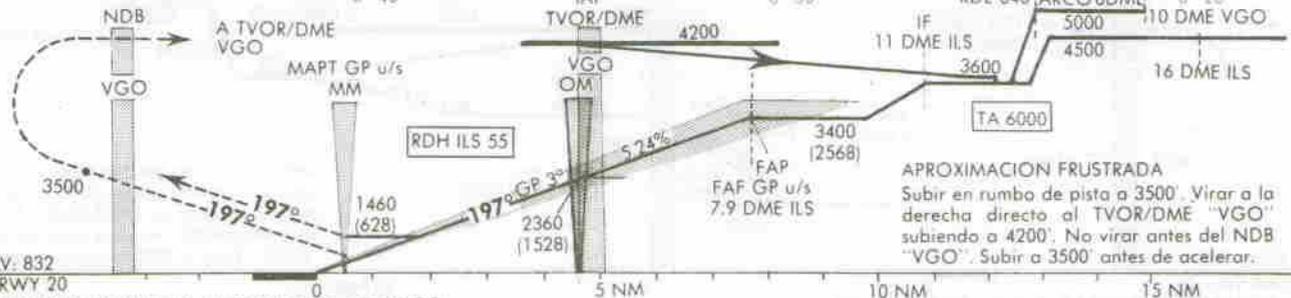
LOS RUMBOS Y RADIALES
SON MAGNETICOS.
ALTITUDES Y ELEVACIONES
EN PIES.
DISTANCIAS EN MILLAS
NAUTICAS.

NOTA: Se prohíbe la entrada al
hipódromo por el sector 1

NOTA: Si DME U/S puede realizarse
la maniobra con ILS completo.

NO EN CIRCUITO
CAT B, C y D

ESCALA 1: 250.000



ALTURAS REFERIDAS A ELEV THR RWY 20

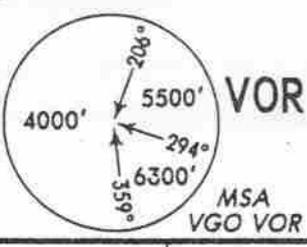
OCA/H	A	B	C	D	
APROX. DIRECTA	CAT I 2.5%	1240 (408)	1250 (418)	1260 (428)	1270 (438)
	CAT I 3%	1110 (278)	1120 (288)	1130 (298)	1140 (308)
	GP u/s	1460 (630)			
En circuito H sobre 859	1860 (1000)	2180 (1320)	2240 (1380)		

GS	kt	80	100	120	140	160	180
FAP-THR: 7.9NM	min:s	5:55	4:44	3:57	3:23	2:58	2:38
FAP-MAPT: 7.32NM	min:s	5:29	4:24	3:40	3:08	2:45	2:26
Velocidad vertical de descenso 5.24%	ft/min	425	530	635	740	850	955
ALTITUD/ALTURA DME (ILS) APROXIMACION FINAL							
13 DME	12 DME	11 DME	10 DME	9 DME	8 DME	7 DME	6 DME
						3120 (2290)	2800 (1970)
						2480 (1650)	2160 (1330)
						1850 (1020)	1530 (700)
						1210 (380)	

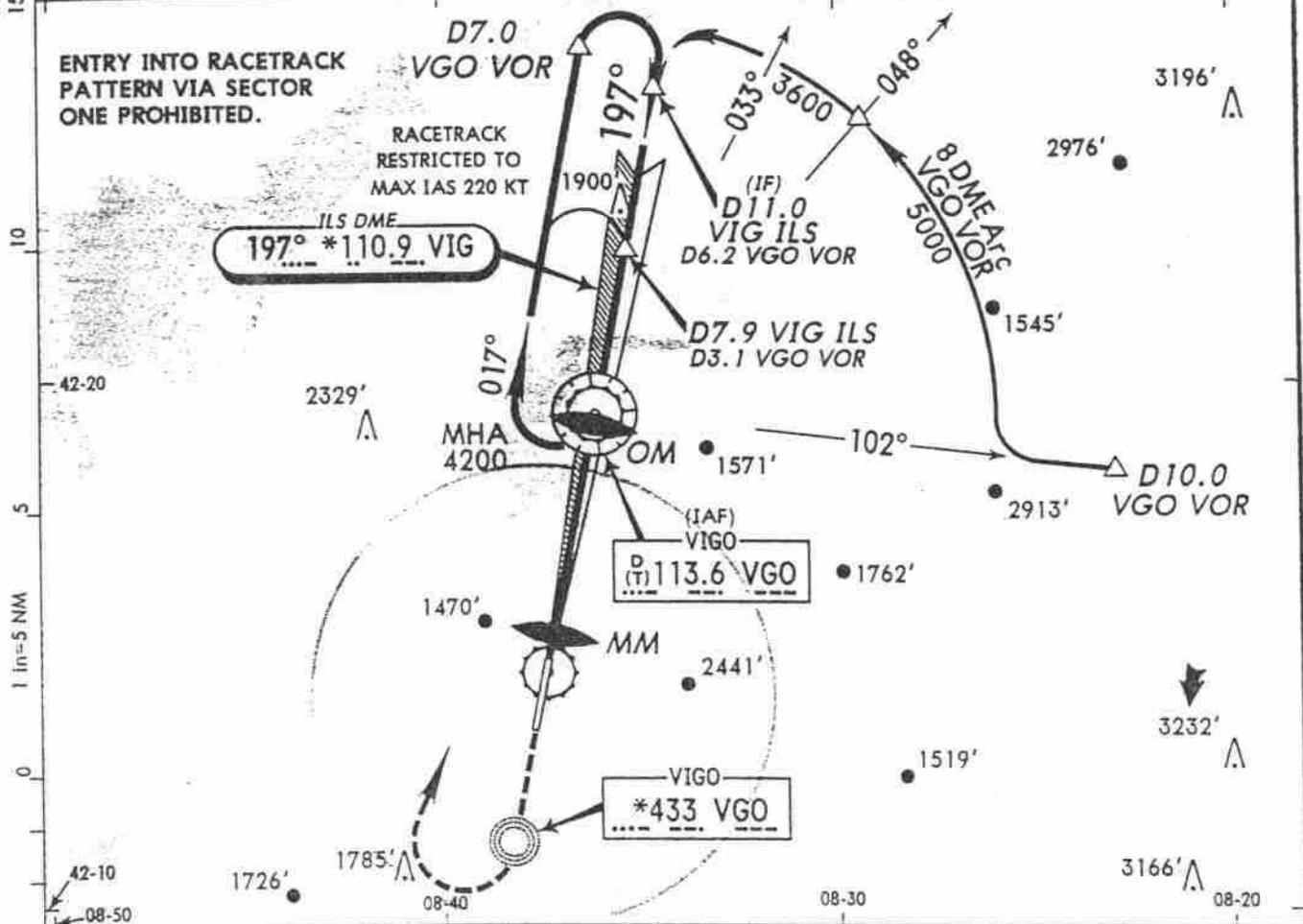
SANTIAGO Approach 120.2
 *VIGO Tower 118.45 123.5
 *Ground 121.7

Alt Set: hPa
 Rwy Elev: 30 hPa

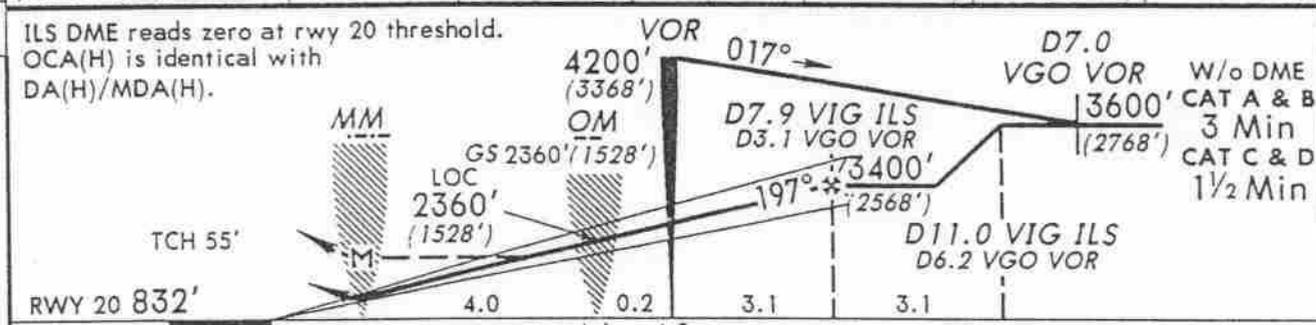
Trans level: By ATC
 Trans alt: 6000' (5168')



VIGO
 VOR ILS DME Rwy 20
 LOC *110.9 VIG
 Apt. Elev 859'



LOC	ILS DME	2.0	3.0	4.0	5.0	6.0	7.0
(GS out)	ALTITUDE/HAT	1530'(698')	1850'(1018')	2160'(1328')	2480'(1648')	2800'(1968')	3120'(2288')



APT. 859'

MISSED APPROACH: Climb on rwy heading to 3500'(2668'), then turn RIGHT direct to VOR climbing to 4200'(3368'). Do not turn before passing NDB. Climb to 3500'(2668') prior to level acceleration.

STRAIGHT-IN LANDING RWY 20				LOC (GS out)	CIRCLE-TO-LAND
ILS		ILS			
Missed apch climb grad. min 3.0%	DA(H)	Missed apch climb grad. min 2.5%	DA(H)	MDA(H)	Not authorized east of airport
A: 1110'(278') C: 1130'(298')	DA(H)	A: 1240'(408') C: 1260'(428')	DA(H)		
B: 1120'(288') D: 1140'(308')		B: 1250'(418') D: 1270'(438')			
ALS out		ALS out		ALS out	
A	1300m	2100m		RVR 1500m	100 1860'(1001') 2000m
B	1400m			2200m	
C			2800m		
D	1500m			3200m	205 2240'(1381') 4800m

Gnd speed-Kts	70	90	100	120	140	160	2 MM out: NOT AUTH.
ILS GS 3.00° or LOC Descent Gradient 5.2%	377	485	539	647	755	862	3 After ILS apch with missed apch climb gradient min 2.5% VIS 2100m.

PANS OPS 3

ANEXO D

Gráficos de parámetros del D.F.D.R.



ANEXO E

Transcripción del C.V.R.

Transcripción del C.V.R. (Ref. A-014/94)

<u>TIEMPO</u>	<u>ORIGEN</u>	<u>COMUNICACIONES</u>	<u>INTERIOR CABINA</u>
8.08:0090		INICIO TRANSCRIPCIÓN	
8.08:0290	COP.		es que hace mucho que no lo practico... entonces me falta práctica
8.08:0720		<<<<< COMPENSADOR >>>>>	
8.08:2170		<<<<< VGO >>>>>	
8.08:3070	COP.		bueno, mira a ver quién es
8.08:3200			llegando a 5.500 ' (a ... millas) para 5
8.08:3350		<<<<< COMPENSADOR >>>>>	
8.08:3510		<<<<< ALTITUDE ALERT >>>>>	
8.08:4020		<<<<< VGO >>>>>	
8.08:4425	P.M.		ponme ya (aquí) por favor
8.08:4560		<<<<< COMPENSADOR >>>>>	
8.08:4780			
8.08:5010	COP.		aquí tienes
8.08:5280		<<<<< COMPENSADOR >>>>>	
8.09:0180	COP.		lo bueno de esto es que no vale de Bilbao o sea ...
8.09:0650		<<<<< COMPENSADOR >>>>>	
8.09:0980		<<<<< VGO >>>>>	
8.09:2290		(voces de fondo que parecen de la radio)	
8.09:2730		<<<<< VIG >>>>>	
8.09:3060	COP.		todo chequeado
8.09:3360	COP.		(Ilegible)
8.09:4570	COP.	Santiago, Aviaco 260, estamos iniciando el arco para ILS a la 20 de Vigo	

Transcripción del C.V.R. (Ref. A-014/94)

<u>TIEMPO</u>	<u>ORIGEN</u>	<u>COMUNICACIONES</u>	<u>INTERIOR CABINA</u>
8.09:5030	APP	recibido llame a Vigo en 18'45, hasta luego	
8.09:5280	COP.	hasta luego muchas gracias	
8.09:5560	COP.	Vigo, Aviaco 260 buenos días	
8.09:5970	TWR	Aviaco 260, Vigo buenas tardes, Ilegible	
8.10:0240	COP.	estamos volando el arco ya para ILS a la 20	
8.10:0570	TWR	recibido, continúe aproximación a la 20 y notifique VOR en final, el viento actual 360/03 y pista húmeda. La visibilidad el RVR ahora está marcando 800 metros, ahora mismo	
8.10:2290	COP.	copiado, gracias	
8.10:2570	INSP.		pues que bién, mira lo que le digo yo a mi hija...
8.10:3490	COP.		Ilegible
8.10:3790	TRIP.		(si tuviera buen sentido)
8.10:4390	TRIP.		siempre igual aquí
8.10:4820	TRIP.		slats
8.10:5210	P.M.		slat por favor
8.10:5810	COP.		estamos interceptando
8.11:0370		<<<<< SLATS >>>>>	
8.11:0450	P.M.		pues ve poniéndome... me confirmas la transición
8.11:0640		<<<<< ALTITUDE ALERT >>>>>	
8.11:0870		<<<<< ALTITUDE ALERT >>>>>	
8.11:0890	COP.		600, 500 y 100
8.11:1460		<<<<< COMPENSADOR >>>>>	
8.11:2340	INSP.	 de la baron

Transcripción del C.V.R. (Ref. A-014/94)

<u>TIEMPO</u>	<u>ORIGEN</u>	<u>COMUNICACIONES</u>	<u>INTERIOR CABINA</u>
8.11:2640	TRIP.		¡eh!
8.11:2700	INSP.		la baron que en Sevilla.... altura.... y hay que volver ahora ... (Ilegible)
8.11:3290	P.M.		quince
8.11:3860		<<<<< ALTITUDE ALERT >>>>>	
8.11:3980	TRIP.		(Ilegible)
8.11:4110	COP. P.M.		quince exactamente
8.11:4400	COP.		llevas razón, gases.... ...ajustados
8.11:4660	COP.		muy bien, pues ya mismo, te los cambio
8.11:5020	P.M.		ya mismo
8.12:0880	COP.		nos quedan 500 pies
8.12:0990	P.M.		gracias
8.12:1670	P.M.		cuando veas que se mueve me lo pasas a
8.12:1960		<<<<< COMPENSADOR >>>>>	
8.12:2080	P.M.		a ILS
8.12:2190	COP.	 está entrando
8.12:2560	P.M.		pónmelo en el ILS
8.12:3280	P.M.		ahí se queda, por gracioso
8.12:3430		<<<<< COMPENSADOR >>>>>	
8.12:3920		<<<<< RUIDO >>>>>	
8.12:4480	COP.	 ha entrado
8.13:2260		<<<<< RUIDO >>>>>	
8.13:2360	P.M.		glide slope
8.13:2920			silbido

Transcripción del C.V.R. (Ref. A-014/94)

<u>TIEMPO</u>	<u>ORIGEN</u>	<u>COMUNICACIONES</u>	<u>INTERIOR CABINA</u>
8.13:3420		<<<<< ALTITUDE ALERT >>>>>	
8.13:3570	TRIP.	tenemos altura
8.13:3660	TRIP.		si
8.13:3770	TRIP.		yo creo que estamos ya entrando eh
8.13:3970	TRIP.		ok senda
8.13:4260		<<<<< ALTITUDE ALERT >>>>>	
8.13:5220		<<<<< ALTITUDE ALERT >>>>>	
8.14:0550	COP.		captura la senda ok
8.14:1220		<<<<< BALIZA >>>>>	
8.14:1400	TRIP.	voces, que parecen de TWR, llamando está la señal (alfa, lima, alfa,lima)	
8.14:2220		<<<<< RUIDO >>>>>	
8.14:2500		<<<<< RUIDO >>>>>	
8.14:2900		<<<<< BALIZA >>>>>	
8.14:3160	TRIP.		estamos entrando
8.14:3305	COP.		yo pongo aquí
8.14:3470	P.M.		433, por favor
8.14:3530		<<<<< ALTITUDE ALERT >>>>>	
8.14:3710	P.M.		tren abajo
8.14:3890	COP.	las tres fuera
8.14:4260		<<<<< FLAPS >>>>>	
8.14:5390	P.M.		25 y lista de final
8.14:5870	COP.		1024, pasando por 2700'
8.15:0160	P.M.		correcto
8.15:0220	COP.		landing gear...
8.15:0240	P.M.		down, 3 green

Transcripción del C.V.R. (Ref. A-014/94)

<u>TIEMPO</u>	<u>ORIGEN</u>	<u>COMUNICACIONES</u>	<u>INTERIOR CABINA</u>
8.15:0270	COP.		flaps/slats
8.15:0470	P.M.		25 extend
8.15:0570	COP.		spoilers
8.15:0670	P.M.		armados
8.15:0730	COP.		brakes selector pressure
8.15:0800	P.M.		both
8.15:0820	COP.		landing lights
8.15:0920	P.M.		la de morro
8.15:1010	COP.		ignition en alfa
8.15:1090	COP.		annunciator panel ...pendiente
8.15:1330	TRIP.		(Ilegible)
8.15:1790	COP.	... VOR en final aviaco 260, campo a la vista	
8.15:2010	TWR.	260 recibido. Si campo a la vista, autorizado aterrizar pista 20, el viento es prácticamente calma 360/02	
8.15:2900	COP.	copiado autorizado a aterrizar 20. Aviaco 260	
8.15:3670	COP.		sobre a 1000 pies
8.15:3730	P.M.		gracias
8.15:4050	TRIP.		(Ilegible) mejor dicho....
8.15:4380	P.M.		(Ilegible) ve poniéndome full
8.16:0540	COP.		pues lista completa
8.16:0960	TRIP.		(Ilegible)
8.16:1090	TRIP.		vale
8.16:1270	COP.		500
8.16:1770	COP.		400

Transcripción del C.V.R. (Ref. A-014/94)

TIEMPO	ORIGEN	COMUNICACIONES	INTERIOR CABINA
8.16:2560	COP.		tres
8.16:3260	COP.		200
8.16:4060	COP.		100
8.16:4310	P.M.		se está viendo el suelo
8.16:4460	COP.		estamos llegando a mínimos
8.16:4780	COP.		mínimos ahora
8.16:4980	P.M.		vale
8.16:5090	COP.		sí
8.16:5720		<<<< GLIDE SLOPE >>>>	
8.16:5860		<<<< GLIDE SLOPE >>>>	
8.17:0000		<<<< GLIDE SLOPE >>>>	
8.17:0090		<<<< SINK RATE >>>>	
8.17:0220		<<<< SINK RATE >>>>	
8.17:0360		<<<< SINK RATE >>>>	
8.17:0510		<<<TOMA DE CONTACTO>>>	
8.17:1140		<<<ARRASTRE POR LA PISTA>>>	(Ilegible)
8.17:1290			(Ilegible)

FIN DE LA GRABACION

P.M.	Piloto al Mando.	APP	Centro de Control de Aproximación
COP.	Copiloto.	TWR	Torre de Control de Vigo
INSP.	Inspector	(Texto)	Muy débil / Dudas / Ilegible.
TRIP.	Miembro de la Tripulación		

<<<< SONIDO >>>> Sonido identificado en cabina

ANEXO F

A.O.L. 9-2422 de 10 de Mayo de 1.994, S.B. 57-207 de 24 de Mayo de 1.994 y F.O.-A.O.L. -8-026 / -9-060 / -90-006 / -10-027 / -11-127, de McDonnell - Douglas.

AOL

ALL OPERATOR LETTER



McDonnell Douglas Corporation (MDC) proprietary rights are included in the information disclosed herein and recipient, by accepting this document, agrees that the information is proprietary to MDC. MDC authorizes recipient to reproduce such information for internal use only.

10 May 1994
C1-L30-60/AOL/FCH
9-87-40-1

AOL 9-2422

To: All DC-9 Operators

Subject: MAIN LANDING GEAR ATTACH FITTING INSTALLATION

Applicable To: All DC-9 Aircraft Except Fuselage Numbers 1081 and 1084

Reference:

- (a) DC-9 Service Bulletin (S/B) 57-207, Scheduled For Issue By 20 May 1994
- (b) DC-9 Aging Aircraft Service Action Requirements Document, Report Number MDC KI572, Revision B, dated January 15, 1993
- (c) S/B 57-148, Revision 5, Change Notification 1 (CNI), dated December 17, 1992
- (d) S/B 57-125, Revision 5, dated November 5, 1990
- (e) Federal Aviation Administration (FAA) Airworthiness Directive (AD) Number 90-18-03, Amendment 39-6701, Effective September 24, 1990
- (f) FAA AD Number 84-26-01, Amendment 39-4971, Effective January 27, 1985
- (g) FAA AD Number 80-06-04, Revision 1, Amendment 39-4909, Effective October 14, 1984

REASON

A DC-9 SERIES 32 AIRCRAFT WAS RECENTLY INVOLVED IN A LANDING ACCIDENT WHICH RESULTED IN SEVERE STRUCTURAL DAMAGE, RIGHT-HAND WING INTEGRAL FUEL TANK RUPTURE AND FIRE.

Subsequent investigation revealed that the aircraft landed short of the runway. The fuel tank rupture was caused by unpredictable overloads on the right-hand Main Landing Gear (MLG) fitting installation. A section of the right-hand rear spar was opened when the MLG fitting broke away.

A review of DC-9 service history since 28 October 1971 determined that integral fuel tank rupture has occurred on ten other DC-9 aircraft. All occurrences were caused by unpredictable overload from abnormal operations including runway overruns, running off runway, skidding off runway, taxiing into holes in runway under repair, landing off runway and hard landing.

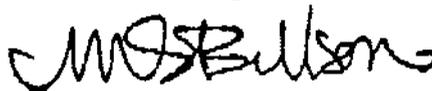
As a result of the above, the reference (a) S/B 57-207 has been assigned for issue by 20 May 1994 to incorporate modifications on the MLG attach fitting installations to improve breakaway provisions. The modification requires incorporation of the reference (c) S/B 57-148 which replaces the MLG attach fitting inboard and outboard lower forward tension bolts and fasteners through the lower flange of the fitting. Service Bulletin 57-207 will recommend incorporation of the modifications on all affected aircraft during the next practical scheduled maintenance period not to exceed two years from issue date of the S/B. Incorporation of S/B 57-207 will reduce the possibility of primary structural damage and possible fuel spillage due to unpredictable overloads on the MLG installation from abnormal landing operations.

Aircraft previously modified by replacement of the MLG attach fittings per reference (d) S/B 57-125, Revision 3 or later, or reference (c) S/B 57-148 require no further modifications per S/B 57-207.

For operator's reference, the subject MLG attach fitting installations are covered by the reference (b) Aging Aircraft Program and the reference (e), (f) and (g) AD's. The reference (g) AD requires replacement of 7079-16 MLG attach fittings on affected aircraft before 20 years in-service or by 24 September 1994 whichever is later. Fitting replacement must comply with reference (d) S/B 57-125, Revision 3 or later. Fittings replaced by S/B 57-125 new issue, Revision 1 or 2, must be modified by reference (c) S/B 57-148 within the same mandated compliance.

Should additional information be required, please submit your inquiries through your local Douglas Field Service Representative or to Product Support, ATTN: Technical Customer Services, Structures, Douglas Aircraft Company, P. O. Box 1771, Long Beach, CA 90801; SITA: TOAMD7X, ARINC: LAXMDCR, Telex: 674357, FAX: (310) 593-7710, or call (310) 593-8114.

THIS AOL IS FOR ADVISORY PURPOSES ONLY. NO FAA APPROVAL REQUIRED.



H. S. Billson
General Manager
Technical Customer Services
Product Support

FCH:sw
(NAA)

DC-9

P.O. Box 1771
Long Beach, CA
90801

REFERENCE:
BULLETIN 57-207

SERVICE BULLETIN SUMMARY

NOTE: This summary is for information only and reflects the intent of the attached FAA approved Service Bulletin.

SUBJECT: WINGS - Attach Fittings -
Inspect/Modify Attachments
of Main Landing Gear (MLG)
Attach Fittings.

Group II

Applicable to aircraft which have been modified per DC-9 Service Bulletin 57-125 original issue through Revision 2 or which have production equivalent installed, but have not accomplished DC-9 Service Bulletin 57-148.

NOTE

Service Bulletin 57-125 is affected by Federal Aviation Administration Airworthiness Directive No. 80-06-04 R1; Amendment 39-4909, effective October 14, 1984.

Service Bulletins 57-125 and 57-148 are affected by Federal Aviation Administration Airworthiness Directive No. 84-26-01; Amendment 39-4971, effective January 27, 1985.

Service Bulletin 57-125 is affected by Federal Aviation Administration Airworthiness Directive No. 90-18-03; Amendment 39-6701, effective September 24, 1990.

Service Bulletin 57-148 is subject to DC-9/MD-80 Aging Aircraft Service Action Requirements Document, Report No. MDC K1572.

The applicable group for aircraft listed with a choice of groups is to be determined by the operator as follows:

Group I

Applicable to aircraft which have not been modified per DC-9 Service Bulletin 57-125 original issue through Revision 5.

Group III

Applicable to aircraft which have been modified per DC-9 Service Bulletin 57-125 original issue through Revision 2 or which have production equivalent installed, and DC-9 Service Bulletin 57-148 incorporated, or have accomplished DC-9 Service Bulletin 57-125 Revision 3, or later.

ANALYSIS: Eleven cases have been reported of DC-9 aircraft experiencing severe structural damage and integral fuel tank ruptures due to unpredictable overloads on the main landing gear (MLG) caused by adverse landing incidents.

McDonnell Douglas Corporation (MDC) proprietary rights are included in the information disclosed herein, and recipient by accepting this document agrees that the information is proprietary to MDC. MDC authorizes recipient to reproduce such information in other documents created for internal use if these documents are protected similarly by a proprietary legend.

May 24/94

Reference Bulletin 57-207

Page 1 of 2

DOUGLAS AIRCRAFT COMPANY

DESCRIPTION: Accomplishes the following: Group I - Accomplishes DC-9 Service Bulletin 57-125 Revision 5, Option I, closing action. Group II - Accomplishes DC-9 Service Bulletin 57-148 Revision 5, Phase 2, closing action. Group III - No further work is required. The intent of Service Bulletin 57-148 has been accomplished.

Incorporation of specified Service Bulletins will minimize the possibility of primary structure damage, fuel tank rupture, and possible fuel spillage, due to unpredictable overloads of the MLG during adverse landing incidents such as an off-runway landing.

EFFECTIVITY: DC-9, Series 10, 20, 30, 40, 50, and C-9 aircraft. (See Service Bulletin 57-207 for detailed Effectivity.)

COMPLIANCE: Groups I and II - Douglas Aircraft Company recommends accomplishment on all affected aircraft as required at the earliest practical maintenance period within 2 years from issue date of Service Bulletin 57-207. Group III - No further work is required. The intent of Service Bulletin 57-207 has been accomplished.

MATERIAL INFORMATION: Parts/material required to accomplish the modification per applicable Group, is outlined in the Material Information paragraph of DC-9 Service Bulletins 57-125 Revision 5, and 57-148 Revision 5. Operator's are to refer to these Service Bulletins for parts and materials to be procured.

Reference Bulletin 57-207

May 24/94

Page 2

DC-9

P.O. Box 1771
Long Beach, CA
90801

SERVICE BULLETIN

WINGS - Attach Fittings - Inspect/Modify Attachments of Main Landing Gear (MLG) Attach Fittings.

NOTE

Service Bulletin 57-125 is affected by Federal Aviation Administration Airworthiness Directive No. 80-06-04 R1; Amendment 39-4909, effective October 14, 1984.

Service Bulletins 57-125 and 57-148 are affected by Federal Aviation Administration Airworthiness Directive No. 84-26-01; Amendment 39-4971, effective January 27, 1985.

Service Bulletin 57-125 is affected by Federal Aviation Administration Airworthiness Directive No. 90-18-03; Amendment 39-6701, effective September 24, 1990.

Service Bulletin 57-148 is subject to DC-9/MD-80 Aging Aircraft Service Action Requirements Document, Report No. MDC K1572.

The applicable group for aircraft listed with a choice of groups is to be determined by the operator as follows:

Group I

Applicable to aircraft which have not been modified per DC-9 Service Bulletin 57-125 original issue through Revision 5.

McDonnell Douglas Corporation (MDC) proprietary rights are included in the information disclosed herein, and recipient by accepting this document agrees that the information is proprietary to MDC. MDC authorizes recipient to reproduce such information in other documents created for internal use if these documents are protected similarly by a proprietary legend.

DOUGLAS AIRCRAFT COMPANY SERVICE BULLETIN

Group II

Applicable to aircraft which have been modified per DC-9 Service Bulletin 57-125 original issue through Revision 2 or which have production equivalent installed, but have not accomplished DC-9 Service Bulletin 57-148.

Group III

Applicable to aircraft which have been modified per DC-9 Service Bulletin 57-125 original issue through Revision 2 or which have production equivalent installed, and DC-9 Service Bulletin 57-148 incorporated, or have accomplished DC-9 Service Bulletin 57-125 Revision 3, or later.

1. Planning Information:

A. Effectivity:

(1) Aircraft Affected:

DC-9, Series 10, 20, 30, 40, 50, and C-9

(a) Operator and Aircraft Number:

<u>Operator</u>	<u>Factory Serial No.</u>	<u>Group</u>	<u>Operator</u>	<u>Factory Serial No.</u>	<u>Group</u>	
AC	45845	I	AM	47006	I	
	47019			47106		or
	47021 and 47022	II		47394	II	
	47024	or		47501	or	
	47069 thru 47071	III		47549	III	
	47195			47594		
	47198 and 47199			47602		
	47265 and 47266			47607		
	47289 and 47290			47609		
	47292 thru 47294			47621		
	47340 thru 47342			47650		
	47348 thru 47350			48125 thru 48130		
	47353 and 47354			48150 and 48151		
	47422			AO	47076	I
	47485				47080	
	47546				47090 and 47091	II
	47554				47452	or
47557		47455	III			
47560		47461				
47592		47504				
47598		47542				
47611						

**DOUGLAS AIRCRAFT COMPANY
SERVICE BULLETIN**

<u>Operator</u>	<u>Factory Serial No.</u>	<u>Group</u>	<u>Operator</u>	<u>Factory Serial No.</u>	<u>Group</u>				
AO (cont)	47637	I or II or III (cont)	CO	45788 and 45789	I or II or III				
	47640			45791 thru 45793					
	47642 thru 47644			45847					
	47675			47067					
	47704			47094					
	47707			47110 thru 47113					
	48104 thru 48106			47218 and 47219					
AU	47260	I or II or III		47281					
	47262			47423 and 47424					
	47365			47487					
	47446 and 47447			47490					
				47520 and 47521					
AY	47604 thru 47606	I or II or III		47524					
	47613 and 47614			47531					
	47694 thru 47696			47535					
	47771 thru 47773			47539					
	48134 thru 48136			47638					
				47765					
				47788					
AZ	47038 and 47039	I or II or III	EA	47797 thru 47799	I or II or III				
	47046 and 47047			48111 thru 48113					
	47101			47120					
	47128 and 47129			EZ		I or II or III			
	47222 thru 47226						47044		
	47228 thru 47238						47061		
	47283						47191		
	47311						47194		
	47432 thru 47438						47220		
	47502						47279		
	47518 and 47519						47355		
	47533						47414		
	47544						FP	I or II or III	
	47553								45702
	47575								45731
47591									
47653									
BD	45712 and 45713	I or II or III			I or II or III				
	45719								
	45738 and 45739								
	47430								
	47468								
	47484								
	47523								
	47555								
	47559								
	47648								
47666									

May 24/94

Bulletin 57-207

Page 3

DOUGLAS AIRCRAFT COMPANY SERVICE BULLETIN

<u>Operator</u>	<u>Factory Serial No.</u>	<u>Group</u>	<u>Operator</u>	<u>Factory Serial No.</u>	<u>Group</u>				
GA	47385 and 47386	I or II or III	GB (cont)	47543	I or II or III (cont)				
	47481			47550 thru 47552					
	47569			47608					
	47601			47612					
	47635			47615 and 47616					
	47701			47619 and 47620					
	47722			47759					
	47730								
	47740			GEC 47783					
	47744								
	47789 thru 47795								
	GB			45717		I or II or III	GH	47755	I or II or III
				45728					
				45874					
47003 and 47004									
47008 and 47009									
47040									
47065									
47072									
47074		HA	47204	I or II or III					
47084			47654						
47147 and 47148			47658						
47165			47661 and 47662						
47176			47689						
47201			47726						
47203			47735						
47257 and 47258			47742						
47269			47763 and 47764						
47273			47784						
47291			47796						
47314			48122						
47317			IB		47037			I or II or III	
47325					47079				
47363 and 47364					47088 and 47089				
47380 and 47381					47093				
47384					47312 and 47313				
47403					47368				
47413					47453 and 47454				
47419					47456				
47426 and 47427					47702				
47462					47706				
47464 and 47465					48103				
47494					IG				
47497 thru 47499			47713 thru 47715						
47509 thru 47512									
47522									
47528									

**DOUGLAS AIRCRAFT COMPANY
SERVICE BULLETIN**

<u>Operator</u>	<u>Factory Serial No.</u>	<u>Group</u>	<u>Operator</u>	<u>Factory Serial No.</u>	<u>Group</u>	
JD	47760 thru 47762	I	NW	45697	I	
	47768	or		45703 thru 45705		or
	47780 and 47781	II		45707		or
		or		45729		III
		III	45744			
			45746 thru 45749			
JP	47239	I		45770		
	47392	or		45787		
	47530	II		45790		
	47570	or		45825		
		III		45827		
			45829 thru 45832			
JU	47460	I		47031		
	47470	or		47042		
	47532	II		47049		
	47562 and 47563	or		47063 and 47064		
	47567 and 47568	III		47073		
	47571			47078		
	47582			47083		
LV	47121	I		47097		
	47703	or		47103		
	47705	II		47114 thru 47117		
	47712	or		47138 and 47139		
	47719	III		47141 thru 47145		
	47721			47149 and 47150		
	47727			47158		
	47736 thru 47738			47160		
	47752			47162 thru 47164		
	47770			47171		
	47782			47175		
				47178 thru 47180		
ML	45876	I		47182 and 47183		
		or		47185		
		II		47205 and 47206		
		or		47244		
		III		47246 and 47247		
				47252 thru 47256		
NK	47268	I		47263 and 47264		
	47478	or		47280		
	47526	II		47282		
	47547	or		47286 thru 47288		
			III		47315 and 47316	
			47337 and 47338			

May 24/94

Bulletin 57-207

Page 5

**DOUGLAS AIRCRAFT COMPANY
SERVICE BULLETIN**

<u>Operator</u>	<u>Factory Serial No.</u>	<u>Group</u>	<u>Operator</u>	<u>Factory Serial No.</u>	<u>Group</u>
NW (cont)	47346 and 47347	I or II or III (cont)	QD	47319	I or II or III
	47362 and 47370			RS	
	47376 and 47383		45722		
	47389 thru 47391		45735		
	47395 and 47396		45742		
	47404 thru 47406		45776		
	47415 thru 47417		45780 and 45781		
	47425 and 47440		45783		
	47439 and 47459		45843		
	47450 and 47459		47048		
	47458 and 47473		47125		
	47469 and 47473		47127		
	47472 and 47473		SK	47301 thru 47303	I or II or III
	47479 and 47480			47305 thru 47308	
	47517			47360 and 47361	
	47566			47492	
	47572 and 47573			47513	
	47647			47596 and 47597	
	47651 and 47652			47599	
	47659 and 47660			47610	
	47664			47623 thru 47634	
	47682			47646	
	47708 thru 47710		47725		
	47716 thru 47718		47747 and 47748		
	47724		47750		
	47729		47766		
	47739		47777 thru 47779		
	47756 thru 47758		TK	45774	I or II or III
	47769			47397	
	47774 thru 47776			47442	
	47785 thru 47787			47451	
	48100 thru 48102			47488 and 47489	
48107 thru 48110	47534				
48121	47674				
48148 and 48149	47723				
P5A	47399	I or II or III			
QA	47018	I or II or III			

DOUGLAS AIRCRAFT COMPANY SERVICE BULLETIN

<u>Operator</u>	<u>Factory Serial No.</u>	<u>Group</u>	<u>Operator</u>	<u>Factory Serial No.</u>	<u>Group</u>	
TW	45772 and 45773	I or	US (cont)	47334 thru 47336	I or	
	45798 and 45799			47351 and 47352		II or
	47001	II or	47371 and 47372	III (cont)		
	47027 thru 47030		47374 and 47375			
	47033	III	47420 and 47421			
	47035		47429			
	47082		47505			
	47095 and 47096		47507 and 47508			
	47107 thru 47109		47564			
	47134 thru 47137		47574			
	47172 thru 47174		47576			
	47248 thru 47251		47583			
	47324		47588			
	47343 thru 47345		47590			
	47357		47593			
	47409		48114 thru 48120			
	47411 and 47412		48131			
	47491		48138 thru 48147			
	47589		48154 thru 48159			
	47603					
	47617 and 47618		VC 45875	I or		
	47669		47036		II or	
	47676		47098	III		
	47711		47272			
	47728		47330 and 47331			
47731		47679				
47733 and 47734		47743				
47746		47745				
47749						
47751		VE 45710	I or			
47753		47104 and 47105		II or		
48123 and 48124		47665	III			
		47683				
		47685				
		47692				
US	45846	I or	XYX	45696	I or	
	45868			45711		II or
	47020			45718		
	47023	45725				
	47026	45727				
	47050 thru 47054		45795			
	47057 and 47058		45841 and 45842			
	47066		47102			
	47068		47132 and 47133			
	47099		47190			
	47130		47672 and 47673			
	47146		47680			
	47188 and 47189		48132 and 48133			
	47207 thru 47210					
	47212					
47216						
47310						
47332						

May 24/94

Bulletin 57-207

Page 7

**DOUGLAS AIRCRAFT COMPANY
SERVICE BULLETIN**

<u>Operator</u>	<u>Factory Serial No.</u>	<u>Group</u>	<u>Operator</u>	<u>Factory Serial No.</u>	<u>Group</u>	
XZD	45826	I	ZCA	45714	I	
	47011	or		45736	or	
	47152	II		45743	II	
		or		45785 and 45786	or	
		III	47043	III		
			47059			
X5A	45828	I		47085		
	47014	or		47122		
	47055	II		47126		
	47086	or	ZCH	45873	I	
47153	III	47169		or		
YA	45732	I			II	
		or			or	
		II			III	
		or	ZCP	47151	I	
		III			or	
YUZ	45720	I			II	
		or			or	
		II			III	
		or	ZDF	47270	I	
		III			or	
ZAF	47241 and 47242	I			II	
	47295	or			or	
	47297 thru 47300	II			III	
	47366 and 47367	or	ZEZ	47525	I	
	47448 and 47449	III			or	
	47467				II	
	47471				or	
	47475				III	
	47495			ZE9	47527	I
	47536 thru 47538				47548	or
	47540 and 47541				II	
	47668				or	
47670 and 47671				III		
ZBM	47087	I				
		or	ZGM	45778	I	
		II		45782	or	
		or		45784	II	
III		or				
					III	
ZB2	47259	I	ZIG	47595	I	
	47276	or		47600	or	
		II			II	
		or			or	
		III			III	

**DOUGLAS AIRCRAFT COMPANY
SERVICE BULLETIN**

<u>Operator</u>	<u>Factory Serial No.</u>	<u>Group</u>	<u>Operator</u>	<u>Factory Serial No.</u>	<u>Group</u>
ZIL	45698 and 45699 47060	I or II or III	ZNV (cont)	47584 thru 47587 47639 47681 47684 47687 47698 thru 47700 48137	I or II or III (cont)
ZI9	47045 47154	I or II or III	ZOQ	47274 47284	I or II or III
ZJ6	45775	I or II or III	ZO8	47161 47402	I or II or III
ZKG	47690	I or II or III	ZQO	47193 47408	I or II or III
ZMF	47278 47686 47688 47693 47732	I or II or III	ZQY	47166 47187 47214	I or II or III
ZNA	47418	I or II or III	ZQ4	47493	I or II or III
ZNV	47041 47221 47410 47428 47431 47474 47476 and 47477 47496 47545 47565 47577 and 47578 47580 and 47581	I or II or III	ZQ9	47005 47017 47131 47156 47168 47170 47202 47326 47329	I or II or III

May 24/94

Bulletin 57-207

Page 9

**DOUGLAS AIRCRAFT COMPANY
SERVICE BULLETIN**

<u>Operator</u>	<u>Factory Serial No.</u>	<u>Group</u>	<u>Operator</u>	<u>Factory Serial No.</u>	<u>Group</u>
ZRS	45797	I or II or III	ZW7	47466	I or II or III
ZVQ	47177 47261 47275 47277 47285 47321 and 47322 47377 thru 47379 47444	I or II or III	ZW8	45740	I or II or III
ZVX	45844	I or II or III	Z1J	47663	I or II or III
ZV9	45733 and 45734 45833 thru 45840 45863 thru 45867 45869 47140 47157 47167 47181 47186 47215 47327 and 47328 47401	I or II or III	Z3Z	45701 45709 45723 45745	I or II or III
ZWH	47486 47516	I or II or III	Z4B	45695	I or II or III
ZW5	47016 47155	I or II or III	Z4Q	47271	I or II or III
			Z4U	47529	I or II or III
			Z5B	47007 47323 47358	I or II or III

**DOUGLAS AIRCRAFT COMPANY
SERVICE BULLETIN**

<u>Operator</u>	<u>Factory Serial No.</u>	<u>Group</u>	<u>Operator</u>	<u>Factory Serial No.</u>	<u>Group</u>
Z5F	47123	I or II or III	Z7I	47677	I or II or III
Z5V	47320	I or II or III	Z7R	47514	I or II or III
Z5Y	45737 45741 45779	I or II or III	Z8F	47010 47015	I or II or III
Z6H	45871 and 45872 47217	I or II or III	Z8H	45706	I or II or III
Z6R	47697 47754	I or II or III	Z8V	47443 47445	I or II or III
Z7B	45730	I or II or III	1K	47012 and 47013 47062	I or II or III

(b) Other Aircraft:

<u>Factory Serial No.</u>	<u>Group</u>
47318	I
47359	or II or III

NOTE: Aircraft listed under Other Aircraft are affected by this Service Bulletin but were not assigned to any specific operator at time of Service Bulletin issue.

May 24/94

Bulletin 57-207

Page 11

DOUGLAS AIRCRAFT COMPANY SERVICE BULLETIN

(c) Manufacturer's Fuselage and Factory Serial Numbers:

<u>FUS</u>	<u>(FSN)</u>										
1	(45695)	53	(45705)	108	(47098)	158	(47023)	209	(47120)	259	(47164)
2	(45696)	54	(45738)	109	(47060)	159	(47024)	210	(47128)	260	(47165)
3	(45697)	55	(45722)	110	(47054)	160	(47068)	211	(47130)	261	(47115)
4	(45711)	56	(45739)	111	(47063)	161	(47073)	212	(47140)	262	(47312)
5	(45698)	57	(45770)	112	(45846)	163	(47079)	213	(47113)	263	(47172)
6	(45712)	59	(45798)	113	(47019)	164	(47080)	214	(47131)	264	(45790)
7	(45714)	60	(45734)	114	(45782)	165	(47044)	215	(47134)	265	(47166)
8	(45699)	61	(45706)	115	(47012)	167	(47110)	216	(47155)	266	(47167)
9	(45713)	62	(45740)	116	(45839)	168	(47046)	217	(45789)	267	(47181)
10	(45715)	63	(45723)	117	(45840)	169	(47139)	218	(47114)	268	(47313)
12	(45701)	64	(45785)	118	(47050)	170	(47152)	219	(47086)	269	(47065)
13	(45716)	65	(45795)	119	(47026)	171	(45788)	220	(47104)	270	(47072)
14	(45728)	66	(45741)	120	(47064)	172	(47040)	221	(47105)	271	(47182)
15	(45702)	67	(45825)	121	(47037)	173	(47016)	223	(47062)	272	(47183)
16	(45729)	68	(45829)	122	(47057)	174	(47030)	224	(47122)	273	(47173)
17	(45718)	69	(45799)	123	(47058)	175	(47069)	225	(47129)	275	(47185)
18	(45719)	70	(45707)	124	(45863)	176	(47070)	226	(47146)	276	(47186)
19	(45725)	71	(45775)	125	(47059)	177	(47083)	227	(47141)	277	(47121)
20	(45717)	72	(45776)	126	(47020)	178	(47035)	228	(47156)	278	(47195)
21	(45703)	73	(45833)	127	(45787)	179	(47084)	229	(47132)	279	(47314)
23	(45842)	75	(45830)	128	(45783)	180	(47088)	230	(47133)	280	(47191)
24	(45704)	76	(45831)	129	(47013)	181	(47082)	232	(47142)	281	(47241)
25	(45735)	78	(45709)	130	(45864)	182	(47111)	233	(47135)	282	(47187)
26	(45742)	79	(45826)	131	(47051)	183	(47047)	234	(47087)	283	(45867)
27	(45720)	81	(47004)	132	(47027)	184	(47045)	235	(47106)	284	(47150)
28	(45843)	82	(45778)	133	(47021)	185	(47153)	236	(47107)	285	(47151)
29	(45743)	84	(45832)	134	(47076)	186	(47017)	237	(47093)	286	(47174)
30	(45772)	85	(45834)	135	(45827)	187	(47031)	238	(47143)	290	(45868)
31	(45744)	86	(47003)	136	(47038)	188	(47071)	239	(47144)	291	(47188)
32	(45745)	87	(47007)	137	(45865)	189	(47089)	240	(47190)	292	(47246)
33	(45844)	88	(47043)	138	(45866)	190	(47090)	241	(47160)	293	(47207)
34	(45731)	90	(45786)	139	(47085)	191	(47095)	242	(45828)	294	(47252)
35	(47048)	91	(45845)	140	(45784)	192	(47096)	243	(47136)	295	(47253)
37	(45730)	92	(45779)	141	(47014)	193	(47097)	244	(47251)	296	(47220)
38	(45746)	93	(45780)	142	(47052)	194	(47055)	245	(47204)	297	(47249)
39	(45773)	94	(47001)	143	(47067)	195	(47101)	246	(47148)	298	(47175)
40	(45747)	95	(45835)	144	(47022)	197	(47099)	247	(47145)	299	(47222)
41	(45732)	96	(45836)	145	(47028)	198	(47102)	248	(47158)	300	(47223)
42	(47049)	97	(47010)	146	(47078)	199	(47112)	249	(47161)	301	(47254)
43	(45727)	98	(47008)	147	(47033)	200	(47041)	250	(47205)	302	(47198)
45	(45736)	99	(47006)	149	(47094)	201	(47154)	251	(47108)	303	(47189)
46	(45841)	100	(45710)	150	(47066)	202	(47149)	252	(47109)	304	(47242)
47	(45748)	101	(45781)	151	(47005)	203	(47018)	253	(47123)	305	(47221)
48	(45733)	102	(47011)	152	(47009)	205	(47103)	255	(47162)	306	(47214)
49	(45737)	103	(45837)	154	(47039)	206	(47091)	256	(47163)	307	(47208)
50	(45749)	104	(45838)	156	(47015)	207	(47061)	257	(47248)	308	(47116)
51	(45797)	107	(47053)	157	(47029)	208	(47147)	258	(47137)	309	(47250)

DOUGLAS AIRCRAFT COMPANY SERVICE BULLETIN

<u>FUS</u>	<u>(FSN)</u>										
310	(47255)	368	(47212)	420	(47349)	476	(47357)	530	(47366)	581	(47423)
311	(47193)	369	(47288)	421	(47299)	477	(47358)	531	(47375)	582	(47424)
312	(47218)	370	(47268)	422	(47302)	478	(47347)	532	(47429)	583	(47517)
313	(47215)	371	(47269)	423	(47168)	479	(47382)	533	(47411)	584	(47465)
314	(47176)	372	(45792)	424	(47169)	480	(47410)	534	(47412)	585	(47445)
315	(47216)	373	(47276)	425	(47170)	482	(47402)	535	(47450)	586	(47505)
316	(47224)	374	(47270)	426	(47318)	483	(47354)	536	(47414)	589	(47425)
317	(47225)	375	(47036)	427	(47281)	484	(47364)	537	(47434)	590	(47469)
318	(47138)	376	(47074)	428	(47232)	485	(47345)	538	(47383)	591	(47470)
319	(47117)	377	(47297)	429	(47233)	486	(47042)	539	(47367)	593	(47523)
320	(47263)	379	(47277)	430	(47399)	487	(47405)	540	(47435)	594	(47507)
321	(47199)	380	(47278)	431	(47350)	488	(47361)	541	(47436)	595	(47508)
322	(47157)	381	(45793)	432	(47303)	489	(47389)	542	(47385)	596	(47472)
323	(47178)	382	(47301)	433	(47315)	490	(47390)	543	(47384)	597	(47280)
324	(47194)	383	(47292)	434	(47319)	491	(47391)	544	(47437)	598	(47473)
325	(47219)	384	(47293)	435	(47234)	492	(47362)	545	(47438)	599	(47491)
326	(47256)	385	(47317)	436	(47235)	493	(47334)	547	(47451)	600	(47474)
327	(47209)	386	(47257)	438	(47300)	494	(47335)	548	(47448)	601	(47494)
328	(47206)	387	(47258)	439	(47316)	495	(47359)	549	(47459)	602	(47419)
329	(47264)	388	(47125)	441	(47305)	496	(47377)	550	(47386)	603	(47526)
330	(47177)	389	(47271)	442	(47351)	497	(47409)	551	(47370)	604	(47497)
331	(45869)	390	(47272)	444	(47401)	498	(47244)	552	(47449)	605	(47479)
333	(47226)	391	(47327)	445	(47363)	499	(47406)	553	(47487)	606	(47522)
335	(47179)	392	(47328)	446	(47282)	500	(47336)	554	(47404)	607	(47480)
336	(45774)	394	(45847)	447	(47392)	501	(47439)	555	(47395)	609	(47430)
337	(47279)	395	(47230)	449	(47310)	502	(47440)	556	(47420)	610	(47535)
339	(47265)	396	(47231)	450	(47236)	504	(47365)	557	(47396)	611	(47468)
340	(47295)	397	(47283)	451	(47237)	505	(47368)	558	(47421)	612	(47478)
341	(47210)	398	(47311)	452	(47355)	506	(47371)	559	(47492)	613	(47477)
342	(47247)	399	(47298)	453	(47352)	507	(47403)	560	(47490)	614	(47518)
343	(47291)	400	(47202)	454	(47320)	508	(47378)	561	(47446)	615	(47519)
344	(45871)	401	(47203)	455	(47321)	509	(47379)	562	(47493)	616	(47481)
345	(45872)	402	(47294)	456	(47322)	511	(47415)	563	(47447)	617	(47528)
347	(47273)	403	(47340)	458	(47394)	512	(47416)	564	(47462)	618	(47527)
348	(47274)	404	(47341)	459	(47201)	513	(47372)	565	(47453)	619	(47514)
349	(45791)	405	(47126)	460	(47343)	514	(47380)	566	(47498)	621	(47466)
350	(45873)	406	(47329)	461	(47332)	515	(47325)	567	(47454)	622	(47547)
351	(45874)	407	(47330)	462	(47306)	516	(47326)	568	(47499)	623	(47550)
352	(47266)	408	(47331)	463	(47307)	517	(47376)	569	(47476)	624	(47530)
353	(47289)	409	(47259)	464	(47346)	518	(47417)	570	(47418)	625	(47529)
354	(47180)	410	(47260)	465	(47238)	519	(47381)	571	(47501)	626	(47532)
355	(47228)	411	(47261)	466	(47239)	520	(47431)	572	(47426)	627	(47460)
356	(47229)	412	(47262)	467	(47408)	521	(47413)	573	(47427)	628	(47486)
359	(47286)	413	(47284)	468	(47323)	523	(47374)	574	(47502)	629	(47521)
360	(47217)	414	(47285)	469	(47324)	524	(47442)	575	(47464)	630	(47516)
363	(47275)	415	(47337)	471	(47353)	525	(47432)	576	(47422)	631	(47525)
364	(47287)	416	(47338)	472	(47344)	526	(47433)	577	(47443)	632	(47524)
365	(45875)	417	(47127)	473	(47171)	527	(47488)	578	(47444)	633	(47548)
366	(45876)	418	(47342)	474	(47308)	528	(47489)	579	(47455)	634	(47551)
367	(47290)	419	(47348)	475	(47360)	529	(47369)	580	(47456)	635	(47520)

May 24/94

Bulletin 57-207

Page 13

DOUGLAS AIRCRAFT COMPANY SERVICE BULLETIN

<u>FUS</u>	<u>(FSN)</u>								
636	(47397)	689	(47568)	740	(47628)	797	(47679)	850	(47662)
637	(47539)	690	(47574)	742	(47613)	798	(47652)	851	(47663)
638	(47531)	691	(47566)	743	(47631)	799	(47688)	852	(47739)
639	(47549)	692	(47581)	744	(47629)	800	(47686)	853	(47724)
640	(47552)	694	(47573)	745	(47630)	801	(47699)	854	(47729)
641	(47533)	695	(47571)	747	(47614)	802	(47689)	855	(47748)
642	(47553)	696	(47584)	748	(47632)	803	(47692)	856	(47754)
643	(47509)	697	(47583)	749	(47642)	804	(47693)	857	(47742)
644	(47534)	698	(47585)	750	(47643)	805	(47694)	858	(47728)
645	(47510)	699	(47588)	751	(47615)	806	(47695)	859	(47743)
646	(47458)	700	(47587)	752	(47633)	807	(47659)	860	(47731)
647	(47467)	701	(47582)	754	(47635)	808	(47696)	861	(47732)
648	(47484)	702	(47578)	755	(47646)	809	(47698)	862	(47733)
650	(47471)	703	(47590)	756	(47634)	810	(47660)	863	(47745)
651	(47504)	704	(47580)	757	(47654)	811	(47700)	864	(47746)
652	(47542)	705	(47593)	759	(47616)	812	(47661)	865	(47749)
653	(47475)	706	(47591)	760	(47653)	813	(47708)	866	(47751)
654	(47543)	707	(47586)	761	(47648)	814	(47709)	867	(47753)
655	(47546)	708	(47572)	762	(47617)	815	(47712)	868	(47734)
656	(47495)	709	(47595)	763	(47655)	816	(47697)	869	(47735)
658	(47554)	710	(47600)	764	(47618)	817	(47702)	870	(47750)
659	(47536)	711	(47589)	765	(47668)	818	(47710)	871	(47759)
660	(47452)	712	(47592)	767	(47644)	819	(47704)	872	(47752)
661	(47557)	713	(47597)	768	(47619)	820	(47713)	873	(47756)
662	(47537)	714	(47596)	769	(47670)	821	(47706)	874	(47760)
663	(47461)	715	(47601)	771	(47650)	822	(47701)	875	(47761)
664	(47560)	716	(47599)	772	(47666)	823	(47707)	876	(47762)
665	(47538)	717	(47594)	773	(47647)	824	(47714)	877	(47757)
666	(47485)	718	(47602)	774	(47671)	825	(47715)	878	(47755)
667	(47555)	719	(47598)	775	(47664)	826	(47722)	879	(47763)
668	(47540)	720	(47603)	776	(47669)	827	(47736)	880	(47758)
669	(47428)	721	(47607)	777	(47620)	828	(47730)	881	(47769)
670	(47541)	722	(47604)	778	(47672)	829	(47737)	882	(47764)
671	(47545)	723	(47609)	779	(47673)	830	(47738)	883	(47771)
672	(47559)	724	(47605)	780	(47651)	831	(47725)	884	(47774)
673	(47496)	725	(47610)	781	(47680)	832	(47716)	886	(47766)
675	(47565)	726	(47611)	782	(47675)	833	(47717)	887	(47768)
676	(47544)	727	(47606)	783	(47656)	834	(47718)	888	(47775)
677	(47511)	728	(47623)	784	(47681)	835	(47740)	889	(47776)
678	(47512)	729	(47621)	785	(47676)	837	(47744)	890	(47772)
679	(47513)	730	(47638)	786	(47684)	838	(47723)	891	(47773)
680	(47575)	731	(47637)	787	(47657)	839	(47747)	892	(47770)
681	(47564)	732	(47608)	788	(47682)	841	(47703)	893	(47782)
682	(47576)	733	(47624)	790	(47658)	842	(47705)	894	(47780)
683	(47569)	734	(47640)	791	(47677)	843	(47690)	895	(47781)
684	(47570)	735	(47639)	792	(47683)	844	(47711)	896	(47777)
685	(47562)	736	(47612)	793	(47674)	845	(47719)	897	(47778)
686	(47577)	737	(47625)	794	(47685)	847	(47721)	898	(47779)
687	(47563)	738	(47626)	795	(47687)	848	(47727)	899	(47783)
688	(47567)	739	(47627)	796	(47665)	849	(47726)	900	(47765)
								901	(47788)
								902	(47784)
								903	(47796)
								904	(47785)
								905	(47786)
								906	(47789)
								907	(47790)
								908	(47791)
								910	(47792)
								911	(47793)
								912	(47787)
								913	(47797)
								914	(47798)
								915	(47794)
								916	(47795)
								918	(47799)
								919	(48114)
								920	(48115)
								921	(48116)
								922	(48117)
								923	(48111)
								925	(48103)
								926	(48112)
								927	(48100)
								928	(48104)
								929	(48105)
								930	(48113)
								931	(48101)
								932	(48102)
								933	(48106)
								934	(48123)
								935	(48121)
								936	(48107)
								937	(48108)
								939	(48109)
								940	(48131)
								942	(48118)
								943	(48119)
								945	(48110)
								947	(48125)
								949	(48120)
								951	(48126)
								954	(48124)
								956	(48132)
								959	(48133)
								961	(48127)
								964	(48128)
								968	(48129)
								972	(48122)
								976	(48130)

**DOUGLAS AIRCRAFT COMPANY
SERVICE BULLETIN**

<u>FUS</u>	<u>(FSN)</u>								
980	(48134)	990	(48149)	1021	(48138)	1033	(48142)	1044	(48146)
982	(48137)	993	(48136)	1024	(48139)	1036	(48143)	1046	(48154)
984	(48148)	1014	(48150)	1027	(48140)	1039	(48144)	1048	(48147)
987	(48135)	1017	(48151)	1030	(48141)	1042	(48145)	1050	(48155)
								1052	(48156)
								1054	(48157)
								1056	(48158)
								1058	(48159)

This Service Bulletin is applicable only to listed aircraft.

(2) Spares Affected:

None.

B. Reason:

Eleven cases have been reported of DC-9 aircraft experiencing severe structural damage and integral fuel tank ruptures due to unpredictable overloads on the main landing gear (MLG) caused by adverse landing incidents. Incorporation of specified Service Bulletins will minimize the possibility of primary structure damage, fuel tank rupture, and possible fuel spillage, due to unpredictable overloads of the MLG during adverse landing incidents such as an off-runway landing.

C. Description:

This Service Bulletin accomplishes the following:

Group I

Accomplishes DC-9 Service Bulletin 57-125 Revision 5, Option I, closing action.

Group II

Accomplishes DC-9 Service Bulletin 57-148 Revision 5, Phase 2, closing action.

Group III

No further work is required. The intent of this Service Bulletin has been accomplished.

D. Compliance:

Groups I and II

It is recommended that modifications as specified be accomplished on all affected aircraft as required at the earliest practical maintenance period but not to exceed 2 years from issue date of this Service Bulletin.

Group III

No further work is required. The intent of this Service Bulletin has been accomplished.

May 24/94

Bulletin 57-207

Page 15

**DOUGLAS AIRCRAFT COMPANY
SERVICE BULLETIN**

E. Approval:

The resultant modification described in paragraph 1.C has been shown to comply with the applicable Federal Aviation Regulations and is FAA approved for the affected aircraft listed in paragraph 1.A.

F. Manpower:

DC-9 Service Bulletin 57-125 Revision 5 and/or DC-9 Service Bulletin 57-148 Revision 5, are to be used by the operator to establish Manpower requirements to accomplish the intent of this Service Bulletin.

G. Material - Cost and Availability:

See DC-9 Service Bulletin 57-125 Revision 5 and/or DC-9 Service Bulletin 57-148 Revision 5.

H. Tooling - Cost and Availability:

See DC-9 Service Bulletin 57-125 Revision 5 and/or DC-9 Service Bulletin 57-148 Revision 5.

I. Weight and Balance:

See DC-9 Service Bulletin 57-125 Revision 5 and/or DC-9 Service Bulletin 57-148 Revision 5.

J. References:

- (1) Douglas letter C1-L30-60/AOL/FCH (AOL 9-2422), dated May 10, 1994; ATA File Code 9-57-40-1.
- (2) DC-9/MD-80 Aging Aircraft Service Action Requirements Document, Report No. MDC K1572.
- (3) Federal Aviation Administration Airworthiness Directive No. 84-26-01, Amendment 39-4971, effective January 27, 1985.
- (4) Federal Aviation Administration Airworthiness Directive No. 80-06-04 R1; Amendment 39-4909, effective October 14, 1984.
- (5) Federal Aviation Administration Airworthiness Directive No. 90-18-03; Amendment 39-6701, effective September 24, 1990.
- (6) Data used in preparation of this Service Bulletin:
 - (a) DC-9 Service Bulletin 57-125 Revision 5.
 - (b) DC-9 Service Bulletin 57-148 Revision 5.

**DOUGLAS AIRCRAFT COMPANY
SERVICE BULLETIN**

K. Publications Affected:

See DC-9 Service Bulletin 57-125 Revision 5 and/or DC-9 Service Bulletin 57-148 Revision 5.

L. Electrical Load Data:

Not affected.

M. Software Accomplishment Summary:

Not affected.

May 24/94

Bulletin 57-207

Page 17

**DOUGLAS AIRCRAFT COMPANY
SERVICE BULLETIN**

2. Accomplishment Instructions:

WARNING: TO AVOID INJURY TO MAINTENANCE PERSONNEL OR DAMAGE TO EQUIPMENT, MAKE CERTAIN ADEQUATE PRECAUTIONS ARE TAKEN WHILE PERFORMING ANY WORK IF ELECTRICAL POWER IS APPLIED TO THE AIRCRAFT.

CAUTION: ELECTRICALLY GROUND THE AIRCRAFT.

NOTE: See GENERAL NOTES in DC-9 Service Bulletin 57-125 Revision 5 and/or DC-9 Service Bulletin 57-148 Revision 5.

Group I

Accomplish DC-9 Service Bulletin 57-125 Revision 5, Option I, closing action.

Group II

Accomplish DC-9 Service Bulletin 57-148 Revision 5, Phase 2, closing action.

Group III

No further work is required. The intent of this Service Bulletin has been accomplished.

May 24/94

Bulletin 57-207

Page 18

**DOUGLAS AIRCRAFT COMPANY
SERVICE BULLETIN**

3. Material Information:

A. The basis for the following material data is per aircraft.

Parts/material required to accomplish the modification per applicable Group, is outlined in the Material Information paragraph of DC-9 Service Bulletins 57-125 Revision 5, and 57-148 Revision 5. Operator's are to refer to these Service Bulletins for parts and materials to be procured.

B. The basis for the following material data is per spares.

None.

Any inquiries regarding accuracy, timeliness, completeness, and legibility of this Service Bulletin should be directed to the local DAC Field Representative, or:

Douglas Aircraft Company
P.O. Box 1771
Long Beach, California 90801
Attn: Business Unit Manager
Service Bulletins
Maintenance and Modification Engineering
Product Support 76-40
(DC-9 Service Bulletin 57-207)

RGD
PDG

May 24/94

Bulletin 57-207

Page 19



McDonnell Douglas Corporation (MDC) proprietary rights are indicated in the information disclosed herein and accepted by executing this document to be that the information is proprietary to MDC. MDC authorizes recipient to reproduce such information for internal use only.

May 13, 1996
FO-AOL-8-026
FO-AOL-9-060
FO-AOL-90-006
FO-AOL-10-027
FO-AOL-11-127

To: All DC-8, DC-9, C-9, DC-10, KC-10, MD-80, MD-90, & MD-11 Operators

Subject: REVISED GPWS PROCEDURES

Applicable to: All DC-8, DC-9, C-9, DC-10, KC-10, MD-80, MD-90 & MD-11 Aircraft

ATA Chapter No.: 34-00, Navigation

Reason: Controlled Flight Into Terrain (CFIT) accidents have been and continue to be the major contributor to aircraft hull losses and fatalities. To assist in reducing these types of accidents, an industry team (airplane manufacturers, airplane equipment vendors, airlines, pilot groups, governmental and regulatory agencies) is developing a CFIT Education and Training Aid. This Aid, which will be available in the fall of 1996, contains all of the information an operator will need to implement CFIT avoidance training into their training programs.

As a part of the development of this standardized training aid, airplane performance data, through computer analysis were compiled to determine the feasibility of an industry-wide, common GPWS escape maneuver. Performance characteristics for specific airplanes were supplied by the various airplane manufacturers. The resulting information indicates that performance data for different airplanes are remarkably similar. In most cases, rotation rates of 3° per second (similar to a normal takeoff rotation rate) to a pitch attitude of 20° will result in the most altitude gained for horizontal distance used.

Based on the industry team study results, the following GPWS Warning Procedure is recommended:

Under certain conditions of flight, where immediate visual reference to the surrounding terrain is not available, prompt and decisive action is required in response to a GPWS warning.

Flight Operations Customer Service, Douglas Aircraft Company
3855 Lakewood Boulevard, M/C: 94-26, Long Beach, California 90846-0001
Telephone: (310) 593-0622/Facsimile: (310) 593-1471

**Revised Ground Proximity Warning
System (GPWS)**

**FO-AOL-8-026, FO-AOL-9-060
FO-AOL-90-006, FO-AOL-10-027
FO-AOL-11-127
Page 2 of 2**

Flight crews should become familiar with the following sequence of actions and use them immediately and aggressively upon an aural or visual GPWS warning:

- Immediately apply maximum power.
- Disengage the autopilot.
- Immediately rotate the aircraft at a rate of 3° per second (similar to a normal takeoff rotation rate) to 20° pitch attitude.
- Turn flight director off or disregard commands.
- At positive climb rate, or when the radio altimeter shows altitude increasing, retract gear (if extended).
- Level the wings to assure maximum aircraft performance.

Trade airspeed for climb performance. If necessary (to prevent ground contact), continue to increase pitch attitude until stick shaker actuates. In this situation, consider use of engine overboost by moving throttles to their mechanical limits.

Although there are no pitch limitations in emergency conditions, caution must be exercised to keep from maintaining pitch attitudes that result in continuous actuation of the stick shaker.

After the GPWS warning ceases, continue climb to published minimum safe altitude.

Douglas Flight Crew Operating Manuals will be revised to reflect these procedures.

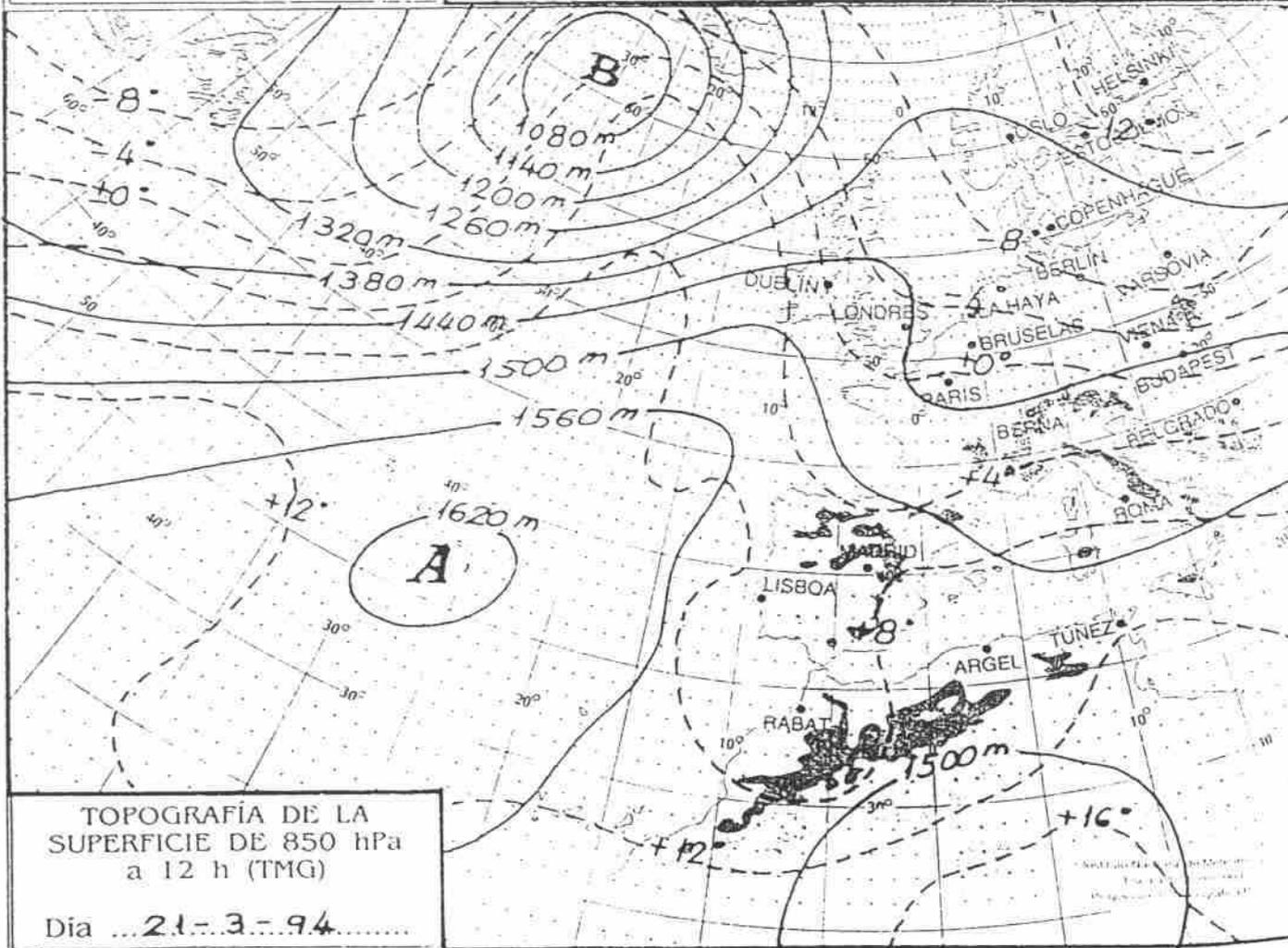
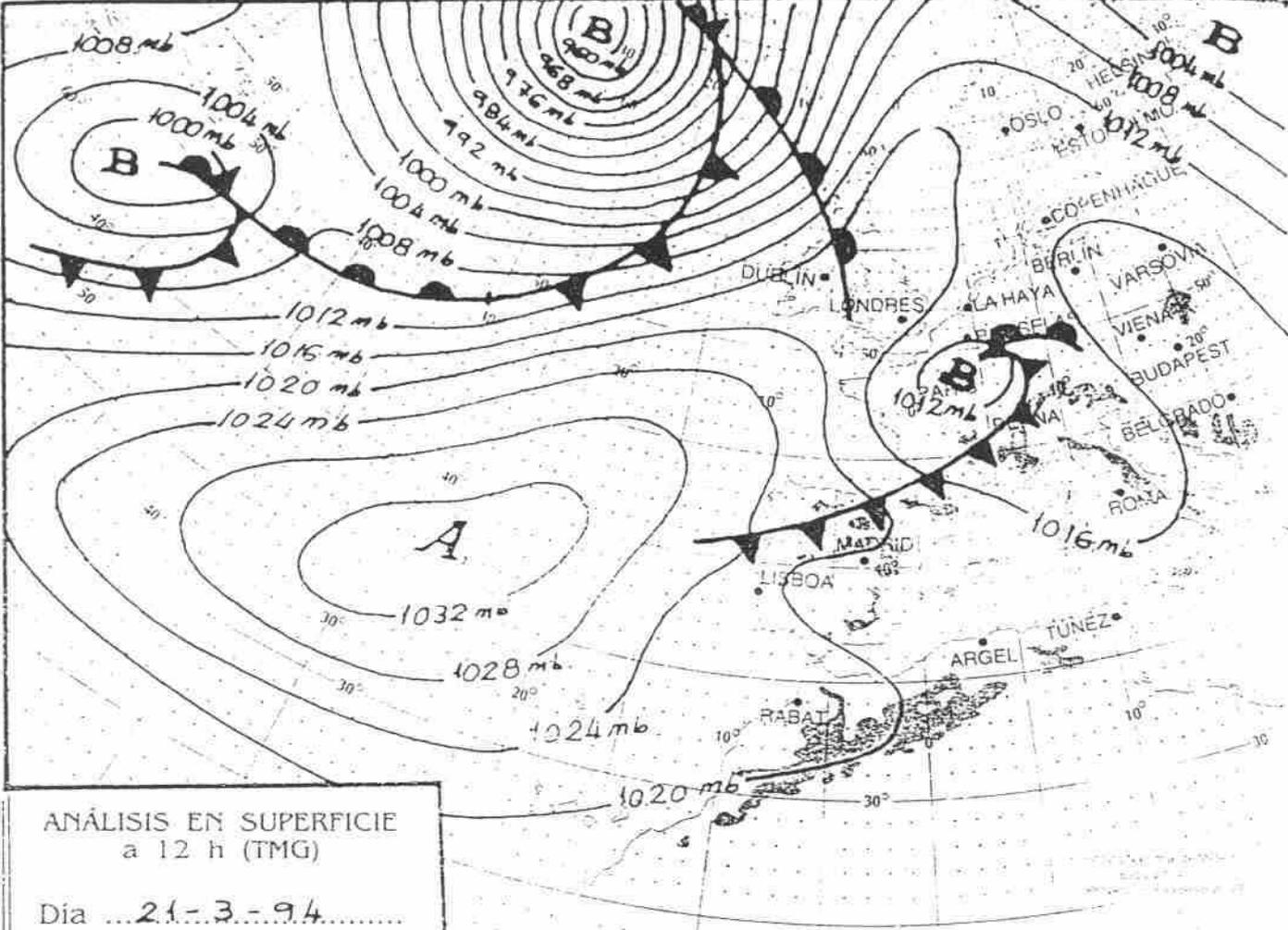
Should additional information be required, please contact your local Douglas Field Service Representative or submit your questions to Flight Operations Customer Service, Douglas Aircraft Company, 3855 Lakewood Boulevard, Mail Code: 94-26, Long Beach, California 90846-0001, fax: (310) 593-3471.

DC Shapiro
D. C. Shapiro
General Manager
Flight Operations

DAW:cs1

ANEXO G

Cartas Meteorológicas de Superficie.



ANEXO H

Fotografías de los restos.

























AVIACO











ANEXO I

Fotografías de los herrajes de unión del tren de aterrizaje principal a los largueros posteriores de los planos.











